主管单位:中华人民共和国工业和信息化部
主办单位:北京航空航天大学

ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



梯度六边形可变形翼肋结构设计及气动性能分析

李志强　王　阳　辛立彪

12 | 2025
Vol.51

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 51 卷　第 12 期　（总第 394 期）　2025 年 12 月

目　　次

梯度六边形可变形翼肋结构设计及气动性能分析 …… 李志强，王阳，辛立彪（4003）
基于改进 FRAM-STPA 的民机系统安全性分析 …… 贾宝惠，张勃，高源（4013）
基于注意力特征融合的无人机检测算法 …… 王尔申，张宏轩，徐嵩，于腾丽，雷虹，季善斌（4023）
用于天基机会信号定位的 NC-LEO 卫星单站 TLE 估计 …… 秦红磊，邓若凡，吕红丽（4031）
基于可学习图卷积的道路场景三维激光点云语义分割方法 …… 马庆禄，丁雪琴，黄筱潇，邹政（4041）
基于 GRNN 的前起落架液压收放系统健康评估方法 …… 贾宝惠，谭楚懿，高源，王玉鑫（4052）
数字孪生驱动的转子装配及不平衡分布 …… 吴法勇，王维斌，陈雪骑，马艳红，洪杰（4061）
基于片上实时监测与自适应补偿的抗总剂量带隙基准 ……
…… 郭仲杰，任瑗，王亚朋，邱子忆，李梦丽（4072）
融合多项式差分学习与逐维变异的混沌蜉蝣算法 …… 毛清华，赵冰，李阳（4080）
复合材料结构电池在民用飞机中的应用 …… 李星，楼旸，董嘉琪，徐吉峰，吴海宏，石伟峰（4093）
一种有限实测样本条件下 SAR 目标识别方法 …… 孙晓坤，陈洋，胡粲彬，项德良（4106）
基于神经网络的无人直升机多故障容错控制设计 …… 阎坤，赵金泽，陈超波，高嵩，曹凯（4115）
微纳卫星变轨机动段姿态复合控制技术 …… 陆正亮，谢昊东，倪涛，许浩（4125）
高精度矢量磁强计正交性和安装矩阵定标技术 …… 李志宏，王劲东，张艺腾，吴文敏，刘媛（4136）
基于国密的 L 波段数字航空通信系统数据安全传输保护机制 …… 李瑞琪，黄勇强，刘亮，岳猛（4144）
基于控制系统模型的新冠疫情分析及其在防控风险预测的应用 ……
…… 肖文磊，刘强，王柳权，臧辰鑫，井明霞（4157）
汽车路面附着系数融合观测方法 …… 雍加望，董懿瑶，李岩松，陈艳艳，冯能莲（4169）
拦截弹复合控制半实物仿真系统设计与实现 …… 邓晨，陈功，敖厚军，任斯远，杜文涛（4178）
基于时变观测器的变体飞行器有限时间鲁棒控制 …… 孙冰，陈伟（4188）
热载荷环境下金属-陶瓷功能梯度板屈曲特性 …… 李畅，万志强，王晓喆，杨超，黎珂宇（4196）
21 天禁食下成人记忆与注意功能变化的脑电特征 …… 殷瑛，董乐，周前祥，柳忠起（4207）
基于异构图的天基光学传感器智能调度方法 …… 彭厚吾，田景峰，吴晓杰，马鹤洋（4216）
弹射座椅-假人系统建模及出舱稳定性分析 …… 杨海峰，李志刚，谭跃东，肖鹏辉，孔伟（4226）
粗晶组织材料的超声检测有限元仿真 …… 杨功鹏，周正干，马腾飞，王俊，李洋，周文彬（4235）
高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计 ……
…… 叶一樵，沈海东，刘燕斌，高泽鹏，孔祥，陈金宝（4246）
基于恒虚警率检测的线性调频引信抗扫频式干扰方法 …… 杨秋燕，郝新红，乔彩霞，杨瑾（4258）
GNSS 外辐射源雷达空中目标 TDOA 定位算法评估 ……
…… 谭传瑞，李唐，陈文谦，王峰，杨东凯，吴世玉（4268）
宽带 LFMCW 雷达运动目标测速误差分析与抑制方法 …… 周炜，雷鹏，王俊，王剑（4279）
基于神经网络增量动态逆的高速靶机筋斗机动控制 …… 翟友鸿，李春涛，苏子康，李雪兵（4286）
基于星载 GNSS-R 技术监测湖泊水域面积变化 …… 周志凌，管栋良，李思思，夏逸旻（4299）

视觉引导的大部件对接移载式定位器入位方法 …… 孙阳，翟雨农，杨应科，叶夏，傅伟，李东升（4310）
空间用高效倒置结构三结砷化镓薄膜太阳电池本构参数研究 ……
…… 高红鑫，赵寿根，朱佳林，余亦豪，刘欣（4323）
基于 KMMS-ReliefF 和 SA-SVMRFE 的高超声速进气道不起动状态识别 ……
…… 朱博楷，闵科，王靖瑶，曾建平（4330）
融合数字孪生模型的滚动轴承性能退化趋势预测方法 …… 陈靖宇，马军，熊新，郭凯（4342）
基于视觉语言双向感知的图像指代分割方法 …… 邓玉鹏，郭放，王蓉，宋振峰（4353）
超声速钝体壁面斯坦顿数的求解方法 …… 赵金鹏，曾伟，马海腾（4361）
基于多模态特征融合的异常行为检测方法 …… 肖波，郭放，王蓉，曾昭龙（4370）

2025 年 第 51 卷总目次

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 376 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 37 * 2025-12

第 51 卷终

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　万玉敏　卞欢欢　王　茜　李亚泰）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 51 No. 12 (Sum 394) December 2025

CONTENTS

Structural design and aerodynamic performance analysis of gradient hexagonal deformable wing ribs
…… LI Zhiqiang, WANG Yang, XIN Libiao (4003)
Safety analysis for civil aircraft system based on improved FRAM-STPA
…… JIA Baohui, ZHANG Bo, GAO Yuan (4013)
UAV detection algorithm based on attentional feature fusion
…… WANG Ershen, ZHANG Hongxuan, XU Song, YU Tengli, LEI Hong, JI Shanbin (4023)
Single-station TLE estimation of NC-LEO satellite for space-based opportunistic positioning
…… QIN Honglei, DENG Ruofan, LYU Hongli (4031)
Learnable graph convolution-based semantic segmentation method for 3D LiDAR point clouds in road scenes
…… MA Qinglu, DING Xueqin, HUANG Xiaoxiao, ZOU Zheng (4041)
Health assessment method of nose landing gear hydraulic retraction/extension system based on GRNN
…… JIA Baohui, TAN Chuyi, GAO Yuan, WANG Yuxin (4052)
Rotor assembly and unbalance distribution driven by digital twins
…… WU Fayong, WANG Weibin, CHEN Xueqi, MA Yanhong, HONG Jie (4061)
Based on on-chip real-time monitoring with adaptive compensation for anti-total dose bandgap reference
…… GUO Zhongjie, REN Yuan, WANG Yapeng, QIU Ziyi, LI Mengli (4072)
Chaos ephemeran algorithm combining polynomial difference learning and dimensional variation
…… MAO Qinghua, ZHAO Bing, LI Yang (4080)
Application of composite structural battery in civil aircraft
…… LI Xing, LOU Yang, DONG Jiaqi, XU Jifeng, WU Haihong, SHI Weifeng (4093)
SAR target recognition method under limited measured sample conditions
…… SUN Xiaokun, CHEN Yang, HU Canbin, XIANG Deliang (4106)
Neural networks-based fault-tolerant control design for unmanned helicopter with multiple actuator faults
…… YAN Kun, ZHAO Jinze, CHEN Chaobo, GAO Song, CAO Kai (4115)
Attitude compound control technology for micro/nanosatellite variable orbit maneuvering segment
…… LU Zhengliang, XIE Haodong, NI Tao, XU Hao (4125)
Orthogonality and mounting matrix calibration technology of high precision vector magnetometer
…… LI Zhihong, WANG Jindong, ZHANG Yiteng, WU Wenmin, LIU Yuan (4136)
Data security transmission protection mechanism for L-band digital aeronautical communications system based on national cryptographic algorithms …… LI Ruiqi, HUANG Yongqiang, LIU Liang, YUE Meng (4144)
Control system model of COVID-19 and its application in predicting the epidemic outbreak
…… XIAO Wenlei, LIU Qiang, WANG Liuquan, ZANG Chenxin, JING Mingxia (4157)
Fusion method for automobile tire-road friction coefficient observation
…… YONG Jiawang, DONG Yiyao, LI Yansong, CHEN Yanyan, FENG Nenglian (4169)
Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation system for interceptor composite control
…… DENG Chen, CHEN Gong, AO Houjun, REN Siyuan, DU Wentao (4178)
Finite time robust control of morphing aircraft based on time-varying gain observer
…… SUN Bing, CHEN Wei (4188)
Buckling characteristics of metal-ceramic functionally graded plates in thermal loading environments
…… LI Chang, WAN Zhiqiang, WANG Xiaozhe, YANG Chao, LI Keyu (4196)
EEG characteristics of changes in adult memory and attention function under 21 days fasting
…… YIN Ying, DONG Le, ZHOU Qianxiang, LIU Zhongqi (4207)
Intelligent scheduling method for space-based optical sensors based on heterogeneous graph
…… PENG Houwu, TIAN Jingfeng, WU Xiaojie, MA Heyang (4216)
Model and seat tip-off stability analysis of ejection seat-dummy system
…… YANG Haifeng, LI Zhigang, TAN Yuedong, XIAO Penghui, KONG Wei (4226)
Finite element simulation for ultrasonic testing of materials with coarse-grained tissue
…… YANG Gongpeng, ZHOU Zhenggan, MA Tengfei, WANG Jun, LI Yang, ZHOU Wenbin (4235)
Integrated design of hypersonic aircraft wing layout and mission trajectory
…… YE Yiqiao, SHEN Haidong, LIU Yanbin, GAO Zepeng, KONG Xiang, CHEN Jinbao (4246)
Anti-frequency sweeping jamming method for linear frequency modulated fuze based on CFAR detection
…… YANG Qiuyan, HAO Xinhong, QIAO Caixia, YANG Jin (4258)
Evaluation of TDOA based air target localization algorithm using GNSS-based passive radar
…… TAN Chuanrui, LI Tang, CHEN Wenqian, WANG Feng, YANG Dongkai, WU Shiyu (4268)
Analysis and suppression of radial velocity estimation error for moving targets in wideband LFMCW radar
…… ZHOU Wei, LEI Peng, WANG Jun, WANG Jian (4279)

High-speed target drone somersault maneuver control based on neural network incremental dynamic inversion
…… ZHAI Youhong，LI Chuntao，SU Zikang，LI Xuebing （4286）
Monitoring lake water area change based on spaceborne GNSS-R technology
…… ZHOU Zhiling，GUAN Dongliang，LI Sisi，XIA Yimin （4299）
Vision-based mobile positioner insertion method for pose alignment of large components
…… SUN Yang，ZHAI Yunong，YANG Yingke，YE Xia，FU Wei，LI Dongsheng （4310）
Research on constitutive parameters of high-efficiency inverted metamorphic GaAs triple junction solar cell for space applications …… GAO Hongxin，ZHAO Shougen，ZHU Jialin，YU Yihao，LIU Xin （4323）
Recognition of hypersonic inlet unstart state based on KMMS-ReliefF and SA-SVMRFE
…… ZHU Bokai，MIN Ke，WANG Jingyao，ZENG Jianping （4330）
A Prediction method of rolling bearing performance degradation trends based on digital twin models
…… CHEN Jingyu，MA Jun，XIONG Xin，GUO Kai （4342）
A referring image segmentation method based on bidirectional vision-language interaction module
…… DENG Yupeng，GUO Fang，WANG Rong，SONG Zhenfeng （4353）
Method for determining Stanton number on blunt body in supersonic flow
…… ZHAO Jinpeng，ZENG Wei，MA Haiteng （4361）
Abnormal behavior detection method based on multi-modal feature fusion
…… XIAO Bo，GUO Fang，WANG Rong，ZENG Zhaolong （4370）

The End of Volume 51

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0669

梯度六边形可变形翼肋结构设计及气动性能分析

李志强[1]，王阳[2]，辛立彪[1,*]

(1. 太原理工大学 航空航天学院，太原 030024；2. 太原理工大学 机械工程学院，太原 030024)

摘 要：由于可变形机翼可满足不同工况下飞机气动性能需求，已被广泛应用于各类飞行器中。针对现有可变形机翼存在不能实现连续变形、变形幅度小、变形外轮廓不圆滑等问题，设计了一种梯度六边形结构填充的机翼结构及内部驱动装置，并给出了对应控制算法，分析了该可变形机翼可实现的2种典型变形模式：机翼尾缘弯曲变形和翼型仿制变形，具体分析了2种变形模式下翼型的气动性能，并与已有翼型气动性能进行比较，充分说明了所设计机翼的优势。

关 键 词：可变形机翼；梯度六边形；控制算法；变弯度；高升力
中图分类号：V224
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4003-10

自莱特兄弟发明飞机以来，越来越多的设计师们通过不同手段来提高飞机的总体性能，使其适用于不同工况[1]。飞机大部分气动性能都源于飞机的机翼，通过设计机翼结构及相应控制机构，可使其实现各工况下最佳的气动性能[2-3]。由于可变形机翼可以根据复杂工况进行适应变形，使飞机实现不同飞行状态下飞机气动性能的大幅提升，近年来被广泛关注[4-6]。

可变形机翼大致可分为2种类型。一种是将自然界动物飞行方式应用于机翼设计[7-14]，例如，Phan等[7]设计了一种基于昆虫拍打飞行原理的无尾双翼扑翼微型飞行器，能够实现各方向自由飞行；Walker等[8]基于苍蝇在悬停飞行过程中的运动学原理，实现了扑翼飞行器空中悬停功能。虽然仿生扑翼飞行器具有隐蔽性高、机动性强、体积小、环境实用性强等优点，但也存在载重小、无法高速飞行等问题[9]。

另一种可变形机翼是通过设计变形机构并配合柔性蒙皮实现飞机所需气动性能[15-24]。大部分可变形机翼将变形机构置于翼肋中，通过翼肋变形带动蒙皮变形，从而使整个机翼变形。Friswell等[16-17]设计了一种仿鱼骨的变弯度后缘，实现了后缘弯曲变形，升阻比提高了20%～25%；杨智春等[18]设计了一种后缘自适应机翼，在综合对比设计方案后发现，圆弧形后缘相对合理，其承受载荷不超过5%，且变化曲线最稳定；冯文正等[19]研究发现，在变后掠角机翼中，飞行速度越大，则后掠角的角度应越大，在亚声速范围内，后掠角应保持在20°～40°；辛涛等[20]设计了一种刚柔混合弦向变弯度机翼，只需刚性段偏转3.78°，柔性段偏转15°，总体等效偏转16.1°，而传统刚性机翼需整个后缘段下偏29°才可满足；张桢锴等[21]对柔性变弯度后缘机翼进一步优化，使其在无气动载荷作用时能够实现下偏22.5°，上偏7.5°。这类机械结构驱动的机翼具有方法精度高、抗干扰能力强等优点，常用于大型飞机。

上述研究工作主要集中在如何设计变形机构来实现所需机翼变形，柔性蒙皮作为实现可变形机翼的另一个条件也必不可少。近年来，以智能材料为基础的柔性蒙皮被提出[25-32]。姜松成等[26]制作了一种由内凹六边形与四角星形胞元构成的可调泊

收稿日期：2023-10-17；录用日期：2024-02-23；网络出版时间：2024-03-18 19:19
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240316.1423.002
基金项目：国家自然科学基金 (12272255,12302478)；山西省基础研究计划 (202203021211134)；山西省科技创新人才团队 (领军) 专项 (202204051002006)；山西省关键核心技术和共性技术研发攻关专项 (2020XXX017)
*通信作者. E-mail：xinlibiao@tyut.edu.cn

引用格式：李志强，王阳，辛立彪. 梯度六边形可变形翼肋结构设计及气动性能分析[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4003-4012.
LI Z Q，WANG Y，XIN L B. Structural design and aerodynamic performance analysis of gradient hexagonal deformable wing ribs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4003-4012 (in Chinese).

松比特性的混合超结构蒙皮结构，并依次对比了壁厚、胞壁长度、胞元内角对变形能力的影响，发现在胞元内角为50°时变形能力最大。王元锋等[27]提出了一种基于光纤传感的变构型飞行器柔性蒙皮形状光纤重构方法，所得柔性蒙皮样件在0～15.38 m^{-1}曲率范围内变化。文献[28-30]通过使用形状记忆合金材料带动柔性蒙皮变形来实现翼型最大厚度变化，通过形状记忆合金材料的记忆功能实现翼型上轮廓变化。柔性蒙皮目前研究已经比较成熟，其带来的平滑外轮廓将使翼型表面曲率连续，可以有效减少气流分离[31]。

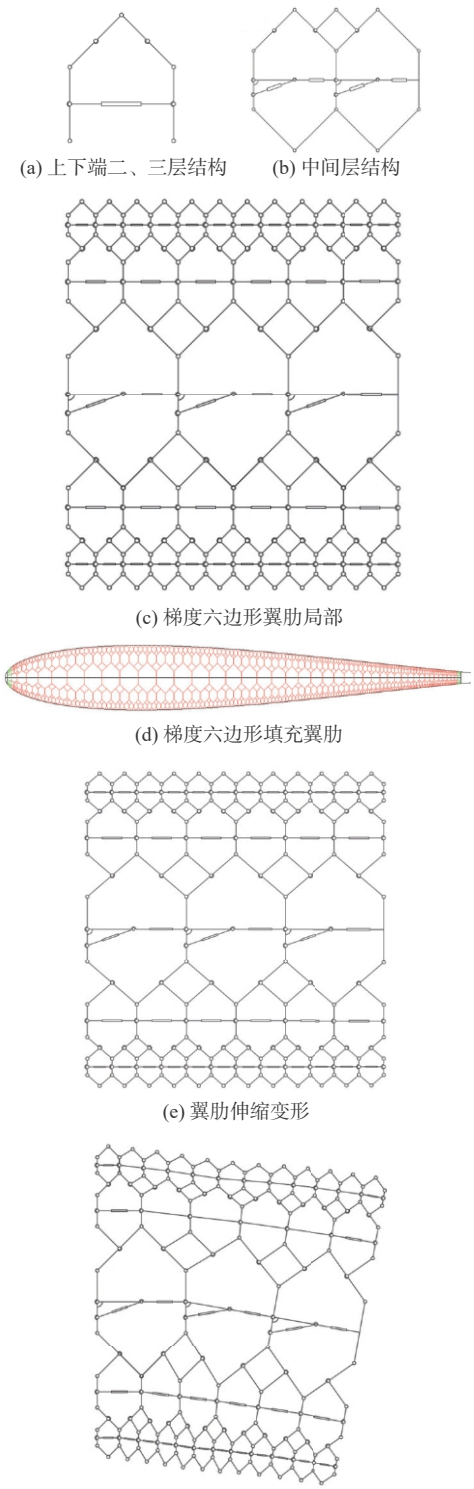
综上所述，扑翼型飞行器的气动性能提升巨大，但存在载重小、无法高速飞行等问题，变形机构配合柔性蒙皮的变体飞行器具有适用性强、承载载荷大、可高速飞行等优点，目前被广泛使用。该类型的变体飞行器目前在柔性蒙皮领域的发展已取得一定成果，但机翼内部的变形机构由于不能实现连续角度、外轮廓不够光滑等问题，还制约着整个可变形机翼的发展。如何设计合理的内部机构来解决上述存在的问题是目前亟须解决的难点问题。

基于上述问题，本文根据NASA设计的一种八面体微结构构成的可编程万能机翼，设计了一种梯度六边形结构填充的可变形翼肋结构。NASA提出的可变形机翼[32]由八面体微结构组成，同时为了增加结构的刚性、减少驱动控制算法的难度，只设置了部分胞元可动。而本文所设计的可变形机翼结构的每个胞元都是可动的，同时将胞元设计为梯度变化结构，以此实现中间层结构保持刚性而上下端二、三层保持外轮廓线的光滑。因此，相比NASA提出的可变形机翼，首先，本文所设计的梯度六边形结构在结构上具有一定经济性。其次，在控制算法上，本文提出了一种正向运行和反向求解相结合的控制算法，使机翼存在更多可实现的翼型，既使控制算法难度减小，也使该机翼存在更多可实现的翼型。该翼肋结构作为整个机翼的支撑结构，配合现有柔性蒙皮即可实现机翼的变形功能。分析了翼肋不同层六边形胞元在驱动机构作用下的运动原理，并基于其胞元间相互运动原理给出一套完整的翼肋控制算法，该控制算法不仅可满足机翼所需的任意变形，而且可使机翼外轮廓实现圆滑变形。最后，分析了该可变形机翼可实现的2种典型变形模式，包括机翼尾缘弯曲变形和翼型仿制变形，通过分析这2种变形下机翼的气动性能并与已有翼型气动性能进行比较，充分说明了本文所设计机翼的优势。

1 翼肋结构设计

1.1 梯度六边形结构填充翼型

本文所设计的翼肋结构以通过铰接点连接的六边形结构单元为基础(见图1(a)、图1(b))，由多层不同大小的六边形结构排列而成，从中间层向上



(a) 上下端二、三层结构　(b) 中间层结构

(c) 梯度六边形翼肋局部

(d) 梯度六边形填充翼肋

(e) 翼肋伸缩变形

(f) 翼肋弯曲变形

图1　梯度六边形翼肋结构

Fig. 1　Gradient hexagonal rib structure

下两端层六边形结构大小梯度递减(见图 1(c))，翼肋结构外侧用于连接柔性蒙皮。本文假设六边形结构单元中的杆件在变形过程中不会发生变形，即所有杆件均为刚性杆。由于柔性蒙皮研究相较成熟，本文只分析翼肋结构。为便于描述，将该翼肋结构最中间一层的六边形结构命名为中间层，紧邻中间层的六边形结构为上下端第二层，紧邻上下端第二层的六边形结构为上下端第三层，以此类推，逐渐靠近机翼外轮廓线，连接机翼外轮廓线的六边形结构命名为最外层。该梯度六边形结构填充的翼肋由中间层向最外层逐渐减小，梯度设计使其在机翼变形时将内侧大六边形结构的变形传递给更多的小六边形结构，使其连接柔性蒙皮的外轮廓更加光滑，满足飞机气动性能要求(见图 1(d))。

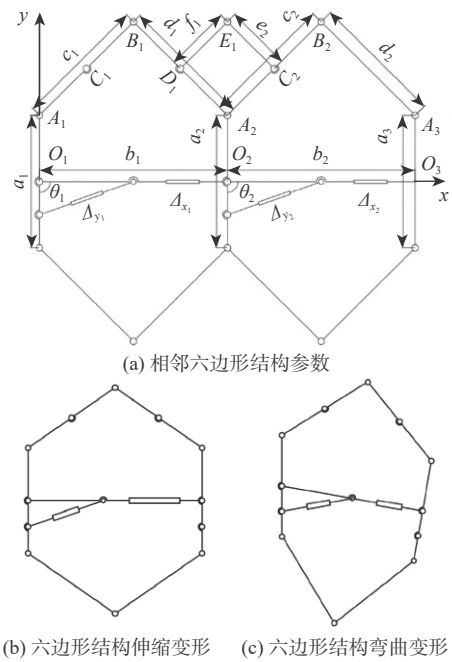
在每个六边形结构内设置有智能材料驱动装置，如图 1(a)和图 1(b)中水平驱动装置(伸缩驱动装置)和斜驱动装置(弯曲驱动装置)所示。通过内部驱动机构可以带动六边形结构运动，实现伸长变形(见图 1(e))或弯曲变形(见图 1(f))。

梯度六边形结构外轮廓线需适应给定翼型的外轮廓，因此，需对各层梯度六边形尺寸做适应性调整，详细方法见附录 A。附录 A 还给出了某一给定翼型(12% JOUKOWSKI 翼型)在给出翼肋中弦线的具体尺寸后翼肋局部各六边形结构的几何尺寸比例。本文以 3 层梯度六边形结构填充翼肋为例，去除翼型部分前缘和后缘，填充效果如图 1(d)所示。后续分析中的几何尺寸将按照附录 A 中给定的尺寸进行计算。

1.2　中间层六边形结构运动分析

以中间层相邻 2 个六边形结构为例，每个六边形结构内分别设置控制六边形伸缩的伸缩驱动装置和控制六边形弯曲的弯曲驱动装置(见图 2(a))。当伸缩驱动装置进行伸长或缩短时，可带动六边形结构在水平方向伸长或收缩，在高度方向收缩或伸长，如图 2(b)所示。当弯曲驱动装置进行伸长或缩短时，可带动六边形结构实现对应弯曲变形，如图 2(c)所示。如果伸缩驱动装置和弯曲驱动装置同时进行，可使六边形结构产生伸缩和弯曲的复合变形效果。由于六边形上半部分和下半部分计算方法相同，可利用六边形上半部分的运动规律及计算方法对六边形下半部分的运动情况进行推演。

以节点 O_1 为原点，O_1O_2 为 x 轴建立直角坐标系，对其进行运动分析。节点 O_1 起始坐标为 (0,0)，节点 A_1 起始坐标为 $(0,a_1/2)$。Δ_{x_1} 表示伸缩驱动装置的伸缩量，Δ_{y_1} 表示弯曲驱动装置的伸缩量，为便于计算，引入 θ_1 代替伸缩量 Δ_{y_1} 的变化，满足：



(a) 相邻六边形结构参数

(b) 六边形结构伸缩变形　　(c) 六边形结构弯曲变形

图 2　中间层六边形结构

Fig. 2　The hexagonal structure of the middle layer

$$\theta_1 = \arccos\left(-\frac{2\Delta_{y_1}\sqrt{a_1^2+4b_1^2+4\Delta_{y_1}^2}}{a_1 b_1}\right) \tag{1}$$

节点 O_2 和节点 A_2 在伸缩量 Δ_{x_1} 和 Δ_{y_1}(即 θ_1)的共同作用下，坐标变化满足：

$$\begin{cases} x_{O_2} = (b_1+\Delta_{x_1})\sin\theta_1 \\ y_{O_2} = -(b_1+\Delta_{x_1})\cos\theta_1 \end{cases} \tag{2}$$

$$\begin{cases} x_{A_2} = x_{O_2} + a_2/(2\cos\theta_1) \\ y_{A_2} = y_{O_2} + a_2/(2\sin\theta_1) \end{cases} \tag{3}$$

进一步以节点 A_1 和节点 A_2 为基础递推出节点 B_1 的坐标变化。向量 $\overrightarrow{A_1A_2}$ 的坐标和长度可表示为

$$\begin{cases} x_{\overrightarrow{A_1A_2}} = x_{A_2} - x_{A_1} \\ y_{\overrightarrow{A_1A_2}} = y_{A_2} - y_{A_1} \end{cases} \tag{4}$$

$$l_{\overrightarrow{A_1A_2}} = \sqrt{x_{\overrightarrow{A_1A_2}}^2 + y_{\overrightarrow{A_1A_2}}^2} \tag{5}$$

设向量 $\overrightarrow{A_1A_2}$ 与 x 轴的夹角为 α_1，则

$$\alpha_1 = \arctan\left(\frac{y_{\overrightarrow{A_1A_2}}}{x_{\overrightarrow{A_1A_2}}}\right) \tag{6}$$

设 $\angle B_1A_1A_2$ 为 β_1，则

$$\beta_1 = \arccos\left(\frac{c_1^2 + l_{\overrightarrow{A_1A_2}}^2 - d_1^2}{2c_1 l_{\overrightarrow{A_1A_2}}}\right) \tag{7}$$

此时，节点 B_1 的坐标变化为

$$\begin{cases} x_{B_1} = x_{A_1} + c_1\cos(\alpha_1+\beta_1) \\ y_{B_1} = y_{A_1} + c_1\sin(\alpha_1+\beta_1) \end{cases} \tag{8}$$

邻近六边形结构运动的计算方法可以节点 O_2 为基础点，按照上述方法计算得到，以此类推直至中间层六边形结构结束。

根据第 1 个和第 2 个六边形结构推导节点 E_1 的坐标变化情况。节点 D_1 的坐标变化满足中点坐标公式：

$$\begin{cases} x_{D_1}=\dfrac{x_{A_1}+x_{A_2}}{2} \\ y_{D_1}=\dfrac{y_{A_1}+y_{A_2}}{2} \end{cases} \tag{9}$$

同理可得节点 C_2 的坐标变化情况。

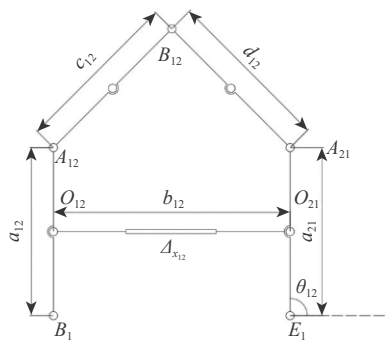
节点 E_1 的坐标变化可由节点 D_1 和节点 C_2 的坐标得到，具体计算方法可根据式 (4)～式 (8) 仿照由节点 A_1 和节点 A_2 推导节点 B_1 的方法。

中间层其余六边形结构节点的位置变化可以根据式(1)～式(9)类比得到，同时下半部分节点的具体计算方法可仿照上半部分得到。

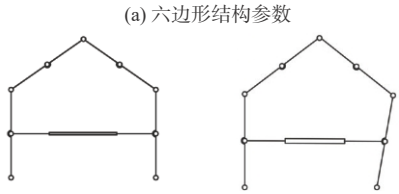
1.3 上下端六边形结构运动分析

以上下端第二层六边形结构为例，每个六边形结构内设置控制六边形变形的驱动装置(见图 3(a))。当中间层的伸缩驱动装置和弯曲驱动装置分别或组合变化时，会带动上下端第二层六边形结构的部分节点发生改变，同时上下端第二层的驱动装置进行伸缩时，可配合完成该层六边形结构实现伸缩(见图 3(b))或弯曲(见图 3(c))。

其中，弯曲或伸缩动作需与其对应的中间层及相邻的上端第二层共同动作才可完成，伸缩动作要求伸缩杆与 B_1E_1 的距离保持一致(见图 3(b))，弯曲动作则与之相反(见图 3(c))。



(a) 六边形结构参数



(b) 六边形结构伸缩变形 (c) 六边形结构弯曲变形

图 3 上下端第二层六边形结构

Fig. 3 The second layer of hexagonal structure at the upper and lower ends

第二层六边形结构点位变化如下：参照中间层的参考点及坐标系对其做运动分析。根据前置胞元结构的迭代计算可完成上端节点 B_1、E_1 的坐标点位计算，A_{12} 的计算方法与 A_{21} 相同，因此，在此假设 A_{12} 已完成计算，具体计算方法参照下述 A_{21} 的计算方法。其中，O_{12} 为 B_1 和 A_{12} 的中点，可通过式 (9) 计算得到。

以 E_1 为原点，引入 E_1A_{21} 的偏转角 θ_{12} 代替伸缩量 $\Delta_{x_{12}}$，节点 A_{21}、O_{21} 坐标变化满足：

$$\begin{cases} x_{A_{21}}=x_{E_1}+a_{21}\cos\theta_{21} \\ y_{A_{21}}=y_{E_1}+a_{21}\sin\theta_{21} \end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases} x_{O_{21}}=\dfrac{x_{A_{21}}+x_{E_1}}{2} \\ y_{O_{21}}=\dfrac{y_{A_{21}}+y_{E_1}}{2} \end{cases} \tag{11}$$

由伸缩量偏转角 θ_{12} 计算伸缩量 $\Delta_{x_{12}}$：

$$\Delta_{x_{12}}=\sqrt{(x_{O_{21}}-x_{O_{12}})^2+(y_{O_{21}}-y_{O_{12}})^2}-a_{11} \tag{12}$$

依据节点 A_1、A_2 递推节点 B_1 的方法，可通过节点 A_{12}、A_{21} 递推节点 B_{12} 的点位坐标。

第二层剩余六边形结构节点的位置变化可根据式(1)～式(12)的计算方法得到，同时第三层六边形结构节点坐标和驱动装置伸缩量的计算方法与第二层相同，可依次求解得到，直至最外轮廓线上节点。

一旦所需翼型轮廓线给定，即可得到轮廓线上各节点坐标，进而可根据式(1)～式(12)推导得到各层驱动装置的伸缩量。

2 控制算法

基于上述各层六边形结构的运动原理，可以得出可变形翼肋在满足目标变形需求下各驱动装置的伸缩量，但直接基于外轮廓反向求解时会出现多解问题，且由于机构复杂，往往导致运算量过大、解数量过多、难以取得最优解，程序采用正向运算结合反向求解的方法给定伸缩量来寻求接近目标变形的解。本节给出了梯度六边形翼肋结构驱动装置控制算法流程，具体程序运行如图 4 所示。在程序框图中，除需对六边形结构运动原理进行编程外，还需对翼肋变形段与非变形段的连接处进行处理(变形段指选定的变形部分，如选定图 1(d)所示的第 2～10、15～30 个六边形进行变形，则变形段为 2～10、15～30，非变形段为 1、11～14、31～44，变形段可选择多段进行变形)。由于翼肋结构上下对称，只对中间层及上端第二、三层作解释说明，下端第二、三层的计算方法可仿照上端得到。控制算法主要对可变形机翼做准静态的运动分析。

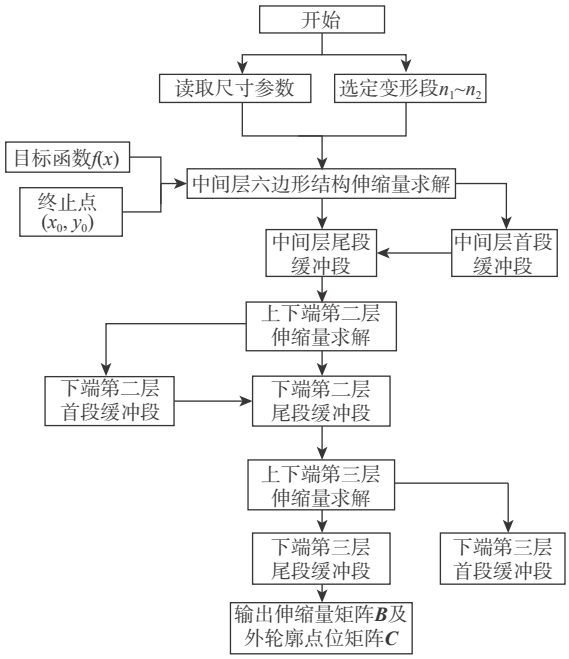


图 4　程序运行框图

Fig. 4　Program operation diagram

2.1　首尾段程序处理

在控制变形段中间层及上下段第二、三层六边形变形时, 变形段与非变形段并不能直接进行连接, 因此, 在已知各驱动装置伸缩量的情况下, 还需对六边形首尾部分的变形进行设计, 以防止各变形段之间的运动相互影响。因此, 在变形端首部分和尾部分各增加一个中间层的大六边形及其上下端的六边形, 以缓冲变形段与非变形段的连接。

以图 5 所示 3 个大六边形为例, 设变形段为第 2 个大六边形及其上端第 2、3 层六边形, 偏转角 θ=−π/18, 中间层第 1 个和第 3 个六边形驱动装置伸缩量不变, 设置第 1 个六边形为首段缓冲段, 第 3 个六边形为尾段缓冲段。首段缓冲段变形原理可解释为: 在中间层六边形 2 个伸缩装置作动引起 O_2O_3 发生偏转和伸缩时, 依据式 (1)～式 (8), O_2O_3 的变化会引起节点 B_2 的变化, 依据式 (9), B_2 的变化会进一步影响 C_2, 其中, 式 (4)～式 (8) 表明 C_2 会引起 E_1 的变化。由于首段缓冲段中中间层的大六边形结构的驱动杆伸缩量不发生变化, 则在上端第二层中设置所有偏转角不发生变化, 即 B_1A_{12}、E_1A_{21} 不发生偏转, 依据式 (10)～式 (12), 由于点 E_1 变化而 B_1 不变化, 则上端第 2 层第 1 个六边形 $O_{11}O_{12}$ 不发生变化, 第 2 个六边形 $O_{12}O_{21}$ 发生变化, 其伸缩量的计算参考式 (12)。以此类推上端第 3 层, 其下端变形与上端方法相同。即在变形段的首段需额外增加一个中间层的六边形及其上下端的六边形做变形缓冲。根据上述变形情况可以得出, 变形段首段的缓冲段中间层六边形伸缩量不发生变化, 上下端第 2 层第 2 个六边形及第 3 层第 2、3、4 个六边形伸缩量发生变化, 其余六边形的伸缩量不发生变化。

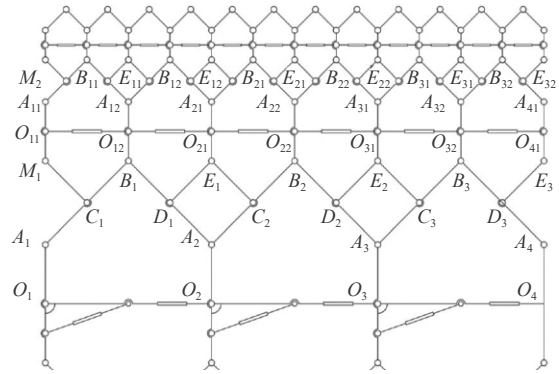


图 5　中间层及上端六边形结构点位

Fig. 5　The middle layer and the upper hexagonal structure point

在首段缓冲段中, 有一部分计算不参与循环, 因此, 需做前处理使程序更方便循环迭代。前处理部分的程序如下: 节点 C_1 可通过参考循环部分式 (1)～式 (9) 进行计算, 而节点 M_1 则不能参考循环部分的计算, 可通过使 C_1M_1 的长度固定, 节点 M_1 绕节点 C_1 旋转求解, 其中, 节点 M_1 横坐标为 0。可得求解公式如下:

$$(x_{M_1}-x_{C_1})^2+(y_{M_1}-y_{C_1})^2=l_{M_1C_1}^2 \tag{13}$$

在首段缓冲段中, 中间层大六边形及上端第 2 层第 1 个六边形不参与变形, 因此, 其横坐标仍为 0, 即 x_{M_1} 等于 0, 与式 (13) 联立进行求解, 可得 y_{M_1} 的解为 2 个, 因此, 还需对结果进行取舍, 在上端第 2 层六边形的缓冲段中点 M_1 为偏上的解, 应选取较大的解, 下端六边形结构则与之相反。

而在尾段的处理中, 计算方法与首段大部分相同。不相同的部分计算如下: 在首段中点 M_1 的横坐标为 0, 但在尾段中点 E_3 会受偏转角的影响, 求解公式如下:

$$(x_{E_3}-x_{D_3})^2+(y_{E_3}-y_{D_3})^2=l_{D_3C_3}^2 \tag{14}$$

在末段缓冲段中, 中间层及上端第 2 层第 2 个六边形不参与变形, 因此, 点 E_3 一定在直线 O_3A_3 上, 基于机械中的相对参考点越少, 则精度越高的准则, 选取 O_3 为相对参考点, 而 O_3 选取原点 O_1 为绝对参考点, 以降低变形中由于四舍五入产生的误差, 公式为

$$\frac{y_{E_3}-y_{O_4}}{x_{E_3}-x_{O_4}}=\tan\left(\frac{\pi}{2}-\theta\right) \tag{15}$$

式 (14) 所得的计算结果并非都是可用的结果, 因此, 还需增加判断程序, 偏转角度为负时, 上端第二层六边形应选择较大的 x_{E_3}, 第三层与之相同, 而下端第 2、3 层与之相反。在偏转角度为正时, 则与上述情况相反。

2.2 程序循环计算

程序的循环求解可根据选定的变形段和弯曲函数进行，弯曲函数是目标翼型中弧线在变形段的函数 $f(x)$。在给定目标函数 $f(x)$ 和终止点 (x_0,y_0) 的情况下(起点默认 (0,0))，控制变形段中间层六边形在伸缩杆和弯曲杆共同作用下使杆 O_1O_2、O_2O_3、O_3O_4 的伸缩比例不变。

$$l_{O_1O_2}:\ l_{O_2O_3}:\ l_{O_3O_4}=a_1:\ a_2:\ a_3 \tag{16}$$

以图 5 所示的点位为例，即 O_2 在目标函数上即可：

$$y_{O_2}=f(x_{O_2}) \tag{17}$$

点 O_3、O_4 的计算方法同点 O_2。

在整体计算段数较少时，该程序的未知数较少，计算难度不大。在全部 44 个大六边形参与变形时，计算方法即使对计算机来说也过于复杂，而且计算结果取舍也难以控制，因此，还需对计算方法进行简化。通过控制基于驱动装置所在的 O_1O_2、O_2O_3、O_3O_4 的原长的 0.8～1.2，取定增加的步数为 40，则步长为 0.01，在原长的 0.8～1.2 倍之间选一个最靠近目标函数起点与终止点的计算结果。①令式 (16) 满足 O_1O_2 长度为 $0.8a_1$。同时，使用式 (17) 控制点 O_2 在目标函数 $f(x)$ 实现点 O_2 的坐标点位求解，使用式 (1)～式 (8) 将节点 O_2 坐标转化为第 1 个六边形的伸缩装置和弯曲装置的伸缩量。O_2O_3、O_3O_4 的伸缩装置和弯曲装置的伸缩量的求解方法同杆 O_1O_2。②增加为 $0.81a_1$。依次递增直至增加为 $1.2a_1$。计算对比所有步数下 O_4 与终止点 (x_0,y_0) 的绝对距离：

$$D^1=\sqrt{(x_{O_4}-x_0)^2+(y_{O_4}-y_0)^2} \tag{18}$$

通过绝对距离大小判断目标函数与当前步长的最佳拟合情况，并选择出绝对距离最小对应的各驱动装置的伸缩量组合。

3 典型变形分析

3.1 机翼尾缘弯曲变形

3.1.1 程序运行

机翼尾缘弯曲可大幅改变翼型的气动性能，后缘变弯度机翼所带来的气动性能的改变使机翼能适用于大部分工况[18]。本节主要通过调整程序参数对图 1(d)的填充翼型进行机翼尾缘弯曲变形，实现 10°、20°、30°的机翼尾缘弯曲(见图 6)，程序参数调整如表 1 所示，并对机翼尾缘弯曲(10°(J-10)、20°(J-20)、30°(J-30))性能进行了对比。

表 1 中，n_1 为变形段的第 1 个六边形(因缓冲段要求不能为第 1 个)，n_2 表示变形段的最后 1 个六边形(因缓冲段要求不能为最后 1 个，在选择多个变形段时，变形段与变形段之间必须有 2 个以上非变形的六边形结构)，n_3 为控制对目标函数的趋近程度(切分段数越多，步长越小，精度可能越高，计算量越大)，$f(x)$ 为变形段的目标变形，即变形段的中弧线函数 (起始点默认为 (0,0))，(x_0,y_0) 为目标函数的终止点。

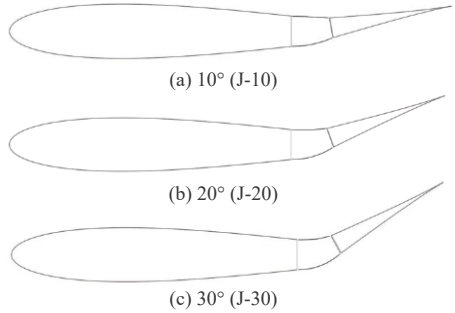


图 6 机翼尾缘弯曲对比

Fig. 6 Comparison of wing tail edge bending

表 1 机翼尾缘弯曲参数

Table 1 Parameters of wing tail edge bending

机翼尾缘弯曲	起始段n_1	终止段n_2	切分段数n_3	目标函数$f(x)$	终止点(x_0,y_0)
10°(J-10)	26	30	100	$y=0.008x^2$	(11,0.968)
20°(J-20)	26	60	100	$y=0.016\,5x^2$	(11,1.996 5)
30°(J-30)	26	30	100	$y=0.026\,2x^2$	(11,3.170 2)

计算所得升力阻力还需做转化，升力系数 C_l、阻力系数 C_d 的定义如下：

$$C_l=\frac{2F_l}{\rho U^2L} \tag{19}$$

$$C_d=\frac{2F_d}{\rho U^2L} \tag{20}$$

式中：F_l 为升力；F_d 为阻力；ρ 为空气密度；U 为来流速度；L 为翼型弦长。

3.1.2 程序验证

为保证程序的正确性，对机翼尾部弯曲案例进行验证。验证程序选择 Adams 软件，将杆件及连接方式按照上述内容设置，并将程序的驱动位移结果代入驱动中，得出在驱动装置的驱动位移下实际变形结果。由于程序运行在 2 个案例中均运行了程序的整个部分，对机翼尾部弯曲变形验证等同于对翼型仿制变形的验证。图 7 分别对 10°(J-10)、20°(J-20)、30°(J-30) 的机翼尾缘弯曲变形进行了验证分析，对比可以看出，MATLAB 计算结果与 Adams 仿真结果误差很小，在可以接受的范围之内。

3.1.3 气动性能分析

机翼尾缘偏转可通过仿照扰流板的功能实现飞机气动性能的降低，从而协助飞机降低升力、增

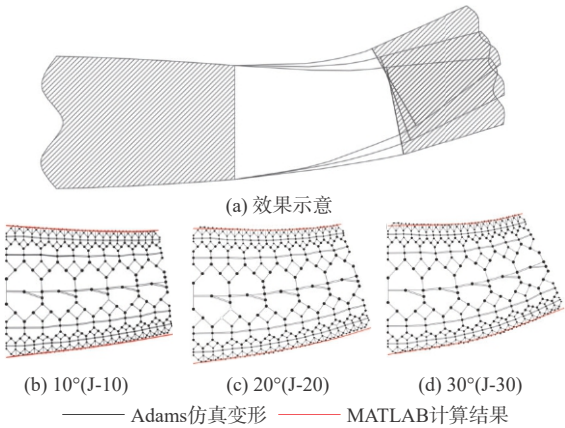


图 7　机翼尾缘弯曲变形实际效果

Fig. 7　Actual effect of wing tail edge bending deformation

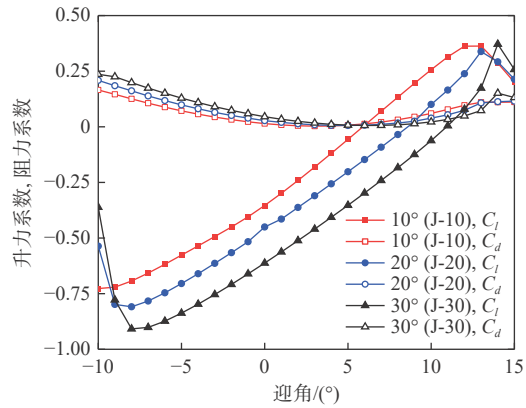


图 8　机翼尾缘弯曲气动性能对比

Fig. 8　Comparison of aerodynamic performance of wing tail edge bending

大阻力，更好地实现飞机降低高度、落地、快速制动。对比图 8 可知，不同角度的翼型均满足：随着迎角的变化，翼型的升力会产生 2 个拐点，在 2 个拐点内，随着迎角角度的增加，翼型带来的升力逐渐增大，而在 2 个拐点外，当迎角大于一定值（约大于 12.5°）或小于一定值（约为−8°）时，升力的变化趋势会发生改变；而阻力随着迎角的增大，会产生 1 个拐点，且不同角度的翼型阻力均先降低后升高（最小值约 3°）。

随着偏转角度的增加，翼型的气动性能逐渐降低，不同角度翼型气动性能的变化也会随着角度的变化而展现出一些规律。随着偏转角度的增加，在翼型升力第 1 个拐点升力逐渐减小，而迎角会随之增大（10°第 1 个拐点为（−10°, −0.727 0）、20°第 1 个拐点为（−8°, −0.808 79）、30°第 1 个拐点为（−7.5°, −0.901 4）），而第 2 个拐点升力基本不变（10°、20°、30°升力系数都约为 0.36），且迎角明显增大（10°最大值迎角为 12.5°、20°最大值迎角为 13.5°、30°最大值迎角为 14°）。翼型阻力的拐点随着偏转角度的增加，其迎角增加（10°最大值迎角为 3°、20°最大值迎角为 5°、30°最大值迎角为 6°），且阻力最小值增加（10°的拐点为（3°, 0.003 0）、20°的拐点为（5°, 0.005 7）、30°的拐点为（6°, 0.005 8））。

3.2　翼型仿制变形

3.2.1　程序运行

目前，大部分对可变形机翼的研究主要集中于通过外轮廓的改变实现气动性能的提升，通过这种方式实现的气动性能的提升是有限的，相比大部分研究工作中提升升力的方法，控制算法通过仿照高升力翼型（Anderson 翼型）直接实现短距离起飞。而高升力翼型可以为飞机在更低的速度带来更大的升力，使飞机所需的跑道距离缩短。仿照高升力翼型（Anderson 翼型）使用程序，可得与其类似的仿 Anderson 翼型，其程序参数调整如表 2 所示，Anderson 翼型 (A)、原翼型 (J)、仿 Anderson 翼型 (F-A) 的翼型对比如图 9 所示，其中，整体变形的目标函数为去除翼型首部和尾部的中弧线的函数。

表 2　仿制翼型参数

Table 2　Parameters of imitation airfoil

起始段n_1	终止段n_2	切分段数n_3	目标函数$f(x)$	终止点(x_0,y_0)
2	43	100	$y=-3.906\times10^{-8}x^4+2.015\times10^{-5}x^3-0.004\,3\times10^{-8}x^2+0.016\,9x+0.082\,9$	(11,3.170 2)

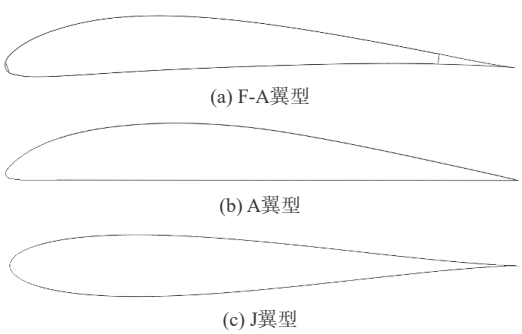


图 9　翼型对比

Fig. 9　Comparison of airfoil

3.2.2　气动性能分析

在飞机起飞时，使用高升力 F-A 翼型实现快速起飞，而在空中可采用低阻力的 J 翼型实现高速飞行。通过图 10 对比可知，F-A 翼型和 A 翼型升力和阻力变化呈现相同的趋势，在迎角小于−5°时，升力增大趋势缓慢，而在迎角大于−5°且小于 10°时，升力迅速增大，迎角大于 10°时，升力逐渐减小。阻力也随着迎角增大先下降至 0°位置（阻力最小值）附近再逐渐增大。而对称 J 翼型围绕迎角 0°点，升力呈现中心对称而阻力则呈现轴对称，升力和阻力

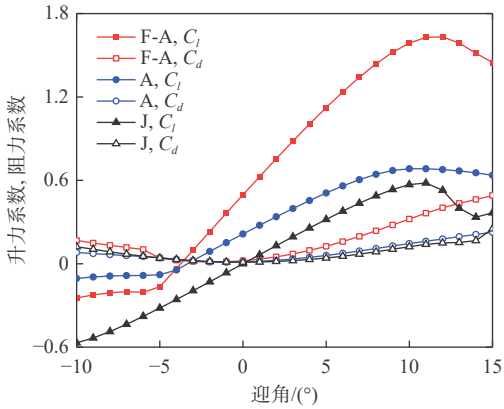


图 10 翼型仿制气动性能对比

Fig. 10 Comparison of aerodynamic performance of airfoil imitation

的变化趋势与其他 2 个翼型相似。对称 J 翼型在迎角 0°时，阻力系数最低为 0，在起飞的滑行阶段可实现飞机的快速提速。而 F-A 翼型的变化趋势比 A 翼型更加剧烈，在迎角 0°时，升力系数可达 0.496 0，高于目标 A 翼型的 0.214 4，最大值 1.632 1 也远大于目标 A 翼型的 0.683 7。

F-A 翼型与 A 翼型产生巨大差异的主要原因是：程序算法主要控制模拟目标翼型的中弧线，而不会考虑翼型的厚度，而 J 翼型和 A 翼型这 2 个翼型在中弧线上不同位置的厚度不同，导致计算所得的 F-A 翼型和 A 翼型这 2 个翼型的中弧线相同而局部厚度不同，使其气动性能产生了较大的差异。

4 结 论

本文设计了一种新型可变形机翼，并给出了对应控制算法，该可变形机翼由梯度六边形结构组成，通过内置驱动装置伸缩量带动六边形结构运动，从而实现所需最优气动性能对应翼型。本文所设计翼型具有可实现连续变形、可使机翼外轮廓圆滑等优点，以期为工程翼型设计提供指导思路。本文以机翼尾缘弯曲变形和翼型仿制变形 2 种典型变形为例，分析了对应的气动性能，并与已有翼型进行比较。

1）在机翼尾缘弯曲变形中，通过调整变形段参数，可控制部分六边形结构变形，实现机翼尾缘弯曲 10°、20°、30°，随着机翼尾缘上弯角度的增大，翼型气动性能逐渐下降。

2）在翼型仿制变形中，通过调整整体参数来控制翼型仿制高升力 Anderson 翼型，仿制翼型的升力为目标翼型的 2 倍。仿制翼型和原翼型虽然同属于高升力翼型，但由于控制算法主要模拟 Anderson 翼型的中弧线，使仿 Anderson 翼型的升力远大于 Anderson 翼型。

本文主要给出了梯度六边形结构的理论原理设计和驱动控制算法，未来将结合最新的 3D 打印技术，使用轻质高强度材料完成单个胞元结构的强度、轻量化设计，并完成相关的智能驱动结构设计，拼接组装各胞元结构，并设置好互相之间运动的同步和协调。根据样机下的实际变形对控制算法进行优化。

参考文献（References）

[1] 孙杨, 昌敏, 白俊强. 变形机翼飞行器发展综述[J]. 无人系统技术, 2021, 4(3): 65-77.
SUN Y, CHANG M, BAI J Q. Review of morphing wing aircraft [J]. Unmanned Systems Technology, 2021, 4(3): 65-77(in Chinese).

[2] 祝连庆, 孙广开, 李红, 等. 智能柔性变形机翼技术的应用与发展[J]. 机械工程学报, 2018, 54(14): 28-42.
ZHU L Q, SUN G K, LI H, et al. Intelligent and flexible morphing wing technology: a review[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(14): 28-42(in Chinese).

[3] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 426-443.
BAI P, CHEN Q, XU G W, et al. Development status and prospects of key technologies for intelligent deformable aircraft[J]. Journal of Aerodynamics, 2019, 37(3): 426-443(in Chinese).

[4] WEISSHAAR T A. Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design: RTO-MP-AVT-141[R]. Brussels: NATO, 2006.

[5] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.

[6] 冉茂鹏, 王成才, 刘华华, 等. 变体飞行器控制技术发展现状与展望[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 527449.
RAN M P, WANG C C, LIU H H, et al. Research status and future development of morphing aircraft control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(10): 527449(in Chinese).

[7] PHAN H V, PARK H C. Design and evaluation of a deformable wing configuration for economical hovering flight of an insect-like tailless flying robot[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2018, 13(3): 036009.

[8] WALKER S M, THOMAS A L R, TAYLOR G K. Deformable wing kinematics in free-flying hoverflies[J]. Journal of the Royal Society, Interface, 2010, 7(42): 131-142.

[9] 王军, 张震, 李富强, 等. 仿生扑翼无人系统研究综述[J]. 智能系统学报, 2023, 18(3): 410-439.
WANG J, ZHANG Z, LI F Q, et al. A review of the research on bionic flapping-wing unmanned systems[J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2023, 18(3): 410-439(in Chinese).

[10] PHAN H V, PARK H C. Insect-inspired, tailless, hover-capable flapping-wing robots: recent progress, challenges, and future directions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 111: 100573.

[11] XIAO S J, HU K, HUANG B X, et al. A review of research on the mechanical design of hoverable flapping wing micro-air vehicles[J]. Journal of Bionic Engineering, 2021, 18(6): 1235-1254.

[12] PHAN H V, PARK H C. Mechanisms of collision recovery in flying beetles and flapping-wing robots[J]. Science, 2020, 370(6521):

1214-1219.

[13] 张弘志, 宋笔锋, 孙中超, 等. 扑翼飞行器驱动机构回顾与展望[J]. 航空学报, 2021, 42(2): 024024.
ZHANG H Z, SONG B F, SUN Z C, et al. Driving mechanism of flapping wing aircraft: review and prospect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 024024(in Chinese).

[14] 年鹏, 宋笔锋, 宣建林, 等. 扑翼飞行器动力系统建模方法[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 224646.
NIAN P, SONG B F, XUAN J L, et al. Modeling method for propulsion system of flapping wing vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 224646(in Chinese).

[15] SEIGLER T M, NEAL D A, BAE J S, et al. Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1077-1087.

[16] WOODS B K S, FINCHAM J H S, FRISWELL M I. Aerodynamic modelling of the fish bone active camber morphing concept[C]// Proceedings of the Royal Aeronautical Society Conference on Advanced Aero Concepts, Designs and Operations. [S. l: s. n.], 2014.

[17] WOODS B K S, DAYYANI I, FRISWELL M I. Fluid/structure-interaction analysis of the fish-bone-active-camber morphing concept[J]. Journal of Aircraft, 2014, 52(1): 307-319.

[18] 杨智春, 解江. 柔性后缘自适应机翼的概念设计[J]. 航空学报, 2009, 30(6): 1028-1034.
YANG Z C, XIE J. Concept design of adaptive wing with flexible trailing edge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(6): 1028-1034(in Chinese).

[19] 冯文正, 于菲, 姜涛, 等. 变后掠角与变翼型厚度机翼的气动特性分析[J]. 飞行力学, 2023, 41(1): 9-13.
FENG W Z, YU F, JIANG T, et al. Analysis of aerodynamic characteristics of wings with variable sweep angle and variable airfoil thickness[J]. Flight Mechanics, 2023, 41(1): 9-13(in Chinese).

[20] 辛涛, 李斌. 一种刚柔混合弦向变弯度机翼后缘设计[J]. 兵工学报, 2023, 44(8): 2465-2476.
XIN T, LI B. A design of the trailing edge of a rigid flexible mixed chord variable curvature wing[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(8): 2465-2476(in Chinese).

[21] 张桢锴, 贾思嘉, 宋晨, 等. 柔性变弯度后缘机翼的风洞试验模型优化设计[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 226071.
ZHANG Z K, JIA S J, SONG C, et al. Optimum design of wind tunnel test model for compliant morphing trailing edge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 226071(in Chinese).

[22] 张立启, 岳承宇, 赵永辉. 变后掠翼的参变气动弹性建模与分析[J]. 力学学报, 2021, 53(11): 3134-3146.
ZHANG L Q, YUE C Y, ZHAO Y H. Parameter-varying aeroelastic modeling and analysis for a variable-sweep wing[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021, 53(11): 3134-3146 (in Chinese).

[23] DAI P, YAN B B, HUANG W, et al. Design and aerodynamic performance analysis of a variable-sweep-wing morphing waverider[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105703.

[24] MA T R, FAN Y D, CHANG N, et al. Design of a variable-sweep wing structure with flexible shear skin[J]. Aerospace Systems, 2022, 5(1): 37-46.

[25] SUN J, GUAN Q H, LIU Y J, et al. Morphing aircraft based on smart materials and structures: a state-of-the-art review[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2016, 27(17): 2289-2312.

[26] 姜松成, 杨慧, 王岩, 等. 变形翼可调泊松比柔性蒙皮力学特性分析[J]. 航空学报, 2023, 44(13): 227748.
JIANG S C, YANG H, WANG Y, et al. Analysis of mechanical characteristics of flexible skin with tunable Poisson's ratio for morphing wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(13): 227748(in Chinese).

[27] 王元锋, 祝连庆, 何彦霖, 等. 变构型飞行器柔性蒙皮形状光纤重构方法[J]. 中国机械工程, 2023, 34(15): 1873-1880.
WANG Y F, ZHU L Q, HE Y L, et al. Fiber optic reconstruction method for flexible skin shape of deformable aircraft[J]. China Mechanical Engineering, 2023, 34(15): 1873-1880(in Chinese).

[28] POPOV A V, GRIGORIE L T, BOTEZ R, et al. Closed-loop control validation of a morphing wing using wind tunnel tests[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4): 1309-1317.

[29] POPOV A V, GRIGORIE T L, BOTEZ R M, et al. Modeling and testing of a morphing wing in open-loop architecture[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 917-923.

[30] BUBERT E, WOODS B K S, KOTHERA C, et al. Design and fabrication of a passive 1-d morphing aircraft skin[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21(17): 1699-1717.

[31] JHA A K, KUDVA J N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges[C]//Proceedings of the Smart Structures and Materials 2004. Bellingham: SPIE, 2004: 213-224.

[32] CRAMER N B, CELLUCCI D W, FORMOSO O B, et al. Elastic shape morphing of ultralight structures by programmable assembly [J]. Smart Materials & Structures, 2019, 28(5): 055006.

附录 A:

本节主要介绍使用梯度六边形结构填充于对称翼型的流程。梯度六边形结构外轮廓的特性使其难以直接适应翼型的外轮廓，还需对梯度六边形的尺寸做适度调整。

首先，对上半部分的中间层某一六边形及其对应的上端第二、三层六边形做翼型填充（由于六边形结构上下对称，下半部分可由上半部分对称得到）。梯度六边形结构中可调整的点位如图 A1(a)所示，设定六边形结构均为直角（增加整体结构的横向伸缩能力），六边形结构各边尺寸相同，且上下端第二层六边形结构大小为第一层六边形结构的一半，以此类推至第三层，依据此方法可得出

$$\begin{cases} h_2 = h_1 + 2h_1/\sqrt{2} \approx 2.414h_1 \\ h_3 = h_2 + h_1 = 3.414h_1 \end{cases} \tag{A1}$$

依次类推至 h_6。所有可调整点位根据其到中心线的距离可分为 6 层，每层的距离比依次为

$$h_1 : h_2 : h_3 : h_4 : h_5 : h_6 = 0.20 : 0.49 : 0.69 : 0.83 : 0.93 : 1 \tag{A2}$$

根据每层的距离比依次对翼型在纵向上进行

比例缩放，可得图 A1(b)。在填充翼型时，先选择翼型坡度较缓位置进行填充(一般为翼型最大厚度处)，如图 A1(b) 所示。根据翼型的最大厚度与梯度六边形最外层到中心线的距离的比值(图中为 h_7:h_6，值为 0.948 8)对梯度六边形比例缩放得图 A1(c)。将图 A1(c) 所得的梯度六边形代入图 A1(b) 的 6 层翼型中，并将可调节点位调节至 6 层翼型上，得图 A1(d)。依上述方式对翼型进行填充，得到梯度六边形填充翼型，如图 A1(e) 所示。填充翼型的部分尺寸(按照图 5 所示的六边形对翼型的第 21、22、23 个大六边形进行解释)如图 3 所示，中间层第 21 个大六边形的尺寸依次为 O_1O_2、O_2A_2 所在杆长度和 A_1B_1、B_1A_2、C_1M_1、D_1E_1 的尺寸，并依次向后循环至第 22 和 23 个大六边。以翼型弦长 200 为例，第 21 个大六边形所对应的上端第 2 层第 1 个六边形尺寸依次为 $O_{11}O_{12}$、B_1A_{12}、$A_{11}B_{11}$、$B_{11}A_{12}$ 及其左上斜杆和右上斜杆的尺寸，依次循环至第 21 个大六边形所对应的上端第 2 层第 2 个六边形尺寸。第 21 个大六边形所对应的上端第 3 层第 1 个六边形尺寸排列方式同上(因上端第 3 层六边形结构不包含左上斜杆和右上斜杆，去除其尺寸)，并依次循环至上端第 3 层第 2、3、4 个六边形尺寸。照上述循环方式依次循环至第 22、32 个大六边形及其上端 2、3 层的尺寸。

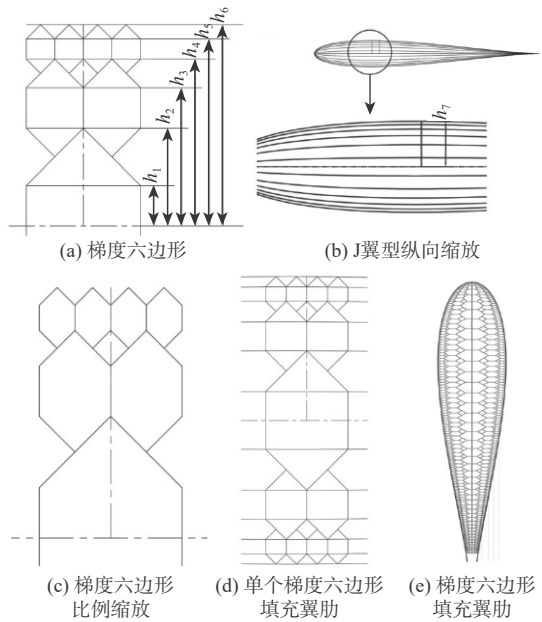


图 A1 翼型填充流程

Fig. A1 Airfoil filling process

Structural design and aerodynamic performance analysis of gradient hexagonal deformable wing ribs

LI Zhiqiang[1], WANG Yang[2], XIN Libiao[1,*]

(1. College of Aeronautics and Astronautics, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China;
2. College of Mechanical Engineering, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China)

Abstract: The ability of deformable wings to satisfy the aerodynamic performance needs of aircraft under diverse operating situations has led to their widespread application in a variety of aircraft. In response to the current problems of deformable wings, such as inability to achieve continuous deformation, small deformation amplitude, and non-smooth outer contour, this paper designs a gradient hexagonal structure filled wing structure and internal driving device, and provides corresponding control algorithms. Subsequently, it analyzes the two typical deformation modes that the deformable wing can achieve-tail bending deformation and airfoil imitation deformation. This article thoroughly illustrates the benefits of the developed wing over the current airfoil aerodynamic performance by analyzing the aerodynamic performance of the airfoil under two deformation modes.

Keywords: deformable wings; gradient hexagonal; control algorithm; variable curvature; high lift

Received: 2023-10-17; **Accepted**: 2024-02-23; **Published Online**: 2024-03-18 19:19

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240316.1423.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12272255,12302478); Basic Research Program of Shanxi Province (202203021211134); Shanxi Province Science and Technology Innovation Talent Team (Leading) Special Project (202204051002006); Key Core Technologies and Common Technologies Research and Development Special Project of Shanxi Province (2020XXX017)

* **Corresponding author**. E-mail: xinlibiao@tyut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0670

基于改进 FRAM-STPA 的民机系统安全性分析

贾宝惠[1,*]，张勃[1]，高源[2]

(1. 中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300；2. 中国民航大学 安全科学与工程学院，天津 300300)

摘　　要：随着民机系统综合化程度的不断提高，各系统主体之间交互关系复杂、涌现性突出。传统的安全性分析方法以线性逻辑为主，未能完全满足系统风险高效识别的要求。为此，提出一种基于改进 FRAM-STPA 的民机系统安全性分析方法。构建融合模型，实现民机系统图形化功能建模与耦合分析；根据建模得到的功能单元潜在变化表型和系统潜在危险控制动作，生成系统全局功能影响关系，并通过量化功能模块的可变性风险识别系统安全运行关键功能模块。以民机刹车系统为例展开分析，并使用 Word2Vec 挖掘维修文本信息，验证分析结果的准确性，为民机安全性分析提供理论和方法参考。

关 键 词：系统安全性分析；功能共振分析方法；系统理论过程分析；民机系统；刹车系统
中图分类号：V37; V268.6
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4013-10

随着民机系统向综合化、集成化的方向发展，各系统之间存在资源共享、信息交互和系统互联影响等安全性问题[1]。然而，传统的安全性分析方法难以全面应对新设计思想下的民机系统安全性分析问题挑战，需要开发适应综合集成化系统特点的安全性分析方法。

传统的安全性分析方法一般基于事故链模型对系统进行线性分解，并利用可靠性指标评估系统安全性水平，如故障树分析 (fault tree analysis, FTA)[2]、危险与可操作性分析 (hazard and operability analysis, HAZOP)[3]、故障模式及影响分析 (failure mode and effects analysis, FMEA)[4] 等，这些方法通过将安全性问题转换为系统组件可靠性问题，容易忽略不具有统计特征的重要危险致因，并且难以准确表征微小变化对系统的整体性影响。随着安全理论的不断发展，对安全的概念和认知逐步从被动安全向主动安全迭代。Hollnagel[5] 基于 Safety-Ⅱ概念提出了功能共振分析方法 (functional resonance analysis method, FRAM)，通过功能共振反应系统性能可变性及其传播过程，更能直观反映复杂系统的运行过程，有助于分析系统潜在安全风险，将系统安全性分析转向安全正向控制[6]，现已成功应用于航空[7-8]、交通[9]、医疗[10]、工程管理[11] 等领域。目前，关于 FRAM 的研究侧重于模型定量化改进，文献 [12] 利用 FRAM 研究系统风险指标，结合层次分析法对上下游功能模块的影响度进行定量化评估；文献 [13] 将 FRAM 和蒙特卡罗法结合，从时间、精度 2 方面量化分析功能模块可变性程度，重点识别可变性较大的功能；文献 [14] 将 FRAM 与层次分析法结合，构建定量化民机系统安全性分析模型。

尽管 FRAM 提供安全正向控制模型和过程，但 FRAM 方法难以详尽描述系统模块间的功能交互过程。Leveson[15] 提出了系统理论事故模型与过程 (system-theoretic accident model and processes, STAMP)，并在此基础上提出了系统理论过程分析 (system-theoretic process analysis, STPA)，将安全性分

收稿日期：2023-10-17；**录用日期**：2024-01-09；**网络出版时间**：2024-04-02 13:28
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240329.0943.001
基金项目：国家自然科学基金委员会-中国民用航空局联合研究基金 (U2033209)；中央高校基本科研业务费专项资金 (KJZ53420240023)；中国民航大学研究生科研创新项目资助课题 (2022YJS108)
* **通信作者**. E-mail：jiabaohui@sina.com

引用格式：贾宝惠，张勃，高源. 基于改进 FRAM-STPA 的民机系统安全性分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4013-4022.
JIA B H，ZHANG B，GAO Y. Safety analysis for civil aircraft system based on improved FRAM-STPA [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4013-4022 （in Chinese）.

析问题转化为控制问题，更适合于表述复杂系统间的功能交互过程。关于STAMP/STPA的相关研究，主要针对模型方法进行定量化和形式化的融合改进。文献[16]将FMEA和STPA结合，通过关注低级别组件信息来识别出更详细的致因。文献[17]将STPA与网络分析法结合，构建了危险关键致因识别模型。文献[18]提出一种基于STAMP/STPA和形式化建模工具UPPAAL的集成模块化航空电子设备(integrated modular avionics, IMA)系统重构安全分析方法，用于进行IMA系统的安全性分析，确保安全约束的准确性。文献[19]将STPA和模型检查相结合，利用UPPAAL进行形式化建模，对STPA识别系统风险提供更准确的表述。

少数研究探索了FRAM和STPA方法的结合，文献[20]应用STPA识别安全控制结构，由FRAM对控制结构进行系统建模，检验系统模型是否满足STPA约束。文献[21]结合STPA和FRAM来分析工业装配流程风险，考虑人机交互以增强设计系统的安全性和弹性。现有融合FRAM与STPA的相关研究虽然进行了形式化建模和实例验证，但缺少对复杂系统组件间的控制、反馈及其他交互作用的详细描述，无法有效确定影响系统安全运行的关键功能模块。

为解决上述限制性问题，本文提出了基于改进FRAM-STPA的民机系统安全性分析方法，为民机系统提供量化系统功能风险和识别系统安全运行关键功能模块的分析流程，并以民机刹车系统为例展开分析，利用Word2Vec挖掘历史维修记录文本信息，对比验证该模型方法分析结果的准确性。

1 改进FRAM-STPA安全性分析模型

FRAM重点关注系统各子部件间的联系，认为事故是系统正常运行时突变导致，其以系统整体性视角分析系统中的功能变化和影响因素，利于系统安全性的正向控制[22]。STPA通过建立系统的安全控制结构来描述系统组件间的控制和反馈路径，从而分析系统潜在风险，将安全性分析问题转换为控制问题，适合解释复杂系统间的功能交互过程。结合2种模型的优势，构建一种融合FRAM和STPA的民机系统安全性分析架构，以复杂民机系统为研究对象，识别描述系统间更详细的控制和反馈作用，分析系统功能耦合变异性程度。

步骤1 系统安全性分析建模。首先，明确系统安全性分析建模目的，确定事故及系统级危险；然后，利用FRAM六角图及STPA分层控制结构，图形化建模识别和描述系统功能；最后，建立FRAM与STPA的关键结构映射关系，构建FRAM-STPA模型。

步骤2 功能风险量化分析。将STPA识别潜在不安全控制行为(unsafe control action, UCA)与功能单元潜在变化表型对应结合，实现定量化拓展。通过确定功能单元性能评估指标，建立功能模块可变性风险分析模型，计算各个功能模块的耦合变异性，识别系统安全运行关键功能模块。

2 系统安全性分析建模

2.1 FRAM-STPA模型输入

民机系统建模的目的是定义事故并确定系统级危险，事故属于非计划性损失事件，可能涉及人员伤亡及其他重大损失，如任务、设备、财务和信息等。系统危险是潜在不安全状况，加之外部因素可能导致事故发生，包括系统部件故障、恶劣工作环境和人为操作失误。不同飞行阶段需要执行不同功能[23]，通过确定系统级功能，分析可能的失效模式，总结出指定飞行阶段的民机系统级危险。

FRAM主要采用六角图形式来描述系统模块的功能特征。因此，在描述民机系统的功能特征时，考虑到民机系统组件之间的耦合和实现功能共振，其六角特征具体内容如下：

1) 输入(I)：系统接收的外部信息或信号，如气象数据或导航指令。

2) 输出(O)：系统产生的结果或响应，如飞机的状态信息或警报。

3) 时间(T)：功能执行的时间限制，包括开始、结束和持续时间，如飞机起飞或着陆时间。

4) 前提(P)：执行功能前必须满足的条件，如引擎启动前需要燃油供应。

5) 资源(R)：执行任务所需的物资、人员或设备，如燃料或机组人员。

6) 控制(C)：对功能执行的计划、规则或程序的监督和管理，如飞行员的操作。

为准确识别分解后系统功能间存在的共振关系，需对系统的上下游功能单元作用关系进行分析，如上游功能单元的输出性能变化、功能单元与系统运行环境间的交互影响等。在足够的数据支持下，对输入输出性能变化划分标准等级，理清上下游功能单元间的关系，进而建立系统功能共振网络图。

2.2 构建FRAM-STPA模型

为更准确地分析系统风险，考虑系统内控制、反馈及其他交互作用，建立FRAM和STPA方法间

的联系，对应关系如图 1 所示。

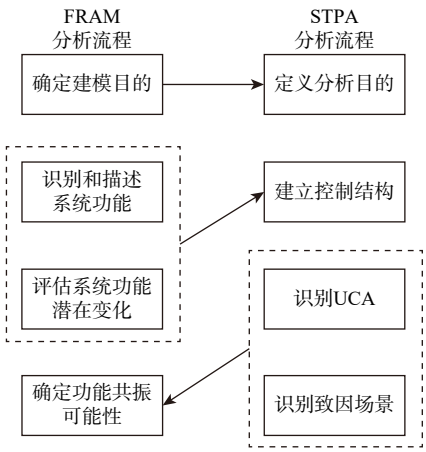


图 1　FRAM 和 STPA 关键概念间对应关系

Fig. 1　Correspondence of key concepts between FRAM and STPA

建模目的对应 STPA 定义系统级风险。识别系统功能模块和评估功能潜在变化，对应建立 STAMP 因果模型，从而得到系统间的控制动作和反馈，并通过 FRAM 的 6 个方面进行描述。STPA 识别 UCA 及潜在致因，对应确定系统功能共振可能性，为系统组件提供安全控制措施。基于对应关系构建 FRAM-STPA 模型，该模型能够更详尽地识别民机系统的控制过程与反馈作用，为后续识别影响系统安全运行关键功能模块建立模型基础。

2.3　系统安全性建模规范

为支持较大规模的民机系统安全性分析，同时确保建立的融合模型结果能够符合系统实际运行逻辑，对改进 FRAM-STPA 模型提出系统安全性建模规范如下：

改进 FRAM-STPA 模型可用一个 7 元组 $\Psi=(F,C,V,A,H,L,S)$ 表示。其中，$F=\{f_1,f_2,\cdots,f_n\}$ 表示系统执行的不同功能；$C=\{c_1,c_2,\cdots,c_m\}$ 表示构成功能的各个组件；$V=\{v_1,v_2,\cdots,v_k\}$ 描述功能和组件的性能可变性；$A=\{a_1,a_2,\cdots,a_p\}$ 表示系统内部的操作或决策；$H=\{h_1,h_2,\cdots,h_q\}$ 表示导致系统失效或不安全情况的潜在事件或条件；$L=\{l_1,l_2,\cdots,l_r\}$ 表示危险发生后可能导致的不良后果或损失情况；$S=\{s_1,s_2,\cdots,s_t\}$ 表示系统操作或决策的限制条件。这些元素交互耦合组成的结构元素有 4 种：①$\Gamma=\{(f_n,c_m)|f_n\subset F,c_m\subset C\}$，表示功能与组件之间的关系；②$\Phi=\{(a_p,h_q)\,|a_p\subset A,h_q\subset H\}$，表示控制与危险之间的关系；③$\Lambda=\{(h_q,l_r)\,|h_q\subset H,l_r\subset L\}$，表示危险与损失之间的关系；④$\Omega=\{(s_t,a_p)\,|s_t\subset S,a_p\subset A\}$，表示约束与控制之间的关系。

3　功能风险量化分析

3.1　功能单元定量分析

识别民机系统潜在 UCA 及其致因时，需要充分考虑系统结构和任务需求[24-25]。通过系统建模分析系统部件或其子系统的控制反馈和安全性能，识别出系统指定功能下存在的潜在 UCA 及致因。

为实现功能风险定量化分析，基于图 1 中 FRAM 与 STPA 方法间的对应关系，STAMP 结构中的控制动作和反馈对应功能模块间的输入与输出，其作用过程可以按照时间、前提、资源、控制等方面进行详细的功能描述，使受控行为中的危险控制动作类型能够对应功能共振可能性的潜在变化表型，并体现在 FRAM 的 6 个方面中。UCA 中未提供控制行为和提供控制行为后导致危险表征功能单元未按预期计划运行，对应可靠性表型；UCA 中提供可能安全的控制行为，但提供节点过早、过晚，以及提供节点顺序错误表征功能单元在时间上的不当执行，对应时序性表型；UCA 中控制行为持续太久和停止过早表征功能单元的过度持续影响和未能持续影响，对应持续性表型。其对应关系表型如表 1 所示。

表 1　潜在 UCA 类型与功能单元潜在变化表型对应关系

Table 1　Correspondence between potential UCA types and potential phenotype changes of functional units

潜在UCA类型	标记	功能单元潜在变化表型
未提供控制行为	U1	可靠性
提供控制行为后导致危险	U2	
提供可能安全的控制行为但提供节点过早	U3	时序性
提供可能安全的控制行为但提供节点过晚	U4	
提供可能安全的控制行为但提供节点顺序错误	U5	
控制行为持续太久	U6	持续性
控制行为停止过早	U7	

3.2　确定功能单元性能评估指标

为确定上游功能单元输出端口与下游功能单元连接端口间的交互变化，需要分析每个功能的潜在可变性如何作用。在非线性的上下游功能单元耦合影响分析中，将可靠性分为可靠、可接受和不可靠 3 个级别；时序性分为适中、可接受、较早/较晚和时序错误 4 种状态；持续性分为稳定、可接受和不稳定 3 个级别，可变性影响结果可能表现为放大、阻尼或无影响。表 2 列出了在可靠性、时序性和持续性 3 个方面，5 个系统功能参数的可变性影响表征评估指标。其中，性能变化表征对应的量化得分变化范围为 1～5 分，得分越高，表明功能特性变化越明显，输出波动范围越大。表中，影响效果

表2 功能特性评估指标

Table 2 Assessment indicators for functional characteristics

功能单元潜在变化表型	性能变化表征	量化得分	输入	资源	前提	控制	时间
可靠性	可靠	1	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼
	可接受	3	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼
	不可靠	5	放大	放大	放大	放大	放大
时序性	适中	1	无影响/放大	阻尼/无影响	放大	放大	放大
	可接受	2	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼
	较早/较晚	4	放大	放大	放大	放大	放大
	时序错误	5	放大	放大	放大	放大	放大
持续性	稳定	1	阻尼/无影响	阻尼/无影响	放大	放大	放大
	可接受	3	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼	阻尼
	不稳定	5	放大	放大	放大	阻尼	阻尼

定义为：产生放大效应时赋值为2，无影响时赋值为1，产生阻尼效应时赋值为0.5。

3.3 功能模块可变性风险分析模型

在评估功能单元性能的基础上，建立功能模块可变性风险分析模型。考虑系统交互和UCA致因，用V_u^{RL}、V_u^{TP}、V_u^{ST}分别表示上游功能单元u的可靠性、时序性、持续性表型的功能性能变化量化得分。

3.3.1 功能关联可变性计算

将系统可靠性、时序性和持续性特征的上游功能单元u输出结果在该系统中对应连接下游功能v的影响效果用$\alpha_{uv}^{\mathrm{RL}}$、$\alpha_{uv}^{\mathrm{TP}}$、$\alpha_{uv}^{\mathrm{ST}}$表示。根据功能共振原理，将上下游功能单元的影响效果与对应功能性能变化程度的乘积定义为功能影响性能乘积指标(function influence-performance multiplication index, FIP)，用λ表示：

$$\lambda_u^{\mathrm{RL}} = \alpha_{uv}^{\mathrm{RL}} V_u^{\mathrm{RL}} \tag{1}$$

$$\lambda_u^{\mathrm{TP}} = \alpha_{uv}^{\mathrm{TP}} V_u^{\mathrm{TP}} \tag{2}$$

$$\lambda_u^{\mathrm{ST}} = \alpha_{uv}^{\mathrm{ST}} V_u^{\mathrm{ST}} \tag{3}$$

将上游功能与连接下游功能v的耦合变化定义为功能可变性评估(function variability evaluation, FVE)，量化下游端口连接的5个功能属性的可变性影响分数，用κ表示：

$$\kappa = \lambda_u^{\mathrm{RL}} \lambda_u^{\mathrm{TP}} \lambda_u^{\mathrm{ST}} \tag{4}$$

3.3.2 上下游功能影响度分析

在计算上游和下游各个系统功能的耦合变异性后，使用下游功能影响度(downstream function impact, DFI)表征系统中下游功能v受其上游输出u影响的可变性风险程度；使用上游输出影响度(upstream output impact, UOI)表征系统中上游功能u的输出耦合变量影响其下游功能v的可变性风险程度，上下游影响度关系如下：

$$\chi_{\mathrm{DFI}} = N_u \sum_v \kappa \tag{5}$$

$$\chi_{\mathrm{UOI}} = N_v \sum_u \kappa \tag{6}$$

式中：N_v为上游控制单元u所连接的下游受控单元数；N_u为下游受控单元v所对应的上游控制单元数。

3.4 系统安全运行关键功能模块识别

分析功能单元之间的交互影响和耦合变异性结果，将系统内总体n个功能可变性影响DFI与下游受控单元数的乘积定义为全局功能影响度(global functional impact, GFI)，将系统内总体n个功能可变性影响UOI与上游控制单元数的乘积定义为全局功能受影响度(global functional affectedness, GFA)，如下：

$$\phi_{\mathrm{GFI}} = \prod_{i=1}^{n} \chi_{\mathrm{DFI}} \tag{7}$$

$$\phi_{\mathrm{GFA}} = \prod_{i=1}^{n} \chi_{\mathrm{UOI}} \tag{8}$$

GFI和GFA反映了民机系统的可变性风险程度，数值的大小表示系统风险程度的高低。GFI较高，表示上游控制单元连接的下游受控单元较多，该系统功能变量的输出会影响下游链路的风险程度。GFA较高，则表示有较多上游控制单元连接到下游受控单元，说明系统功能变量输出及风险程度受上游链路影响较大。

功能风险量化结果能直观体现民机系统关键功能、关键链路、失效链路等，可以更加清晰地反映系统中的可变性影响，准确分析关键功能单元之间的相互作用及可能导致不良事故后果情况，从而精准识别出系统安全运行关键功能模块。

4 民机系统实例分析

选取民机刹车系统作为实例研究对象，刹车系统主要由飞行员控制模块(pilot control module, PCM)、刹车执行模块(brake actuator controller, BAC)、刹车控制模块(brake control module, BCM)、液压系统(hydraulic system, HS)、电气/电子系统(electrical/electronic system, E/ES)、警告和指示系统(warning and indication system, WIS)等功能模块组成，各模块

包含了刹车系统中不同的功能。

4.1　刹车系统建模分析

根据民机刹车系统功能和失效模式, 其在着陆阶段的系统级危险包括飞机在着陆过程中偏离跑道、与地面设施相撞及妨碍其他飞机和地面设施运营。

在功能共振网络中, 民机刹车系统的各功能模块之间不是以串行方式连接, 而是以输入输出形式产生交互作用。根据 STAMP/STPA 模型建立刹车系统的分层控制结构, 如图 2 所示。图中: AACU 为防滞/自动刹车控制组件。

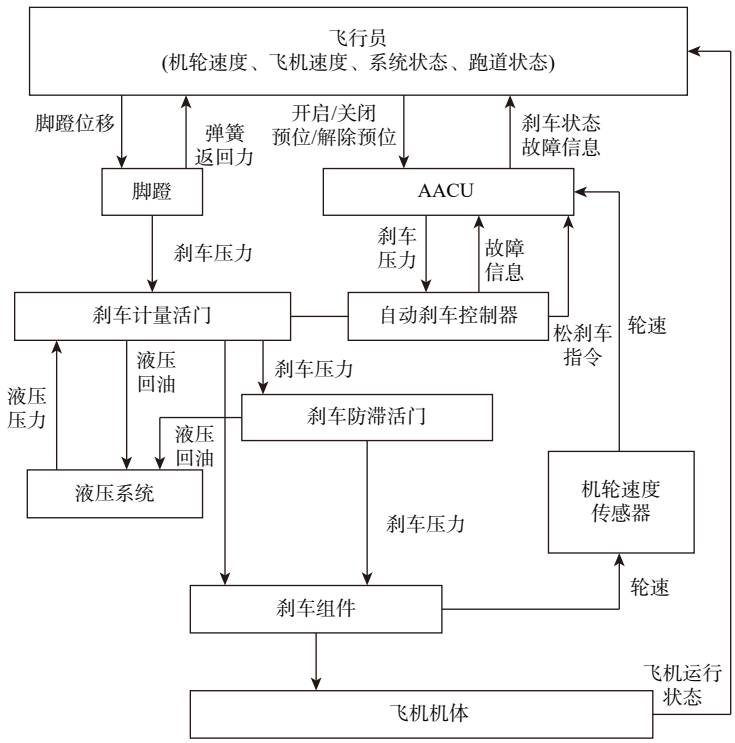


图 2　刹车系统分层控制结构

Fig. 2　Brake system hierarchical control structure

基于图 2 建立的刹车系统分层控制结构, 针对系统控制行为进行不安全控制行为识别。以着陆阶段的设置自动刹车为例展开分析, 其不安全控制行为分析结果如表 3 所示。将功能模块进行归纳总结并对其功能特征进行描述, 如表 4 所示。

表 3　不安全控制行为

Table 3　Unsafe control action

UCA类型	不安全控制行为	对应的功能单元潜在变化表型
未提供控制行为	自动刹车设置后, 未自动执行着陆时的制动指令	可靠性
提供控制行为后导致危险	自动制动在着陆阶段提供了过多的制动指令; 自动制动在着陆阶段提供了不足的制动指令	可靠性
提供可能安全的控制行为但提供节点过早	自动制动在飞机接地前执行制动指令	时序性
提供可能安全的控制行为但提供节点过晚	自动制动在飞机接地后延迟TBD(单位: s)秒才提供制动指令	时序性
提供可能安全的控制行为但提供节点顺序错误	自动制动在飞机接地前执行制动指令, 在接地后延迟TBD(单位: s)才停止制动	时序性
控制行为持续太久	自动制动在飞机着陆后持续提供制动指令的时间过长	持续性
控制行为停止过早	自动制动在飞机达到TBD滑行速度前停止提供制动指令	持续性

注: TBD表示待定或尚未确定。

利用识别出的刹车系统功能模块间的作用关系及其六角特征建立功能共振网络, 如图 3 所示。

以上每个功能模块都可按照控制结构细分成具体组件, 具体的功能模块与其相关的组件如表 5 所示。

民机刹车系统有人工刹车和自动刹车 2 种模式, 均可帮助飞行员完成飞机着陆阶段的正常刹车活动。在人工刹车模式下, 需要飞行员通过踩脚踏板施加刹车压力。在自动刹车模式下, 飞行员通过自动刹车选择阀选定刹车功能用量。飞行员选定刹车方式, 经刹车系统控制组件 (brake system control unit, BSCU) 处理后发出刹车指令, 便可进行刹

表4 刹车系统各功能单元的FRAM六角特征分析

Table 4 FRAM hexagonal feature analysis for brake system functional units

功能	描述	输入	输出	前提	资源	控制	时间
F1	PCM	飞行员的踏板或手柄输入	BAC接收的指令	飞行员需要进行刹车操作	飞行员的操作能力	飞行员踏下踏板或操作手柄	实时控制
F2	BAC	PCM发出的指令	刹车施加力度	PCM发出指令	BAC、HS	BSCU控制	实时控制
F3	BCM	BAC的输出	BAC控制指令	BAC的输出	BSCU	BSCU控制	实时控制
F4	HS	BAC的输出	提供液压动力	BAC的输出	液压泵、液压油箱、液压阀	液压阀门控制	实时控制
F5	E/ES	BAC和BCM的输出	电能供应	BAC和BCM的输出	电源供应、电气线缆和连接器	电气线缆和连接器	实时控制
F6	WIS	BCM和HS的状态信息	飞行员的警告和指示信息	BCM和HS的状态信息	显示屏、指示灯	BSCU控制	实时控制

注: BSCU为刹车系统转弯控制组件。

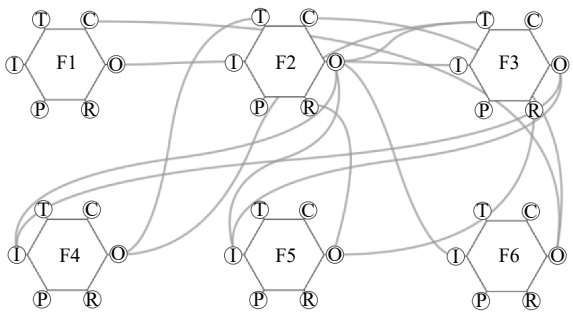


图3 刹车系统功能共振网络

Fig. 3 Functional resonance network of brake system

表5 功能模块关联组件

Table 5 Associated components of functional modules

功能	描述	关联组件
F1	PCM	机组
F2	BAC	静刹车盘、动刹车盘、机轮、其他控制(转向、反推、气动刹车等)
F3	BCM	自动刹车控制器、液压控制器、其他控制(转向、反推、气动刹车等)
F4	HS	液压控制器、刹车系统相关液压模块、液压油
F5	E/ES	自动刹车控制器
F6	WIS	机组

车行为。同时,刹车系统相关参数可通过传感器进行反馈,基于刹车系统机理,结合STAMP模型和功能共振网络,依据2.3节中所描述的系统安全建模规范,建立刹车系统FRAM-STPA模型,如图4所示。

4.2 基于改进FRAM-STPA刹车系统模型的安全性分析

利用改进FRAM-STPA模型识别刹车系统中的安全性关键功能及其潜在变化,即可能导致严重后果的功能模块。将功能单元的潜在UCA通过可靠性、时序性和持续性变化表型表示其特征。刹车系统模型的可靠性、时序性和持续性表型如表6所示。

以F4功能单元为例,WBS液压模块可能提供不足的制动指令,从而导致刹车力不足,影响飞机制动性能和停止距离。这一潜在UCA会提供不足的制动指令导致危险,属于可靠性表型,该潜在UCA涉及致因包括WBS液压模块控制器算法缺陷、液压管路堵塞或老化、刹车盘故障、轮速传感器数据传递有误等,综合考虑致因因素和系统交互,表征可靠性性能变化为可接受级别,按上述分析过程可依次识别其他功能单元的表型特征程度。

4.3 系统功能可变性风险定量分析

根据式(1)~式(3)分别计算刹车系统功能在可靠性、时序性和持续性上的定量分数,并根据式(4)计算上游功能 u 和下游功能 v 的功能关联可变性指标FVE,叠加计算各功能单元对其下游链路可变性影响分数,从而量化功能单元的输出变化,如图5所示。根据式(5)和式(6)计算系统各功能单元DFI、UOI的具体数值,如图6所示。将FVE结果按式(7)、式(8)计算出的GFI数值为787 320,GFA数值为103 335.75,表明刹车系统整体运行功能影响程度高于受影响程度,系统执行任务较多,分析系统潜在危险对于保障着陆安全十分重要。

在飞机实际着陆过程中,刹车系统安全性事故的产生会影响F1功能单元的输入和输出,故其可靠性表型为不可靠,时序性表型为较早、较晚或时序错误,持续性表型为不稳定,导致该功能单元发生危险。

根据上述计算过程,得到刹车系统中DFI最大的功能单元为F2,且F2上游链路数最多,表明F2对系统整体影响度最高,可靠性、时序性和持续性表型均较为关键,极易增大下游功能的可变性程度;UOI最大的功能单元为F3,且F3下游链路数较多,表明F3对其他功能单元的信息输出最多,输出易发生变化,易导致下游功能单元的工作不明确,输出连接响应时间过长。F2在刹车系统中将飞行员的刹车指令转化为切实可行的力度和压力,使刹车装置能够按预期方式进行刹车操作,其输出影响涉及HS的参数变化、机械部件磨损等;F3在刹车系统中主要确保刹车执行的准确性、平衡性及与飞行任务的协调性,受不同外部条件和刹车力度需求

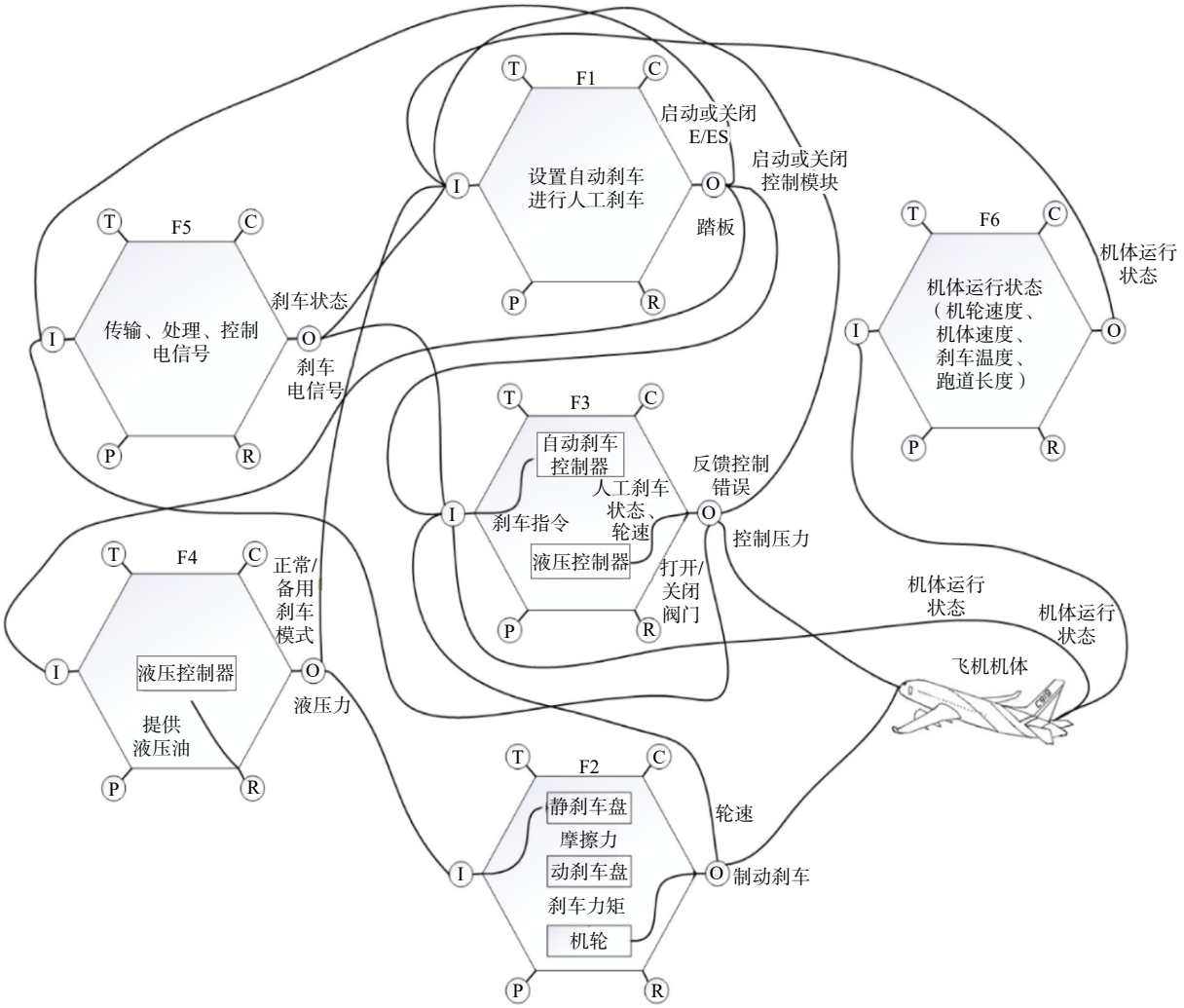


图 4　刹车系统 FRAM-STPA 模型

Fig. 4　FRAM-STPA model of brake system

表 6　刹车系统在可靠性、时序性和持续性上的表型

Table 6　Phenotypes of brake system in reliability, temporality, and continuity

功能	可靠性	时序性	持续性
F1	可接受	可接受	稳定
F2	可接受	可接受	稳定
F3	可接受	可接受	稳定
F4	可接受	适中	稳定
F5	可接受	适中	稳定
F6	可接受	可接受	可接受

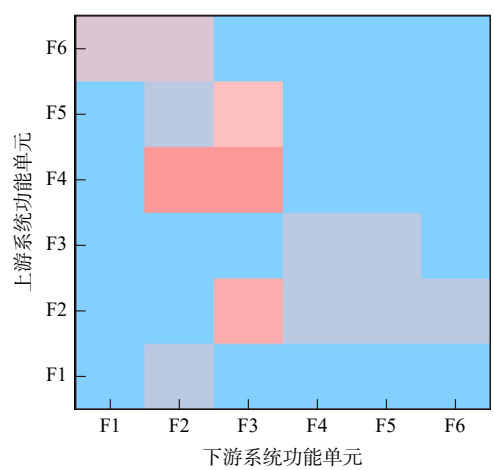


图 5　刹车系统功能单元可变性评估

Fig. 5　FVE of brake system

的影响。通过研究民机刹车系统的改进 FRAM-STPA 模型, 更能直观反映出 F2、F3 相连接的关键链路、失效链路较多, 功能模块间的相互作用较复杂, 因此, 对系统安全运行关键功能模块 F2 和 F3 应进行重点风险监管。

4.4　分析结果验证

4.4.1　理论方法对比

为评估本文方法相较于其他同类型安全性分析方法的优劣, 列举了 FRAM、STPA、FRAM-STPA、改进 FRAM-STPA 及传统分析方法 FMEA、FTA 共 6 种方法的纵向对比过程。表 7 为安全性分析方法的综合对比结果, 可知, 通过比较具体判断指标体现出本文方法的优势。

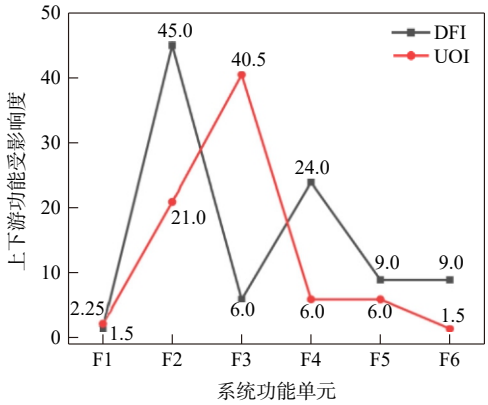


图6 刹车系统功能的风险影响度分析

Fig. 6 Risk impact analysis of brake system functions

表7 安全性分析方法综合对比

Table 7 Comprehensive comparison of security analysis methods

分析方法	定性分析	定量分析	多因素交互过程分析	潜在风险路径分析	预防性分析
FRAM	√			√	
STPA	√				
FRAM-STPA	√	√		√	√
改进FRAM-STPA	√	√	√	√	√
FMEA	√				
FTA	√				

4.4.2 对比验证分析

为检验改进FRAM-STPA方法分析结果的准确性，从真实的民机运行数据入手，挖掘其中的风险信息和潜在规律，实现历史数据驱动的风险分析。飞机运行过程中会产生大量的维修记录，其通过文本形式保存在飞机数据库中，这些文本包含了故障类型、故障原因、故障检修方法等影响系统安全性的关键信息[26]。词相似度计算(Word2Vec)模型[27-28]能够分析关键词之间的语义关系，量化关键词间的潜在关联，有效反映词与词之间的依赖关系。本文利用Word2Vec对维修记录数据进行文本挖掘，提取系统关键组件，计算挖掘到的系统组件与系统类型之间的相似度，进行重要度排序，对比验证实例分析结果。

首先，筛选2016—2021年间某航空公司某型号飞机ATA32相关维修数据记录作为文本挖掘语料，其中，部分维修记录如表8所示。

维修记录具有长度短、数据量大、文本数据结构不规范及包含大量专有名词缩写和代码等特点，因此，需要引入相关工具对维修记录进行预处理[29]。

然后，选取民机刹车系统为训练模型，利用Word2Vec模型，将预处理过的语料库输入该模型中，

表8 维修记录

Table 8 Maintenance records

序号	故障描述	纠正措施
1	3号主轮扎伤超标	参考手册，更换3号主轮
2	航后检查发现左外侧主轮磨损超标	参考手册，更换主轮，检查正常
3	内轮刹车储压器不能保持	参考技术解决方案，更换内轮刹车储压器，并完成充气勤务后，测试正常
⋮	⋮	⋮

采用连续词袋(continuous bag of words, CBOW)模型提取风险组件。设词向量$\boldsymbol{D}=(x_1,x_2,\cdots,x_n)$，$\boldsymbol{B}=(y_1,y_2,\cdots,y_n)$，$\boldsymbol{D}$与$\boldsymbol{B}$的夹角大小为$\alpha$，则

$$\cos\alpha=\frac{\boldsymbol{D}\cdot\boldsymbol{B}}{|\boldsymbol{D}|\cdot|\boldsymbol{B}|}=\frac{\sum_{i=1}^{n}x_iy_i}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}x_i^2}\sqrt{\sum_{i=1}^{n}y_i^2}} \tag{9}$$

$\cos\alpha$值的大小越接近于1，α越接近于0，即2个词向量之间越相似。

在训练模型中将预加工完成的语句导入，输入检索词刹车系统，与刹车系统相似度最高的提取组件词向量即为该步骤提取出的组件。刹车系统较高风险组件分别为刹车盘、刹车片、刹车阀、刹车控制器。民机刹车系统风险组件及相似度如表9所示。

最后，根据表5功能模块与系统组件的对应关系，识别刹车系统风险组件对应的系统安全运行关键功能模块。在民机刹车系统中，相似度较高的风险组件(刹车盘、刹车片等部件)是BAC的关联组件，刹车阀、刹车控制器、刹车液压单元等部件是BCM的关联组件，从而识别出了刹车系统中可变

表9 刹车系统风险组件及相似度

Table 9 Risk components and similarities of brake system

刹车系统风险组件	对应相似度
刹车盘	0.812
刹车片	0.784
刹车阀	0.769
刹车控制器	0.758
刹车液压单元	0.701
刹车蓝环	0.639
刹车电路	0.602
刹车传感器	0.591
刹车警告灯	0.578
刹车系统故障	0.549

性风险较大的安全运行关键功能模块 F2 和 F3, 进一步验证了改进 FRAM-STPA 模型分析结果的准确性。

5 结　论

本文面向民机系统, 提出了一种基于改进 FRAM-STPA 模型的安全性分析方法, 通过对该方法进行研究得出以下结论:

1) 应用 FRAM 和 STPA 系统理论的方法进行图形化功能建模与耦合分析, 建立了民机系统的 FRAM-STPA 模型。该模型综合考虑了系统各部件间的复杂交互过程产生的安全性问题, 从而确定功能模块受到每个控制动作/反馈的影响及导致整体功能可变性风险的原因, 有效弥补了单独使用一种安全性分析方法的不足。

2) 通过改进 FRAM-STPA 方法, 将 STPA 识别潜在 UCA 和 FARM 功能单元潜在变化表型相结合, 得到系统全局功能影响关系, 量化功能模块的可变性风险。应用于民机刹车系统, 识别出影响程度较大的系统安全运行关键功能模块 F2 和 F3, 并利用 Word2Vec 挖掘维修文本信息, 验证了模型分析结果的准确性, 为民机系统安全性分析提供了方法参考。

未来研究将基于本文识别的关键影响因素, 结合风险演化过程分析, 设计并优化安全控制策略, 在确保系统安全性的同时降低控制成本。

参考文献（References）

[1] 陈磊, 焦健, 赵廷弟. 基于模型的复杂系统安全分析综述[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(6): 1287-1291.
CHEN L, JIAO J, ZHAO T D. Review for model-based safety analysis of complex safety-critical system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(6): 1287-1291(in Chinese).

[2] KHAKZAD N, KHAN F, AMYOTTE P. Safety analysis in process facilities: comparison of fault tree and Bayesian network approaches[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2011, 96(8): 925-932.

[3] EKRAMIPOOYA A, BOROUSHAKI M, RASHTCHIAN D. Application of natural language processing and machine learning in prediction of deviations in the HAZOP study worksheet: a comparison of classifiers[J]. Process Safety and Environmental Protection, 2023, 176: 65-73.

[4] OUYANG L H, CHE Y S, YAN L, et al. Multiple perspectives on analyzing risk factors in FMEA[J]. Computers in Industry, 2022, 141: 103712.

[5] HOLLNAGEL E. FRAM: the functional resonance analysis method: modelling complex socio-technical systems[M]. Aldershot: Town Publishing Ltd. , 2012.

[6] HOLLNAGEL E, WEARS R L, BRAITHWAITE J. From Safety-Ⅰ to Safety-Ⅱ: a white paper[R]. Sydney: Australian Institute of Health Innovation, 2015.

[7] VEIBÄCK C, OLOFSSON J, LAUKNES T R, et al. Learning target dynamics while tracking using Gaussian processes[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(4): 2591-2602.

[8] TIAN W L, CAPONECCHIA C. Using the functional resonance analysis method (FRAM) in aviation safety: a systematic review[J]. Journal of Advanced Transportation, 2020, 2020: 8898903.

[9] STUDIC M, MAJUMDAR A, SCHUSTER W, et al. A systemic modelling of ground handling services using the functional resonance analysis method[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2017, 74: 245-260.

[10] CLAY-WILLIAMS R, HOUNSGAARD J, HOLLNAGEL E. Where the rubber meets the road: using FRAM to align work-as-imagined with work-as-done when implementing clinical guidelines [J]. Implementation Science, 2015, 10(1): 125.

[11] SALEHI V, VEITCH B, SMITH D. Modeling complex socio-technical systems using the FRAM: a literature review[J]. Human Factors and Ergonomics in Manufacturing & Service Industries, 2021, 31(1): 118-142.

[12] ROSA L V, HADDAD A N, DE CARVALHO P V R. Assessing risk in sustainable construction using the functional resonance analysis method (FRAM)[J]. Cognition, Technology & Work, 2015, 17(4): 559-573.

[13] PATRIARCA R, DI GRAVIO G, COSTANTINO F. A Monte Carlo evolution of the functional resonance analysis method (FRAM) to assess performance variability in complex systems[J]. Safety Science, 2017, 91: 49-60.

[14] 李耀华, 巩子瑜. 基于改进 FRAM 的民机系统安全性分析[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 324083.
LI Y H, GONG Z Y. Safety analysis of civil aircraft system based on improved FRAM[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 324083(in Chinese).

[15] LEVESON N. A new accident model for engineering safer systems [J]. Safety Science, 2004, 42(4): 237-270.

[16] CHEN L, JIAO J, ZHAO T D. A novel hazard analysis and risk assessment approach for road vehicle functional safety through integrating STPA with FMEA[J]. Applied Sciences, 2020, 10(21): 7400.

[17] 李耀华, 高源. 基于 STPA-ANP 模型的民机系统安全性分析[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(9): 2986-2994.
LI Y H, GAO Y. Safety analysis of civil aircraft systems based on the STPA-ANP model[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(9): 2986-2994(in Chinese).

[18] ASARE P, LACH J, STANKOVIC J A. FSTPA-Ⅰ: a formal approach to hazard identification via system theoretic process analysis [C]//Proceedings of the ACM/IEEE International Conference on Cyber-Physical Systems. Piscataway: IEEE Press, 2013: 150-159.

[19] DAKWAT A L, VILLANI E. System safety assessment based on STPA and model checking[J]. Safety Science, 2018, 109: 130-143.

[20] THAPALIYA A, KWON G. Realization of combined systemic safety analysis of adverse train control system using model checking[C]//Proceedings of the International Conference on Frontier Computing. Berlin: Springer, 2018: 419-430.

[21] NAEINI A M, NADEAU S. Proposed integrated FRAM/STPA risk

analysis of data gloves in assembly 4.0 system[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2023, 81: 102523.

[22] HOLLNAGEL E, HOUNSGAARD J, COLLIGAN L. FRAM-the functional resonance analysis method: a handbook for the practical use of the method[M]. Boca Raton: CRC Press, 2014.

[23] ATASOY V E, CETEK C. Enhanced cruise range prediction for narrow-body turbofan commercial aircraft based on QAR data[J]. The Aeronautical Journal, 2021, 125(1286): 672-701.

[24] BENSACI C, ZENNIR Y, POMORSKI D, et al. Collision hazard modeling and analysis in a multi-mobile robots system transportation task with STPA and SPN[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2023, 234: 109138.

[25] AHN S I, KURT R E, TURAN O. The hybrid method combined STPA and SLIM to assess the reliability of the human interaction system to the emergency shutdown system of LNG ship-to-ship bunkering[J]. Ocean Engineering, 2022, 265: 112643.

[26] ARIF-UZ-ZAMAN K, CHOLETTE M E, MA L, et al. Extracting failure time data from industrial maintenance records using text mining[J]. Advanced Engineering Informatics, 2017, 33: 388-396.

[27] XU Z Z, CHEN B, ZHOU S H, et al. A text-driven aircraft fault diagnosis model based on a Word2Vec and priori-knowledge convolutional neural network[J]. Aerospace, 2021, 8(4): 112.

[28] ZHOU S H, WEI C F, LI P, et al. A text-driven aircraft fault diagnosis model based on Word2Vec and stacking ensemble learning[J]. Aerospace, 2021, 8(12): 357.

[29] 贾宝惠, 姜番, 王玉鑫, 等. 基于民机维修文本数据的故障诊断方法[J]. 航空学报, 2023, 44(5): 326598.
JIA B H, JIANG F, WANG Y X, et al. Fault diagnosis method based on civil aircraft maintenance text data[J]. Acta Aeronautica et Astronantica Sinica, 2023, 44(5): 326598(in Chinese).

Safety analysis for civil aircraft system based on improved FRAM-STPA

JIA Baohui[1,*], ZHANG Bo[1], GAO Yuan[2]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. School of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: As civil aircraft systems increasingly integrate, the complex interactions among various system components and the emergence of unforeseen issues have become prominent. Traditional safety analysis methods, primarily based on linear logic, have failed to fully meet the requirements for efficient identification of system risks. Therefore, an improved FRAM-STPA approach for the safety analysis of civil aircraft systems is proposed. In order to carry out graphical functional modeling and coupling analysis of the aviation system, an integrated model must be built. Based on the modeling results, including the latent phenotypes of functional units and potential unsafe control actions within the system, it establishes the system-wide functional impact relationships and quantifies the variability risk of functional modules. In order to verify the accuracy of the analysis results, Word2Vec is used to mine maintenance text information, and the airplane braking system is used as an example to illustrate the analysis. This approach provides theoretical and methodological references for civil aircraft safety analysis.

Keywords: system safety analysis; functional resonance analysis method; system-theoretic process analysis; civil aircraft system; brake system

Received: 2023-10-17; **Accepted**: 2024-01-09; **Published Online**: 2024-04-02 13:28

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240329.0943.001

Foundation items: Joint Research Foundation of the National Natural Science Foundation of China and the Civil Aviation Administration of China (U2033209); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (KJZ53420240023); Graduate Research Innovation Project Funded by Civil Aviation University of China (2022YJS108)

* **Corresponding author**. E-mail: jiabaohui@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0682

基于注意力特征融合的无人机检测算法

王尔申[1,2,*]，张宏轩[1]，徐嵩[1]，于腾丽[3]，雷虹[4]，季善斌[1]

(1. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院，沈阳 110136；2. 极限环境光电动态测试技术与仪器全国重点实验室，太原 038507；
3. 沈阳航空航天大学 航空宇航学院，沈阳 110136；4. 电磁环境效应航空科技重点实验室，沈阳 110035)

摘 要：针对背景与无人机(UAV)颜色相似、目标遮挡重叠等复杂环境条件下，对无人机目标快速精准识别存在的问题，提出一种改进的无人机检测算法STC-YOLOv5。STC-YOLOv5算法的骨干特征提取网络采用Swin Transformer，以增强网络在复杂环境下的鲁棒性；在YOLOv5模型特征融合网络集成卷积注意力模块(CBAM)，以增强对无人机目标重要特征的关注并抑制不必要的特征关注；根据无人机的特点优化损失函数，在完整交并比(CIoU)损失函数中引入角度损失、距离损失和形状损失，提高被遮挡无人机目标的识别准确率。在自主建立的无人机飞行数据集上进行实验验证，结果表明：在无人机目标被部分遮挡情况下，改进的STC-YOLOv5算法的平均精度为92.98%，召回率为87.09%，相比于YOLOv5算法分别提高了2.88%、6.03%，能够在复杂环境下对无人机进行快速准确识别。

关 键 词：无人机；目标检测；Swin Transformer；卷积注意力模块；损失函数
中图分类号：TP391.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4023-08

随着无人机技术的迅速进步与广泛应用，其不仅成为众多行业的关键技术革新力量，而且在深刻地促进着人类社会的多元化发展。无人机技术对军民应用领域带来潜在的风险问题，还引发了一系列安全挑战。无人机的“黑飞”、“滥飞”行为已经严重损害人们的安全[1]。鉴于此，开发和完善反无人机技术的重要性日益凸显。无人机检测技术在反无人机系统中占据重要地位，是应对潜在威胁、实施有效保护措施的前提条件。

近年来，深度学习技术取得了突飞猛进的发展，其在无人机检测领域的应用也取得了很大的成功。与传统的目标检测算法相比，深度学习技术可以自动从训练数据中学习到目标特征，具有较强的特征提取能力和泛化能力，常用的目标检测模型有Faster R-CNN[2]、SSD[3]、YOLOv4等。针对无人机飞行特点，杨勇等[4]提出了一种时频检测与极化匹配相结合的双极化雷达无人机检测算法。虞晓霞等[5]在杨勇等[4]的研究中借鉴并改良了LeNet-5算法，更适用于无人机的特征提取和识别任务，尤其在禁飞区的监控系统中有着优势。Shinde等[6]使用YOLOv2完成对无人机的目标检测任务。Hu等[7]利用YOLOv3的改进算法对无人机进行目标检测，主要改进有：将原来3个尺度特征图输出增加到4个，根据输入数据计算出4个尺度特征图中无人机的尺寸，提升了速度和准确率。崔艳鹏等[8]针对无人机特征不明显的问题提出了一种结合YOLOv3改进模型与超分辨率重建技术的检测算法。刘芳等[9]针对无人机视频中环境的干扰等问题提出了一种

收稿日期：2023-10-24；录用日期：2024-01-12；网络出版时间：2024-04-17 20:15
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240416.1055.001
基金项目：极限环境光电动态测试技术与仪器全国重点实验室开放基金(2023-SYSJJ-04)；国家自然科学基金基础科学中心项目(62388101)；国家自然科学基金(62173237)；天津市城市空中交通系统技术与装备重点实验室开放基金(TJKL-UAM-202305)；航空科学基金(20240055054001)；辽宁省教育厅科学技术项目(310125011,20240177)
*通信作者. E-mail：wanges_2016@126.com

*引用格式：王尔申，张宏轩，徐嵩，等. 基于注意力特征融合的无人机检测算法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4023-4030.
WANG E S，ZHANG H X，XU S，et al. UAV detection algorithm based on attentional feature fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4023-4030 (in Chinese).*

基于注意力特征融合算法。杨帅东等[10]针对无人机飞行抖动、相似目标等问题提出了一种加强深度特征相关性算法。张瑞鑫等[11]结合注意力机制和CenterNet提出了一种方法,有效提高了检测的精度和定位质量。薛珊等[12]为解决现实场景下无人机被遮挡问题,提出了一种基于YOLOX-S的改进算法YOLOX-drone,该算法引入坐标注意力机制,并设计了自适应特征融合网络结构。尽管目标检测在无人机检测领域已经取得了一定成就,但在面对诸如无人机被遮挡等现实复杂环境时,上述算法的检测精度和模型的泛化能力都有待提高,常常出现漏检、检测精度不高等情况。

针对无人机在实际飞行中可能遇到的部分遮挡、重叠及背景颜色与无人机相近导致识别困难的问题,本文创新性地提出一种融合注意力特征的无人机检测算法STC-YOLOv5,搜集了大量无人机图像,构建了一个富含遮挡、重叠现象及目标无人机与复杂背景颜色接近的数据集,并用于该算法的训练与验证,通过对比实验,验证了STC-YOLOv5算法在解决无人机在现实场景中部分被遮挡、重叠或背景颜色相近导致不易识别的问题上的有效性。

1 STC-YOLOv5网络结构及原理

YOLOv5相较于YOLOv4[13]有多方面性能的提升,更加灵活,其在保证高检测率的同时还保证了模型的部署便捷性。YOLOv5的网络结构主要包括4部分:输入端、Backbone、Neck、Prediction。Backbone主要包含CSPdarknet+SPP[14]结构,用卷积操作和全连接操作进行特征提取;Neck为特征融合部分,主要包含路径聚合网络(path aggregation network, PANet)和特征金字塔网络(feature pyramid network, FPN)[15];Prediction包括预测边界框、计算损失函数及非极大值抑制。

YOLOv5检测算法在无人机发生遮挡、重叠或与背景相似情况下,经常会出现漏检和误检,为此,本文提出一种基于注意力特征融合的无人机检测算法STC-YOLOv5。该算法的主干网络使用Swin Transformer[16]作为特征提取网络,Neck模块嵌入卷积注意力模块(convolution block attention module, CBAM),使网络关注重要特征,抑制不必要的特征,并且在完整交并比(complete IoU, CIoU)损失函数中引入了角度损失、距离损失和形状损失。STC-YOLOv5网络结构如图1所示。

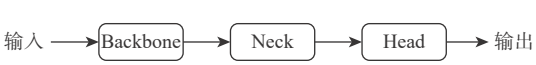


图1 STC-YOLOv5网络结构

Fig. 1 STC-YOLOv5 network architecture

1.1 主干网络的改进

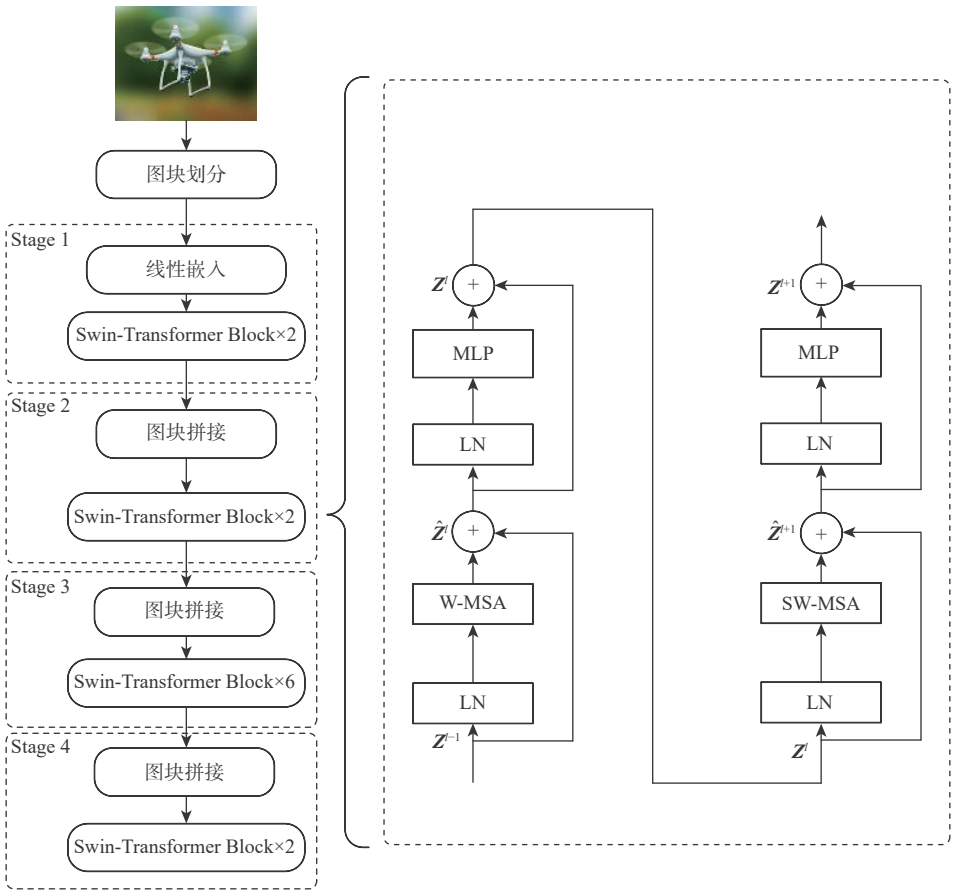
无人机在复杂环境中难以准确识别,这是由于卷积网络无法学习到背景与无人机的关联,而Transformer引入注意力机制,将学习整体与部分特征之间关联突出无人机特征,有更好的效果。使用Swin Transformer作为YOLOv5的骨干网络来提取特征,基于可移位窗口的Multi-head[17]自注意力机制能建模不同空间位置特征之间的依赖关系,有效捕获全局上下文信息,具有更好的特征提取能力,使模型能够更好地提取图像特征。

STC-YOLOv5的主干网络如图2(a)所示。首先,将无人机图像切分成不同的小块,对特征图进行通道方向的展平处理,通过线性嵌入层对每个像素通道数据实施线性变换,同时,将每个样本在特征维度上进行归一化处理。然后,STC-YOLOv5在每阶段间采用图块拼接操作对图像进行下采样,并通过标准化层(layer normalization, LN)对结果进行归一化处理,通过全连接层将特征图的通道数减半。最后,使用Swin Transformer模块提取图像的特征。

如图2(b)所示,2个连续的Swin Transformer模块的结构包括4个残差连接层、2个多层感知器(multi-layer perception, MLP)、4个LN层、1个W-MSA层和1个SW-MSA层。在处理流程上,首先,对输入的图像特征$\boldsymbol{Z}^{l-1}$进行归一化操作;其次,通过W-MSA层抓取关键特征;然后,将经过残差连接层处理后的$\hat{\boldsymbol{Z}}^{l}$特征再次进行归一化,通过一个MLP对通道维度进行线性变换,将变换后的特征通过残差连接层输出特征$\boldsymbol{Z}^{l}$;最后,输出特征还会经过一个类似的包含SW-MSA结构。

1.2 特征融合的改进

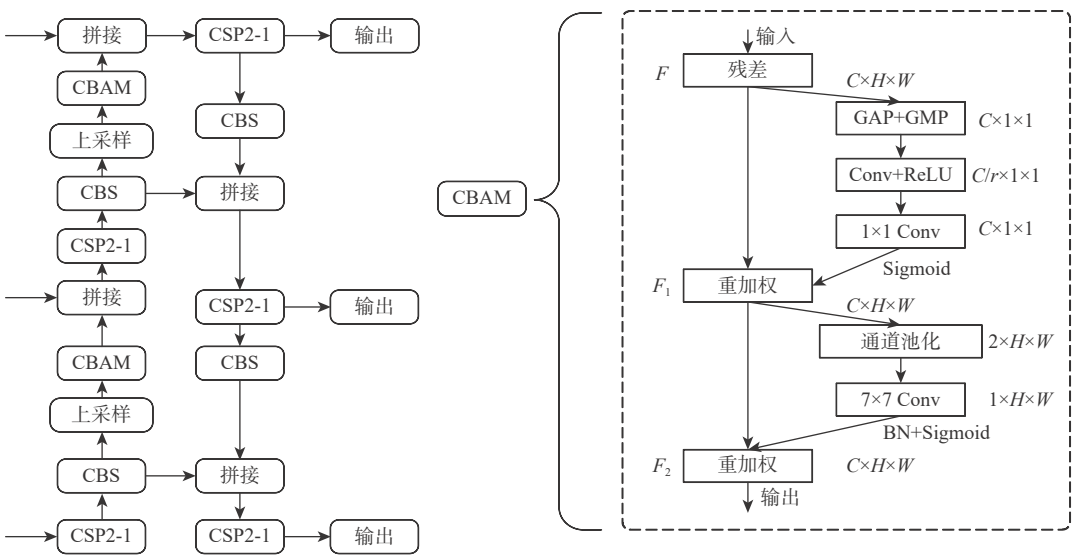
在无人机的检测图像中,要检测的目标无人机是重要特征,图像中背景环境噪声是不必要特征。由于无人机飞行时环境较为复杂,使得网络难以关注到关键的信息,给模型带来了性能影响。为解决上述问题,使网络更好地关注无人机,本文提出一种集成CBAM的YOLOv5网络。STC-YOLOv5的特征融合部分设计沿用了FPN+PAN的结构,通过上采样和下采样操作将不同层次的特征图融合在一起,但是在其基础上做了一些改进操作。由于上采样会对图像的质量造成影响,本文在特征融合网络的每个上采样操作之后添加CBAM。CBAM结合了通道和空间2个维度的特征,能够有针对性地加强对关键特征的关注,抑制无用特征,这样可以突出无人机未遮挡部分的特征。如图3(a)所示,先将经过Backbone得到的不同尺寸特征图进行上采



(a) Swin Transformer 网络架构　　(b) 2 个连续的 Swin Transformer 模块

图 2　主干网络结构

Fig. 2　Backbone network structure



(a) 特征融合网络　　(b) CBAM 卷积注意力机制结构

图 3　特征融合网络结构

Fig. 3　Structure of feature fusion network

样, 得到更精细的特征图, 再经过 CBAM 得到有用特征。将经过 CBAM 的特征图与上一层特征图进行融合, 得到更丰富的特征表达, 最终提高模型在复杂场景下的抗遮挡检测能力。图 3(a) 中, CBS 为跨阶段二进制模块。

本文使用的 CBAM[18] 包含了 2 部分: 通道注意力机制和空间注意力机制。通道注意模块侧重于通道信息, 其核心是确定目标的主要特征, 以确定通道位置; 空间注意模块则着重于空间位置, 并根据目标的主要信息确定空间位置。图 3(b) 为卷积

注意力机制的结构。

通道注意模块主要关注特征图中各通道的有效性。具体做法为：对尺寸为$C\times H\times W$的特征图F进行全局最大池化(global max pooling, GMP)和全局平均池化(global average pooling, GAP)操作，获得维度为$C\times 1\times 1$的通道描述；通过一个共享神经网络映射成2个特征图像；将特征图像堆叠并经过激活函数处理，得到通道权值；将原始特征图F的像素值与对应的权值相乘，生成一个新的特征图F_1。具体计算公式如下：

$$\begin{aligned}\boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}(F)&=\sigma(\mathrm{MLP}(\mathrm{AvgPool}(F))+\mathrm{MLP}(\mathrm{MaxPool}(F)))=\\&\sigma(\boldsymbol{W}_1(\boldsymbol{W}_0(\boldsymbol{F}^{\mathrm{c}}_{\mathrm{avg}}))+\boldsymbol{W}_1(\boldsymbol{W}_0(\boldsymbol{F}^{\mathrm{c}}_{\mathrm{max}})))\end{aligned}\tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}$为通道注意力特征图；$\sigma$为Sigmoid函数；MLP表示共享神经网络；AvgPool表示平均特征点；MaxPool表示最大特征点；$\boldsymbol{W}_0$为第1个全连接层的权重矩阵；$\boldsymbol{W}_1$为第2个全连接层的权重矩阵；$\boldsymbol{F}^{\mathrm{c}}_{\mathrm{avg}}$为平均池化特征；$\boldsymbol{F}^{\mathrm{c}}_{\mathrm{max}}$为最大池化特征。

空间注意模块旨在突出特征图的关键位置信息。其流程为：首先，将先前生成的特征图F_1在通道维度上进行全局最大池化和平均池化操作，产生2个跨通道的二维特征映射；然后，两者经过一个7×7的卷积层降维整合，变为单通道特征图，特征图进一步通过Sigmoid激活函数，生成权重系数；最后，将这些空间权值与特征图F_1的对应位置像素点相乘，从而生成注意力特征图F_2。具体计算公式如下：

$$\begin{aligned}\boldsymbol{M}_{\mathrm{s}}(F)&=\sigma(f^{7\times 7}([\mathrm{AvgPool}(F);\mathrm{MaxPool}(F)]))=\\&\sigma(f^{7\times 7}([\boldsymbol{F}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{avg}};\boldsymbol{F}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{max}}]))\end{aligned}\tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{M}_{\mathrm{s}}$为空间注意力特征图；$f^{7\times 7}$表示7×7的卷积计算；$\boldsymbol{F}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{avg}}$为平均池化特征，大小为$1\times H\times W$；$\boldsymbol{F}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{max}}$为最大池化特征，大小为$1\times H\times W$。

1.3 损失函数的改进

无人机不仅体型小巧，而且飞行状态多变、飞行环境复杂，这种情况下，只考虑预测框与真实框之间的重叠面积是不够的。考虑到预测框与真实框距离、形状、角度等方面都存在损失，因此，在CIoU损失函数上引入尺度不变交并损失(scale-invariant IoU loss，SIoU)[19]。

SIoU由角度损失Λ、距离损失Δ、形状损失Ω和IoU损失组成，公式如下：

$$S=I-\frac{\Delta+\Omega}{2}\tag{3}$$

式中：S为预测边界框和真实边界框的并集；I为预测边界框和真实边界框的交集。

$$\Delta=\sum_{t=x,y}[1-\mathrm{e}^{-(2-\Lambda)\rho_t}]\tag{4}$$

其中：$\rho_x=\left(\frac{b^{\mathrm{gt}}_{cx}-b_{cx}}{c_w}\right)^2$，$\rho_y=\left(\frac{b^{\mathrm{gt}}_{cy}-b_{cy}}{c_h}\right)^2$，$c_w$和$c_h$分别为预测框中心点和真实框中心点的横坐标与纵坐标之差；$(b_{cx},\ b_{cy})$为预测框中心坐标；$(b^{\mathrm{gt}}_{cx},\ b^{\mathrm{gt}}_{cy})$为真实框中心坐标。

$$\Lambda=1-2\sin^2(\arcsin x-\pi/4)\tag{5}$$

式中：$x=c_h/\varphi=\sin\alpha$，α为两点连线与水平线的夹角。

$$\Omega=\sum_{t=w,h}(1-\mathrm{e}^{-\omega_t})^{\theta}\tag{6}$$

式中：$\omega_w=\frac{|w-w^{\mathrm{gt}}|}{\max(w,w^{\mathrm{gt}})}$，$\omega_h=\frac{|h-h^{\mathrm{gt}}|}{\max(h,h^{\mathrm{gt}})}$；$\varphi$为真实框与预测框中心点距离；$\theta$控制对形状损失的关注程度，参数范围为2～6；$w$和$h$分别为预测框的宽和高；$w^{\mathrm{gt}}$和$h^{\mathrm{gt}}$分别为真实框的宽和高。

改进后的CIoU[20]损失函数C_L公式如下：

$$C_L=1-S+\frac{\rho^2(b,b^{\mathrm{gt}})}{c^2}+\beta v\tag{7}$$

式中：$v=\frac{4}{\pi^2}\left(\arctan\left(\frac{w^{\mathrm{gt}}}{h^{\mathrm{gt}}}\right)-\arctan\left(\frac{w}{h}\right)\right)^2$；$\beta=\frac{v}{(1-S)+v}$；$\rho^2(b,b^{\mathrm{gt}})$为预测框与真实框的中心点欧氏距离；$c$为能够同时包含预测框和真实框的最小闭包区域的对角线距离；$w^{\mathrm{gt}}/h^{\mathrm{gt}}$和$w/h$分别为真实框和预测框各自的宽高比。

1.4 数据集采集

拍摄处于现实环境中的大量无人机图像，将其筛选整理成数据集。在实际应用中，无人机常处于复杂环境中，为使模型的适应力强、稳定性高，在数据集构建时涵盖了无人机在实际飞行中的多种姿态，其中包括角度旋转、尺度变换和复杂的环境干扰或遮挡等多种情形，部分无人机数据集图像如图4所示。



图4 无人机数据集部分图像

Fig. 4 Partial image of UAV dataset

为得到更多种类、信息更加丰富的无人机图像，从网上下载大量不同种类的无人机图像，部分资源如图5所示。

由于网络下载得到的图像符合遮挡条件的较少，需手动生成遮挡，以清晰未遮挡的无人机原始

图像作为基础, 通过人为设计的掩膜, 批量合成不同程度被遮挡的无人机图像, 部分合成的无人机遮挡图像如图 6 所示。将获得的无人机图像处理筛选后, 进行手工标注, 创建一个全新的无人机数据集, 该数据集包含 6 732 张图像。



图 5　网络下载无人机图像

Fig. 5　Downloading UAV images from the web

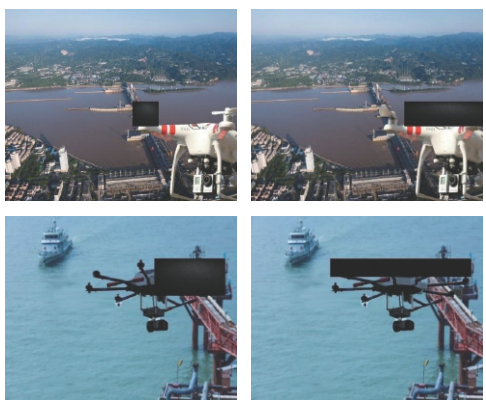


图 6　合成的无人机遮挡图像

Fig. 6　Synthesized UAV occlusion images

2　实验结果与分析

本文提出了一种基于深度学习框架 Pytorch 的无人机目标检测模型。在训练过程中, 自建的数据集按 9∶1 的比例划分为训练集、测试集。BatchSize 大小设置为 16; 使用预训练权重的情况下共训练了 100 个 epoch。梯度下降优化策略采用 Adam 优化器, 初始学习率设置为 0.01。使用平均精度、召回率、$F_{1\text{-score}}$ 等作为实验结果的度量指标。在一台配备了 Win11 操作系统、Python3.8、NVIDIA GeForce RTX 3090 Ti GPU、12th Gen Intel(R) Core(TM) i9-12900KF 3.20 GHz 处理器、CUDA11.1 的计算机上进行训练和测试。

2.1　目标检测的评价指标

使用准确率、召回率、$F_{1\text{-score}}$、平均精度、检测时间 5 个指标对不同模型性能进行全面评估。

准确率 P 衡量的是模型正确预测为正例的样本占所有预测为正例样本的比例, 而召回率 R 则表示模型成功识别出的正例样本占实际正例样本总数的比例。计算公式如下:

$$P=\frac{T_{\mathrm{P}}}{T_{\mathrm{P}}+F_{\mathrm{P}}} \tag{8}$$

$$R=\frac{T_{\mathrm{P}}}{T_{\mathrm{P}}+F_{\mathrm{N}}} \tag{9}$$

式中: T_{P} 表示正确识别为正样本的样本数; F_{P} 表示被错误判断为正样本但实际为负样本的数量; F_{N} 表示错误划分到负样本的数量。

$F_{1\text{-score}}$ 是寻找准确率和召回率两者的最佳平衡点, 计算公式如下:

$$F_{1\text{-score}}=\frac{2PR}{P+R} \tag{10}$$

平均精度(average precision, AP)指所有图像内的具体某一类的 P-R 曲线下的面积, 计算公式如下:

$$A_{\mathrm{P}}=\int_0^1 P(r)\mathrm{d}r \tag{11}$$

全类平均精度 (mean average precision, mAP) 为所有类别平均精度的均值, 计算公式如下:

$$m_{\mathrm{AP}}=\frac{1}{|\eta_c|}\sum_{i=1}^{n_s}A_{\mathrm{P}i} \tag{12}$$

检测时间 T 使用目标检测网络检测一幅图像所消耗的平均时间为标准, 单位为 s。

2.2　消融实验

对提出的改进模型做对比实验, 如表 1 所示。可见, 提出的模型在自建数据集上进行测试, mAP 为 92.98%, 比基线模型提高了 2.88%。通过对比可知, 更换主干网络、加入 CBAM 和改进损失函数使 mAP 提升。由表 2 可知, 改变主干网络模型, 参数

表 1　消融实验结果

Table 1　Ablation experiment results

Swin Transformer	CBAM	损失函数	mAP/%	R/%	$F_{1\text{-score}}$	P/%
			90.10	81.06	0.89	98.87
√			88.85	81.64	0.90	99.34
	√		91.15	86.34	0.92	99.10
		√	89.47	84.46	0.91	99.59
√	√	√	92.98	87.09	0.93	98.76

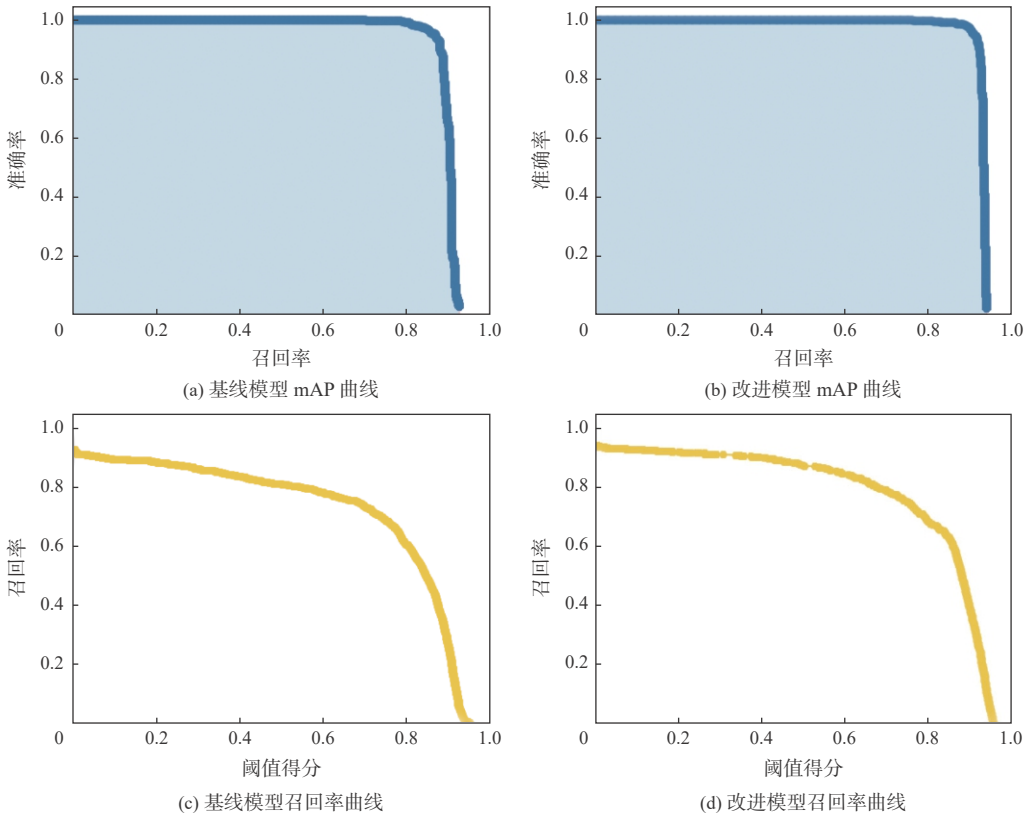
表 2　模型复杂度对比

Table 2　Comparison of model complexity

Swin Transformer	CBAM	损失函数	参数量	T/s
			7.43×10^6	2.04
√			31.09×10^6	2.06
	√		7.61×10^6	2.02
		√	7.43×10^6	2.01
√	√	√	31.26×10^6	2.02

变化较大，增加 CBAM 后，网络结构大小虽略有增加，但目标检测网络的性能有不同程度提升，表明 CBAM 可有效提升实际飞行场景下的检测性能。该模型兼具检测速度和识别准确率。

本文提出的网络模型在阈值得分为 0.5 时，将基线模型的 mAP 和召回率指标分别提高了 2.88% 和 6.03%，如图 7 所示。召回率的提高表明，本文采用的优化策略可以有效提高模型对正样本目标的学习效果。



(a) 基线模型 mAP 曲线　(b) 改进模型 mAP 曲线

(c) 基线模型召回率曲线　(d) 改进模型召回率曲线

图 7　无人机检测的 mAP 和召回率

Fig. 7　mAP and recall for UAV detection

2.3　主流目标检测模型实验对比分析

为了客观反映本文提出的无人机目标检测网络的性能，使用相同的设置对其他模型进行训练，并进行对比分析，结果如表 3 所示。在相同测试集下，本文提出的无人机检测模型 mAP 值达到了 92.98%，分别比 Faster R-CNN[2]、Mobilenet-YOLOv4、YOLOv4-tiny、YOLOv4、YOLOv5 模型提高 9.63%、20.32%、13.27%、12.04%、2.88%。

表 3　经典目标检测算法检测性能对比

Table 3　Detection performance comparison of classical target detection algorithms

算法	R/%	mAP/%	$F_{1\text{-score}}$	P/%	T/s
Faster R-CNN[2]	69.78	83.35	0.81	95.85	6.68
Mobilenet-YOLOv4	46.98	72.66	0.63	97.71	3.20
YOLOv4-tiny	74.59	79.71	0.83	94.76	3.09
YOLOv4	67.58	80.94	0.79	95.72	3.78
YOLOv5	81.06	90.10	0.89	98.87	2.04
本文	87.09	92.98	0.93	98.76	2.02

为验证本文提出的注意力融合机制的有效性，对 YOLOv8 和引入 CBAM 的 YOLOv8 算法进行训练，对比结果如表 4 所示。

表 4　YOLOv8 检测性能对比

Table 4　YOLOv8 detection performance comparison

算法	R/%	mAP/%	$F_{1\text{-score}}$	P/%
YOLOv8	88.96	95.55	0.94	99.89
YOLOv8+CBAM	92.51	95.64	0.95	97.21

为更直观地展示改进 YOLOv5 模型的优势，使用几种比较经典的检测模型和改进前后的 YOLOv5 模型进行检测，如图 8 所示。

无人机实际飞行场景复杂，当其处于低空飞行被障碍物遮挡时，无人机与障碍物的颜色接近，此时，无人机的特征发生变化，导致模型难以准确辨别其类别，从而出现漏检或误检；当多架无人机飞行重叠时，重叠区域无人机的特征都发生变化，易出现漏检情况；在背景颜色与无人机相似的情形下，目标检测模型所能提取到的无人机特征较为有限，易发生检测精度不准的问题。由上述检测对比可知，本文改进后的 YOLOv5 模型能有效克服复杂


(a) Faster R-CNN[2]


(b) Mobilenet-YOLOv4


(c) YOLOv4-tiny


(d) YOLOv4


(e) YOLOv5


(f) 本文

图 8　模型检测对比

Fig. 8　Model detection comparison

环境下无人机检测存在的遮挡目标检测难度大、误检漏检率高的问题。

3　结　论

本文针对无人机实际飞行环境中部分被遮挡、重叠或背景颜色相近导致不易识别的问题, 提出了一种结合注意力机制的无人机检测模型 STC-YOLOv5。

1) 将网络主干更换成 Swin Transformer, 大大增加了算法鲁棒性。

2) 在特征融合网络引入 CBAM, 使网络更加关注重要的特征, 抑制不必要的特征。

3) 根据无人机的特点优化了损失函数, 在 CIoU 损失函数中引入了角度损失、距离损失和形状损失, 提升了边界框定位质量。

4) 实验结果表明, 本文方法的 mAP 值达到 92.98%, 在相同实验条件下, 与其他模型相比, 本文方法的 mAP 比 Faster R-CNN、Mobilenet-YOLOv4、YOLOv4-tiny、YOLOv4、YOLOv5 模型分别提升了 9.63%、20.32%、13.27%、12.04%、2.88%。

综上, 提出的无人机检测模型在准确性等方面具有较好的性能, 研究结果对反无人机系统等研究具有一定的参考意义。

参考文献（References）

[1] 赵飞, 娄文忠, 冯恒振, 等. 反无人机图像导引头远距空中目标探测技术[J]. 兵工学报, 2023, 44(4): 1023-1033.
ZHAO F, LOU W Z, FENG H Z, et al. Long-range aerial target detection technology of anti-UAV image guide[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(4): 1023-1033(in Chinese).

[2] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.

[3] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: single shot multibox detector[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.

[4] 杨勇, 王雪松, 张斌. 基于时频检测与极化匹配的雷达无人机检测方法[J]. 电子与信息学报, 2021, 43(3): 509-515.
YANG Y, WANG X S, ZHANG B. Radar detection of unmanned aerial vehicles based on time-frequency detection and polarization matching[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2021, 43(3): 509-515(in Chinese).

[5] 虞晓霞, 刘智, 耿振野, 等. 一种基于深度学习的禁飞区无人机目标识别方法[J]. 长春理工大学学报 (自然科学版), 2018, 41(3): 95-101.
YU X X, LIU Z, GENG Z Y, et al. A deep learning-based target recognition method for UAVs in no-fly zones[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2018, 41(3): 95-101(in Chinese).

[6] SHINDE C, LIMA R, DAS K. Multi-view geometry and deep learning based drone detection and localization[C]//Proceedings of the 5th Indian Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 289-294.

[7] HU Y Y, WU X J, ZHENG G D, et al. Object detection of UAV for anti-UAV based on improved YOLOv3[C]//Proceedings of the Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 8386-8390.

[8] 崔艳鹏, 王元皓, 胡建伟. 一种改进 YOLOv3 的动态小目标检测方法[J]. 西安电子科技大学学报, 2020, 47(3): 1-7.
CUI Y P, WANG Y H, HU J W. An improved dynamic small target detection method for YOLOv3[J]. Journal of Xi'an Electronic Science and Technology University, 2020, 47(3): 1-7(in Chinese).

[9] 刘芳, 浦昭辉, 张帅超. 基于注意力特征融合的无人机多目标跟踪算法[J]. 控制与决策, 2023, 38(2): 345-353.
LIU F, PU Z H, ZHANG S C. UAV multi-target tracking algorithm based on attention feature fusion[J]. Control and Decision, 2023, 38(2): 345-353(in Chinese).

[10] 杨帅东, 谌海云, 许瑾, 等. 利用深度卷积特征的无人机视觉跟踪[J]. 控制与决策, 2023, 38(9): 2496-2504.
YANG S D, CHEN H Y, XU J, et al. UAV visual tracking using deep convolutional features[J]. Control and Decision, 2023, 38(9): 2496-2504(in Chinese).

[11] 张瑞鑫, 黎宁, 张夏夏, 等. 基于优化 CenterNet 的低空无人机检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(11): 2335-2344.
ZHANG R X, LI N, ZHANG X X, et al. Low-altitude UAV detec-

tion method based on optimized CenterNet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(11): 2335-2344(in Chinese).

[12] 薛珊, 王亚博, 吕琼莹, 等. 基于 YOLOX-drone 的反无人机系统抗遮挡目标检测算法[J]. 工程科学学报, 2023, 45(9): 1539-1549.
XUE S, WANG Y B, LV Q Y, et al. Anti-obscurity target detection algorithm for anti-UAS based on YOLOX-drone[J]. Journal of Engineering Science, 2023, 45(9): 1539-1549(in Chinese).

[13] BOCHKOVSKIY A, WANG C Y, LIAO H Y M. YOLOv4: optimal speed and accuracy of object detection[EB/OL]. (2020-04-23)[2023-10-08]. https://arxiv.org/abs/2004.10934?context=eess.

[14] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Spatial pyramid pooling in deep convolutional networks for visual recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(9): 1904-1916.

[15] LIN T Y, DOLLÁR P, GIRSHICK R, et al. Feature pyramid networks for object detection[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 936-944.

[16] LIU Z, LIN Y T, CAO Y, et al. Swin Transformer: hierarchical vision Transformer using shifted windows[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 9992-10002.

[17] VASWANI A, SHAZEER N, PARMAR N, et a1. Attention is all on need[C]//Proceedings of the 31st International Conference on Neural Information Processing Systems. New York: ACM, 2017: 6000-6010.

[18] WOO S, PARK J, LEE J Y, et al. CBAM: convolutional block attention module[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 3-19.

[19] GEVORGYAN Z. SIoU loss: more powerful learning for bounding box regression[EB/OL]. [2023-10-08]. https://arxiv.org/pdf/2205.12740.

[20] DU S J, ZHANG B F, ZHANG P, et al. An improved bounding box regression loss function based on CIOU loss for multi-scale object detection[C]//Proceedings of the IEEE 2nd International Conference on Pattern Recognition and Machine Learning. Piscataway: IEEE Press, 2021: 92-98.

UAV detection algorithm based on attentional feature fusion

WANG Ershen[1, 2, *], ZHANG Hongxuan[1], XU Song[1], YU Tengli[3], LEI Hong[4], JI Shanbin[1]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. State Key Laboratory of Extreme Environment Optoelectronic Dynamic Measurement Technology and Instrument, Taiyuan 038507, China;
3. School of Aeronautics and Astronautics, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
4. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Electromagnetic Environmental Effects, Shenyang 110035, China)

Abstract: An improved unmannd aerial vehicle (UAV) detection algorithm, STC-YOLOv5 is proposed to address the problem of failing to quickly and accurately identify UAV targets under complex environmental conditions, such as similar colors of the background and UAVs, and overlapping of target occlusions. The backbone feature extraction network of STC-YOLOv5 employs Swin Transformer to enhance the robustness of the network against complex environments. The YOLOv5 model feature fusion network incorporates the convolution block attention module (CBAM) to decrease superfluous feature attention and increase attention on the UAV target's key features. The loss function is optimized according to the characteristics of UAVs, and angle loss, distance loss and shape loss are introduced into the complete-IoU (CIoU) loss function, which improves the recognition accuracy of occluded UAV targets. In the case of partially occluded UAV targets, the improved STC-YOLOv5 algorithm has an average precision of 92.98% and a recall of 87.09%, which are 2.88% and 6.03% higher than the YOLOv5 algorithm, respectively. The results of experimental validation on the independently established UAV flight dataset demonstrate that the algorithm can achieve quick and precise UAV recognition in challenging scenarios.

Keywords: unmannd aerial vehicle; object detection; Swin Transformer; convolution block attention module; loss function

Received: 2023-10-24; **Accepted**: 2024-01-12; **Published Online**: 2024-04-17 20:15

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240416.1055.001

Foundation items: Fund of State Key Laboratory of Extreme Environment Optoelectronic Dynamic Measurement Technology and Instrument (2023-SYSJJ-04); National Natural Science Foundation of China-Basic Science Center Program (62388101); National Natural Science Foundation of China (62173237); Fund of Key Laboratory of Technology and Equipment of Tianjin Urban Air Transportation System (TJKL-UAM-202305); Aeronautical Science Foundation of China (20240055054001); Scientific Research Project of Liaoning Education Department (310125011,20240177)

*** Corresponding author**. E-mail: wanges_2016@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0684

用于天基机会信号定位的NC-LEO卫星单站TLE估计

秦红磊[1,*]，邓若凡[1]，吕红丽[2,3]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 陕西省组合与智能导航重点实验室，西安 710068；
3. 中国电子科技集团公司第二十研究所，西安 710068)

摘 要：天基机会信号定位是弹性定位、导航与授时(PNT)体系的重要部分，当前大部分定位终端所用的非合作低轨(NC-LEO)卫星轨道可靠性和精度差。为解决该问题，提出NC-LEO卫星单站两行轨道根数(TLE)估计的体系结构，通过单站提取的多普勒观测量和星座设计轨道参数获取精密TLE。同时，提出基于多初始化策略的遗传算法-岭估计的TLE估计算法，实现在先验轨道不完备和法方程病态的情况下获取精密TLE。实际试验证明：相比基于NORAD公开的TLE定位，基于所提方法获取的TLE定位精度更高。

关 键 词：天基机会信号定位；非合作低轨卫星；单站；两行轨道根数估计；轨道确定
中图分类号：P228.1; TN966
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4031-10

导航系统可为多种不同应用提供定位、导航与授时(positioning, navigation, and timing, PNT)服务信息，在国民经济发展的各个门类和领域有着重要作用和广泛应用[1]。常用PNT系统存在各自优缺点，机会信号(signals of opportunity, SOP)定位可增强PNT系统的弹性，受到大量学者关注。机会信号包括陆基机会信号和天基机会信号，后者覆盖能力强，是本文研究对象。为了简洁，后文的机会信号特指天基机会信号。

非合作低轨(non-cooperative low Earth orbit, NC-LEO)卫星是一种典型的机会信号辐射源，其信号到地功率和抗干扰能力强。目前，多个国家都在规划或已发射大量的低轨(low Earth orbit, LEO)卫星，为机会信号定位提供了庞大的辐射源。因此，机会信号定位具有重要的实际价值和应用潜力[1-3]。

然而，非己方的NC-LEO卫星精密轨道通常不公开，定位终端主要根据北美防空司令部(North American Aerospace Defense Command, NORAD)发布的两行轨道根数(two line element, TLE)[4-6]获取辐射源时空信息。TLE是某一时刻平均轨道根数，由定轨系统处理全球分布的美国空间监视网(space surveillance net, SSN)获取的观测量生成[7-8]。通过SGP4对TLE外推即可得到指定时刻LEO卫星的位置和速度[9-10]，其精度在km和m/s量级[11]。

为降低对NORAD公开的TLE的依赖，部分学者研究了根据星载全球定位系统(global positioning system, GPS)接收机输出的导航解生成与SGP4模型兼容的TLE，即TLE估计[12-13]。但是，NC-LEO卫星的导航解难以获取，上述方法可用性不强。张耀等[14]根据差分思想建立了TLE精密定轨方法，并优化了赤经-赤纬观测数据的处理方法，但未经过实际试验验证。

为利用低成本系统对NC-LEO卫星进行TLE类型轨道确定，本文设计了基于机会信号接收机的

收稿日期：2023-10-24；**录用日期**：2024-02-23；**网络出版时间**：2024-03-11 08:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240307.1530.002
基金项目：陕西省组合与智能导航重点实验室开放基金(SKLIIN-20190107)
* **通信作者**. E-mail：qhlmmm@sina.com

引用格式：秦红磊，邓若凡，吕红丽. 用于天基机会信号定位的NC-LEO卫星单站TLE估计[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4031-4040. QIN H L，DENG R F，LYU H L. Single-station TLE estimation of NC-LEO satellite for space-based opportunistic positioning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4031-4040 (in Chinese).

单站TLE估计体系结构。在所提体系结构下，相对地面静止的单站通过处理NC-LEO卫星发射的机会信号提取观测量，监测站根据观测量和可靠的先验轨道估计目标卫星与SGP4格式匹配的参数。该方法成本低廉，不需要监测站之间时空基准统一和信息传输，具有很强的实用价值和研究意义。

轨道确定的性能受先验信息和观测信息的影响。大部分NC-LEO卫星星座的设计轨道参数是公开的，卫星通常会被刻意维持在所设计的轨道面内，星座设计轨道参数可被视为先验轨道参数。然而，先验轨道不完备，需结合先验和观测信息初始定轨，为精密TLE估计初始化。LEO卫星的偏心率小，使得以轨道根数为状态的卫星运动方程存在奇点[9]，导致观测矩阵条件数较大[15]，TLE估计法方程的病态特征严重。同时，多普勒定位的几何结构差[16]，使法方程病态性强[17]。在法方程病态程度强的情况下，传统轨道确定采用的牛顿法对输入扰动（如初值误差、观测噪声）十分敏感[18]。为解决上述问题，本文提出了基于多初始化策略的遗传算法-岭估计算法。

在初始TLE估计方面，根据不完备的先验轨道和观测多普勒估计初始TLE可以被转换成一个优化问题[19]。然而，优化变量的维数多且耦合程度高，导致局部最优解多。考虑到遗传算法不需要初始解作为起始点[20]，而且全局寻优效果好[21]，因此，将其应用于初始TLE估计中，为精密TLE估计提供完备的初始值。

在进行精密TLE估计时，法方程的病态性强，导致方程的逆不稳定，微小的输入参数变化就会导致估计参数的巨大差异。岭估计算法通过添加正则化项减小矩阵条件数，提高数值稳定性[22-24]。因此，本文采用岭估计算法实现精密TLE估计。

在策略方面，遗传算法具有随机性，不能保证每次得到的初始TLE都能使精密TLE估计收敛。为实现精密TLE获取，采用多初始化策略增加初始TLE满足精密TLE估计收敛要求的机会，减小遗传算法随机性对TLE估计的影响。多次进行随机数生成种子不同的遗传算法-岭估计试验，当岭估计收敛时，所得结果为精密TLE。

首先，本文建立TLE估计的体系结构和模型；其次，阐述TLE估计算法，包括基于遗传算法的初始TLE估计、基于岭估计的精密TLE估计和基于多初始化策略遗传算法-岭估算算法的TLE估计；然后，通过仿真分析不同参数对TLE估计性能的影响，为试验参数的选择提供依据，并分析基线长度对定位精度的影响；最后，通过实测数据试验证明本文方法的有效性。

1 TLE估计的体系结构和模型

1.1 体系结构

本节提出一种NC-LEO卫星单站TLE估计体系结构，该体系结构示意图如图1所示。由于地球自转和LEO卫星快速运动，卫星多次经过监测站（从弧段1到弧段M）。监测站在每次卫星过顶时，用NC-LEO卫星天线接收机会信号并提取多普勒观测量，当累积多个弧段多普勒观测量后进行TLE估计，一旦TLE被更新便播发给定位终端用于定位。

本文所提体系结构的特点在于：①TLE估计的观测量是单机会信号接收机提取的多弧段多普勒，成本低廉，不需要监测站之间的时空基准统一和信息传输。②先验轨道只有公开的卫星星座设计轨道参数，即使无法获取NORAD等机构公开的实时轨道也可以得到TLE，可靠性强。③估计结果是和SGP4模型适配的TLE，定位终端直接利用估计TLE便可实现机会信号定位，通用性好。

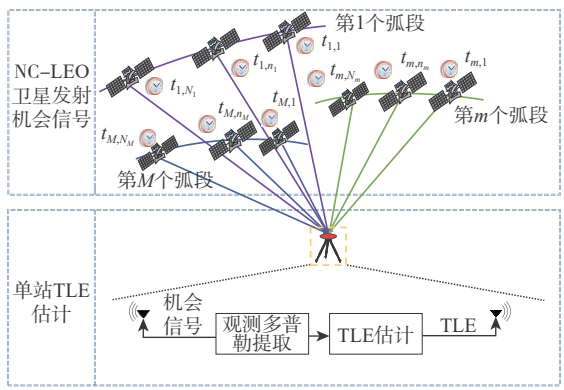


图1 NC-LEO卫星单站TLE估计体系结构示意图

Fig. 1 Diagram of single-station TLE estimation for NC-LEO satellite

1.2 系统模型

NC-LEO卫星TLE估计的实现离不开模型建立。模型由状态方程和观测方程组成。

1.2.1 状态方程

状态矢量是在真赤道平春分点坐标系（true equator mean equinox frame, TEME）中指定时刻t_0的卫星轨道有关参数$\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}$及监测站与卫星的相对频偏$\delta f$。

$$\boldsymbol{X}=\left[\left(\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}\right)^{\mathrm{T}},\delta f\right]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

卫星轨道有关参数$\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}$由平均轨道根数和大气阻力系数组成，即

$$\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}=[\varsigma,i,e,\Omega,\omega,M,B]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中: ς、i、e、Ω、ω、M、B分别为一天环绕地球的圈数、轨道倾角、偏心率、升交点赤经、近地点幅角、平近点角、弹道系数。值得注意的是, 上述参数都是通过特定方法移除了地球非球形引力等摄动力引起的周期扰动项得到的平均值。

考虑到观测方程涉及的卫星位置速度坐标所在坐标系是地心地固(Earth-centered Earth-fixed, ECEF)坐标系, 将$\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}$和观测时刻$t_k$在 ECEF 坐标系下的位置、速度坐标$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ECEF}}$的关系建模为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ECEF}} &= \boldsymbol{g}(\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}) = \boldsymbol{g}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{ECEF}}\left(\boldsymbol{X}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{RV}}\right) = \\ &\boldsymbol{g}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{ECEF}}\left(\boldsymbol{g}_{\mathrm{Osc}}^{\mathrm{RV}}\left(\boldsymbol{X}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{Osc}}\right)\right) = \boldsymbol{g}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{ECEF}}\left(\boldsymbol{g}_{\mathrm{Osc}}^{\mathrm{RV}}\left(\boldsymbol{g}_{\mathrm{Mean}}^{\mathrm{Osc}}(\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}})\right)\right)\end{aligned} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{g}(\cdot)$为t_k时刻在 ECEF 坐标系下的卫星位置、速度$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ECEF}}$和与卫星轨道有关的状态量$\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}$之间的关系, 具体形式见 1.2.1 节; $\boldsymbol{X}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{RV}}$为$t_k$时刻 TEME 坐标系下的位置、速度坐标; $\boldsymbol{g}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{ECEF}}(\cdot)$为 ECEF 坐标系与 TEME 坐标系的位置、速度之间的关系, 通过坐标转换实现[25]; $\boldsymbol{X}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{Osc}}$为$t_k$时刻 TEME 坐标系下的密切轨道; $\boldsymbol{g}_{\mathrm{Osc}}^{\mathrm{RV}}(\cdot)$为 TEME坐标系位置、速度坐标$\boldsymbol{X}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{RV}}$与密切轨道$\boldsymbol{X}_{\mathrm{TEME}}^{\mathrm{Osc}}$的关系, 通过坐标转换实现[25]; $\boldsymbol{g}_{\mathrm{Mean}}^{\mathrm{Osc}}(\cdot)$为$t_k$时刻密切轨道与$t_0$时刻平均轨道的关系, 由 SGP4 模型描述。

SGP4 模型根据平均轨道根数计算瞬时轨道根数的流程如图 2 所示, 具体公式见文献 [26]。

在相对频偏方面, 监测站配备的原子钟频偏变化很小, 一般情况下, 卫星时钟稳定度很高(如本次试验涉及的铱星时钟稳定度在 10^{-11} s/s 量级[27])。因此, 在 TLE 估计所用的观测量持续时间内, 相对频偏δf变化可以忽略不计, 将其建模为常数。

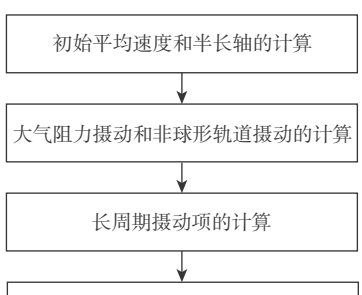


图 2　SGP4 模型根据平均轨道根数计算瞬时轨道根数流程

Fig. 2　Flowchart for calculating instantaneous orbital elements based on average orbital elements of SGP4 model

1.2.2　观测方程

NC-LEO 卫星 TLE 估计系统的观测量是监测站和卫星之间的所有多普勒频偏$\boldsymbol{Y}$, 电离层和对流层传播时延方差较小, 可忽略不计[28]。观测方程如下:

$$\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) + \boldsymbol{v} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{h}$为函数, 表示多普勒频偏与状态矢量的关系; $\boldsymbol{v}$为观测噪声。

$$\boldsymbol{Y} = \left[Y_1, \cdots, Y_k, \cdots, Y_K\right]^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

其中: Y_k为第 k 个多普勒频偏; K 为历元总数目。

Y_k与状态量的关系为

$$\begin{aligned}Y_k &= h_k(\boldsymbol{X}) + v_k = h_k\left(\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ECEF}}, \delta f\right) + v_k = \\ &h_k\left(\boldsymbol{g}(\boldsymbol{X}^{\mathrm{s}}), \delta f\right) + v_k = \\ &-\frac{\left(\boldsymbol{R}^{\mathrm{s}}(t_k) - \boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}\right)\cdot \boldsymbol{V}^{\mathrm{s}}(t_k)}{\gamma\left\|\boldsymbol{R}^{\mathrm{s}}(t_k) - \boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}\right\|_2} + \frac{c}{\gamma}\delta f + v_k\end{aligned} \tag{6}$$

式中: t_k为Y_k对应的时刻; v_k为观测噪声; $h(\cdot)$为t_k时刻的多普勒频偏和对应时刻在 ECEF 坐标系下的卫星位置速度$\boldsymbol{X}_k^{\mathrm{ECEF}}$及频偏$\delta f$的关系; $\boldsymbol{R}^{\mathrm{s}}$和$\boldsymbol{V}^{\mathrm{s}}$分别为卫星在 ECEF 坐标系下的位置和速度坐标; $\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}$为监测站在 ECEF 坐标系下的位置坐标; $\|\|_2$表示对向量取模运算; γ为卫星发射信号的波长; c 为光速。

2　TLE 估计算法

在本文所提体系结构下, 估计 TLE 面临先验轨道不完备和法方程病态程度强的问题。为解决该问题, 本文提出基于多初始化策略的遗传算法-岭估计算法。

2.1　基于遗传算法的初始 TLE 估计

精密 TLE 估计采用的岭估计算法是以迭代形式运行的, 算法运行需要初始值。先验轨道参数只有圈数ς_{pre}、偏心率e_{pre}和轨道倾角i_{pre}, 缺少升交点赤经、近地点幅角、平近点角和卫星弹道系数的信息, 无法直接用于精密 TLE 估计的初始化。为向精密 TLE 估计提供完备初始值, 本文提出基于遗传算法的初始 TLE 估计。

卫星弹道系数 B 和相对频偏δf较小, 将先验弹道系数 B_{pre} 和先验相对频偏δf_{pre}设置为 0。在先验轨道参数$\boldsymbol{X}_{\mathrm{pre}} = \left[\varsigma_{\mathrm{pre}}, e_{\mathrm{pre}}, i_{\mathrm{pre}}, B_{\mathrm{pre}}\right]^{\mathrm{T}}$已知的情况下, 状态向量只有剩余轨道参数$\boldsymbol{X}_{\mathrm{rmd}} = [\Omega, \omega, M]^{\mathrm{T}}$未知。根据多普勒频偏确定初始轨道$\hat{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{ini}}^{\mathrm{s}}$的问题可以转换为优化剩余轨道参数$\boldsymbol{X}_{\mathrm{rmd}}$。因为遗传算法不需要初始解作为起始点, 且全局寻优性能好, 所以, 选择遗传算法作为初始 TLE 估计的方法。具体步骤如下:

步骤 1　设置参数和收敛条件。设置种群大小、交叉率、变异率等参数, 并给出收敛条件。

步骤 2　初始化种群。初始种群在值域范围内随机选取, 根据剩余轨道参数是角度的特点, 将种群值域设置为[0°, 360°]。

步骤 3　计算适应度值。在遗传算法中, 适应度函数选取是重要部分, 将多普勒残差模作为适应

度函数，即

$$z=\sum_{k=1}^{K}\left(\tilde{Y}_k-\hat{Y}_k\right)^2 \tag{7}$$

式中：$\tilde{Y}_k$和$\hat{Y}_k$分别为第k个历元的观测多普勒和理论多普勒。

$\hat{Y}_k$的计算公式为

$$\hat{Y}_k=h_k(\boldsymbol{X}_{\text{ini}}) \tag{8}$$

式中：$h_k(\cdot)$的形式见式(6)；$\boldsymbol{X}_{\text{ini}}=\left[\left(\boldsymbol{X}_{\text{pre}}\right)^{\mathrm{T}},\left(\boldsymbol{X}_{\text{rmd}}\right)^{\mathrm{T}},\delta f_{\text{ini}}\right]^{\mathrm{T}}$。

步骤4 依次对个体执行选择、交叉和变异操作。根据选择操作将旧种群适应度大的个体复制到下一代，淘汰适应度小的个体；交叉操作将2个个体的部分字符位互相交换产生新个体；变异操作实现用随机数替代部分字符位，扩大寻优范围。

步骤5 迭代终止判断。判断迭代过程是否满足终止条件，若不满足，则返回步骤3，若满足，则执行步骤6。

步骤6 返回最优个体，得到初始轨道。

2.2 基于岭估计的精密TLE估计

为降低法方程的病态性对估计结果的影响，采用岭估计算法实现精密TLE估计。非线性方程的岭估计以迭代的方式实施[29]。第l次迭代完成后，得到被观测信息修正的状态估计值$\hat{\boldsymbol{X}}_l$：

$$\hat{\boldsymbol{X}}_l=\hat{\boldsymbol{X}}_{l-1}+(\boldsymbol{H}_{l-1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_{l-1}+\lambda\boldsymbol{I})^{-1}\boldsymbol{H}_{l-1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{y}_{l-1} \tag{9}$$

式中：$l=0$时，$\hat{\boldsymbol{X}}_l$由初始TLE估计值$\hat{\boldsymbol{X}}_{\text{ini}}$提供，$l\geqslant 1$时，$\hat{\boldsymbol{X}}_{l-1}$表示上一次迭代得到的状态估计值；$\boldsymbol{H}_{l-1}$为观测矩阵，$\boldsymbol{H}_{l-1}=\partial\boldsymbol{h}/\hat{\boldsymbol{X}}_{l-1}$；$\lambda$为岭估计的参数；$\boldsymbol{I}$为单位矩阵；$\boldsymbol{y}_{l-1}$为残差，$\boldsymbol{y}_{l-1}=\tilde{\boldsymbol{Y}}-\hat{\boldsymbol{Y}}_{l-1}$，$\tilde{\boldsymbol{Y}}$为用于精密TLE估计的多普勒观测量，$\hat{\boldsymbol{Y}}_{l-1}=\boldsymbol{h}(\hat{\boldsymbol{X}}_{l-1})$为根据$\hat{\boldsymbol{X}}_l$计算的理论观测量。

在满足特定条件时，认为岭估计收敛，收敛后，估计结果$\hat{\boldsymbol{X}}$中与卫星轨道有关的量是精密轨道$\hat{\boldsymbol{X}}^{\circ}$。本文的收敛条件是位置修正量$\Delta R$和残差均方根小于用户指定的阈值$\varepsilon_{\Delta R}$和$\varepsilon_y$。

2.3 基于多初始化策略的遗传算法-岭估计算法的TLE估计

利用遗传算法进行初始TLE估计时，随机生成种子不同会导致每次试验结果不同，即初始TLE估计值具有随机性。初始TLE被用于精密TLE估计初始化，影响其收敛性。

为减小遗传算法的随机性对估计结果的影响，通过多初始化策略估计TLE，具体方法如下：

1）设置参数。设置星座设计轨道参数、观测多普勒、岭参数、遗传算法涉及的种群大小、交叉率、变异率、最大迭代次数。

2）遗传算法-岭估计进行TLE估计。先根据遗传算法估计初始TLE，再利用岭估计修正初始TLE，进行精密TLE估计。

3）判断精密TLE估计是否收敛，如果收敛，则将估计结果作为精密轨道，否则，重复步骤2)。

3 仿真与分析

本节通过仿真分析种群规模和岭参数对TLE估计性能的影响，为实际试验的算法参数选取提供依据，并分析基线长度对定位精度的影响。

3.1 仿真设置

仿真目标卫星是在NORAD中编号为41 919和43 577的铱星。以NORAD播发的TLE为真实轨道，2颗目标卫星的轨道参数如表1所示。实际试验的监测站位于北京航空航天大学新主楼，其经度、纬度、高度分别约为116.344 39°、39.979 05°、96.6 m。TLE估计所用的观测时间为2023-03-10T08:06:02(UTC)到2023-03-10T09:08:11(UTC)。

表1 2颗目标卫星的轨道参数

Table 1 Orbital parameters of two target satellites

卫星编号	一天绕地球圈数	轨道倾角/(°)	偏心率	升交点赤经/(°)	近地点幅角/(°)	平近点角/(°)	弹道系数
41 919卫星	14.342 209 91	86.397 5	0.000 216 0	228.042 8	91.905 1	26.719 0	−0.001 790 80
43 577卫星	14.342 173 09	86.403 7	0.000 237 2	196.385 8	100.989 7	346.626 1	0.000 896 53

卫星真实位置、速度由SGP4模型对TLE外推得到。利用真实卫星位置、速度和监测站位置得到理论多普勒，将理论多普勒和零均值、标准差为1.4 Hz的观测噪声相加，得到观测多普勒，其中，1.4 Hz与实际试验中精密轨道的残差标准差一致。

3.2 种群规模对初始TLE估计的影响

初始TLE估计为精密TLE估计提供初始值，决定精密TLE估计能否收敛到准确解，对TLE估计十分关键。本文采用遗传算法实现初始TLE估计，算法性能受种群规模、进化代数、交叉概率、变异概率的影响。考虑到交叉概率、变异概率对遗传算法性能的影响没有明显的趋向性[30]，进化代数可以根据适应度函数是否有明显变化自适应调节，本文重点研究种群规模对初始TLE估计的影响。

在遗传算法中, 种群是由一定数量的染色体组成, 种群中染色体的数量称为种群规模。通常, 种群规模太小, 则不能提供足够的采样点, 造成算法过早收敛; 种群规模太大, 虽然可以增加优化信息, 阻止早熟收敛的发生, 但会增加计算量, 造成收敛时间太长。为准确找到最合适的种群规模, 本文种群规模的取值集合为{10, 100, 200}。交叉率和变异率分别为 0.5 和 0.1, 收敛条件是连续 20 次适应度变化率之和小于 0.001。用蒙特卡罗(Monte Carlo, MC)试验评估遗传算法的可靠性[31], 每次 MC 仿真的随机种子不同, MC 次数为 500。

在不同种群规模情况下, 每次 MC 仿真的遗传算法收敛后的适应度函数如图 3 所示, 升交点赤经及近地点幅角与平近点角之和的 MC 结果如图 4 所示。可知, 在全局寻优效果方面, 当种群规模过小时, 采样点太少导致算法过早收敛到局部最优解。随着种群变大, 优化信息变多, 早熟收敛的概率显著下降。

利用消费级计算机, 采用 MATLAB 编程语言执行 TLE 估计, 计算机配有四核四线程的 Intel Core i5-6500 处理器和 16 GB 的 RAM。种群规模为 10、100 和 200, 对应的初始 TLE 估计的平均运行时间分别为 19 s、122 s 和 363 s, 对应的精密 TLE 估计的平均运行时间都近似为 2 s。为平衡精度和运算时间, 选择遗传算法的种群规模为 100。

3.3　岭参数对精密 TLE 估计的影响

本文所提体系结构下估计 TLE, 法方程的病态性强, 使精密 TLE 估计的数值稳定性差。岭估计可以提高数值稳定性, 其性能提高程度与岭参数有关。因此, 为衡量岭参数对 TLE 估计的影响, 用所提的多初始化策略的遗传算法-岭估计算法进行 TLE 估计, 以精密 TLE 的位置、速度误差均方根(root mean square error, RMSE)标准差衡量数值稳定性。

以 3.2 节的种群规模为 100 所得的 500 个初始 TLE 为初值, 平均位置、速度 RMSE 分别约为 349 m、0.346 m/s, 基于不同岭参数估计精密 TLE 的位置、速度 RMSE 标准差如图 5 所示。可知, 岭参数对 TLE 估计性能影响较大, 当岭参数选择不当时(10～30), 岭估计的数值稳定性不如最小二乘方法; 当岭参数为 50 时, 数值稳定性最好。值得注意的是, 根据 L 曲线方法[32]得到的岭参数也是 50, 说明了 L 曲线方法的有效性。

3.4　基线长度对定位误差的影响

通常, 监测站和定位终端的位置不同。仿真分析在轨道误差相同的情况下, 基线长度对定位误差的影响。

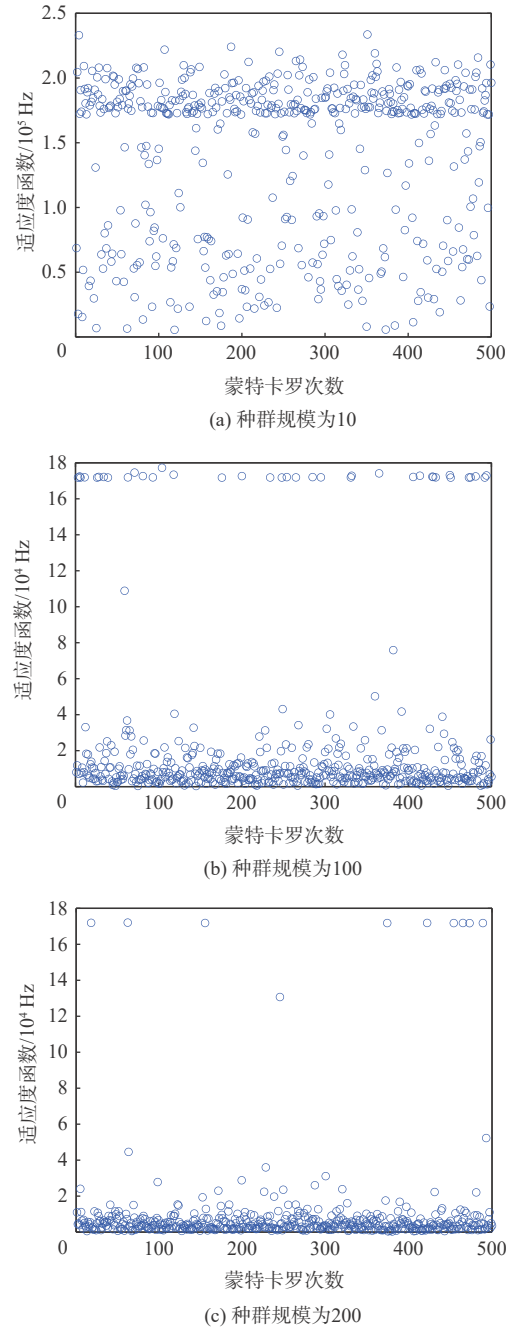
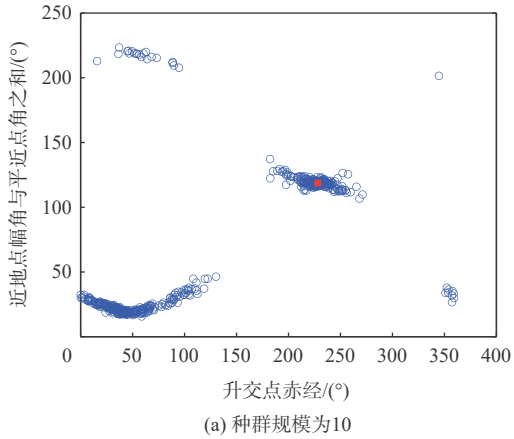


图 3　不同种群规模对应的算法收敛后适应度函数 MC 结果

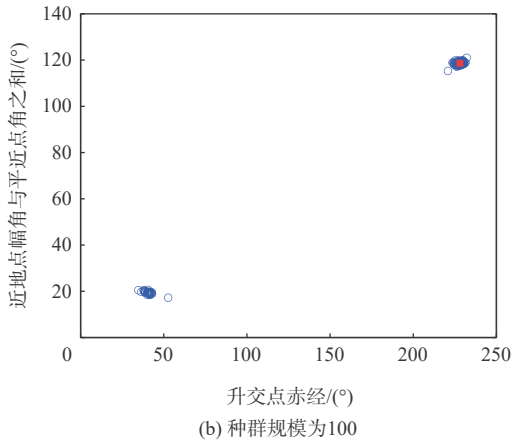
Fig. 3　MC results of fitness function after algorithm convergence corresponding to different population sizes

卫星的真实位置、速度由 SGP4 模型对 TLE 外推得到。定位终端所用的观测量是仰角大于 3°且采样间隔为 0.5 s 的理论多普勒。在定位终端进行本地位置解算时, 采用的卫星位置、速度是有误差的轨道, 其中, 径法切的位置误差均为 100 m, 速度误差均为 0.1 m/s。

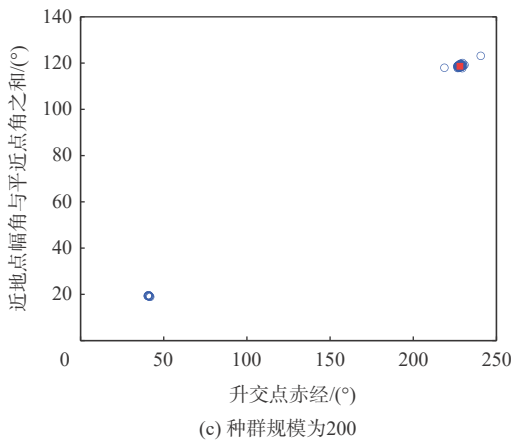
定位终端在以监测站经度和纬度为中心、8°为边长所围成的区域内, 绘制相同定位误差组成的平面, 即等定位误差面, 如图 6 所示。可知, 定位误差



(a) 种群规模为10



(b) 种群规模为100



(c) 种群规模为200

○MC结果 ■真实结果

图 4 不同种群规模对应的升交点赤经及近地点幅角与平近点角之和的 MC 结果

Fig. 4 MC results of ascending node right ascension and sum of argument of perigee and mean anomaly corresponding to different population sizes

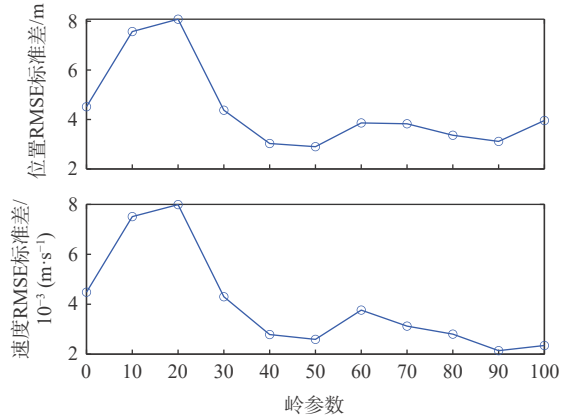


图 5 精密 TLE 位置、速度 RMSE 标准差随岭参数变化曲线

Fig. 5 Curves of RMSE standard deviation of precision TLE position velocity with ridge parameters

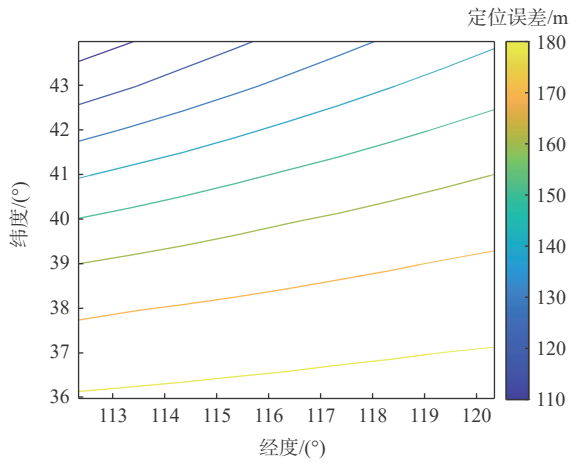


图 6 等定位误差面

Fig. 6 Iso-position error plane

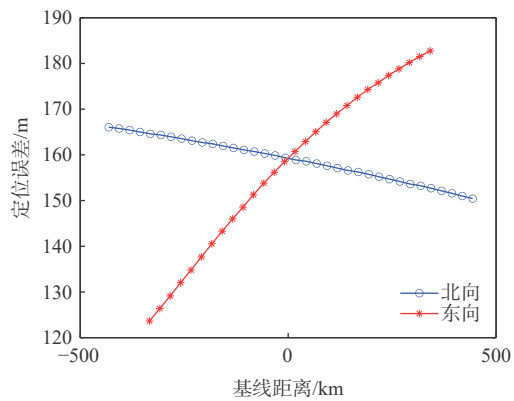


图 7 不同方向和基线距离的定位误差

Fig. 7 Position error for different directions and baseline distances

受基线长度和方向的影响。北向的定位误差变化更剧烈。以监测站为中心，不同方向和基线距离的定位误差如图 7 所示。可知，定位误差和基线长度近似成正比。经统计，北向变化 1 km，定位误差相差约 0.018 m；东向变化 1 km，定位误差相差约 0.088 m。

4 实际试验验证

铱星是常用的 NC-LEO 卫星，本节以铱星为例，通过实际试验验证本文方法的有效性和数值稳定性。

4.1　系统组成和试验条件

NC-LEO 卫星 TLE 估计系统由通信导航和测试实验室(Communication Navigation and Testing Laboratory, CNT Lab)自主研制, 其实物图如图 8 所示。其工作流程为: 铱星天线接收卫星的射频信号, 并将其传输至 TLE 估计终端, 终端先通过处理卫星信号得到观测量, 再利用观测量确定 TLE。

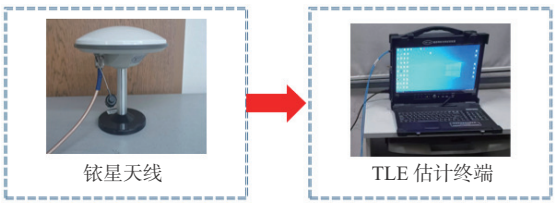


图 8　NC-LEO 卫星 TLE 估计系统实物图

Fig. 8　Physical diagram of NC-LEO satellite TLE estimation system

铱星的星座体系结构和信号体系结构如下: 在星座体系结构方面, 铱星星座共有 6 个轨道面, 每条轨道上有 11 颗工作卫星, 此外还有 9 颗在轨备份卫星, 高度约为 780 km, 轨道倾角约为 86.4°。在信号体系结构方面, 用户链路分为双工和单工 2 种工作信道, 频率分别为 1 616.0～1 626.0 MHz 和 1 626.0 ～1 626.5 MHz。其中, 单工信道时隙实际持续时间为 6.5～20.32 ms, 包含无调制的单音信号、BPSK 调制的独立字和 QPSK 调制的数据信息。

试验的监测站位置、观测时间和条件与仿真相同。为说明本文方法的有效性, 进行基于不同方法获取的 TLE 定位试验, 定位时间为 2023-03-09 T19:38:35(UTC)到 2023-03-14T07:37:10(UTC)。

4.2　观测多普勒

通过对铱星信号先进行 4 次方再 FFT 的操作得到接收频率, 用接收频率减去发射信号频率得到观测多普勒, 其中, 用于提取多普勒频偏的信号包括单音信号、独立字和数据信息。捕获过程完成后, 得到多普勒测量值。单站获取的用于估计目标卫星 TLE 的观测多普勒如图 9 所示。

4.3　TLE 估计结果

TLE 估计的参数设置如下: 在先验轨道方面, 铱星星座的一天环绕地球圈数、轨道倾角和轨道倾角设计轨道参数分别为 14.342 6、86.4°和 0.001 26。在算法方面, 种群规模为 100, 交叉率和变异率分别为 0.5 和 0.1, 最大迭代次数为 200 次, 遗传算法收敛条件是连续 20 次适应度变化率之和小于 0.001, 岭估计收敛的位置修正阈值$\varepsilon_{\Delta R}$ = 1 m, 残差均方根阈值ε_y = 1.5 Hz, 岭参数λ根据 L 曲线方法确定。

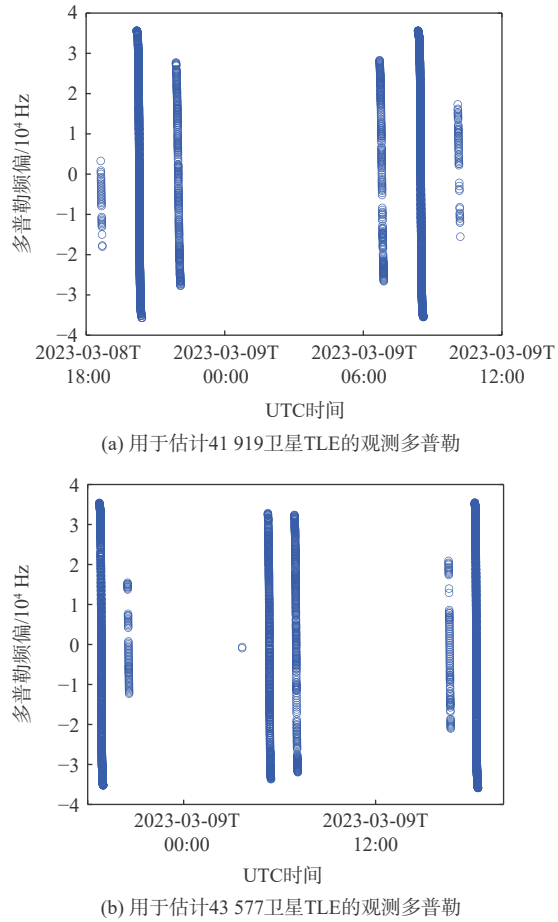


图 9　用于估计目标卫星 TLE 的观测多普勒

Fig. 9　Observation Doppler for estimating TLE of target satellites

以 NORAD 发布的 TLE 作为参考轨道, 进行外符合精度评估。41 919 卫星的精密轨道位置、速度误差分别为 1.09 km、1.09 m/s。43 577 卫星精密轨道的位置、速度误差分别为 537 m、0.58 m/s。考虑到 NORAD 发布的 TLE 精度在 km 和 m/s 量级[33], 估计 TLE 和公开 TLE 的精度相当。

在内符合精度方面, 41 919 卫星的精密轨道对应残差均值和标准差分别为 4.95×10^{-6} Hz 和 1.35 Hz。43 577 卫星的精密轨道对应残差均值和标准差分别为-1.24×10^{-5} Hz 和 1.36 Hz。2 颗卫星的精密轨道残差分布直方图如图 10 所示。由图 10 和统计结果可知, 残差均值在 10^{-5}～10^{-6} Hz 量级, 标准差约为 1.4 Hz。

4.4　基于不同方法获取的 TLE 定位

本节对比了基于从 NORAD 下载的实时公开 TLE、基于最小二乘的估计 TLE 及基于岭估计的估计 TLE 的定位效果。

在估计 TLE 之后 5 天, 目标卫星多次经过监测站。当监测站同时可见 2 颗卫星时, 以监测站为定位终端, 监测站利用定轨之后 5 天的多普勒观测量

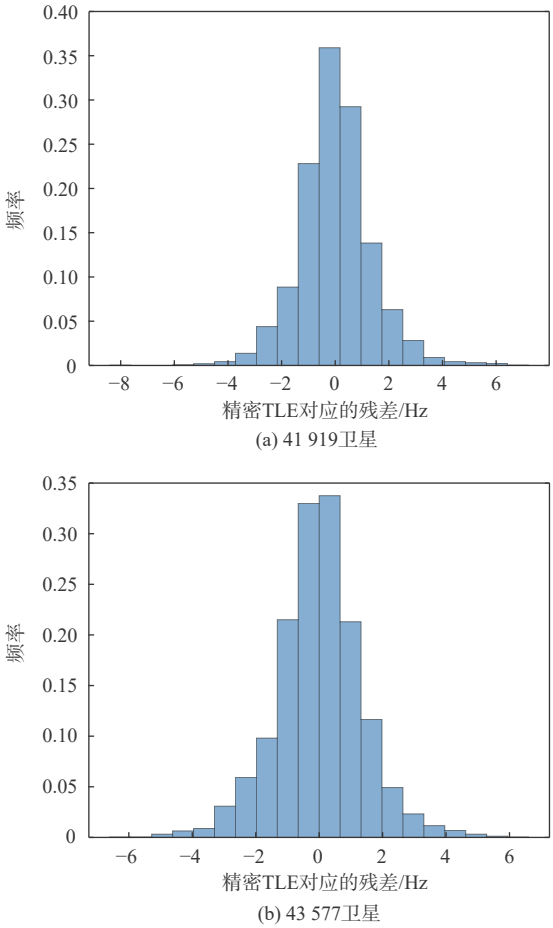


图 10 目标卫星精密 TLE 的残差分布直方图

Fig. 10 Residual distribution histogram of precision TLE for target satellite

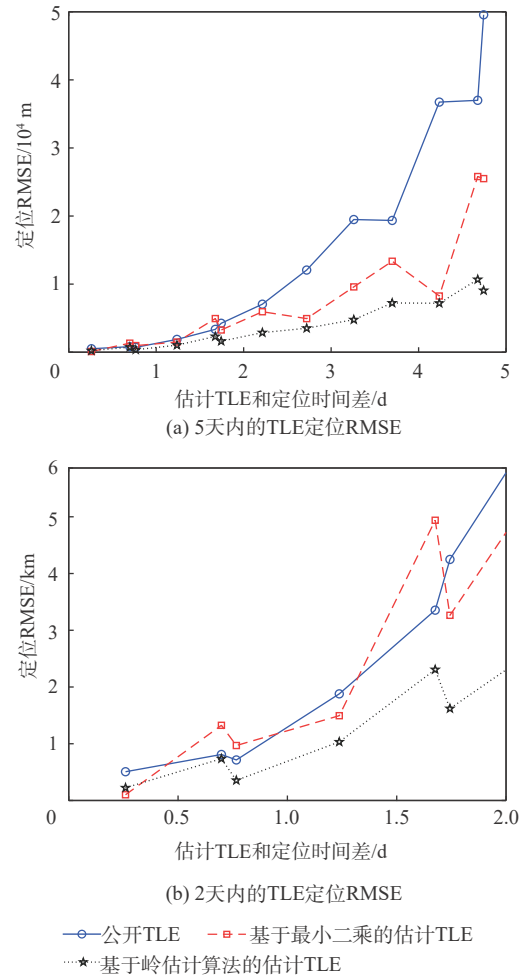


图 11 不同时间内基于不同方法获取的 TLE 定位 RMSE

Fig. 11 Positioning RMSE based on TLE by different methods in different time

和不同方法获取的 TLE 定位，不同时间内，基于不同方法获取的 TLE 定位 RMSE 如图 11 所示。可知，基于岭估计得到的 TLE 定位比基于公开 TLE 定位的精度高，比基于最小二乘得到的 TLE 定位的稳定性高。

进一步，为对比基于公开 TLE 和估计 TLE 定位的区别，绘制了基于估计 TLE 定位和基于公开 TLE 定位的 RMSE 之比，如图 12 所示。可知，基于岭估计得到的 TLE 定位和基于公开 TLE 定位的 RMSE 之比小于 1，说明基于本文方法定位的性能更优。

值得注意的是，由图 11 和图 12 可知，基于最小二乘的估计 TLE 定位的稳定性不好。这可能是因为：精密 TLE 估计的法方程病态性强，而最小二乘没有进行正则化，因此，微小的初始误差和观测噪声导致残差模的显著变化。为获取残差模最小意义下的最优结果，最小二乘方法给出了适应噪声而不是整体趋势的过拟合 TLE。这也说明了岭估计在数值稳定性方面的优势。

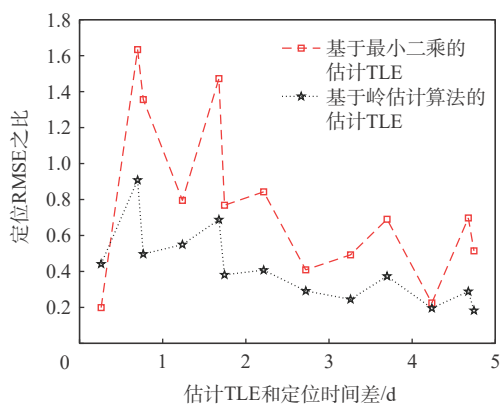


图 12 相比基于公开 TLE，基于估计 TLE 定位的精度提高比例

Fig. 12 Compared to positioning based on public TLE, proportion of position accuracy improvement based on estimated TLE

5 结 论

1）当 NORAD 的 TLE 无法获取时，利用本文方法可自主估计 NC-LEO 卫星 TLE，为机会信号定位

终端提供可靠性和精度高的卫星轨道, 提高机会信号定位的可用性。

2) 相比利用传统最小二乘方法估计 TLE, 本文方法通过添加正则化项减小矩阵条件数, 降低法方程的病态性对估计结果的消极影响, 数值稳定性好。

本文的研究成果为 NORAD 不播发 TLE 情况下天基机会信号定位提供了有效的解决方案。在该方法的基础上, 未来将进一步研究基线长度对定位性能的影响。

参考文献（References）

[1] MORTON Y J, VAN DIGGELEN F, SPILKER J J, et al. Position, navigation, and timing technologies in the 21st Century: integrated satellite navigation, sensor systems, and civil applications, volume 1 [M]. Hoboken: John Wiley & Sons, 2021: 3-4.

[2] IANNUCCI P A, HUMPHREYS T E. Fused low-Earth-orbit GNSS [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2024, 60(4): 3730-3749.

[3] PROL F S, FERRE R M, SALEEM Z, et al. Position, navigation, and timing (PNT) through low Earth orbit (LEO) satellites: a survey on current status, challenges, and opportunities[J]. IEEE Access, 2022, 10: 83971-84002.

[4] 秦红磊, 李志强, 赵超. Iridium/ORBCOMM 机会信号融合定位技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 1845-1853.
QIN H L, LI Z Q, ZHAO C. Fusion positioning based on Iridium/ORBCOMM signals of opportunity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 1845-1853 (in Chinese).

[5] 秦红磊, 武宁, 赵超. 基于视向矢量修正的 Iridium 机会信号多普勒差分定位技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(3): 748-756.
QIN H L, WU N, ZHAO C. Differential positioning with Doppler measurements from Iridium based on lines of sight correction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(3): 748-756(in Chinese).

[6] NEINAVAIE M, KHALIFE J, KASSAS Z M. Acquisition, Doppler tracking, and positioning with starlink LEO satellites: first results[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(3): 2606-2610.

[7] LEE B S. NORAD TLE conversion from osculating orbital element[J]. Journal of Astronomy and Space Sciences, 2002, 19(4): 395-402.

[8] KRAG H, KLINKRAD H, ALARCÓN-RODRIGUEZ J R. Assessment of orbit uncertainties for collision risk predictions at ESA [C]//Proceedings of the 2nd IAASS Conference “Space Safety in a Global World”. [S. l.]: International Association for the Advancement of Space Safety, 2007: 14-16.

[9] VALLADO D A, CRAWFORD P. SGP4 orbit determination: AIAA 2008-6770[R]. Reston: AIAA, 2008.

[10] WANG R, LIU J, ZHANG Q M. Propagation errors analysis of TLE data[J]. Advances in Space Research, 2009, 43(7): 1065-1069.

[11] SPERETTA S, SUNDARAMOORTHY P P, GILL E K A. Long-term performance analysis of NORAD two-line elements for CubeSats and PocketQubes[C]//Proceedings of the Small Satellites for Earth Observation. Berlin: DLR, 2017.

[12] KAHR E, MONTENBRUCK O, O'KEEFE K P G. Estimation and analysis of two-line elements for small satellites[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(2): 433-439.

[13] MONTENBRUCK O. An epoch state filter for use with analytical orbit models of low Earth satellites[J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4(4): 277-287.

[14] 张耀, 刘静. 基于角度转化的空间碎片测角数据精密定轨方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(7): 1600-1605.
ZHANG Y, LIU J. Precise orbit determination method for angle-only observation data of space debris based on angle conversion theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(7): 1600-1605(in Chinese).

[15] 李庆扬, 莫孜中, 祁力群. 非线性方程组的数值解法[M]. 北京: 科学出版社, 1987.
LI Q Y, MO Z Z, QI L Q. Numerical solution of nonlinear equations[M]. Beijing: Science Press, 1987(in Chinese).

[16] MORALES-FERRE R, LOHAN E S, FALCO G, et al. GDOP-based analysis of suitability of LEO constellations for future satellite-based positioning[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments. Piscataway: IEEE Press, 2020: 147-152.

[17] 耿涛, 刘经南, 赵齐乐, 等. 星地监测网下的北斗导航卫星轨道确定[J]. 测绘学报, 2011, 40(S1): 46-51.
GENG T, LIU J N, ZHAO Q L, et al. Compass precise orbit determination based on space-ground monitoring network[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2011, 40(S1): 46-51(in Chinese).

[18] 李斐, 郝卫峰, 王文睿, 等. 非线性病态问题解算的扰动分析[J]. 测绘学报, 2011, 40(1): 5-9.
LI F, HAO W F, WANG W R, et al. The perturbation analysis of nonlinear ill conditioned solution[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2011, 40(1): 5-9(in Chinese).

[19] 李文华, 袁建平. 单站多普勒跟踪定轨的优化算法[J]. 宇航学报, 2001, 22(3): 69-73.
LI W H, YUAN J P. Optimal algorithm of orbit tracking and determination by single station Dopper radar[J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(3): 69-73(in Chinese).

[20] LOVELL T A. Application of genetic algorithms to state estimation of tethered systems[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2003, 192(15): 1799-1819.

[21] BAJPAI P, KUMAR M. Genetic algorithm: an approach to solve global optimization problems[J]. Indian Journal of Computer Science and Engineering, 2010, 1(3): 199-206.

[22] HOERL A E, KENNARD R W. Ridge regression: biased estimation for nonorthogonal problems[J]. Technometrics, 1970, 12(1): 55-67.

[23] JANG D H, ANDERSON-COOK C M. Visualization approaches for evaluating ridge regression estimators in mixture and mixture-process experiments[J]. Quality and Reliability Engineering International, 2015, 31(8): 1483-1494.

[24] OU J K, DING W W, LIU J H, et al. An improved algorithm for autonomous orbit determination of navigation satellite constellation [J]. Survey Review, 2011, 43(322): 361-369.

[25] 胡敏, 曾国强. 平均轨道根数与密切轨道根数的互换[J]. 飞行器测控学报, 2012, 31(2): 77-81.
HU M, ZENG G Q. Transformation between mean and osculating orbital elements[J]. Journal of Spacecraft TT& C Technology, 2012, 31(2): 77-81(in Chinese).

[26] 刘一帆. 基于 SGP4 模型的低轨道航天器轨道预报方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009: 27-33.
LIU Y F. Research on low Earth orbit spacecraft orbit prediction strategy based on SGP4 model[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009: 27-33(in Chinese).

[27] PRATT J, AXELRAD P, LARSON K M, et al. Satellite clock bias estimation for iGPS[J]. GPS Solutions, 2013, 17(3): 381-389.

[28] MORALES J J, KHALIFE J, SANTA CRUZ U, et al. Orbit modeling for simultaneous tracking and navigation using LEO satellite signals[C]//Proceedings of the International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Manassas: ION, 2019: 2090-2099.

[29] 曲国庆, 孙振, 苏晓庆, 等. 非线性参数估计的自适应松弛正则化算法[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2019, 44(10): 1491-1497.
QU G Q, SUN Z, SU X Q, et al. Adaptive relaxation regularization algorithm for nonlinear parameter estimation[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2019, 44(10): 1491-1497 (in Chinese).

[30] 梁亚澜, 聂长海. 覆盖表生成的遗传算法配置参数优化[J]. 计算机学报, 2012, 35(7): 1522-1538.
LIANG Y L, NIE C H. The optimization of configurable genetic algorithm for covering arrays generation[J]. Chinese Journal of Computers, 2012, 35(7): 1522-1538(in Chinese).

[31] ANSALONE L, CURTI F. A genetic algorithm for initial orbit determination from a too short arc optical observation[J]. Advances in Space Research, 2013, 52(3): 477-489.

[32] HANSEN P C, O'LEARY D P. The use of the L-curve in the regularization of discrete ill-posed problems[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 1993, 14(6): 1487-1503.

[33] MORTLOCK T, KASSAS Z M. Assessing machine learning for LEO satellite orbit determination in simultaneous tracking and navigation[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-8.

Single-station TLE estimation of NC-LEO satellite for space-based opportunistic positioning

QIN Honglei[1, *], DENG Ruofan[1], LYU Hongli[2, 3]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Shaanxi Key Laboratory of Integrated and Intelligent Navigation, Xi'an 710068, China;
3. Xi'an Research Institute of Navigation Technology, Xi'an 710068, China)

Abstract: The space-based opportunistic positioning is an integral part of the resilient positioning, navigation, and timing (PNT) system. At the moment, most space-based opportunistic positioning terminals depend on the non-cooperative low Earth orbit (NC-LEO) satellite's unreliable and imprecise orbit. To address this problem, this paper presents a framework for single-station two line element (TLE) estimation of non-cooperative low Earth orbit satellites. The precise TLE is obtained using Doppler observations from a single-station and the orbital parameters for constellation design. Additionally, a TLE estimation algorithm is proposed based on a genetic algorithm-ridge estimation approach with multiple initialization strategies. This method facilitates the acquisition of accurate TLE even in situations where prior orbit information is incomplete, and when the problem is ill-conditioned. Finally, real-world tests confirm that using TLEs computed using the suggested method leads to improved accuracy when compared to placement based on NORAD's publicly available TLEs.

Keywords: space-based opportunistic positioning; non-cooperative low Earth orbit satellite; single-station; two line element estimation; orbit determination

Received: 2023-10-24; **Accepted**: 2024-02-23; **Published Online**: 2024-03-11 08:58
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240307.1530.002
Foundation item: Foundation of Shaanxi Key Laboratory of Integrated and Intelligent Navigation (SKLIIN-20190107)
* **Corresponding author**. E-mail: qhlmmm@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0686

基于可学习图卷积的道路场景三维激光点云语义分割方法

马庆禄[1,*]，丁雪琴[1]，黄筱潇[1]，邹政[2]
(1. 重庆交通大学 交通运输学院，重庆 400074；2. 同济大学 道路与交通工程教育部重点实验室，上海 201804)

摘 要：针对现有自动驾驶系统中三维激光点云语义分割普遍存在的局部特征提取能力不足和难以捕捉全局上下文信息等问题，提出一种基于可学习图卷积的道路场景三维激光点云语义分割网络。通过将激光点云体素化后进行节点选取，设计的栅格查询模块可以为学习过程提供更完整的激光点云覆盖，同时，设计可学习卷积核，其形状和权值在训练阶段是可学习的，能更好地处理激光点云中的形变问题；在基准网络结构的每一层后加入改进图卷积层，能够通过动态图计算获得点的局部邻域信息，并在全连接层叠加局部信息获取全局属性。利用数据集 Semantickitti 对改进前后模型进行对比分析，实验结果表明：改进网络模型的平均交并比 (mIoU) 值达到 59.7%，相比基准模型提高了 3.9%，比动态图卷积神经网络 (DGCNN) 和 Lattice Net 也分别提高了 3.6% 和 0.9%。研究成果证实了所提的改进网络模型能有效提高自动驾驶道路环境下激光点云语义分割精度，有助于提升激光雷达在自动驾驶中的应用效果。

关 键 词：自动驾驶；语义分割；图卷积网络；激光点云；环境感知
中图分类号：TP391
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4041-11

三维激光点云语义分割是自动驾驶系统中道路环境感知的技术基础，有助于智能网联汽车识别道路、交通标志等，以实现自动驾驶的精确控制[1]。然而，由于激光点云分布呈现出稀疏、非结构化和无序性的特点，无法将图像语义分割方法直接运用到激光点云语义分割上，这给三维激光点云的语义分割带来了很大的局限性。

传统的激光点云语义分割方法计算量大、标定复杂、适用性差，尤其面向大数据集表现不佳[2]。近年来，深度学习逐渐应用在场景语义分割、点云分类[3]、对象部件分割[4]等研究方面，并取得了不错的效果。基于深度学习的激光点云语义分割方法主要有3类：基于投影的方法、基于体素的方法和基于点的方法[5]。张硕等[6]对 RangeNet++深度神经网络的损失函数进行优化改进，将模型应用于道路场景小目标语义分割任务。谭光鸿等[7]提出了基于低参数量的实时图像语义分割网络 Atrous-squeezeseg，该模型提高了网络运行速度。程鑫等[8]利用三维稀疏卷积聚合点云局部特征，提出一种基于体素柱形的三维车辆目标检测模型。Shi 等[9]提出了 PV-RCNN++的三维目标检测算法，使用多尺度体素来对点云进行表示。以上基于体素或多视图的方法空间信息损失严重，基于点的语义分割网络被应用于激光点云语义分割。吴泽群等[10]将基于端到端的 PointNet 网络应用于提取高速公路常见标线的点云信息，实现标线自动识别。黄郑等[11]针对目前输

收稿日期：2023-10-24；录用日期：2024-01-19；网络出版时间：2024-03-09 13:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1817.005
基金项目：重庆市自然科学基金面上项目 (CSTB2023NSCQ-MSX0551)；交通工程应用机器人重庆市工程实验室 2022 年度开放课题计划 (CELTEAR-KFKT-202301)；重庆市研究生科研创新项目 (CYS23502)
* 通信作者. E-mail：qlm@cqjtu.edu.cn

引用格式：马庆禄，丁雪琴，黄筱潇，等. 基于可学习图卷积的道路场景三维激光点云语义分割方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4041-4051. MA Q L，DING X Q，HUANG X X，et al. Learnable graph convolution-based semantic segmentation method for 3D LiDAR point clouds in road scenes [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4041-4051（in Chinese）.

电线路点云的提取准确性不高的问题，对PointNet++网络进行参数调整，有效提升了点云特征提取能力。吴军等[12]在PointNet++网络中加入自注意力机制，构建了SSA-PointNet++的点云语义分割模型，能更有效地捕获细微的局部特征，并进一步增强复杂场景点云语义分割的精确度。马庆禄等[13]提出了一种基于通道注意机制和图卷积的融合模型，有效解决了三维目标检测时点云分区容易损失几何信息的问题，特别是对小目标的检测精度有较大提升。杨军等[14]将上下文注意力卷积神经网络引入三维点云语义分割网络，解决了三维点云语义分割时缺少与点云上下文细粒度信息相结合而造成欠分割的问题。张坤等[15]提出了改进空间图卷积，实现了所提取局部特征与全局特征的拼接，以获取全局语义信息。Wang等[16]将图卷积与PointNet结合运用到点云处理中，构造了动态图卷积神经网络（dynamic graph convolutional neural network，DGCNN），该网络能够更好地刻画点与其邻近区域之间的关联性，提高对局部特征的提取能力，但空间变换网络的引入增加了模型优化的难度。Wen等[17]将卷积神经网络和长短期记忆网络结合，使网络针对具有稀疏点云特征的小物体有更好的分割效果。杨军等[18]提出的基于自注意力特征融合的组卷积神经网络成功解决了点云数据中全局单点特征与局部几何特征之间深层联系的问题。兰红等[19]将集图卷积与三维方向卷积相结合，解决了提取点云局部特性时忽视节点间位置和方向信息的问题。

综上，目前的研究主要针对如何更有效地提取激光点云局部特征，但对于激光点云的特征提取仍然存在获取全局特征信息损失的现象。为实现对道路环境大规模激光点云语义分割的准确性，本文提出一种基于可学习图卷积的道路场景三维激光点云语义分割模型。通过将激光点云体素化来提高点云获取效率，插入的栅格查询模块可以有效聚合局部特征，提高中心采样和邻居查询效率，为之后的学习过程提供更完整的特征信息。同时，设计了能够根据激光点云形变情况实时调整形状和权值的可学习卷积核，构建的可学习卷积核能更好地适应激光点云中的非刚性形变，从而显著提高激光点云特征的表达能力。实验结果表明，改进网络模型具有更好的特征表达能力和模型泛化能力，表现出良好的鲁棒性和可靠性。

1 改进图卷积网络

1.1 栅格查询模块构建

在网络输入层设计了一个栅格查询模块，通过体素化激光点云对输入激光点云数据结构进行优化，简化中心采样和邻居查询的过程，使网络可以快速准确地聚合局部特征，为之后的学习过程提供更完整的特征信息。首先，通过设置体素大小$(\boldsymbol{v}_x,\boldsymbol{v}_y,\boldsymbol{v}_z)$来体素化激光点云的输入空间；然后，构建体素索引$\boldsymbol{B}_{a,b,c}=\text{floor}\left(\dfrac{\boldsymbol{x}_i}{\boldsymbol{v}_x},\dfrac{\boldsymbol{y}_i}{\boldsymbol{v}_y},\dfrac{\boldsymbol{z}_i}{\boldsymbol{v}_z}\right)$，将每个点映射于索引之上；最后，使激光点云落入体素网格中。栅格查询模块的体素化过程可表示为

$$\boldsymbol{V}_{a,b,c}=\frac{1}{\boldsymbol{J}_{a,b,c}}\sum_{i=1}^{I}\left\|\left[\text{floor}\left(\frac{\boldsymbol{x}_i}{\boldsymbol{v}_x}\right)=a,\text{floor}\left(\frac{\boldsymbol{y}_i}{\boldsymbol{v}_y}\right)=b,\right.\right.$$
$$\left.\left.\text{floor}\left(\frac{\boldsymbol{z}_i}{\boldsymbol{v}_z}\right)=c\right]\times\boldsymbol{f}_i\right. \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{V}_{a,b,c}$为体素的特征向量；$\boldsymbol{J}_{a,b,c}$为归一化因子，决定落入体素网格的点数；$\|[\cdot]$表示判断点的三维坐标$(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{y}_i,\boldsymbol{z}_i)$是否属于体素网格$(a,b,c)$的二进制指示符；$\boldsymbol{f}_i$为点的三维特征。

栅格查询模块示意图如图1所示。

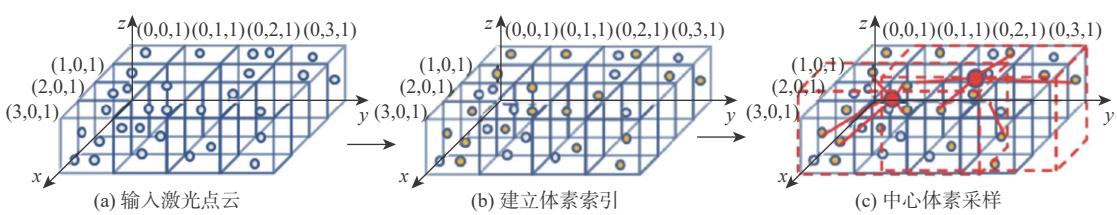


图1 栅格查询模块结构

Fig. 1 Grid query module structure

图1(a)表示输入的初始激光点云数据，图1(b)表示初始激光点云坐标$(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{y}_i,\boldsymbol{z}_i)$映射到体素网格中对应体素的过程，图1(c)表示对中心体素$O_c\subseteq O_v$进行采样和节点选取，其中，中心体素单元格表示为O_c，非空的体素单元格表示为O_v，对于每个中心体素$\boldsymbol{v}_o$，将其体素邻域$\pi(\boldsymbol{v}_o)$定义为中心体素邻域内的体素，并将$\pi(\boldsymbol{v}_o)$内的存储点称为上下文点。在栅格查询模块的中心体素采样中，模型采用随机体素采样，使每个被占用的体素具有相同的被拾取概率，计算这些中心体素中的组中心，相比于对输入点随机采样，能够更容易获得均匀分布的中心点。采用覆盖感知采样技术，确保每个选定的中心体素都可

以覆盖高达 λ 个被占体素的相邻区域。覆盖感知采样的目的是选择一组中心体素 O_c, 以确保其能覆盖采样率最高的区域。对所有选择组合进行迭代是解决该问题的最佳方法, 因此, 采用贪婪算法来逼近最优解。从 O_v 中随机选择一定体素作为选取点, 从所有未选取的体素中, 每次迭代选择一个体素来挑战随机的体素, 如果添加这个挑战体素同时删除现任体素, 将用挑战体素替换现任体素。挑战体素 $\boldsymbol{v}_c$ 和现任体素 $\boldsymbol{v}_i$ 的迭代过程可表示为

$$\begin{cases} Q_a = \sum\limits_{V\in\pi(\boldsymbol{v}_c)} \delta(\eta_V) - \beta\dfrac{\eta_V}{\lambda} \\ Q_r = \sum\limits_{V\in\pi(\boldsymbol{v}_i)} \delta(\eta_V - 1) \\ \delta(x) = \begin{cases} 1 & x = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \end{cases} \tag{2}$$

式中: λ 为体素的邻居数量; η_V 为覆盖体素 V 的在位数量; Q_a 为添加 $\boldsymbol{v}_c$ 时的覆盖率增益; Q_r 为移除 $\boldsymbol{v}_i$ 后的覆盖率损失; β 为空间选取系数。

如果 $Q_a > Q_r$, 用挑战体素替换现任体素。将 β 设置为 0, 则保证每次替换都能提高空间覆盖率。栅格查询模块中心体素不搜索空间内所有点, 而只通过对 $\pi(\boldsymbol{v}_o)$ 内的上下文进行搜索以加快查询速度。

1.2　可学习卷积核构建

针对激光点云中的形状和大小不断变化的特点, 通过引入动态图卷积, 根据激光点云的形变情况实时调整卷积核, 能更好地处理激光点云中的形变问题, 因此, 提出一种新的栅格图卷积网络(grid graph convolutional network, GGCN)。GGCN 图卷积操作输入的图是动态的, 其感受野的大小根据激光点云形变而变化, 而传统图卷积网络中的卷积形式是固定不变的, 其卷积形式可表示为

$$\mathrm{Conv}\left(\boldsymbol{H}^{(l)}, \boldsymbol{A}\right) = \sigma\left((\boldsymbol{D}+\boldsymbol{I})^{-1/2}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{I})(\boldsymbol{D}+\boldsymbol{I})^{-1/2}\boldsymbol{H}^{(l)}\boldsymbol{W}^{(l)}\right) \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{A}$ 为自连邻接矩阵; $\boldsymbol{D}$ 为 $\boldsymbol{A}$ 的度矩阵; $\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵; $\boldsymbol{H}^{(l)}$ 为输入特征; $\boldsymbol{W}^{(l)}$ 为网络参数; $\sigma(\cdot)$ 为非线性激活函数。

激光点云实例通常被视为一个集合, 其由位于感兴趣对象表面上的 N 个点组成。每个点的坐标和属性值都可以表示为一个向量, 因此, 可以将整个激光点云实例表示为一个由 N 个向量组成的集合 $P = \{\boldsymbol{p}_n | n = 1,2,\cdots,N\}$。其中, $\boldsymbol{p}_n$ 表示该实例的第 n 个点, 其属性可以描述坐标、法向量或 RGB 颜色信息。GGCN 中点的感受野 R_n^M 和卷积核 K^S 如图 2 所示。

图 2 中, 假设 GGCN 中的感受野具有 N 个点,

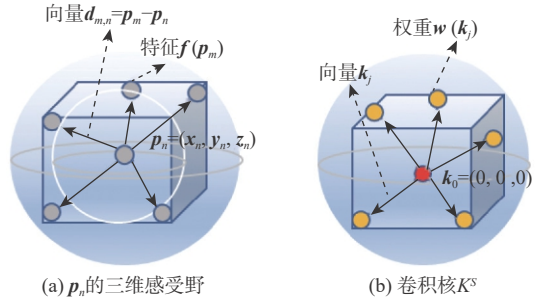


图 2　感受野 R_n^M 和卷积核 K^S 图示

Fig. 2　Diagram of receptive fields R_n^M and convolutional kernel K^S

则其三维激光点云对象可表示为 $P = \{\boldsymbol{p}_n | n = 1,2,\cdots,N\}, \boldsymbol{p}_n \in \mathbf{R}^3$。为描述 GGCN 中每个点导出的特征, 使 $\boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n) \in \mathbf{R}^D$ 表示关联的 D 维特征向量。为捕获每个点 $\boldsymbol{p}_n$ 的局部几何信息, 通过一组 M 个相邻点来确定 $\boldsymbol{p}_n$ 的三维感受野, R_n^M 表示最近邻点大小为 M 的点 $\boldsymbol{p}_n$ 的感受野。在三维 GGCN 中, 大小为 M 的 $\boldsymbol{p}_n$ 的感受野内的特征表示为 F_n^M, 这些特征将在卷积运算期间计算和更新, 整体图 G 可表示为

$$\begin{cases} G = \left\{R_n^M, F_n^M\right\} \\ R_n^M = \{\boldsymbol{p}_n, \boldsymbol{p}_m | \forall \boldsymbol{p}_m \in \Phi(\boldsymbol{p}_n, M)\} \\ F_n^M = \{\boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n), \boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_m) | \forall \boldsymbol{p}_m \in \Phi(\boldsymbol{p}_n, M)\} \end{cases} \tag{4}$$

式中: $\Phi(\boldsymbol{p}_n, M)$ 为基于欧氏距离 $\|\boldsymbol{p}_m - \boldsymbol{p}_n\|^2$ 的 $\boldsymbol{p}_n$ 的 M 个最近邻点, 并且还计算了相应的方向向量 $\boldsymbol{d}_{m,n} = \boldsymbol{p}_m - \boldsymbol{p}_n$ 用于稍后的网络卷积过程, 该方向向量表示相邻点与中心点的相对位置。

三维激光点云数据中的点被视为无序的集合, 为在三维激光点云结构中执行卷积, 提出可学习的栅格图卷积核 K^S, 其中, S 为该核中的核点总数。由 S 个核点 $\boldsymbol{k}_j \in \mathbf{R}^3$ 组成 K^S, 即 $K^S = \{\boldsymbol{k}_0, \boldsymbol{k}_1, \boldsymbol{k}_2, \cdots, \boldsymbol{k}_S\}$。其中, $\boldsymbol{k}_0 = (0,0,0)$ 为内核的中心, $\boldsymbol{k}_1$ 到 $\boldsymbol{k}_S$ 之间相互传递信息, 方向向量 $\boldsymbol{k}_j = \boldsymbol{k}_j - \boldsymbol{k}_0 (j = 0,1,2,\cdots,S)$ 能够在卷积运算中使用。GGCN 为每个核点 $\boldsymbol{k}_j$ 定义了权重向量 $\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_j) \in \mathbf{R}^D$, 通过采用相应权重的特征加权和 $\boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n)$ 来进行卷积计算。GGCN 中的内核定义为 $\{\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_0), (\boldsymbol{k}_j, \boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_j)) | j = 0,1,2,\cdots,S\}$, 其中, 每个元素都可以通过训练进行学习。因此, 栅格图卷积核是可变形的, 这种设计使 GGCN 能更好地提取复杂的激光点云特征。

根据三维激光点云数据的感受野和卷积核的定义, 可以通过计算 R_n^M 与 K^S 之间的相似度来定义栅格图卷积, 记为 $\mathrm{Conv}(R_n^M, K^S)$。但在三维图结构中, 图之间没有明显的一对一关系。为测量感受野 R_n^M 内特征之间的相似性, 根据感受野 R_n^M 定义的域, 以及以 $\boldsymbol{k}_0$ 为中心、核点总数为 S 的内核 K^S 的权向量来对比 $(\boldsymbol{p}_m, \boldsymbol{k}_j)$ 之间所有可能的配对, 因此, 栅格

图形卷积$\mathrm{Conv}(R_n^M,K^S)$的定义可表示为

$$\mathrm{Conv}(R_n^M,K^S)=\langle \boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n),\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_0)\rangle+g(\Upsilon) \tag{5}$$

式中：$\Upsilon=\{\mathrm{sim}(\boldsymbol{p}_m,\boldsymbol{k}_j)|\forall m\in(1,M),\forall j\in(1,S)\}$，sim函数定义可表示为

$$\mathrm{sim}(\boldsymbol{p}_n,\boldsymbol{k}_n)=\langle \boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n),\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_0)\rangle\frac{\langle \boldsymbol{d}_{m,n},\boldsymbol{k}_j\rangle}{\|\boldsymbol{d}_{m,n}\|\,\|\boldsymbol{k}_j\|} \tag{6}$$

其中：$\langle\rangle$表示内积运算，根据余弦相似度计算$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n)$和$\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_0)$的内积。

根据以上定义，GGCN卷积的输出可表示为

$$\mathrm{Conv}(R_n^M,K^S)=\langle \boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n),\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_0)\rangle+\sum_{j=1}^{S}\max\left\{\langle \boldsymbol{f}(\boldsymbol{p}_n),\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k}_0)\rangle\frac{\langle \boldsymbol{d}_{m,n},\boldsymbol{k}_j\rangle}{\|\boldsymbol{d}_{m,n}\|\,\|\boldsymbol{k}_j\|}\right\} \tag{7}$$

式(7)利用R_n^M内的方向向量$\boldsymbol{d}_{m,n}$而不是全局坐标，为此，栅格图卷积引入了平移不变性，如图3所示。此外，式(7)中的相似函数简单地计算$\boldsymbol{d}_{m,n}$和$\boldsymbol{k}_j$之间的余弦相似度，而不考虑其长度。

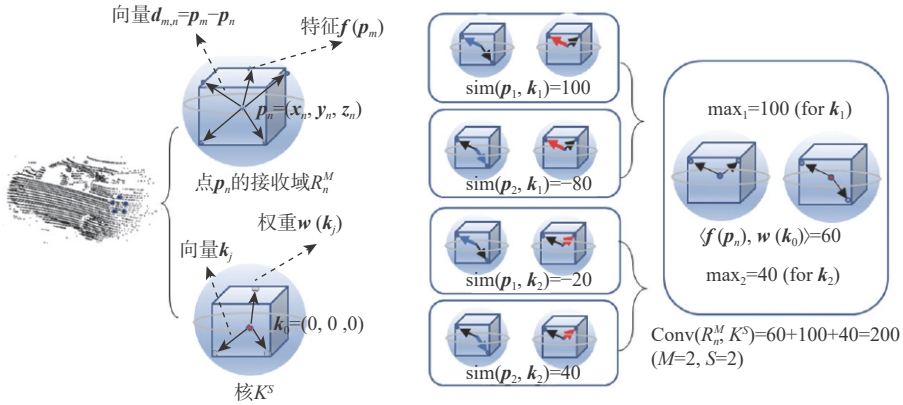


图3 相邻点的内积关系

Fig. 3 Inner product relationship of adjacent points

1.3 GGCN中的卷积和池化

三维图卷积层由预先确定数量为E个的核K^S组成，S为卷积核核点总数，可记为$\{K_i^S|i=(1,2,\cdots,E)\}$。取三维激光点云输入$P^{\mathrm{in}}\in\mathbf{R}^{N\times 3}$，对应的$D$维特征$F^{\mathrm{in}}\in\mathbf{R}^{N\times D}$，三维图卷积核输出对应式(7)，得到输出特征$F^{\mathrm{out}}\in\mathbf{R}^{N\times E}$。因此，每个输出层$i$=(1,2,⋯,$E$)可表示为

$$\mathrm{ConvLayer}((P^{\mathrm{in}},F^{\mathrm{in}}),K_i^S)=(P^{\mathrm{out}},F_i^{\mathrm{out}}) \tag{8}$$

式中：$F_i^{\mathrm{out}}\in\mathbf{R}^{N\times 1}$为$F^{\mathrm{out}}$的第$i$个通道。

为了初始化没有内在特征F^{in}的激光点云的卷积和学习过程，在第1个输入层中简单地设置$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{p})=\boldsymbol{J}$，$\forall\boldsymbol{p}\in P$，$\boldsymbol{w}(\boldsymbol{k})=\boldsymbol{J}$，$\forall\boldsymbol{k}$作为第1个输入层，$\boldsymbol{J}$为全1向量。综上，对于特征的提取，只考虑定向信息来初始化图卷积网络，在GGCN中，提出一个池化操作——三维图最大池化，用于在三维激光点云中执行类似的机制。三维图最大池化层取每个点R_n^M的接受场，并对聚合特征$\boldsymbol{f}_i(\boldsymbol{p})|\forall\boldsymbol{p}\in R_n^M$通道最大池化，以抽样率$r$对$P$的一个子集进行抽样。因此，通道池化过程可表示为

$$\boldsymbol{f}_i'(\boldsymbol{p}_n)=\max\{\boldsymbol{f}_i(\boldsymbol{p})|\forall\boldsymbol{p}\in R_n^M\}\qquad i=1,2,\cdots,E \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{f}_i'(\boldsymbol{p}_n)\in\mathbf{R}^D$包含更大规模的几何信息。

网络中，三维图最大池化层按式(9)迭代操作，整个池化过程可表示为

$$\mathrm{PoolLayer}(P^{\mathrm{in}},F^{\mathrm{in}})=(P^{\mathrm{out}},F^{\mathrm{out}}) \tag{10}$$

式中：$P^{\mathrm{in}}\in\mathbf{R}^{N\times 3}$，$P^{\mathrm{out}}\in\mathbf{R}^{\frac{N}{r}\times 3}$，且$F^{\mathrm{in}}\in\mathbf{R}^{N\times 3}$，$F^{\mathrm{out}}\in\mathbf{R}^{\frac{N}{r}\times 3}$。

该池化层使网络可以在多尺度下对三维激光点云特征进行学习，使学习与计算更有效，是三维深度学习模型中的关键要素。利用三维图卷积核对感受野内方向信息进行局部接收，并与池化机制相结合，使GGCN模型具有较好的位移和尺度不变性。GGCN网络模型整体架构如图4所示，选取3D-MiniNet激光点云语义分割网络为基准模型，并对其进行改进。首先，在网络输入层设计栅格查询模块，通过体素化对输入激光点云数据结构进行优化，通过仅对占用区域执行计算来提高计算效率，该模块能够简化中心采样和领域查询的过程。其次，网络的特征提取层采用了基准模型的网络结构，其中，使用三维图卷积层和三维图最大池化层替代了基准模型中的卷积池化方式。通过采用可学习卷积核的设计，三维图卷积在处理激光点云中的形变问题方面表现出色。三维图最大池化层的引入使网络更好地学习到多尺度的激光点云特征。然后，通过应用并组合多个三维图卷积层和三维图最大池化层，模型能够在不同层次捕获激光点云的局部和全局特征。在应用最后一个三维图卷积层后，模型通过全局最大池化获得代表性特征。最后，在输出层添加多层感知机(multilayer perceptron, MLP)以预测期望的输出。

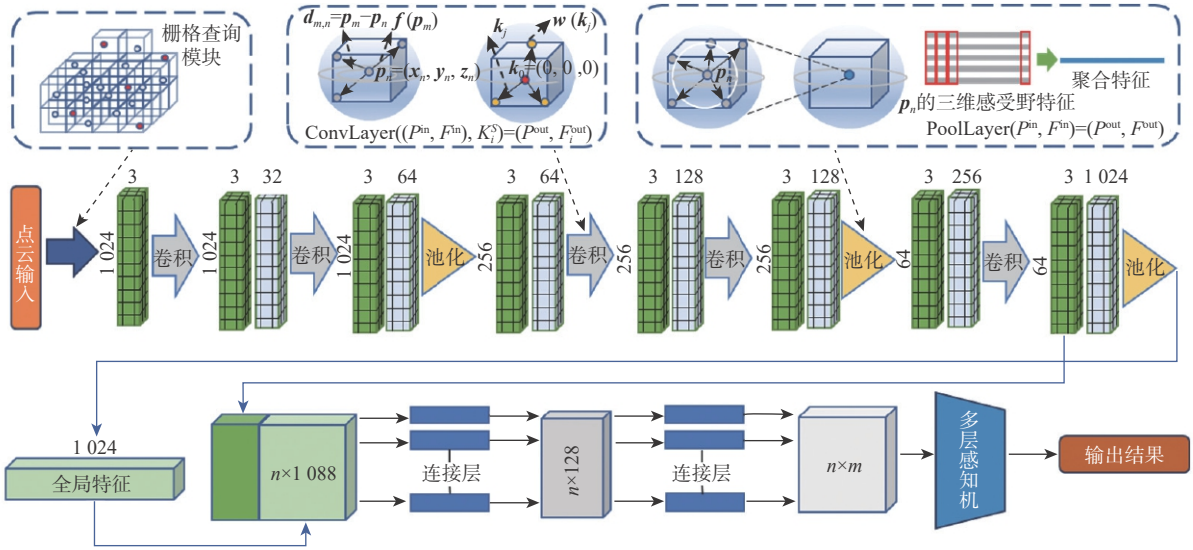


图 4　GGCN 网络整体框架

Fig. 4　GGCN network overall framework

1.4　网络的损失函数

模型的损失函数包含 2 部分: 加权交叉熵损失函数和位置几何各向异性损失函数。两者结合能有效提升模型对物体边缘细节的感知能力, 并解决激光点云数据中各类环境要素的数据量不平衡问题。模型整体损失函数可表示为

$$
\begin{aligned}
&L(y,\hat{y})=L_{\mathrm{vce}}(y,\hat{y})+L_{\mathrm{geo}}(y,\hat{y})=\\
&\quad-\frac{1}{M}\sum_{m=1}^{M}\sum_{c=1}^{C}\left(\frac{\chi_t}{\chi_c}\right)^{i}y_{m,c}\ln(\hat{y}_{m,c})-\\
&\quad\frac{1}{T}\sum_{t=1}^{T}\sum_{c=1}^{C}Uy_{t,c}\ln\hat{y}_{t,c}=\\
&\quad-\frac{1}{M}\sum_{m=1}^{M}\sum_{c=1}^{C}\left(\frac{\chi_t}{\chi_c}\right)^{i}y_{m,c}\ln(\hat{y}_{m,c})-\\
&\quad\frac{1}{T}\sum_{t=1}^{T}\sum_{c=1}^{C}\sum_{\psi=1}^{\Psi}(c_\omega\oplus c_\psi)y_{t,c}\ln\hat{y}_{t,c}
\end{aligned}
\tag{11}
$$

式中: $L_{\mathrm{vce}}(y,\hat{y})$和$L_{\mathrm{geo}}(y,\hat{y})$分别为加权交叉熵损失函数和位置几何各向异性损失函数; y 和$\hat{y}$分别为真实标签和预测标签; M 为点的标签数量; C 为数据集的类别数量; χ_c为类别 c 的频率; χ_t为所有频率中值; 实验中将 i 设置为 0.25; $y_{p,c}$为点 p 属于某类 c 的二进制指示符; $\hat{y}_{p,c}$为预测的点 p 属于某个类别 c 的概率; T 为体素栅格的单元个数; 局部几何各向异性因子 U 中, c_ψ和c_ω分别为局部几何各向异性的滑动中心栅格类别和局部相邻栅格类别。

2　实验结果与分析

选取 Semantickitti 作为检测数据集进行语义分割实验, 将序列 00 至 10 作为训练集, 序列 11 至 21 作为测试集。实验环境为 Ubuntu18.04 操作系统, Python3.9, Pytorch1.5, 处理器为 Intel i7 CPU, 显卡为 Nvidia 3080 GPU, 训练损失曲线和测试损失曲线如图 5 所示。图中, 训练时令批处理大小为 6, 使用 ADAM 优化器优化函数, 设置动量为 0.85, 初始学习率为 4×10^{-3}, 设置 120 个训练批次进行训练, 网络最终收敛在 100 个训练批次左右。

为验证 GGCN 在激光点云语义分割上的优越性, 分别与基准模型、Lattice Net 和 DGCNN 这 3 个在激光点云分割效果上表现出色的网络模型进行

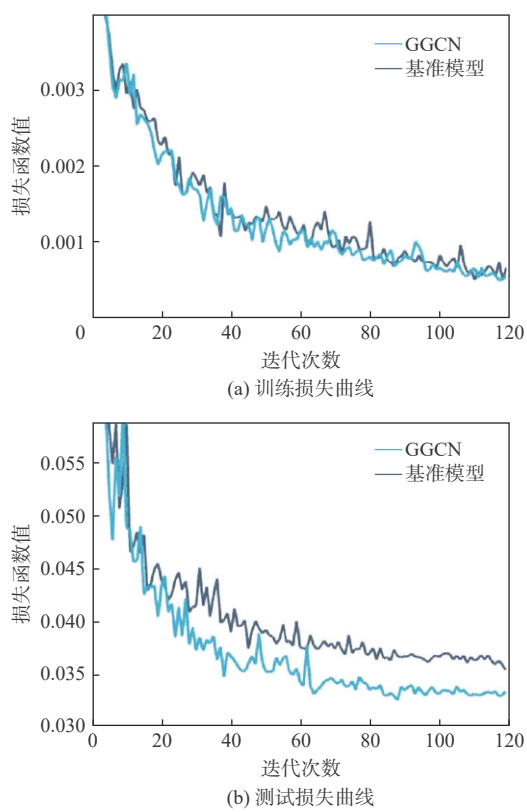


图 5　损失函数曲线

Fig. 5　Loss function curves

对比，实验环境和输入参数保持一致。在Semantickitti数据集中选取4个不同的城市道路场景，原始激光点云如图6所示。图6为车载激光雷达扫描得到的4个不同城市道路场景的原始激光点云。

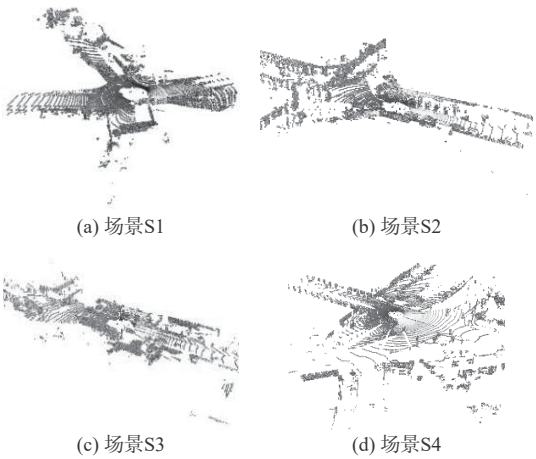


图6 Semantickitti数据集原始激光点云

Fig. 6 Semantickitti dataset original LiDAR point cloud

定性分析语义分割结果如图7所示。图中，观察GGCN与其他网络模型分割结果，并圈出了不同的区域。针对场景S1，从最右侧的圆圈可以看出，GGCN能够准确地将道路分割出来，其他模型在激光点云复杂密集的情况下不能实现较好的分割效果。同时，相比于基准模型，GGCN对车的分割效果有较大的提升。然而，GGCN在分割植被类别的性能上表现不尽如人意。针对场景S2，从最左边的圆圈可以看出，仅仅只有GGCN实现了对摩托车的分割，同时从最右侧的圆圈可以看出，GGCN对于杆类别的分割效果最优。针对场景S3，从中间的圆圈可以看出，在激光点云复杂密集的情况下，GGCN表现出了卓越的性能，准确地分割出了植被、建筑和道路，特别是与基准模型的分割效果相比较，有极大的提升。针对场景S4，GGCN对树干的分割比DGCNN和基准模型效果更好。综上，在激光点云数据较为复杂、密集的情况下，GGCN的分割效果优于其他3个模型。这是因为：GGCN采用的可变形卷积核在提取复杂激光点云特征方面表现出卓越的性能，从而实现了优越的分割效果。需要强调的是，这些优势并不是其他模型所没有的，而是GGCN在设计上更加注重对激光点云数据特征的提取和结构上的学习。

为定量比较网络处理能力，在精度评价方面选择精确率H、召回率R、调和均值$F_{1\text{-score}}$和平均交并比(mean intersection-over-union，mIoU)作为激光点云分割性能的评价指标，其中，$F_{1\text{-score}}=2HR/(H+R)$。mIoU描述了预测结果集合与实际结果集合之间的交集和并集比率，反映了对该场景所有类别预测的

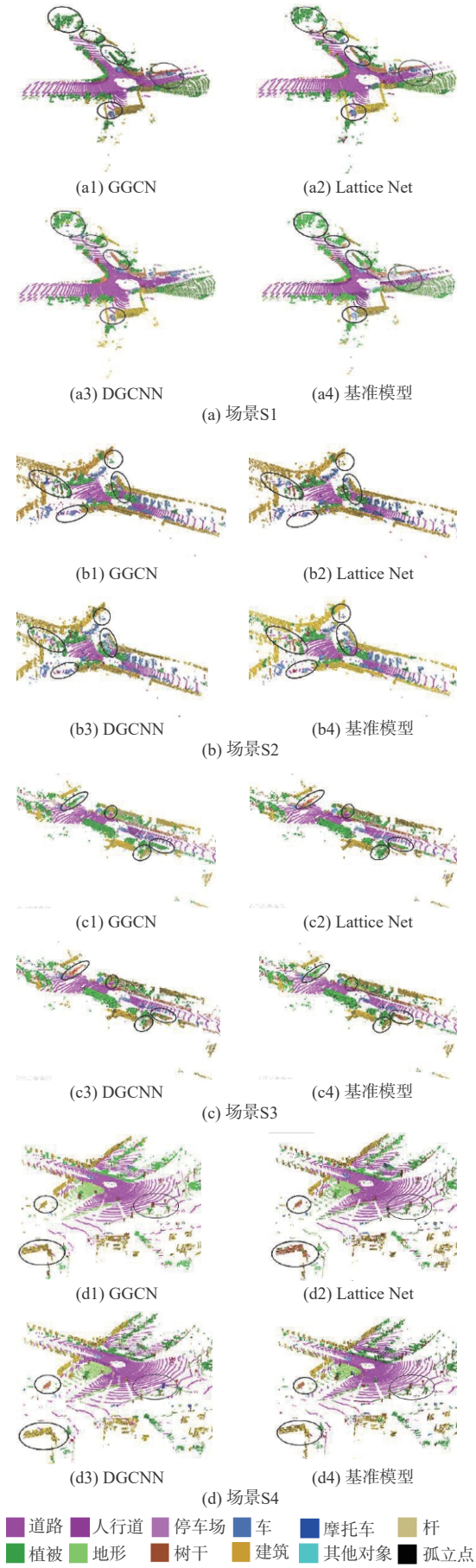


图7 Semantickitti数据集语义分割结果

Fig. 7 Results of semantic segmentation on Semantickitti dataset

平均准确程度, 计算表达式为

$$R_{\mathrm{mIoU}}=\frac{1}{C+1}\sum_{i=0}^{C}\frac{p_{ii}}{\sum_{j=0}^{C}p_{ij}+\sum_{j=0}^{C}p_{ji}-p_{ii}}\times 100\% \quad (12)$$

式中: C 为总类别数; i 为真实值; j 为预测值; p_{ij} 表示将第 i 类预测为第 j 类的像素点数量。

精确率是模型预测结果中预测正确的比例, 精确率越高, 网络对负样本的区分能力越强。召回率是所有目标中被正确监测到的比例, 值越高, 模型对正样本的标注性能越好。实验选取基准模型、Lattice Net 和 DGCNN 这 3 种语义分割网络模型与 GGCN 进行比较, 最终结果如表 1 所示。

表 1　Semantickitti 数据集各类别分割结果比较

Table 1　Comparison of segmentation results for various categories in Semantickitti dataset　%

模型	IoU									
	道路	人行道	停车场	车	摩托车	杆	植被	地形	树干	建筑物
基准模型	91.6	73.6	60.2	90.5	42.1	83.4	81.4	66.7	61.4	89.4
DGCNN	91.8	74.9	63.6	91.6	42.4	80.1	81.1	66.5	61.8	89.2
Lattice Net	88.8	72.1	61.3	96.0	42.5	81.6	84.6	68.5	69.2	90.5
GGCN	91.8	75.3	64.0	95.6	43.6	84.0	81.0	68.7	65.3	92.3

在 Semantickitti 数据集测试中, GGCN 相比于其他网络模型在多个类别(道路、人行道、停车场、摩托车、杆、地形、建筑物)的检测上取得了最好的效果, 如图 8 所示。植被分割中的 IoU 值相对较低, 这可能是因为网络在全局优化过程中出现过拟合, 使其易将植被类别中的远端树叶归类为其他类别。然而, 在处理道路多目标激光点云数据的任务中, GGCN 在大多数类别检测上性能表现优越, 展现了出色的激光点云数据空间关系和局部特征捕捉能力, 显著提高了激光点云数据分割的准确性。

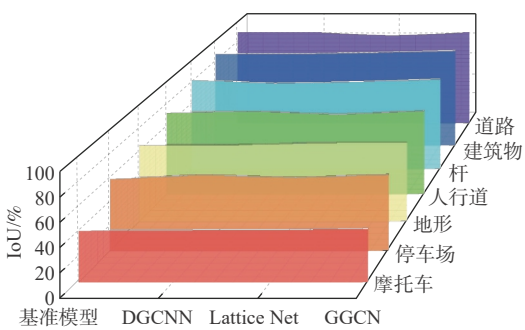


图 8　Semantickitti 类别精度分析

Fig. 8　Semantickitti class accuracy analysis

将本文所提 GGCN 模型和基准模型、Lattice Net 和 DGCNN 这 3 个经典的激光点云语义分割模型在 Semantickitti 数据集上评估网络性能, 基准模型、Lattice Net、DGCNN 和 GGCN 网络模型的 mIoU、H、R、$F_{1\text{-score}}$ 结果如表 2 所示。可以看出, GGCN 的 mIoU 为 59.7%, 优于对照组中的所有网络, 并相对于基准模型的 mIoU 提高了 3.9%; GGCN 的精确率达到 91.7%, 高于 DGCNN 的 90.5% 和 Lattice Net 的 91.3%, 相比于基准模型的精确率提高了 1.5%; GGCN 的 $F_{1\text{-score}}$ 达到了 92.0%, 高于其他对比模型。

表 2　Semantickitti 数据集评价指标对比

Table 2　Comparison of evaluation indicators of Semantickitti dataset　%

模型	mIoU	H	R	$F_{1\text{-score}}$
基准模型	55.8	90.2	93.3	91.7
DGCNN	56.1	90.5	92.1	91.3
Lattice Net	58.8	91.3	92.6	91.9
GGCN	59.7	91.7	92.4	92.0

此外, 经过实测可知, GGCN 模型在 Nvidia 3080 GPU 显卡上测试时间为 122 ms, 比 DGCNN 网络的测试时间稍慢 8 ms, 但相比于 Lattice Net 网络的测试时间快 91 ms, 相比于基准模型的测试时间提升了 24%。同时, 基准模型、Lattice Net、DGCNN 和 GGCN 模型测试过程中的 GPU 内存占用分别为 40%、58%、21% 和 22%, 使用测试时间和 GPU 显存消耗反映模型效率, 各指标的权衡结果如图 9 所示。图 9 直观展示了 Semantickitti 数据集上分割任务的 mIoU、H、R、$F_{1\text{-score}}$ 与测试时间和占用显存 GPU 的权衡, 图标越靠近左上方的位置, 权衡越好, 网络整体性能越好。可以看出, GGCN相比于基准模型网络速度更快, GPU 显存消耗更少, 这是由于设计的栅格查询模块对输入的激光点云数据结构进行了优化, 提高了激光点云特征获取效率。

为证实本文方法在处理不同网络模块时的有效性, 在 Semantickitti 数据集上进行了消融实验, 结果如表 3 所示。可以看出, 通过引入栅格查询模块, GGCN 相较于基准模型在 mIoU 指标上实现了 0.8% 的提升。进一步地, 采用的可学习卷积核使 GGCN 提升了 2.0% 的 mIoU 值。此外, 再通过设计的损失函数细化物体边缘与稀疏点的细节信息, 有

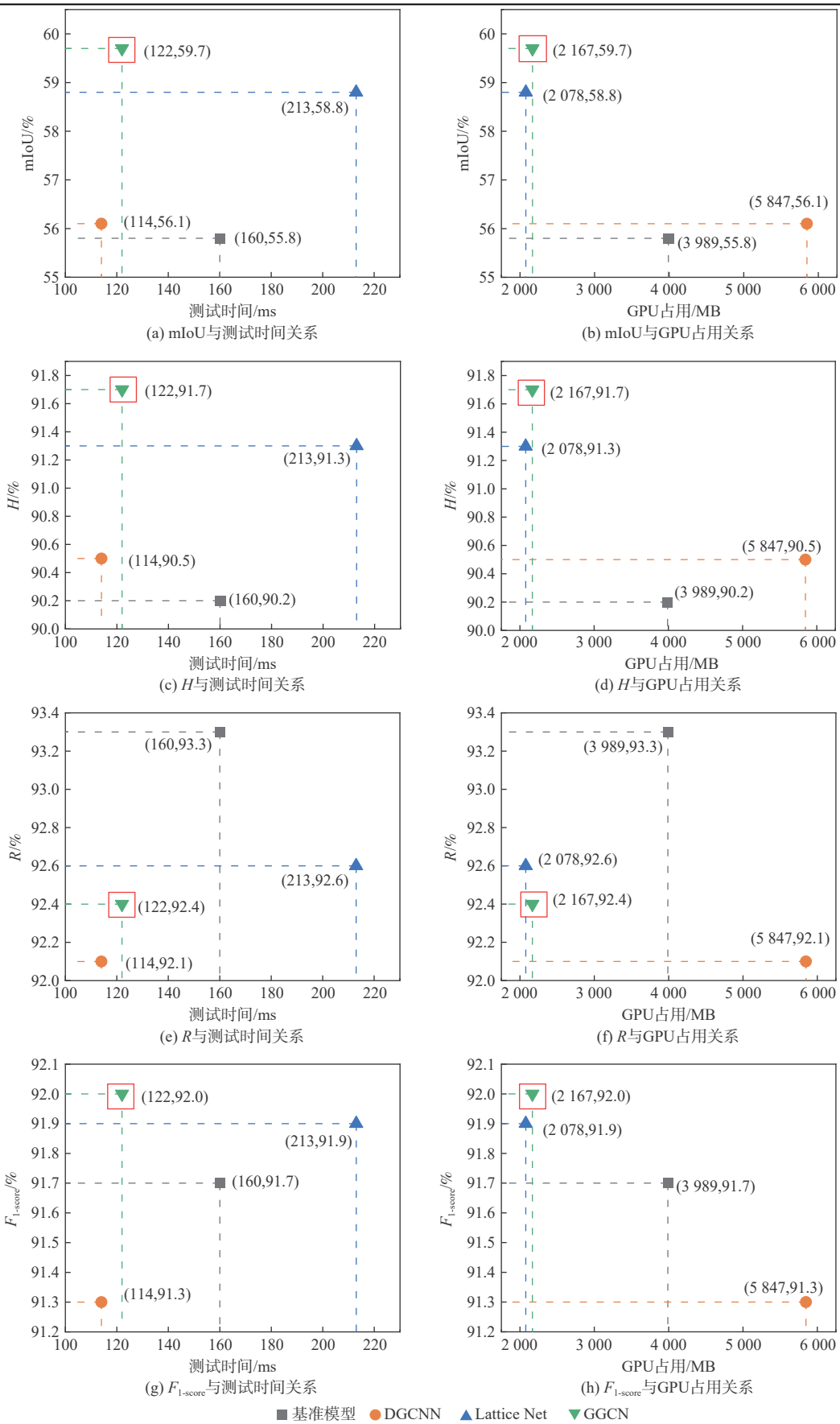


图9 各指标权衡分析

Fig. 9 Trade-off analysis of each index

效提升了1.1%的mIoU值。总的来说,所有模块的改进使GGCN的总体mIoU值较基准模型提高了3.9%。

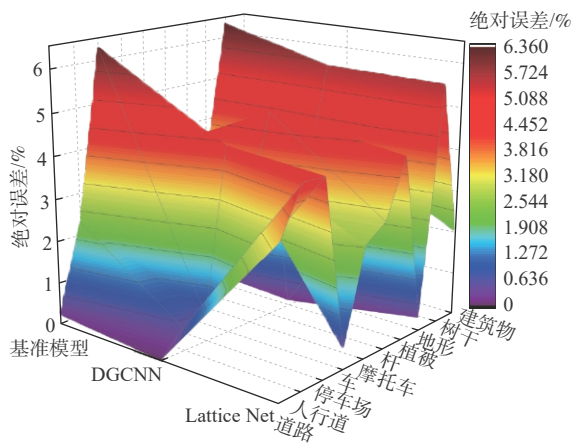
为验证改进网络模型GGCN的可行性,使用绝对误差E_A和相对误差E_R对改进网络模型GGCN进

表 3　不同网络模块消融结果

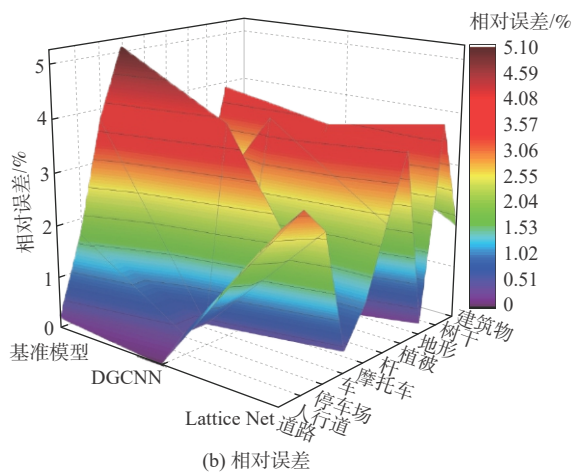
Table 3　Ablation results of different network modules

基准模型	栅格查询模块	可学习卷积核	损失函数模块	mIoU/%
√				55.8
√	√			56.6
√	√	√		58.6
√	√	√	√	59.7

行误差分析。GGCN 模型分类误差分析如图 10 所示。GGCN 相比于其他模型在大部分目标类别的 IoU 值均有所提高, 证明了 GGCN 在激光点云语义分割任务中的有效性, 展现了 GGCN 语义分割网络优越的综合性能。



(a) 绝对误差



(b) 相对误差

图 10　GGCN 模型分类误差分析

Fig. 10　Analysis of classification error of GGCN model

总体评价指标的误差分析如表 4 所示, 其中, E_{AI}、E_{AH}、E_{AR}、E_{AF} 分别表示 mIoU、H、R、$F_{1\text{-score}}$ 的绝对误差, E_{RI}、E_{RH}、E_{RR}、E_{RF} 分别表示 mIoU、H、R、$F_{1\text{-score}}$ 的相对误差。表 4 通过对 GGCN 与其他网络模型的 mIoU、精确率、召回率、$F_{1\text{-score}}$ 的分析对比, 展现了 GGCN 网络模型性能的优越性, 表明 GGCN 能够有效聚合全局特征, 具有更好的特征表达能力和模型泛化能力, 能实现道路环境下精确的

表 4　评价指标误差分析

Table 4　Error analysis table of evaluation indicators　%

模型	E_{AI}	E_{AH}	E_{AR}	E_{AF}	E_{RI}	E_{RH}	E_{RR}	E_{RF}
基准模型	3.9	1.5	0.9	0.3	7.0	1.7	1.0	0.4
DGCNN	3.6	1.2	0.3	0.8	6.4	1.3	0.3	0.8
Lattice Net	0.9	0.4	0.2	0.1	1.5	0.4	0.2	0.1

激光点云语义分割, 尤其在处理大规模激光点云数据时表现良好, 鲁棒性强。

3　结　论

1) 基于改进图卷积的三维激光点云语义分割网络中设计了栅格查询模块及可学习卷积核, 栅格查询模块是基于角度和距离量化的聚合模块, 可有效聚合局部特征, 且具有较高的可扩展性和灵活性。学习可变形卷积核的方法可更好地适应激光点云中的非刚性形变, 提高了激光点云特征的表达能力。

2) 实验结果表明, 改进网络模型 GGCN 相对于基准模型的 mIoU 和 $F_{1\text{-score}}$ 分别提高了 3.9% 和 0.3%, 精确率和召回率分别达到了 91.7% 和 92.4%, 与其他模型相比有明显提升, 具有较好的激光点云语义分割效果。同时, GGCN 的测试时间为 122 ms, 相较于基准模型提升了 24%。

图卷积网络在目标识别、自动驾驶等领域都有较好的应用前景, 但仍存在计算量大、资源占用多的缺点, 今后将继续研究对图模型优化的相关问题。

参考文献 (References)

[1] LI Y, IBANEZ-GUZMAN J. Lidar for autonomous driving: the principles, challenges, and trends for automotive lidar and perception systems[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2020, 37(4): 50-61.

[2] KURANI A, DOSHI P, VAKHARIA A, et al. A comprehensive comparative study of artificial neural network (ANN) and support vector machines (SVM) on stock forecasting[J]. Annals of Data Science, 2023, 10(1): 183-208.

[3] 陈科, 管海燕, 雷相达, 等. 基于特征增强核点卷积网络的多光谱 LiDAR 点云分类方法[J]. 地球信息科学学报, 2023, 25(5): 1075-1087.
CHEN K, GUAN H Y, LEI X D, et al. Multispectral LiDAR point cloud classification method based on feature-enhanced kernel point convolutional network[J]. Journal of Geo-Information Science, 2023, 25(5): 1075-1087(in Chinese).

[4] WANG P S, LIU Y, GUO Y X, et al. O-CNN: Octree-based convolutional neural networks for 3D shape analysis[J]. ACM Transactions on Graphics, 2017, 36(4): 1-11.

[5] LIANG P, FANG Z J, HUANG B, et al. PointFusionNet: point feature fusion network for 3D point clouds analysis[J]. Applied Intelligence, 2021, 51(4): 2063-2076.

[6] 张硕, 叶勤, 史婧, 等. 改进RangeNet++损失函数的车载点云小目标语义分割方法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2021, 33(5): 704-711.
ZHANG S, YE Q, SHI J, et al. Semantic segmentation method for vehicle-mounted point cloud small target improved RangeNet++ loss function[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2021, 33(5): 704-711(in Chinese).

[7] 谭光鸿, 侯进, 韩雁鹏, 等. 基于卷积神经网络的低参数量实时图像分割算法[J]. 激光与光电子学进展, 2019, 56(9): 100-108.
TAN G H, HOU J, HAN Y P, et al. Low-parameter real-time image segmentation algorithm based on convolutional neural network[J]. Progress in Laser & Optoelectronics, 2019, 56(9): 100-108(in Chinese).

[8] 程鑫, 王宏飞, 周经美, 等. 基于体素柱形的激光雷达点云车辆目标检测算法[J]. 中国公路学报, 2023, 36(3): 247-260.
CHENG X, WANG H F, ZHOU J M, et al. Vehicle target detection algorithm in Lidar point cloud based on voxel column[J]. China Journal of Highway and Transportation, 2023, 36(3): 247-260(in Chinese).

[9] SHI S S, JIANG L, DENG J J, et al. PV-RCNN++: point-voxel feature set abstraction with local vector representation for 3D object detection[J]. International Journal of Computer Vision, 2023, 131(2): 531-551.

[10] 吴泽群, 曹猛, 韩世超, 等. 基于高密度激光点云和深度学习的高速公路标线识别[J]. 公路, 2022, 67(6): 247-253.
WU Z Q, CAO M, HAN S C, et al. Highway marking recognition based on high-density laser point cloud and deep learning[J]. Highway, 2022, 67(6): 247-253(in Chinese).

[11] 黄郑, 顾徐, 王红星, 等. 基于改进PointNet++的输电杆塔点云语义分割模型[J]. 中国电力, 2023, 56(3): 77-85.
HUANG Z, GU X, WANG H X, et al. Semantic segmentation model of transmission tower point cloud based on improved PointNet++[J]. Electric Power, 2023, 56(3): 77-85(in Chinese).

[12] 吴军, 崔玥, 赵雪梅, 等. SSA-PointNet++: 空间自注意力机制下的3D点云语义分割网络[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2022, 34(3): 437-448.
WU J, CUI Y, ZHAO X M, et al. SSA-PointNet++: 3D point cloud semantic segmentation network based on spatial self-attention mechanism[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2022, 34(3): 437-448(in Chinese).

[13] 马庆禄, 黄筱潇, 孔国英. 基于通道注意力和图卷积的激光三维目标检测[J]. 计算机工程与设计, 2023, 44(9): 2740-2746.
MA Q L, HUANG X X, KONG G Y. Laser 3D object detection based on channel attention and graph convolution[J]. Computer Engineering and Design, 2023, 44(9): 2740-2746(in Chinese).

[14] 杨军, 党吉圣. 基于上下文注意力CNN的三维点云语义分割[J]. 通信学报, 2020, 41(7): 195-203.
YANG J, DANG J S. Semantic segmentation of three-dimensional point cloud based on contextual attention CNN[J]. Journal on Communications, 2020, 41(7): 195-203(in Chinese).

[15] 张坤, 朱亚薇, 王晓红, 等. 基于空间图卷积的三维点云语义分割[J]. 激光与光电子学进展, 2023, 60(2): 387-395.
ZHANG K, ZHU Y W, WANG X H, et al. Three-dimensional point cloud semantic segmentation based on spatial graph convolution[J]. Progress in Laser and Optoelectronics, 2023, 60(2): 387-395(in Chinese).

[16] WANG Y, SUN Y B, LIU Z W, et al. Dynamic graph CNN for learning on point clouds[J]. ACM Transactions on Graphics, 2019, 38(5): 1-12.

[17] WEN S H, WANG T, TAO S. Hybrid CNN-LSTM architecture for LiDAR point clouds semantic segmentation[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2022, 7(3): 5811-5818.

[18] 杨军, 李博赞. 基于自注意力特征融合组卷积神经网络的三维点云语义分割[J]. 光学精密工程, 2022, 30(7): 840-853.
YANG J, LI B Z. Three-dimensional point cloud semantic segmentation based on convolutional neural network of self-attention feature fusion group[J]. Optics and Precision Engineering, 2022, 30(7): 840-853(in Chinese).

[19] 兰红, 陈浩, 张蒲芬. 集图卷积和三维方向卷积的点云分类分割模型[J]. 计算机工程与应用, 2023, 59(8): 182-191.
LAN H, CHEN H, ZHANG P F. Point cloud classification segmentation model for set map convolution and three-dimensional directional convolution[J]. Computer Engineering and Applications, 2023, 59(8): 182-191(in Chinese).

Learnable graph convolution-based semantic segmentation method for 3D LiDAR point clouds in road scenes

MA Qinglu[1,*], DING Xueqin[1], HUANG Xiaoxiao[1], ZOU Zheng[2]

(1. College of Traffic and Transportation, Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400074, China;
2. Key Laboratory of Road and Traffic Engineering, Ministry of Education, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: Aiming at the problems of insufficient local feature extraction ability and difficulty in capturing global context information in the semantic segmentation of 3D LiDAR point clouds in the existing autonomous driving system, an intelligent semantic segmentation network of 3D LiDAR point cloud road scenes based on improved graph convolution is proposed. First, the proposed grid query module may offer more comprehensive point cloud coverage for the learning process by rasterizing the point cloud and choosing the nodes. At the same time, a learnable convolution kernel is designed, and its shape and weight are learnable in the training phase, which can better deal with the deformation problem in the point cloud. Secondly, an improved graph convolution layer is added after each layer of the base network structure. The improved graph convolution layer can obtain the local neighborhood information of the point through the dynamic graph calculation, and superimpose the local information in the fully connected layer to obtain the global attribute. Finally, the data set Semantickitti is used to compare and analyze the models before and after improvement. The experimental results show that the mean intersection-over-union (mIoU) value of the improved network reaches 59.7%, which is 3.9% higher than the benchmark model, 3.6% and 0.9% higher than dynamic graph convolutional neural network (DGCNN) and Lattice Net, respectively. The findings of the study demonstrate that the suggested enhanced model can successfully raise the point cloud semantic segmentation accuracy in the autonomous driving road environment, which helps to enhance the LiDAR application effect in autonomous driving.

Keywords: autonomous driving; semantic segmentation; graph convolutional network; LiDAR point cloud; environmental awareness

Received: 2023-10-24; **Accepted**: 2024-01-19; **Published Online**: 2024-03-09 13:16

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1817.005

Foundation items: General Project of Natural Science Foundation of Chongqing, China (CSTB2023NSCQ-MSX0551); 2022 Open Project Plan of Traffic Engineering Application Robot Chongqing Engineering Laboratory (CELTEAR-KFKT-202301); Chongqing Graduate Research Innovation Project (CYS23502)

* **Corresponding author**. E-mail: qlm@cqjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0708

基于GRNN的前起落架液压收放系统健康评估方法

贾宝惠[1,*]，谭楚懿[2]，高源[3]，王玉鑫[1]

(1. 中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300；2. 中国民航大学 航空工程学院，天津 300300；
3. 中国民航大学 安全科学与工程学院，天津 300300)

摘　　要：随着民用飞机健康管理技术的不断发展，飞机重要系统及部件的状态监测数据不断丰富。前起落架液压收放系统的健康状态对飞机起降的影响较大，该系统虽然具备多维监测参数，但难以有效利用系统监测数据准确评估其健康状态。基于此，针对前起落架液压收放系统健康评估问题，通过AMESim软件建模，构建系统的仿真模型，研究前起落架收放性能受液压元件参数性能变化的影响。使用前起落架收放作动筒不同等级故障时的性能数据作为原始数据，提取收上时间、流速最大值等表征参数，提出基于广义回归神经网络(GRNN)的健康指数构造方法，可以更加有效地对该系统的健康状态进行评估，通过方法对比证明了其有效性和准确性。

关 键 词：健康评估；起落架收放；液压系统；广义回归神经网络；AMESim
中图分类号：V37; TH137
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4052-09

起落架的健康状态对于飞行安全至关重要[1]。根据航空公司维修记录数据，超过80%的起落架系统故障来自液压系统，其中，约35%的故障来自收放、刹车过程。

目前，针对起落架系统的健康评估方法主要分为基于模型的方法和基于数据驱动的方法[2]。基于模型的健康管理方法要求建立起落架收放过程的物理参数模型。然而，起落架收放系统具有的高维、强非线性、强耦合等特性，对于航空公司而言，很难利用运维数据建立精确的数学模型[3]。从部件失效机理分析系统行为也是一种分析思路。故障树等成熟的可靠性分析方法也是较早被用于起落架健康评估的方法[4]。文献[5]利用状态事件故障树定量分析起落架收放系统顶事件失效概率。文献[6]将贝叶斯网络应用于起落架系统故障诊断，建立概率推理算法，提高了典型故障的诊断效率。基于模型的健康管理方法较为直观，但其依赖于知识的完整性，无法分析不可预知的故障，使得其应用范围受到制约。

随着新技术的发展与健康管理思想的引入，基于数据驱动的健康管理方法为起落架液压系统的健康评估方法开辟了新的方向[7]。文献[8]将液压泵回油流量数据分解为细节项和趋势项数据，采用自回归积分滑动平均结合长短期记忆网络建立趋势预测模型。文献[9]利用优化超参数的支持向量机(support vector machine, SVM)模型训练包含5个液压系统故障标签的传感器数据集，并测试模型分类效果。文献[10]基于提出的多策略协同优化的后向传播神经网络(back propagation neural network, BPNN)算法，使用飞机降落过程中的快速存取记录器数据进行了起落架左侧刹车温度监测。基于数据驱动的健康管理方法能很好地满足系统随机性和非线性的分析要求，但上述文献几乎未考虑系统的物理特性，因此，具备的可解释性有待考量。

收稿日期：2023-10-31；**录用日期**：2024-01-05；**网络出版时间**：2024-02-09 19:02
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240208.1459.001
基金项目：国家自然科学基金(U2033209)
*通信作者. E-mail：jiabaohui@sina.com

引用格式：贾宝惠，谭楚懿，高源，等. 基于GRNN的前起落架液压收放系统健康评估方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4052-4060. JIA B H，TAN C Y，GAO Y，et al. Health assessment method of nose landing gear hydraulic retraction/extension system based on GRNN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4052-4060 (in Chinese).

在实际应用中，系统所有特征参数的变化趋势是多样化的，使用单一方法很难达到预期的诊断、分类或预测效果。融合 2 种方法，基于模型的健康管理方法可以为基于数据驱动的健康管理方法提供系统原理依据，补充其可解释性；基于数据驱动的健康管理方法可以处理大量数据，提高诊断、预测的精度[11]，并且提高基于模型的健康管理方法的数据挖掘效率。因此，越来越多的融合模型被用于起落架液压收放系统来进行数据提取、数据处理和预测建模[12]。文献 [13] 基于信息熵与 SVM 多分类器对液压泵正常、泄漏和油滤堵塞 3 种状态下的仿真数据进行故障分类训练与测试。文献 [14] 利用 AMESim 仿真平台进行故障模拟分析，引入风险系数对起落架液压收放模型的健康状态进行模糊评级。

液压系统在飞机上的分布广泛，液压元件、管路、油液也均在相对封闭的环境中工作，因此，其故障较为隐蔽，导致排故难度较大。前起落架收放系统作为液压系统的用户之一，影响该系统工作特性的因素较多，较为常见的故障原因有系统气塞、管路堵塞、油液泄漏等。在系统各种变量的关系或水平上的微小变化是故障的先兆[15]，利用 AMESim 对该系统进行仿真是比较理想的分析方法。

综上，本文建立前起落架液压收放系统健康评估指标体系，通过人为注入不同类型、不同等级的故障，研究各元件参数性能变化。评估系统的健康状态时，针对利用机器学习的手段选取特征参数的可解释性可能不足以应用于物理系统[16-17]的问题，对于故障仿真分析得到的众多参数，依据皮尔逊相关系数选择特征参数作为健康指数函数的输入，再基于所建立的健康指标体系融合广义回归神经网络 (generalized regression neural network, GRNN) 算法构造健康指数，建立状态数据与健康值之间的非线性映射关系，最终得到健康评估结果，并通过验证表明本文方法的可行性。

1　前起落架液压收放系统健康评估方法

使用人工智能算法在商业运营中能定期监控飞行数据，但针对起落架液压收放系统等安全关键系统的工作有限[18]。目前，历史数据无法支撑样本需求，需采用仿真建模及故障注入的方式引入特定类型的故障，并且更便于观察目标参数的响应，从而获得充足的样本量，进行前起落架健康指数函数映射与健康评估。

本文提出的前起落架液压收放系统健康评估方法主要包括 2 个部分：前起落架液压收放系统健康评估建模及前起落架液压收放系统健康分析与预测。图 1 为前起落架液压收放系统健康评估方案框图。

第 1 部分主要包括系统仿真与建模、系统正常及各故障状态下的参数批处理与后处理、不同故障下的特征参数提取与筛选。步骤如下：

1）根据国产某支线客机的前起落架液压收放系统原理，在 AMESim 软件中仿真模型。基于失效模式与影响分析 (failure mode and effects analysis, FMEA) 和系统典型故障，对仿真模型进行故障注入。处理不同类型及不同程度故障的数据，将所有数据进行特征提取。

2）并非所有特征参数都有利于健康状态评估[19-20]，前序提取的特征参数之间存在强互相关性及一些与分析对象相关性较差的参数的存在会对评估结果造成一定的影响，并通过皮尔逊相关性筛选与目标故障模式相关度较高的特征参数作为后续网络的输入参数。

第 2 部分主要过程包括健康指数的构建[21]、GRNN 网络训练、健康指数预测与健康评估。步骤如下：

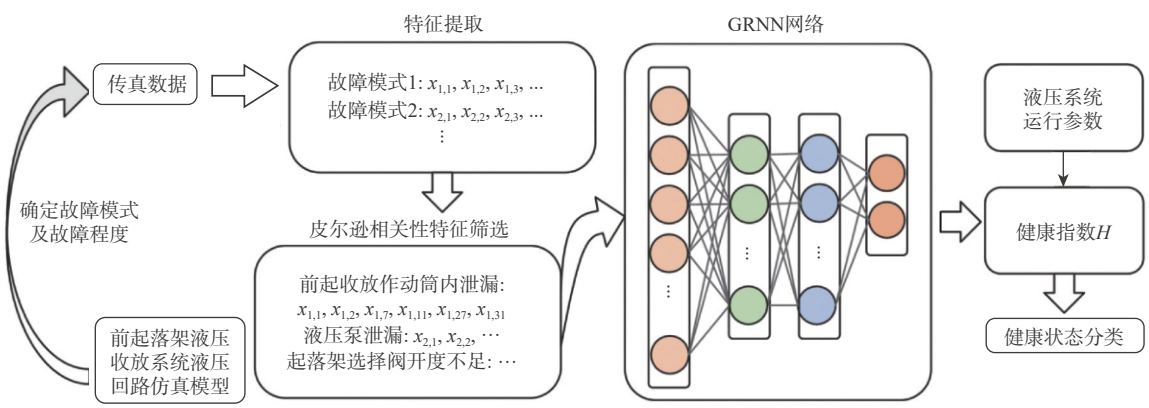


图 1　前起落架液压收放系统健康评估方案框图

Fig. 1　Health assessment scheme frame of nose landing gear hydraulic retraction/extension system

1）建立健康评估指标体系。典型故障模式所对应的特征参数、典型故障模式与系统健康状态两级健康指数映射，构成前起落架液压收放系统健康评估指标体系。

2）将筛选后的特征参数输入GRNN网络，根据构造的健康评估指标体系，建立状态数据与健康值之间的非线性映射关系；调节光滑因子σ，使模型的评价指标达到最佳。

3）σ选优后，将前起落架液压收放系统某未知状态下的运行参数输入网络，得到该状态下的健康指数H，根据健康指数对其健康状态进行分类，反映系统降级程度。

2 前起落架液压收放系统健康评估建模

2.1 前起落架液压收放系统原理模型

国产某支线客机拥有3套互相独立、互相备份的液压系统，该机型前起落架正常收放系统为人工操纵、电气控制、液压作动，由2#液压系统提供压力实现起落架收放，如图2所示。

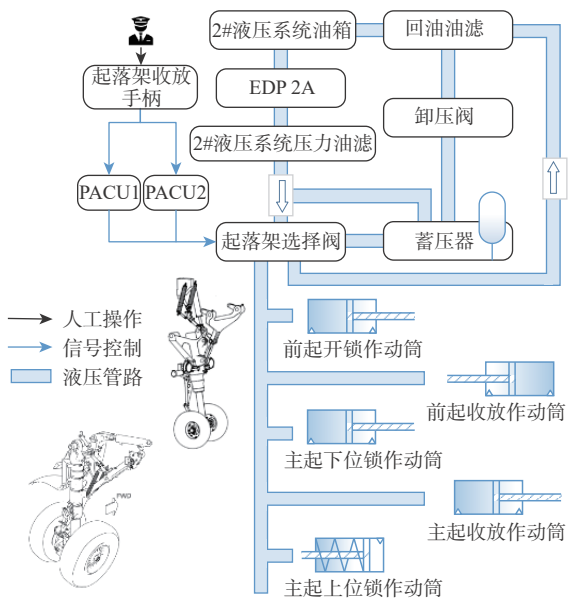


图2 前起落架液压收放系统原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of nose landing gear hydraulic retraction/extension system

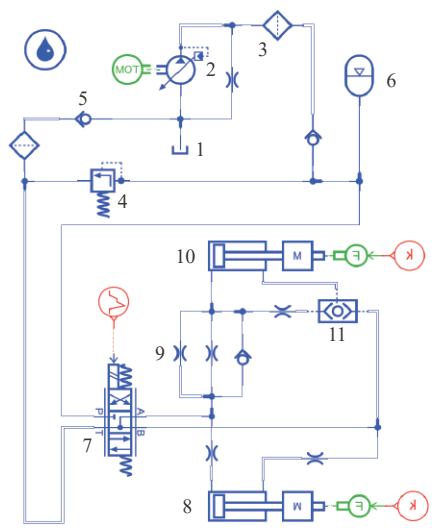
发动机驱动泵(engine driven pump, EDP)是2#液压系统的主泵。起落架选择阀是一个三位四通电磁换向阀，用于切换液压油路，以实现收、放动作。

前起落架需要收起时，驾驶员将手柄扳到“UP”位置，起落架选择阀的收上线圈通电，接通进油路和起落架收上管路，使压力油通过起落架选择阀进入前起开锁作动筒的收上腔，使过中心锁连杆折叠；压力油进入前起收放作动筒收上腔，驱动前起落架收起。起落架收起后，依靠锁连杆弹簧力的作用将其锁定在收上位置。当前起落架需要放下时，起落架控制手柄扳到“DN”位置，起落架选择阀放下电磁线圈通电，起落架选择阀进油路与放下腔联通，收上腔与回油路联通，前起开锁作动筒开锁，液压油进入前起收放作动筒放下腔，前起落架放下。前起落架放下后，依靠前起开锁作动筒的液压作用和锁连杆上弹簧力作用将前起落架保持在放下位置。

2.2 正常收放与典型故障仿真

2.2.1 正常收放模型仿真

由于实际运行数据较难获取，运行数据中的故障数据占比较小，且故障类型不丰富，使用仿真数据替代真实数据。根据2.1节所述的系统原理建立仿真模型，如图3所示。AMESim仿真的主要步骤如下：在Sketch模式下，构建前起落架液压收放系统的液压回路模型；在Submodel模式下，合理设置每个组件的子模型；在Parameter模式下，设置每个子模型的油属性、流量、压力、速度等相关参数；最终进入Simulation模式进行仿真。



1. 油箱；2. EDP 2A；3. 油滤；4. 卸压阀；5. 单向阀；6. 蓄压器；7. 起落架选择阀；8. 前起开锁作动筒；9. 节流阀；10. 前起收放作动筒；11. 梭阀。

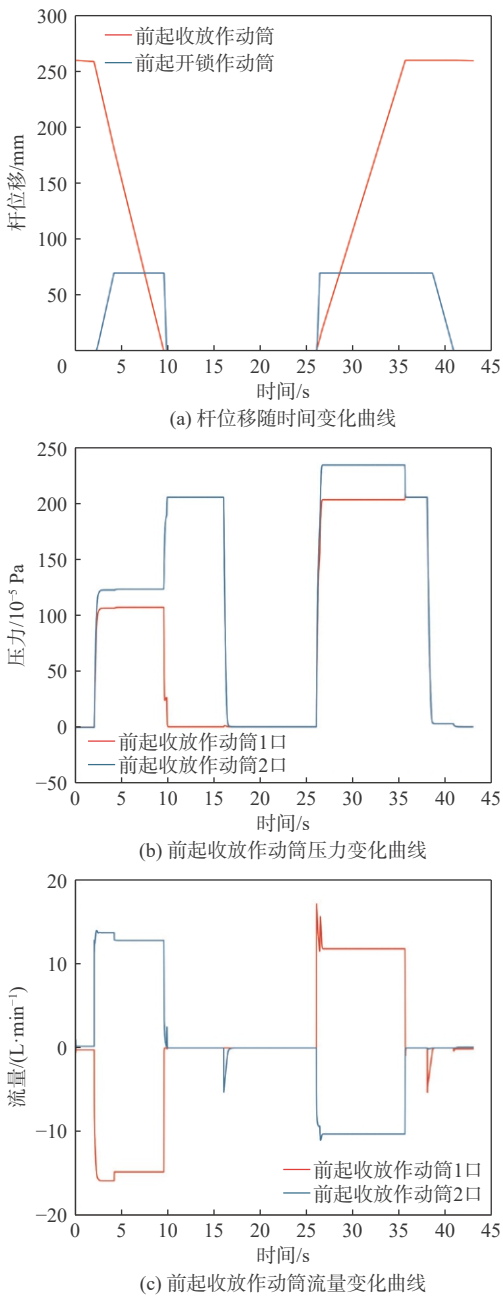
图3 前起落架液压收放系统液压回路仿真模型

Fig. 3 Simulation model of hydraulic circuit of nose landing gear hydraulic retraction/extension system

模型的回路搭建完成后，需要对各个元件配置子模型及参数设置，起落架选择阀需要设置的参数有自然频率、阻尼率、通道流量/压降等，输入起落架选择阀的信号分为5个阶段，正常情况下的信号值即为额定电流的大小，模拟收上、上锁、解锁、放下4个过程，对正常收放过程中的参数变化进行分

析。0 s 时，前起开锁作动筒初始位移为 0 mm，前起收放作动筒位移为最大值 260 mm。

仿真时间为 32 s，采样频率为 100 Hz，正常收放时，前起开锁作动筒及前起收放作动筒的杆位移随时间变化的曲线如图 4(a) 所示，其他部分仿真结果如图 4 所示。放下时间约为 7.55 s，收上时间约为 9.60 s，符合前起落架收放设计要求。



(a) 杆位移随时间变化曲线

(b) 前起收放作动筒压力变化曲线

(c) 前起收放作动筒流量变化曲线

图 4　无故障状态下各参数仿真结果

Fig. 4　Simulation results of each parameter with no failure operation

2.2.2　故障注入仿真及性能参数变化

前起落架液压收放系统的主要故障模式分为前起收放作动筒内泄漏、液压泵泄漏、起落架选择阀开度不足[22]。对上述故障进行故障注入仿真，并分析各参数变化，由于篇幅限制，只展示前起收放作动筒内泄漏的仿真结果。作动筒是控制起落架收放的组件，其使用过程中的主要问题是密封件失效。密封失效使其保持压力差的性能下降，导致作动筒工作性能衰退。作动筒的泄漏程度可以用 AMESim 中设置的泄漏系数来表示。当发生泄漏等故障时，液压回路中反映系统健康状态信息最多的是压力、流量、流速和时间等动态参数，因此，分析回路中的这些特征值的变化来构建子系统的健康指数。

以前起收放作动筒内泄漏为例，正常状态下的泄漏系数为 0，将步长设置为 0.01×10^{-6} L/(min·Pa)，设置 35 个批处理参数表示该部件泄漏量依次增加，其中，前起收放作动筒收放时间仿真结果如图 5(a) 所示(图中展示的步长为 0.05×10^{-6} L/(min·Pa))。当出现不同程度的内泄漏时，前起落架放下时间逐渐从 7.55 s 延长至 12.31 s，其他参数也有不同程度的变化，如图 5 所示。

2.3　基于机理的前起落架液压收放健康指数构建

对于前起落架液压收放功能，反映系统工作性能的指标包括前起收放作动筒放下时间、收上时间、2 口压力、2 口流速及其他部件的特征参数，在图 1 中分别用 $x_{i,1},x_{i,2},\cdots,x_{i,31}$ 表示。在只考虑单因素的情况下，每个故障的发生都会引起以上部分或全部参数的变化，因此，构建的前起落架液压收放系统健康评估指标体系如图 1 所示。

根据 2 层指标的设置，系统的健康指数可以表示为 2 层映射：

$$H = F(H_i) \tag{1}$$

$$H_i = G_i\left(x_{i,j}\right) \tag{2}$$

式中：H为所研究系统的健康指数；H_i为第i个故障模式的故障程度；$F(\cdot)$表示系统和各故障模式之间健康指数的映射；$x_{i,j}$为第i个故障模式的第j个特征参数；$G_i(\cdot)$表示第i个故障模式与各参数之间健康指数的映射。

由于只考虑单故障模式，$F(\cdot)$可以通过 FMEA 确定，系统H的表达式为

$$H = \sum_{i=1}^{n} \omega_i H_i \qquad n = 1,2,3 \tag{3}$$

式中：ω_i为第i个故障模式的权重。

2.4　GRNN 算法原理

1991 年，Specht 博士提出 GRNN，其是一种改进型径向基神经网络，具有强大的非线性映射能力、出色的容错性和鲁棒性[23]。此外，GRNN 还

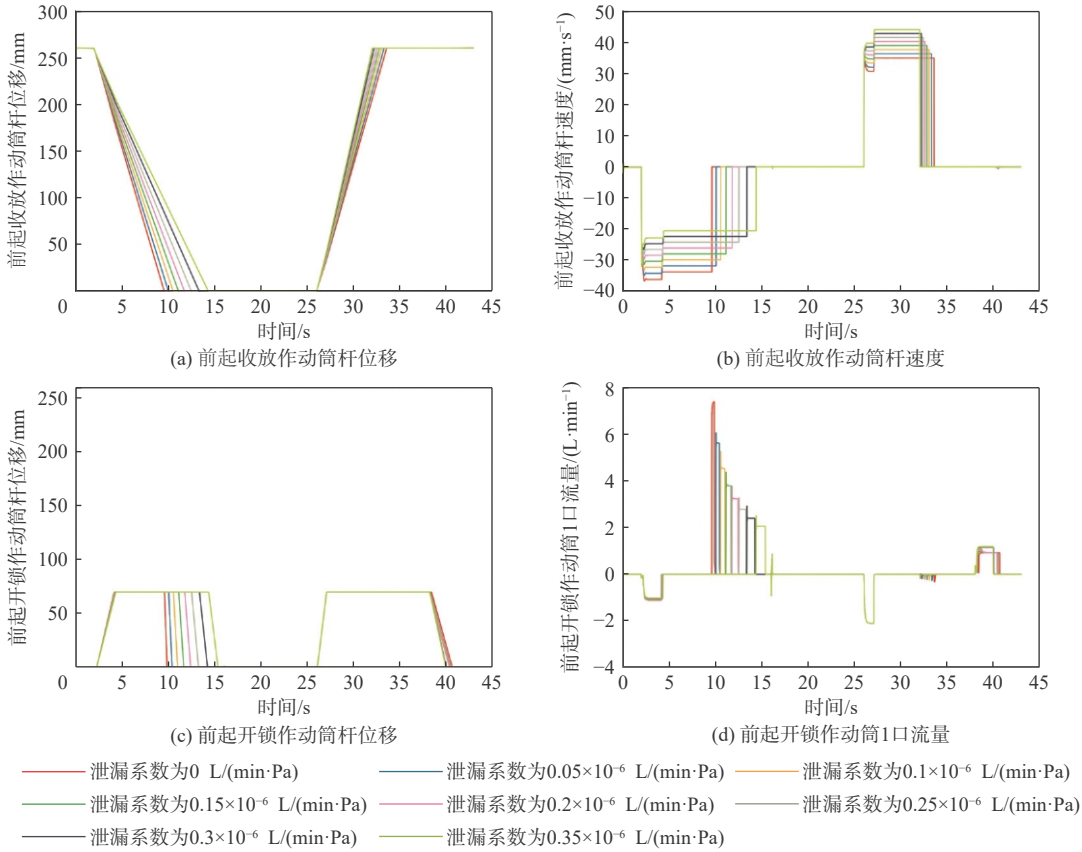


图 5 不同泄漏程度下的参数响应曲线

Fig. 5 Response curves of different parameters under different leakage degrees

表现出良好的逼近能力和较快的收敛速度。GRNN包含输入层、模式层、求和层及输出层，如图 6所示。

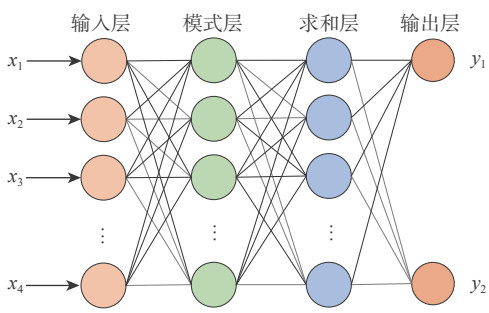


图 6 GRNN 基本神经网络拓扑结构

Fig. 6 GRNN basic neural network topology structure

GRNN的理论基础为非线性回归，能够从观测样本中求得自变量x和因变量y之间的联合密度函数$f(x,y)$，从而求出因变量对自变量的回归值[24]，生成连续型输出。已知x的观测值为$\boldsymbol{X}$，则y相对于$\boldsymbol{X}$的回归，即条件均值为

$$\bar{y}=E(y|\boldsymbol{X})=\frac{\int_{-\infty}^{+\infty}yf(\boldsymbol{X},y)\mathrm{d}y}{\int_{-\infty}^{+\infty}f(\boldsymbol{X},y)\mathrm{d}y} \tag{4}$$

$f(\boldsymbol{X},y)$可以由x和y的观测样本经非参数估计得到

$$\overline{f}(\boldsymbol{X},y)=\frac{1}{(2\pi)^{\left(\frac{p+1}{2}\right)}\sigma^{(p+1)}n}\cdot\sum_{i=1}^{n}\exp\left[-\frac{(\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}_i)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}_i)}{2\sigma^2}\right]\exp\left[-\frac{(y-y_i)^2}{2\sigma^2}\right] \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{X}_i$和y_i分别为随机变量x和y的第i个样本的输入；σ为光滑因子，该值用于控制模型的复杂度以防止过拟合；n为样本数目；p为随机变量x的维数。

根据式 (4)、式 (5) 可得

$$\bar{y}=\frac{\sum_{i=1}^{n}y_i\exp\left[-\frac{(\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}_i)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}_i)}{2\sigma^2}\right]}{\sum_{i=1}^{n}\exp\left[-\frac{(\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}_i)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}_i)}{2\sigma^2}\right]} \tag{6}$$

GRNN的参数设置较为方便，可以通过在核函数中设置光滑因子σ来提高GRNN的性能，无需像传统神经网络那样进行迭代训练[25]。

2.5 评价指标

采用平均绝对误差 (mean absolute error, MAE)、均方根误差 (root mean squared error, RMSE)、平均绝对百分比误差 (mean absolute percentage error, MAPE) 和对称平均绝对百分比误差 (symmetric mean absolute percentage error, SMAPE) 4个评价指标衡量模型的

拟合优劣程度，从而确认本文模型的有效性和准确性，计算公式如下：

$$E_{\mathrm{A}}=\sum_{i=1}^{n}\frac{|A_i-F_i|}{n} \tag{7}$$

$$E_{\mathrm{R}}=\sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(A_i-F_i)^2} \tag{8}$$

$$E_{\mathrm{AP}}=\frac{100\%}{n}\sum_{i=1}^{n}\left|\frac{A_i-F_i}{A_i}\right| \tag{9}$$

$$E_{\mathrm{SP}}=\frac{100\%}{n}\sum_{i=1}^{n}\frac{2|A_i-F_i|}{(|A_i|+|F_i|)} \tag{10}$$

式中：A_i为实际观测值；F_i为对应的预测值；n为样本数量。

3　前起落架液压收放系统健康分析

3.1　输入参数选取

根据 FMEA 分析，选取 3 种故障模式，分别为前起收放作动筒内泄漏、起落架选择阀开度不足、液压泵泄漏。以前起收放作动筒内泄漏为例，以一个收放过程正常状态与不同故障程度为仿真过程，选取关键帧数据，形成 31 个维度的数据，建立$\boldsymbol{X}_1=\left(x_{1,1},x_{1,2},\cdots,x_{1,31}\right)^{\mathrm{T}}$。各参数的量纲、大小、变化各不相同，本文构建的 GRNN 能够适应不同尺度和分布的输入数据，将$\boldsymbol{X}_1$中的x作为 GRNN 的输入，前起收放作动筒泄漏系数作为网络的输出，建立$\boldsymbol{X}$与y值的映射关系。

为得到一个完整、准确、简化的模型，需根据所搭建的液压回路的机理，约简重复参数；通过计算皮尔逊相关系数，剔除对该故障模式表征贡献率较低的参数，以降低输入数据的维度。计算变量之间的相关系数并将相关性较低的参数剔除，是降低高维数据维数的基本方法。变量M和N的皮尔逊相关性计算式如下：

$$r_{MN}=\frac{\mathrm{cov}(M,N)}{\sqrt{D(M)}\sqrt{D(N)}}=\frac{\sum_{i=1}^{n}(M_i-\overline{M})(N_i-\overline{N})}{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(M_i-\overline{M})^2}\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(N_i-\overline{N})^2}} \tag{11}$$

约简重复参数后，各参数皮尔逊相关系数的可视化如图 7 所示，y_{train}为因变量。图中，色块越深，代表皮尔逊相关系数越大，变量之间的相关性越强。保留与故障模式相关性大于 0.8 的参数，将$\{x_{1,1},x_{1,2},x_{1,7},x_{1,11},x_{1,27},x_{1,31}\}$作为网络的输入参数，具体含义如下：$x_{1,1}$为前起收放作动筒放下时间，

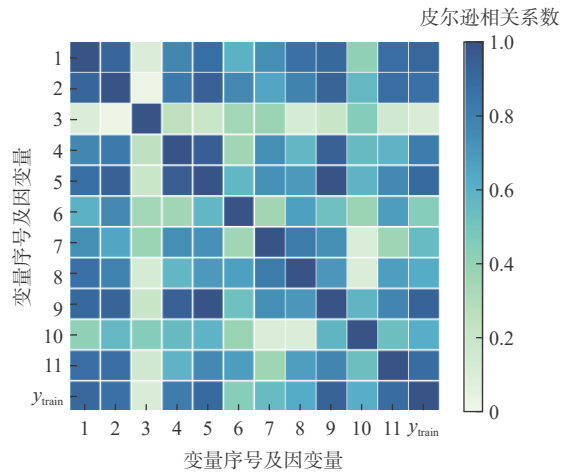


图 7　参数皮尔逊相关性可视化图

Fig. 7　Visualization diagram of Pearson correlation coefficients

$x_{1,2}$为前起收放作动筒收上时间，$x_{1,7}$为前起收放作动筒放下阶段 2 口压力突变值，$x_{1,11}$为前起收放作动筒放下阶段 2 口流量稳定值，$x_{1,27}$为前起开锁作动筒放下开锁阶段流量突变值，$x_{1,31}$为液压泵实际排量值。

3.2　健康评估与结果分析

将 6 维输入参数的 36 个批处理参数（包含正常状态）以 4∶1 的比例随机划分训练集和测试集，部分训练集数据如表 1 所示。

表 1　部分训练集数据

Table 1　Parts of training set data

样本	$x_{1,1}$	$x_{1,2}$	$x_{1,7}$	$x_{1,11}$	$x_{1,27}$	$x_{1,31}$	y_{train}
1	7.55	9.60	205.539	0	−5.688	1.584	0
2	8.10	8.17	172.257	8.297	−4.100	1.659	0.06
3	10.47	5.62	127.200	12.511	−2.146	2.502	0.25
4	11.32	5.21	123.445	12.800	−1.843	2.560	0.30
5	7.64	9.33	203.040	2.000	−5.387	1.587	0.01
6	9.21	6.58	138.609	11.590	−2.862	2.318	0.16
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

光滑因子的选择对 GRNN 的拟合优度影响较大，σ的选取趋近于 0 可能造成y_{test}与y_{train}的值接近，出现过拟合现象；σ过大可能造成y_{test}接近所有样本因变量的平均值，出现欠拟合。利用 4 个评价指标衡量模型的优劣程度，σ在 0.1～2 之间取值，步长为 0.01，不同取值的σ结果如图 8 所示。通过逐步选优，σ为 0.76 时拟合效果较好。

多元非线性拟合是基于统计的回归拟合方法，通过预设若干个自变量与因变量的函数表达式、表达式中参数的初始值和损失函数，不断迭代寻求最优解使预测值与真实值的误差最小，输出表达式中的参数。利用 SPSS 的多元非线性回归拟合功能，

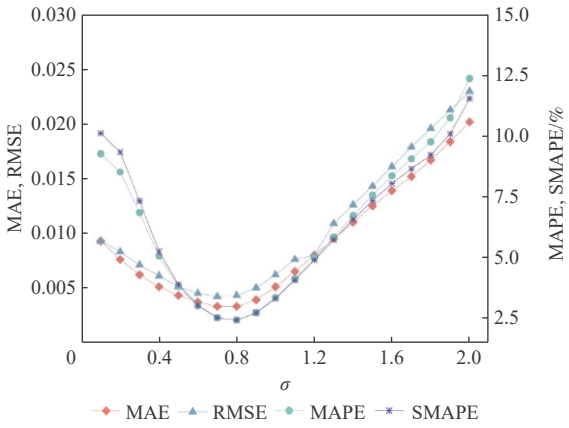


图8 不同σ下的评价指标曲线

Fig. 8 Curves of evaluation indicators under different σ values

预设 $z=\sum_{i=1}^{n}a_i x_{1,i}+c$, $n=1,2,\cdots,6$, 损失函数为残差平方和。

BPNN在前馈型网络的结构上增加了后向传播算法，可以用于实现输入输出的非线性映射，并且网络使用梯度下降算法可以优化参数，从而得到更优的结果[26-27]。通过BPNN算法进行预测，激活函数为sigmoid，使用小批量随机梯度下降法，最大迭代次数为3 000，学习率为0.01，误差为0.01。图9为在σ=0.76时本文方法拟合结果与其他方法的结果对比。

图9和表2展示了各方法结果预测对比。利用多元非线性方法进行拟合时，虽然结果较为准确，但个别值的偏离较大，预设的表达式形式对拟合结果影响较大，因此，模型的泛化能力不佳。在此次多元非线性预测中，BPNN算法的表现不如GRNN，由于数量集较小，BPNN算法也具有一定的泛化能力，但在迭代的过程中，容易出现模型不收敛、损失函数较大的情况，并且训练时间较长。相较而言，GRNN算法的参数设置较为简单，模型收敛速度快的同时能达到较理想的精度。

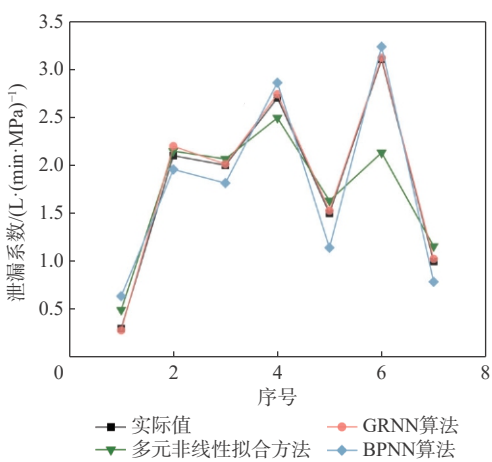


图9 各方法结果预测对比

Fig. 9 Comparison of results of various methods

表2 各方法评价指标对比

Table 2 Comparison of evaluation indicators of various methods

方法	MAE	RMSE	MAPE/%	SMAPE/%
多元非线性拟合	0.025 3	0.039 08	19.162 1	17.516 1
BPNN	0.021 8	0.023 50	26.280 9	21.372 3
GRNN	0.003 1	0.004 20	2.390 1	2.392 6

4 结 论

本文主要研究前起落架液压收放系统健康状态表征和评估方法，构建了2层健康指标，并利用H对前起落架液压收放系统的健康状态进行评估。以前起收放作动筒内泄漏故障模式为例，进行健康状态的分析与验证，结论如下：

1）通过系统功能机理分析、故障仿真、特征参数提取及参数选优，将前起收放作动筒放下时间、前起开锁作动筒放下开锁阶段流量突变值、液压泵实际排量等参数作为表征故障的特征参数集。

2）将参数集作为GRNN的输入，当光滑因子σ为0.76时，泄漏系数的拟合优度最佳；在RMSE、MAE、MAPE与SMAPE指标上优于多元非线性拟合方法BPNN算法，表明该方法能够更准确地映射特征参数与目标值的关系，从而有效评估前起落架液压收放系统的健康状态。

参考文献（References）

[1] 周长聪, 吉梦瑶, 张屹尚, 等. 多失效模式下起落架机构可靠性及灵敏度研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 46-54.
ZHOU C C, JI M Y, ZHANG Y S, et al. Mechanism reliability and sensitivity analysis of landing gear under multiple failure modes[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 46-54 (in Chinese).

[2] ZONTA T, DA COSTA C A, DA ROSA RIGHI R, et al. Predictive maintenance in the industry 4.0: a systematic literature review[J]. Computers & Industrial Engineering, 2020, 150: 106889.

[3] 张可, 周东华, 柴毅. 复合故障诊断技术综述[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(9): 1143-1157.
ZHANG K, ZHOU D H, CHAI Y. Review of multiple fault diagnosis methods[J]. Control Theory and Applications, 2015, 32(9): 1143-1157(in Chinese).

[4] 胡晓义, 王如平, 王鑫, 等. 基于模型的复杂系统安全性和可靠性分析技术发展综述[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 147-158.
HU X Y, WANG R P, WANG X, et al. Recent development of safety and reliability analysis technology for model-based complex system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 147-158(in Chinese).

[5] 徐丙凤, 黄志球, 胡军, 等. 一种状态事件故障树的定量分析方法[J]. 电子学报, 2013, 41(8): 1480-1486.

XU B F, HUANG Z Q, HU J, et al. A method for quantitative analysis of state/event fault tree[J]. Acta Electronica Sinica, 2013, 41(8): 1480-1486(in Chinese).

[6] 陈新霞, 刘煜原, 黄加阳, 等. 基于贝叶斯网络推理的起落架系统故障诊断技术研究[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(10): 24-27.
CHEN X X, LIU Y Y, HUANG J Y, et al. Fault diagnosis of landing gear system based on Bayesian network inference[J]. Computer Measurement & Control, 2016, 24(10): 24-27(in Chinese).

[7] 丰赢政. 基于 AE-RNN 的飞机起落架液压收放系统故障诊断方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
FENG Y Z. Research on fault diagnosis algorithms of the hydraulic retractable system of aircraft landing gear based on AE-RNN[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023 (in Chinese).

[8] 崔建国, 李鹏程, 崔霄, 等. 基于 ARIMA-LSTM 的飞机液压泵性能趋势预测方法[J]. 振动、测试与诊断, 2021, 41(4): 735-740.
CUI J G, LI P C, CUI X, et al. Aircraft hydraulic pump performance trend prediction method based on ARIMA-LSTM[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2021, 41(4): 735-740(in Chinese).

[9] BYKOV A D, VORONOV V I, VORONOVA L I. Machine learning methods applying for hydraulic system states classification[C]// Proceedings of the Systems of Signals Generating and Processing in the Field of on Board Communications. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-4.

[10] 冯蕴雯, 王锐, 卢涛, 等. 基于多策略协同优化神经网络的起落架状态监测[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(2): 264-273.
FENG Y W, WANG R, LU T, et al. Landing gear condition monitoring based on back propagation neural network-based on multi-strategy cooperative optimization[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(2): 264-273(in Chinese) .

[11] 李天梅, 司小胜, 刘翔, 等. 大数据下数模联动的随机退化设备剩余寿命预测技术[J]. 自动化学报, 2022, 48(9): 2119-2141.
LI T M, SI X S, LIU X, et al. Data-model interactive remaining useful life prediction technologies for stochastic degrading devices with big data[J]. Acta Automatica Sinica, 2022, 48(9): 2119-2141(in Chinese).

[12] 汪俊亮, 高鹏捷, 张洁, 等. 制造大数据分析综述: 内涵、方法、应用和趋势[J]. 机械工程学报, 2023, 59(12): 1-16.
WANG J L, GAO P J, ZHANG J, et al. A review of manufacturing big data: connotation, methodology, application and trends[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2023, 59(12): 1-16(in Chinese).

[13] 窦丹丹, 姜洪开, 何毅娜. 基于信息熵和 SVM 多分类的飞机液压系统故障诊断[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(4): 529-534.
DOU D D, JIANG H K, HE Y N. Effectively diagnosing faults for aircraft hydraulic system based on information entropy and multi-classification SVM[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(4): 529-534(in Chinese).

[14] DUAN S X, LI Y J, CAO Y Y, et al. Health assessment of landing gear retraction/extension hydraulic system based on improved risk coefficient and FCE model[J]. Applied Sciences, 2022, 12(11): 5409.

[15] 刘志伟, 刘锐, 徐劲松, 等. 复杂系统故障预测与健康管理(PHM)技术研究[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(12): 2687-2689.
LIU Z W, LIU R, XU J S, et al. Research of complex system's prognostic and health management[J]. Computer Measurement & Control, 2010, 18(12): 2687-2689(in Chinese).

[16] FINK O, WANG Q, SVENSÉN M, et al. Potential, challenges and future directions for deep learning in prognostics and health management applications[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2020, 92: 103678.

[17] 周志杰, 曹友, 胡昌华, 等. 基于规则的建模方法的可解释性及其发展[J]. 自动化学报, 2021, 47(6): 1201-1216.
ZHOU Z J, CAO Y, HU C H, et al. The interpretability of rule-based modeling approach and its development[J]. Acta Automatica Sinica, 2021, 47(6): 1201-1216(in Chinese).

[18] KHAN K, SOHAIB M, RASHID A, et al. Recent trends and challenges in predictive maintenance of aircraft's engine and hydraulic system[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2021, 43(8): 403.

[19] NIU W J, FENG Z K, LI S S, et al. Short-term electricity load time series prediction by machine learning model via feature selection and parameter optimization using hybrid cooperation search algorithm[J]. Environmental Research Letters, 2021, 16(5): 055032.

[20] NA X D, HAN M, REN W J, et al. Modified BBO-based multivariate time-series prediction system with feature subset selection and model parameter optimization[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2022, 52(4): 2163-2173.

[21] WANG P J, QIN J H, LI J C, et al. Device status evaluation method based on deep learning for PHM scenarios[J]. Electronics, 2023, 12(3): 779.

[22] 胡晓青, 马存宝, 和麟, 等. 飞机起落架收放系统建模与故障仿真[J]. 计算机工程与科学, 2016, 38(6): 1286-1293.
HU X Q, MA C B, HE L, et al. Modeling and fault simulation of the landing gear extension and retraction system[J]. Computer Engineering & Science, 2016, 38(6): 1286-1293(in Chinese).

[23] SPECHT D F. A general regression neural network[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 1991, 2(6): 568-576.

[24] TOMANDL D, SCHOBER A. A modified general regression neural network (MGRNN) with new, efficient training algorithms as a robust 'black box'-tool for data analysis[J]. Neural Networks, 2001, 14(8): 1023-1034.

[25] WANG Z P, ZHAO Y J. Data-driven exhaust gas temperature baseline predictions for aeroengine based on machine learning algorithms[J]. Aerospace, 2023, 10(1): 17.

[26] 刘浩然, 赵翠香, 李轩, 等. 一种基于改进遗传算法的神经网络优化算法研究[J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(7): 1573-1580.
LIU H R, ZHAO C X, LI X, et al. Study on a neural network optimization algorithm based on improved genetic algorithm[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(7): 1573-1580(in Chinese).

[27] 邱寒雨, 张春峰, 徐兵, 等. 基于优化 BP 神经网络的快速起竖装置液压驱动系统故障诊断[J]. 液压与气动, 2021, 45(3): 1-6.
QIU H Y, ZHANG C F, XU B, et al. Fault diagnosis of hydraulic drive system of rapid-erection device based on optimized BP neural network[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2021, 45(3): 1-6(in Chinese).

Health assessment method of nose landing gear hydraulic retraction/extension system based on GRNN

JIA Baohui[1,*], TAN Chuyi[2], GAO Yuan[3], WANG Yuxin[1]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. School of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
3. School of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The condition monitoring data of critical aircraft systems and components has been continuously improved with the ongoing advancement of civil aircraft health management technology.The health status of the nose landing gear hydraulic retraction/extension system has a great influence on the take-off and landing of the aircraft. Although the system has multi-dimensional monitoring parameters, it is difficult to effectively use the monitoring data to accurately evaluate its health status. Aiming at the health assessment of the landing gear hydraulic retraction/ extension system of a domestically developed regional aircraft, this paper constructs a simulation model of the system through AMESim, so as to study the influence of the working performance of the system due to the change of component parameter performance in the circuit. Previously, the performance data of different levels of the landing gear retraction/extension cylinder were the original data. In order to better assess the system's health, a health index generation approach based on the generalized regression neural network (GRNN) was put forth after the feature parameters, such as the closing time and the maximum flow rate, were retrieved. The effectiveness is verified by comparing the results with other methods.

Keywords: health assessment; landing gear retraction/extension; hydraulic system; generalized regression neural network; AMESim

Received: 2023-10-31; **Accepted**: 2024-01-05; **Published Online**: 2024-02-09 19:02
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240208.1459.001
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (U2033209)
* **Corresponding author**. E-mail: jiabaohui@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0659

数字孪生驱动的转子装配及不平衡分布

吴法勇[1,2]，王维斌[3]，陈雪骑[3,*]，马艳红[3]，洪杰[1,3]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191；2. 中国航发沈阳发动机研究所，沈阳 110066；
3. 北京航空航天大学 航空发动机研究院，北京 100191)

摘　　要：针对先进航空发动机转子数字装配和不平衡分布控制问题，提出了转子不平衡分布数字孪生模型的建模方法。开展了构件装配参数对转子不平衡分布状态影响的敏感度评估，判定出大质量构件的静不平衡和位于转子中部构件端面跳动是影响转子不平衡分布优劣的关键因素。基于数据融合方法，结合某大涵道比发动机核心机转子多台次装配统计数据，成功识别并修正了该转子不平衡分布数字孪生模型中关键参数的阈值，为进一步开展转子结构状态控制和动力响应预测提供了模型基础。

关 键 词：转子装配；不平衡分布；数字孪生；数据融合；航空发动机
中图分类号：V263.2
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4061-11

航空发动机是一种结构复杂、载荷环境多变的高速旋转热动力机械系统，其振动问题非常突出，据统计，航空发动机70%以上的故障源于振动[1]。高速旋转的转子系统是航空发动机振动能量的主要来源，尤其是当转子由于缺陷材料、加工和装配过程中的误差、不对称结构、转子磨损等因素[2]而产生过大的不平衡时，其在旋转状态下产生的旋转激励作用会不可避免地引发转子动力响应问题。其中，装配是先进发动机转子设计制造的关键环节。因此，通过合理的装配控制使转子具有符合要求的不平衡状态，是抑制转子乃至整机振动的关键所在。

传统的转子装配控制往往由经验驱动，但考虑到装配工艺影响参数多且不同特征参数具有显著的随机性和不确定性，导致上述基于经验驱动的装配过程效率、精度和单次合格率较低，并存在使用性能与初始装配性能不一致的问题，使设备频繁出现异常振动或故障[3]。而数字孪生技术凭借其信息同步、多物理场、高集成度等特点，为实现高性能的航空发动机转子数字装配和不平衡分布控制提供了可能[3-5]。

数字孪生技术是实现物理-虚拟-信息一体化的核心技术，其本质是以数字化的方式创建物理实体的虚拟模型，模拟物理实体在真实环境中的行为，通过虚拟交互反馈、数据融合分析、决策迭代优化等方式，为物理实体增加或扩展新的能力[6-8]。近年来，数字孪生装配技术受到国内外学术界和工业界的高度关注，但相关研究集中于理论探索，较少涉及面向装配的孪生模型的建模与应用。陶飞等[9]提出了一种基于数字孪生的产品设计、制造和服务方法和应用框架。Yi等[10]研究了基于数据孪生的装配过程设计基本框架、方法特点和关键技术。Söderberg等[11]提出了基于数字孪生的自动补偿装配线的概念。孙清超等[12]探索了一种基于界面加工测量数据与装配几何/变形融合的航空发动机转子装配精度预测模型。

收稿日期：2023-10-12；**录用日期**：2023-11-03；**网络出版时间**：2023-11-13 11:38
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231108.1009.001
基金项目：国家自然科学基金(52205082)；国家科技重大专项(2017-Ⅰ-0008-0009)；航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2021-A-Ⅰ-002-002)
* **通信作者**. E-mail：chenxueqi@buaa.edu.cn

引用格式：*吴法勇，王维斌，陈雪骑，等. 数字孪生驱动的转子装配及不平衡分布[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4061-4071.*
WU F Y，WANG W B，CHEN X Q，et al. Rotor assembly and unbalance distribution driven by digital twins[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4061-4071 (in Chinese).

不平衡分布是对结构质量绕旋转中心线非对称分布特征的定量描述，传统转子动力学分析中，往往将转子不平衡简化为转子的整体质心横向偏移[13-17]，对于构件质量的三维空间分布和不平衡沿转子轴向分布描述不完备，无法准确描述构件旋转惯性及其导致的转子内部和支点动载荷。洪杰等[18-20]提出了旋转结构惯性主轴偏斜分布力学模型，用于描述转子“高维度”旋转惯性载荷及其动力响应特性，但该模型尚未应用到转子装配性能控制和不平衡分布特征描述中。

本文利用数字孪生交互反馈、数据融合、迭代优化的特点，开展航空发动机转子装配及不平衡分布研究，以实现转子高性能装配和不平衡分布控制，为进一步开展转子结构状态控制和动力响应预测提供了模型基础。本文提出了转子不平衡分布数字孪生模型建模方法，开展了构件装配参数敏感度评估和关键参数判定，基于数据融合方法和装配统计数据，实现了孪生模型参数阈值识别与修正。

1 转子不平衡分布数字孪生模型

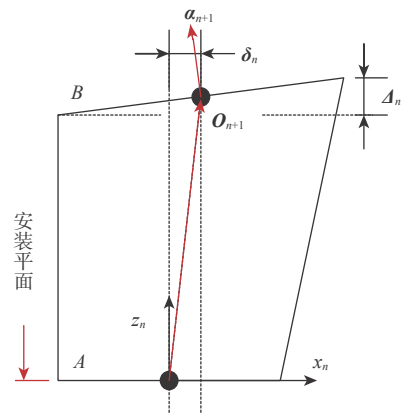
由于转子实际装配过程中，能够测量的往往只有构件/组件不平衡、形位公差和装配相位角，而转子装配完成后各构件惯性主轴相对转子旋转轴的偏斜状态往往无法直接测量得到，而是需要基于上述已知参数，经过合理转化获得。因此，本文基于转子实际装配过程，从构件形位公差和不平衡、构件堆叠导致的组件不平衡2方面，构建了转子不平衡分布数字孪生模型。通过建立构件不平衡、形位公差和装配相位角参数与各构件惯性主轴倾斜量的数学关联，实现了转子不平衡分布和构件旋转惯性载荷分布的定量描述，推导了连接结构和轴承支承载荷公式，为开展参数敏感度评估和阈值识别提供了模型基础。

1.1 构件形位公差

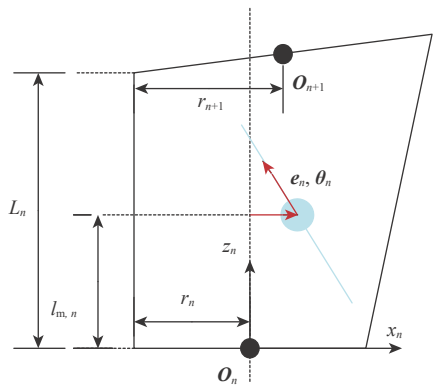
构件不平衡和形位公差状态的分散性来源于生产-加工过程中的不可控因素，因此不可避免。将构件视为刚体，其质量分布的不对称性可以通过构件的质量偏移和惯性主轴倾斜来表征，并且在旋转状态下会产生惯性力和惯性力矩作用[18]。

如图1(a)所示，以构件n在装配过程中安装端面A(图中平面A)圆心为原点，建立构件的局部坐标系$n(\boldsymbol{O}_n\text{-}x_ny_nz_n)$，相位零点为$x_n$轴。图中：$\boldsymbol{\delta}_n$和$\boldsymbol{\Delta}_n$分别为基于平面$A$测量得到的$B$侧同轴度向量和垂直度向量，包含对应幅值和相位角。

为便于考虑构件堆叠，将构件n的形位公差向量转换为B端面位置向量$\boldsymbol{O}_{n+1}$和法向向量$\boldsymbol{\alpha}_{n+1}$，表达式为



(a) 形位公差



(b) 不平衡分布

图1 构件形位公差与不平衡分布

Fig. 1 Component geometric tolerances and unbalanced distribution

$$\begin{cases}\boldsymbol{O}_{n+1}=(|\boldsymbol{\delta}_n|\cos\varphi_{\boldsymbol{O},n+1},|\boldsymbol{\delta}_n|\sin\varphi_{\boldsymbol{O},n+1},L_n)^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{\alpha}_{n+1}=(-\dfrac{|\boldsymbol{\Delta}_n|}{2r_{n+1}}\cos\varphi_{\boldsymbol{\alpha},n+1},-\dfrac{|\boldsymbol{\Delta}_n|}{2r_{n+1}}\sin\varphi_{\boldsymbol{\alpha},n+1},1)^{\mathrm{T}}\end{cases}\tag{1}$$

式中：L_n为构件n的轴向长度；r_{n+1}为构件n的B端面半径；$\varphi_{\boldsymbol{O},n+1}$和$\varphi_{\boldsymbol{\alpha},n+1}$分别为$B$端面圆心和法向量相对$z_n$轴的相位，并且易知有

$$\begin{cases}\varphi_{\boldsymbol{O},n+1}=\varphi_{\boldsymbol{\delta},n}\\ \varphi_{\boldsymbol{\alpha},n+1}=\varphi_{\boldsymbol{\Delta},n}\end{cases}\tag{2}$$

其中：$\varphi_{\boldsymbol{\delta},n}$和$\varphi_{\boldsymbol{\Delta},n}$分别为$\boldsymbol{\delta}_n$和$\boldsymbol{\Delta}_n$向量的相位角。

将式(2)代入式(1)可得

$$\begin{cases}\boldsymbol{O}_{n+1}=(|\boldsymbol{\delta}_n|\cos\varphi_{\boldsymbol{\delta},n},|\boldsymbol{\delta}_n|\sin\varphi_{\boldsymbol{\delta},n},L_n)^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{\alpha}_{n+1}=\left(-\dfrac{|\boldsymbol{\Delta}_n|}{2r_{n+1}}\cos\varphi_{\boldsymbol{\Delta},n},-\dfrac{|\boldsymbol{\Delta}_n|}{2r_{n+1}}\sin\varphi_{\boldsymbol{\Delta},n},1\right)^{\mathrm{T}}\end{cases}\tag{3}$$

基于式(3)易知，局部坐标系内端面A位置和法向向量为：$\boldsymbol{O}_n=(0,0,0)^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{\alpha}_n=(0,0,1)^{\mathrm{T}}$。

类似的，如图1(b)所示，在局部坐标系下，构件质心偏移向量$\boldsymbol{e}_n$和惯性主轴倾斜向量$\boldsymbol{\theta}_n$可以表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}_n=(|\boldsymbol{e}_n|\cos\varphi_{\boldsymbol{e},n},|\boldsymbol{e}_n|\sin\varphi_{\boldsymbol{e},n},l_{\mathrm{m},n})\\ \boldsymbol{\theta}_n=(|\boldsymbol{\theta}_n|\cos\varphi_{\boldsymbol{\theta},n},|\boldsymbol{\theta}_n|\sin\varphi_{\boldsymbol{\theta},n},1)\end{cases}\tag{4}$$

式中: $l_{m,n}$为构件质心与端面 A 的距离; $|\boldsymbol{e}_n|$和$\varphi_{e,n}$分别为质心偏移幅值和相位; $|\boldsymbol{\theta}_n|$和$\varphi_{\theta,n}$分别为惯性主轴倾斜角幅值和相位。

1.2　组件不平衡

转子构件通过装配连接形成转子组件的过程称为堆叠。由于构件形位公差和装配转位角, 堆叠会改变构件相对于旋转中心轴的空间位置, 进而引入附加不平衡。

堆叠过程中, 将构件$n+1$叠加至构件n上后, 则构件$n+1$的形位公差和不平衡状态在其局部坐标系下 $\boldsymbol{O}_{n+1}$-$x_{n+1}y_{n+1}z_{n+1}$可以通过向量$\boldsymbol{O}_{n+2}$、$\boldsymbol{\alpha}_{n+2}$、$\boldsymbol{e}_{n+1}$和$\boldsymbol{\theta}_{n+1}$表示。由于多个构件叠加, 构件局部坐标系在绝对坐标系下发生变化, 需引入坐标转换矩阵。

图 2 为构件$n+1$向构件n堆叠后的位置关系示意图。其中, 构件$n+1$相对构件n的转位角度为$\psi_{n,n+1}$(即x_n轴与x_{n+1}轴之间的夹角)。形位公差描述向量$\boldsymbol{O}_{n+2}$、$\boldsymbol{\alpha}_{n+2}$由坐标系$n+1$向坐标系$n$的转换表达式为

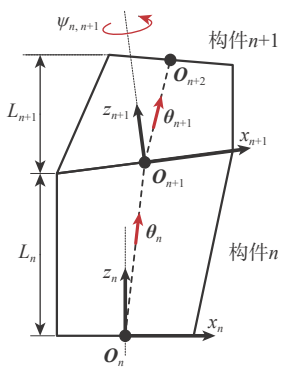


图 2　构件堆叠过程相对位置关系示意图

Fig. 2　Schematic diagram of relative position relationship during component stacking process

$$\begin{cases}\boldsymbol{O}'_{n+2}=f_{n+1,n}(\boldsymbol{O}_{n+2})=\boldsymbol{O}_{n+1}+\boldsymbol{T}_{n+1,n}\boldsymbol{O}_{n+2}\\ \boldsymbol{\alpha}'_{n+2}=g_{n+1,n}(\boldsymbol{\alpha}_{n+2})=\boldsymbol{T}_{n+1,n}\boldsymbol{\alpha}_{n+2}\end{cases}\tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{T}_{n+1,n}$为坐标转换矩阵, 表达式为

$$\boldsymbol{T}_{n+1,n}=\boldsymbol{T}^x_{n+1,n}\boldsymbol{T}^y_{n+1,n}\boldsymbol{T}^z_{n+1,n}\tag{6}$$

其中:

$$\boldsymbol{T}^x_{n+1,n}=\begin{bmatrix}1&0&0\\0&1&|\boldsymbol{\alpha}_{n+1}|\sin\varphi_{\Delta,n}\\0&-|\boldsymbol{\alpha}_{n+1}|\sin\varphi_{\Delta,n}&1\end{bmatrix}\tag{7}$$

$$\boldsymbol{T}^y_{n+1,n}=\begin{bmatrix}1&0&|\boldsymbol{\alpha}_{n+1}|\cos\varphi_{\Delta,n}\\0&1&0\\-|\boldsymbol{\alpha}_{n+1}|\cos\varphi_{\Delta,n}&0&1\end{bmatrix}\tag{8}$$

$$\boldsymbol{T}^z_{n+1,n}=\begin{bmatrix}\cos\psi_{n,n+1}&-\sin\psi_{n,n+1}&0\\\sin\psi_{n,n+1}&\cos\psi_{n,n+1}&0\\0&0&1\end{bmatrix}\tag{9}$$

类似的, 不平衡描述向量$\boldsymbol{e}_{n+1}$和$\boldsymbol{\theta}_{n+1}$由坐标系$n+1$向坐标系$n$的转换表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}'_{n+1}=f_{n+1,n}(\boldsymbol{e}_{n+1})=\boldsymbol{O}_{n+1}+\boldsymbol{T}_{n+1,n}\boldsymbol{e}_{n+1}\\ \boldsymbol{\theta}'_{n+1}=g_{n+1,n}(\boldsymbol{\theta}_{n+1})=\boldsymbol{T}_{n+1,n}\boldsymbol{\theta}_{n+1}\end{cases}\tag{10}$$

进而实现由坐标系m向坐标系n的转化, 其转换表达式为

$$\begin{cases}f_{m,n}(\cdot)=f_{m,m-1}(f_{m-1,m-2}(\cdots f_{n+1,n}(\cdot)))\\ g_{m,n}(\cdot)=g_{m,m-1}(g_{m-1,m-2}(\cdots g_{n+1,n}(\cdot)))\end{cases}\tag{11}$$

显然, 以最底层构件局部坐标系为绝对坐标系, 则可以获得其上所堆叠的n个构件的状态向量在绝对坐标系下的位置, 为

$$\begin{cases}\boldsymbol{O}'_{i+1}=f_{i,1}(\boldsymbol{O}_{i+1})\\ \boldsymbol{\alpha}'_{i+1}=g_{i,1}(\boldsymbol{\alpha}_{i+1})\\ \boldsymbol{e}'_i=f_{i,1}(\boldsymbol{e}_i)\\ \boldsymbol{\theta}'_i=g_{i,1}(\boldsymbol{\theta}_i)\end{cases}\quad i=1,2,\cdots,n\tag{12}$$

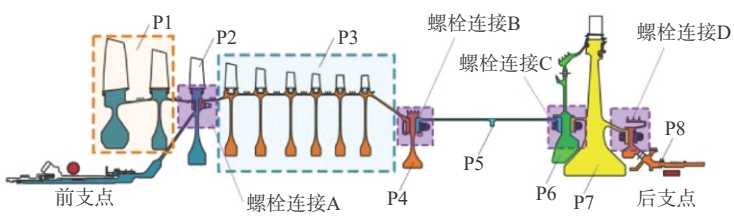
式中: $\boldsymbol{O}'_{i+1}$、$\boldsymbol{\alpha}_{i+1}{}'$、$\boldsymbol{e}'_i$和$\boldsymbol{\theta}'_i$分别为构件$i$的形位公差和不平衡向量在绝对坐标系下的位置。

综上所述, 基于构件形位公差、不平衡和堆叠转位角测量数据, 可建立描述转子不平衡分布的数字孪生模型。由于转子装配顺序和基准面的差异, 实际建模过程中仍存在基准面翻转、绝对坐标系移动等特殊情况, 将在下文实例中具体解释。

1.3　转子实例

以某大涵道比发动机核心机转子为例(该转子结构简图及组成如图 3 所示), 阐述转子不平衡分布数字孪生模型的建立过程。

该核心机转子的装配过程如图 4 所示。其中, 在



P1—1-2 级盘; P2—3 级盘轴; P3—4-9 级盘; P4—篦齿盘; P5—鼓筒轴; P6—封严盘; P7—涡轮盘; P8—后轴。

图 3　某大涵道比发动机核心机转子构件组成

Fig. 3　Composition of rotor components of a large bypass ratio core engine

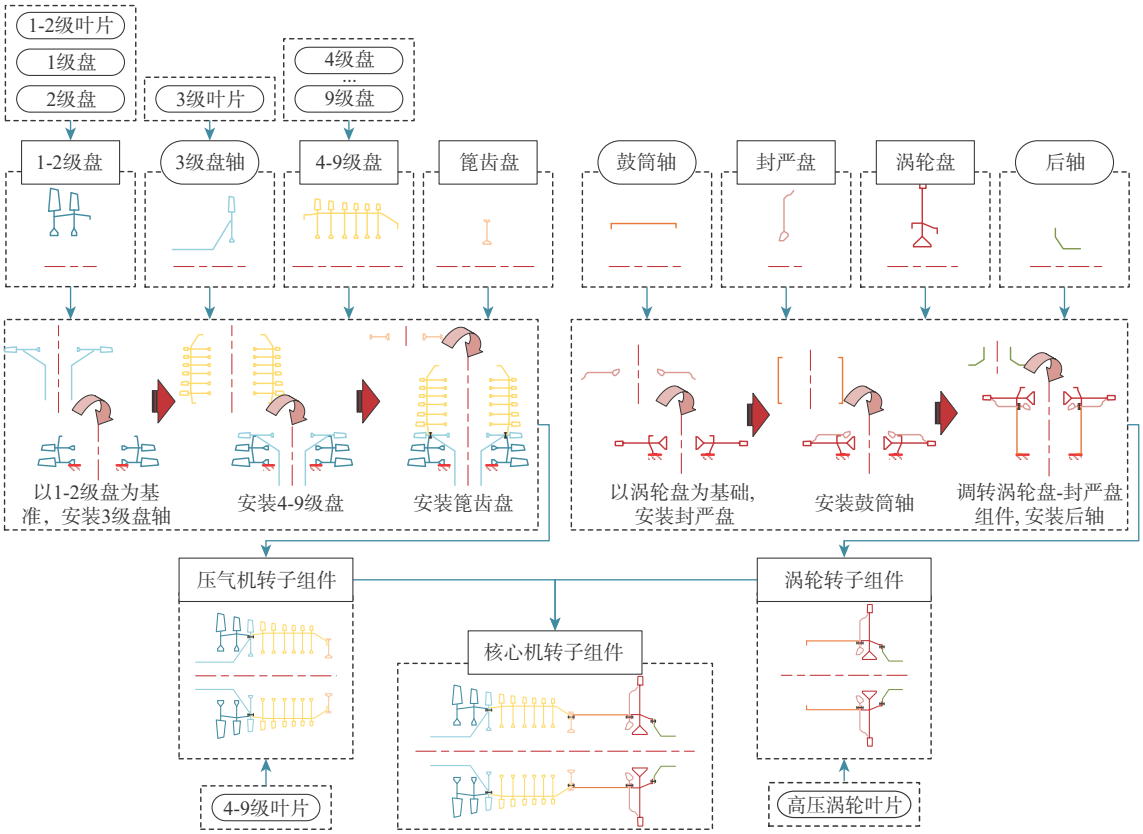


图4 核心机转子装配过程

Fig. 4 Assembly process of core engine rotor

压气机转子组件和涡轮转子组件装配过程中，需要将多个构件堆叠组合，因此，需要分别加以介绍。

1.3.1 压气机转子

压气机转子装配以3级盘轴前支点为安装基准，依次堆叠1-2级盘、4-9级盘和篦齿盘。以前支点端面建立转子坐标系，如图5所示，构建压气机转子不平衡分布数字孪生模型。

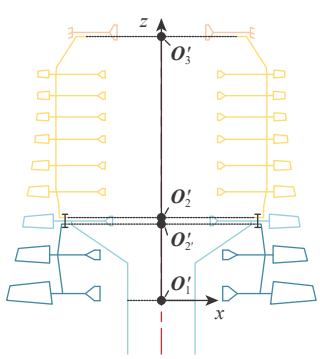


图5 压气机转子坐标系

Fig. 5 Coordinate system of compressor rotor

对于4-9级盘和篦齿盘，其相对3级盘轴采用“顺序安装”，即以3级盘轴为基础，依次向上叠加，在绝对坐标系下，3级盘轴、4-9级盘和篦齿盘的形位公差和不平衡向量分别为

$$\begin{cases} \boldsymbol{O}_2'=\boldsymbol{O}_2,\boldsymbol{\alpha}_2'=\boldsymbol{\alpha}_2,\boldsymbol{e}_1'=\boldsymbol{e}_1,\boldsymbol{\theta}_1'=\boldsymbol{\theta}_1 \\ \boldsymbol{O}_3'=f_{2,1}(\boldsymbol{O}_3),\boldsymbol{\alpha}_3'=g_{2,1}(\boldsymbol{\alpha}_3),\boldsymbol{e}_2'=f_{2,1}(\boldsymbol{e}_2),\boldsymbol{\theta}_2'=g_{2,1}(\boldsymbol{\theta}_2) \\ \boldsymbol{O}_4'=f_{3,1}(\boldsymbol{O}_4),\boldsymbol{\alpha}_3'=g_{2,1}(\boldsymbol{\alpha}_3),\boldsymbol{e}_2'=f_{2,1}(\boldsymbol{e}_2),\boldsymbol{\theta}_2'=g_{2,1}(\boldsymbol{\theta}_2) \end{cases} \tag{13}$$

同时，有$\boldsymbol{O}_1'=(0,0,0)^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\alpha}_1'=(0,0,1)^{\mathrm{T}}$。而1-2级盘采用“逆序安装”，无法直接采用式(12)将1-2级盘的不平衡向量转换至绝对坐标系。因此，定义3级盘轴中轮盘前止口端面形位公差向量为$\boldsymbol{O}_{2'}$和$\boldsymbol{\alpha}_{2'}$，则将1-2级盘的不平衡向量$\boldsymbol{e}_{-1}$和$\boldsymbol{\theta}_{-1}$由局部坐标系转换至绝对坐标系下，需要采用变换关系为

$$\begin{cases} \boldsymbol{e}_{-1}'=f_{-1,1}(\boldsymbol{e}_{-1})=\boldsymbol{O}_{2'}+\boldsymbol{T}_{-1,1}\boldsymbol{e}_{-1} \\ \boldsymbol{\theta}_{-1}'=g_{-1,1}(\boldsymbol{\theta}_{-1})=\boldsymbol{T}_{-1,1}\boldsymbol{\theta}_{-1} \end{cases} \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{T}_{-1,1}$为旋转变换矩阵，表达式为

$$\boldsymbol{T}_{-1,1}=\boldsymbol{T}_{-1,1}^{x}\boldsymbol{T}_{-1,1}^{y}\boldsymbol{T}_{-1,1}^{z}\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}} \tag{15}$$

式(15)相比式(6)，右乘翻转矩阵$\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}$，表明需要先将1-2级盘的不平衡向量绕$x$轴翻转180°后再做变换操作。

1.3.2 涡轮转子

涡轮转子装配先以涡轮后止口端面为安装基准(见图6安装端面A)，依次堆叠封严盘和鼓筒轴，之后将组件倒置，改用鼓筒轴前止口端面为安装基准(见图6安装端面B)，安装涡轮后轴。因此，需要

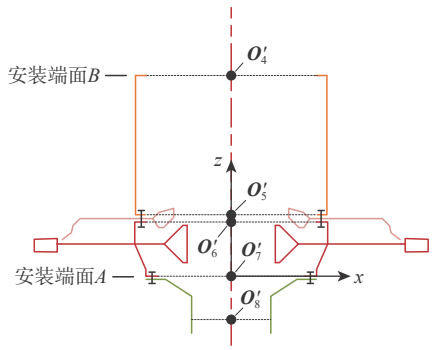


图 6　涡轮转子坐标系

Fig. 6　Coordinate system of turbine rotor

在计算转子不平衡分布时进行坐标变化，将不平衡表征向量由安装端面 A 所对应坐标系转换至安装端面 B 所对应坐标系。

首先，以高压涡轮后止口端面为基准，建立绝对坐标系，则封严盘、鼓筒轴的形位公差和不平衡向量在绝对坐标系下的表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{O}'_6=\boldsymbol{O}_6,\boldsymbol{\alpha}'_6=\boldsymbol{\alpha}_6,\boldsymbol{e}'_6=\boldsymbol{e}_6,\boldsymbol{\theta}'_6=\boldsymbol{\theta}_6 \\ \boldsymbol{O}'_5=f_{6,7}(\boldsymbol{O}_5),\boldsymbol{\alpha}'_5=g_{6,7}(\boldsymbol{\alpha}_5),\boldsymbol{e}'_5=f_{6,7}(\boldsymbol{e}_5),\boldsymbol{\theta}'_5=g_{6,7}(\boldsymbol{\theta}_5) \\ \boldsymbol{O}'_4=f_{5,7}(\boldsymbol{O}_4),\boldsymbol{\alpha}'_4=g_{5,7}(\boldsymbol{\alpha}_4),\boldsymbol{e}'_4=f_{5,7}(\boldsymbol{e}_4),\boldsymbol{\theta}'_4=g_{5,7}(\boldsymbol{\theta}_4) \end{cases} \tag{16}$$

同时，有 $\boldsymbol{O}'_7=(0,0,0)^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\alpha}'_7=(0,0,1)^{\mathrm{T}}$。假设后轴在装配基准 A 上先逆序安装，引入翻转矩阵 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}$，后轴的形位公差和不平衡表征向量的表达式则为

$$\boldsymbol{O}'_8=\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{O}_8,\boldsymbol{\alpha}'_8=\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{\alpha}_8,\boldsymbol{e}'_7=\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{e}_7,\boldsymbol{\theta}'_7=\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{\theta}_7 \tag{17}$$

然后，将绝对坐标系由装配基准 A 变换至装配基准 B。$\boldsymbol{O}''_{i+1}$、$\boldsymbol{\alpha}''_{i+1}$、$\boldsymbol{e}''_i$ 和 $\boldsymbol{\theta}''_i$ 为各构件在绝对坐标系 B 下的形位公差和不平衡向量，表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{O}''_{i+1}=f_{-7,4}\left(\boldsymbol{O}'_{i+1}\right),\boldsymbol{\alpha}''_{i+1}=f_{-7,4}\left(\boldsymbol{\alpha}'_{i+1}\right) \\ \boldsymbol{e}''_i=f_{-7,4}(\boldsymbol{e}'),\boldsymbol{\theta}''_i=f_{-7,4}\left(\boldsymbol{\theta}'_i\right) \end{cases} \quad i=4,5,6,7 \tag{18}$$

1.3.3　核心机转子

保留压气机转子坐标系，并将涡轮转子参考坐标系移至此处，则涡轮转子各构件在转子坐标系下的形位公差和不平衡向量表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{O}_{\mathrm{r},i}=f_{4,1}(\boldsymbol{O}'_i),\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{r},i}=g_{4,1}(\boldsymbol{\alpha}'_i) \\ \boldsymbol{e}_{\mathrm{r},i}=f_{4,1}(\boldsymbol{e}'_i),\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{r},i}=g_{4,1}(\boldsymbol{\theta}'_i) \end{cases} \quad i=4,5,6,7 \tag{19}$$

由于转子旋转中心线是由两端支点连线 $\overrightarrow{\boldsymbol{O}_{\mathrm{r},1}\boldsymbol{O}_{\mathrm{r},8}}$ 所确定的，重新以前支点圆心为坐标原点，以前后支点连线为 z' 轴方向，建立旋转坐标系，如图 7 所示。

则旋转坐标系的基向量在转子坐标系中的坐标为

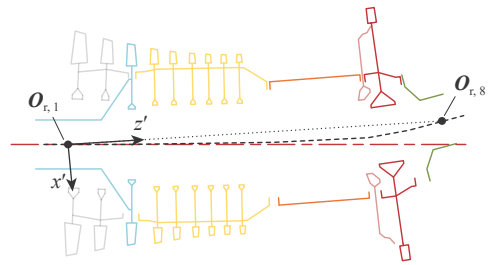


图 7　基于支点连线的旋转坐标系

Fig. 7　Coordinate system of rotation based on bearings

$$\begin{cases} \boldsymbol{i}'_{\mathrm{r}}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{y}\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{x}\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{z}(1,0,0)^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{j}'_{\mathrm{r}}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{y}\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{x}\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{z}(0,1,0)^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{k}'_{\mathrm{r}}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{y}\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{x}\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{z}(0,0,1)^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{20}$$

式中：$\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{x}$、$\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{y}$ 和 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{z}$ 分别为相对 x 轴、y 轴和 z 轴的旋转变换矩阵，并且有

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{x}=\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tau_{\mathrm{r}}\sin\varphi_{\mathrm{t}} \\ 0 & -\tau_{\mathrm{r}}\sin\varphi_{\mathrm{t}} & 1 \end{bmatrix} \tag{21}$$

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{y}=\begin{bmatrix} 1 & 0 & \tau_{\mathrm{r}}\cos\varphi_{\mathrm{t}} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\tau_{\mathrm{r}}\cos\varphi_{\mathrm{t}} & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{22}$$

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}^{z}=\begin{bmatrix} \cos\psi_{\mathrm{t}} & -\sin\psi_{\mathrm{t}} & 0 \\ \sin\psi_{\mathrm{t}} & \cos\psi_{\mathrm{t}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{23}$$

其中：τ_{r} 和 φ_{t} 分别为 $\overrightarrow{\boldsymbol{O}_{\mathrm{r},1}\boldsymbol{O}_{\mathrm{r},8}}$ 在转子坐标系中相对 z 轴的夹角幅值和相位；ψ_{t} 为涡轮转子相对压气机转子的装配转位角。

令

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{t}}=\left(\boldsymbol{i}'_{\mathrm{r}},\boldsymbol{j}'_{\mathrm{r}},\boldsymbol{k}'_{\mathrm{r}}\right)^{-1} \tag{24}$$

则最终可以得到旋转坐标系内各结构单元形位公差和不平衡表征向量为

$$\boldsymbol{O}'_{\mathrm{r},i}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{t}}\boldsymbol{O}_{\mathrm{r},i},\boldsymbol{\alpha}'_{\mathrm{r},i}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{t}}\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{r},i},\boldsymbol{e}'_{\mathrm{r},i}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{t}}\boldsymbol{e}_{\mathrm{r},i},\boldsymbol{\theta}'_{\mathrm{r},i}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{t}}\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{r},i} \tag{25}$$

由此得到实际转子运转过程中，转子不平衡分布数字孪生模型。

1.3.4　装配质量评估参数

基于该模型可提出转子装配质量评估参数，为后续预测转子在工作状态下连接结构和轴承载荷环境奠定基础。

1）转子整体不平衡。转子整体的静不平衡 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}$ 和偶不平衡 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{m}}$ 是对各个构件质心偏移和惯性主轴倾斜的矢量叠加，因此有

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}=\sum_{i=1}^{8}\boldsymbol{e}'_{\mathrm{r},i} \tag{26}$$

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{m}}=\sum_{i=1}^{8}\left[\boldsymbol{e}'_{\mathrm{r},i}(z'(i)-z'_{\mathrm{CM}})+\boldsymbol{\theta}'_{\mathrm{r},i}(I_{\mathrm{d},i}-I_{\mathrm{p},i})\right] \tag{27}$$

式中：$z'(i)$为第i个构件质心在旋转坐标系下所处轴向位置；z'_{CM}为转子整体质心在旋转坐标系下所处轴向位置；$I_{\mathrm{d},i}$和$I_{\mathrm{p},i}$分别为第i个构件的直径转动惯量和极转动惯量。

2）支点动载荷。当转子构件惯性主轴相对于旋转中心轴偏斜时，会产生旋转惯性力和力矩，并根据构件的轴向位置不同，在转子内部产生轴向分布，不仅会在构件与构件之间的连接结构位置产生弯曲力矩和切向载荷作用，当构件之间的惯性载荷不能够彼此平衡时，还会传递至支点位置，形成支点动载荷。

图8为转子构件旋转惯性载荷在转子内的分布。其中，$\boldsymbol{F}_{\mathrm{r},i}$和$\boldsymbol{M}_{\mathrm{r},i}$分别为构件$i$在旋转时产生的旋转惯性力和旋转惯性力矩，可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_{\mathrm{r},i}=\boldsymbol{e}_{\mathrm{r},i}m_i\omega^2\\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{r},i}=(I_{\mathrm{d},i}-I_{\mathrm{p},i})\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{r},i}\omega^2\end{cases} \tag{28}$$

式中：m_i为构件i的偏心质量；ω为构件i的转速。并且$\boldsymbol{F}_{\mathrm{r},i}$和$\boldsymbol{M}_{\mathrm{r},i}$作用位置为$\boldsymbol{O}'_{\mathrm{r},i}$。以前支点为参考点，对不同构件旋转惯性载荷相对前支点产生的力矩积分为

$$\boldsymbol{0}=\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{F}_{\mathrm{r},i}\times\overrightarrow{\boldsymbol{O}'_{\mathrm{r},1}\boldsymbol{O}'_{\mathrm{r},i}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{r},i}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{r,rb}}\times\overrightarrow{\boldsymbol{O}'_{\mathrm{r},1}\boldsymbol{O}'_{\mathrm{r},i}} \tag{29}$$

由此可以求得后支点动载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{r,rb}}$，同理可得前支点动载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{r,fb}}$。由于转子可能工作在不同转速下，此处不妨令$\omega=1$，计算单位转速下的支点动载荷。

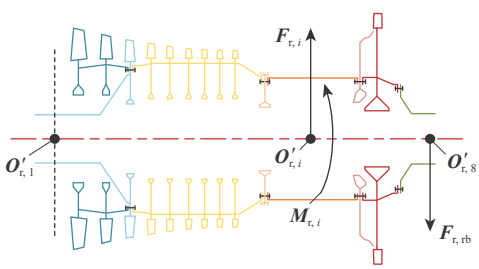


图8 转子构件旋转惯性载荷在转子内的分布

Fig. 8 Distribution of rotational inertia load of components within rotor

3）转子连接结构受载。转子中从左至右第i处连接结构位置的切向载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{j},i}$和弯曲力矩$\boldsymbol{M}_{\mathrm{j},i}$表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_{\mathrm{j},i}=\sum_{k=p}^{n}\boldsymbol{F}_{\mathrm{r},k}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{r,rb}}\\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{j},i}=\sum_{k=p}^{n}\boldsymbol{F}_{\mathrm{r},k}L_{i,k}+\sum_{k=p}^{n}\boldsymbol{M}_{\mathrm{r},k}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{r,rb}}L_{i,\mathrm{rb}}\end{cases} \tag{30}$$

式中：p为连接结构右侧构件编号；$L_{i,k}$为第k个构件距离第i处连接结构的距离。

4）构件惯性主轴倾斜。受装配过程中多构件形位公差叠加效应的影响，转子装配完成后，各构件惯性主轴相对转子旋转轴（即z'轴）的倾斜量$\boldsymbol{\theta}'_{\mathrm{r},i}$较大，旋转状态下会产生较大的旋转惯性力矩作用，一方面会造成构件之间的连接结构受到较大的弯矩载荷，另一方面则会传递至支点处，形成支点动载荷，因此，需要以$\boldsymbol{\theta}'_{\mathrm{r},i}$为目标函数，定量评估转子装配质量。

2 转子不平衡分布影响参数敏感度评估

基于转子不平衡分布数字孪生模型，分别研究构件不平衡和形位公差参数对大质量惯性构件惯性主轴倾斜、支点动载荷和连接结构受载的影响，评估其敏感度，识别关键影响参数，为下文通过修正参数阈值来控制转子不平衡分布提供基础。

2.1 敏感度评估方法

假设基于转子不平衡分布数字孪生模型，可获得n个样本点，则其中描述第k个样本点的参数组为

$$\begin{cases}E_k=\{\cdots,\boldsymbol{e}_i,\boldsymbol{\theta}_i,\cdots,\boldsymbol{\delta}_i,\boldsymbol{\Delta}_i,\cdots,\psi_{i,i+1},\cdots\}_k\\ R_k=\{\cdots,\boldsymbol{\theta}'_{\mathrm{r},i},\cdots,\boldsymbol{F}_{\mathrm{fb}},\boldsymbol{F}_{\mathrm{rb}},\cdots,\boldsymbol{M}_{\mathrm{j},j},\cdots\}_k\end{cases} \tag{31}$$

式中：参数集合E_k为输入参数集合，表示会影响转子不平衡分布的相关参数，包括构件不平衡参数（质心偏移$\boldsymbol{e}_i$和惯性主轴倾斜$\boldsymbol{\theta}_i$）、构件形位公差参数（同轴度向量$\boldsymbol{\delta}_i$和垂直度向量$\boldsymbol{\Delta}_i$）及构件堆叠时的装配转位角$\psi_{i,i+1}$；参数集合R_k为输出参数集合，表示可以表征转子不平衡分布优劣的相关参数，包括装配完成后转子各构件惯性主轴相对转子旋转轴的倾斜角$\boldsymbol{\theta}'_{\mathrm{r},i}$、前后支点动载荷$\boldsymbol{F}_{\mathrm{fb}}$和$\boldsymbol{F}_{\mathrm{rb}}$、转子整体的静不平衡$\boldsymbol{U}_{\mathrm{s}}$和偶不平衡$\boldsymbol{U}_{\mathrm{m}}$，以及连接结构受到的弯曲力矩载荷$\boldsymbol{M}_{\mathrm{j},j}$。

基于该样本空间，针对特定输出参数R_β和特定输入参数E_α，可以根据参数R_β和E_α的取值绘制出图9所示的样本分布特性示意图。可知，当输入参数取某一确定值时（假设有$E_\alpha=E_{\alpha,i}$），由于其他输入参数存在非确定性，输出参数R_β依然存在一定的分散性，并可以表示为

$$R_\beta\in[R_{\beta,i}^{\min},R_{\beta,i}^{\max}] \tag{32}$$

式中：$R_{\beta,i}^{\min}$和$R_{\beta,i}^{\max}$分别为输出参数分布区间的下界和上界（本文取3σ置信区间）。而当输入参数E_α在设计中需要满足控制条件$E_\alpha\leqslant E_{\alpha,b}$时，可以定义输

出参数R_β对输入参数E_α的敏感度$\eta_{\alpha,\beta}$为

$$\eta_{\alpha\beta}=\frac{(R_{\beta,b}^{\max}-R_{\beta,a}^{\max})/R_{\beta,b}^{\max}}{(E_{\alpha,b}-E_{\alpha,a})/E_{\alpha,b}} \tag{33}$$

式中：本文中取$E_{\alpha,a}=50\%E_{\alpha,b}$，即$(E_{\alpha,b}-E_{\alpha,a})/E_{\alpha,b}=0.5$。

由式(33)可知，当敏感度参数$\eta_{\alpha,\beta}$较高时，通过控制转子构件输入参数I_α的幅值，可以显著降低输出参数O_β分布区间的上限值，从而有利于控制转子不平衡分布。

基于样本空间，分别可以获得输出参数对输入参数的敏感度矩阵，由此对核心机转子不平衡分布影响参数的敏感性进行定量评估。

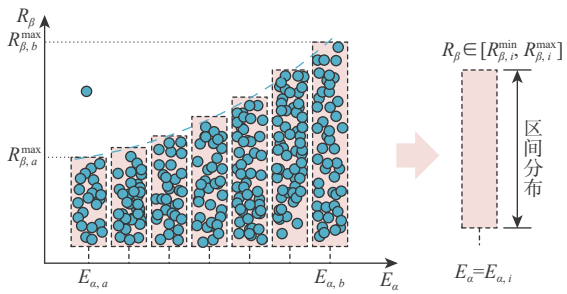


图 9　针对特定输入/输出参数的样本分布

Fig. 9　Sample distribution for specific input and output parameters

2.2　构件不平衡和形位公差影响

以某大涵道比发动机核心机转子不平衡分布数字孪生模型为例，计算构件不平衡和形位公差参数对转子不平衡分布表征参数的敏感度，绘制敏感度点阵图，如图 10 和图 11 所示。图中横坐标为转子不平衡分布影响参数(输入参数)，纵坐标则为转子不平衡分布表征参数(输出参数)，而所对应图中圆点的颜色则表示敏感度参数。

由图 10 和图 11 可以看出：①对于构件不平衡参数，除构件本身外，转子不平衡分布对部分轮盘构件敏感度高，是因为 1-2 级盘、4-9 级盘和涡轮盘质量占比高，其质心偏移变化会引起转子结构不平衡分布明显恶化；②对于构件形位公差参数，转子不平衡分布对端面跳动更为敏感，是因为端面跳动会导致构件惯性主轴的附加偏斜，且随构件堆叠数量增加而逐渐积累，因此，位于转子中部、后续堆叠构件数量多的鼓筒轴和封严盘的端面跳动敏感度最高，其端面出现不平行现象后，会使转子整体的形心轴分布出现较大的改变。

综上，基于转子不平衡分布数字孪生模型，通过对影响参数的敏感度分析，可以初步确定影响转子不平衡分布优劣的敏感参数，为后续开展关键参数阈值识别与修正提供理论支撑。

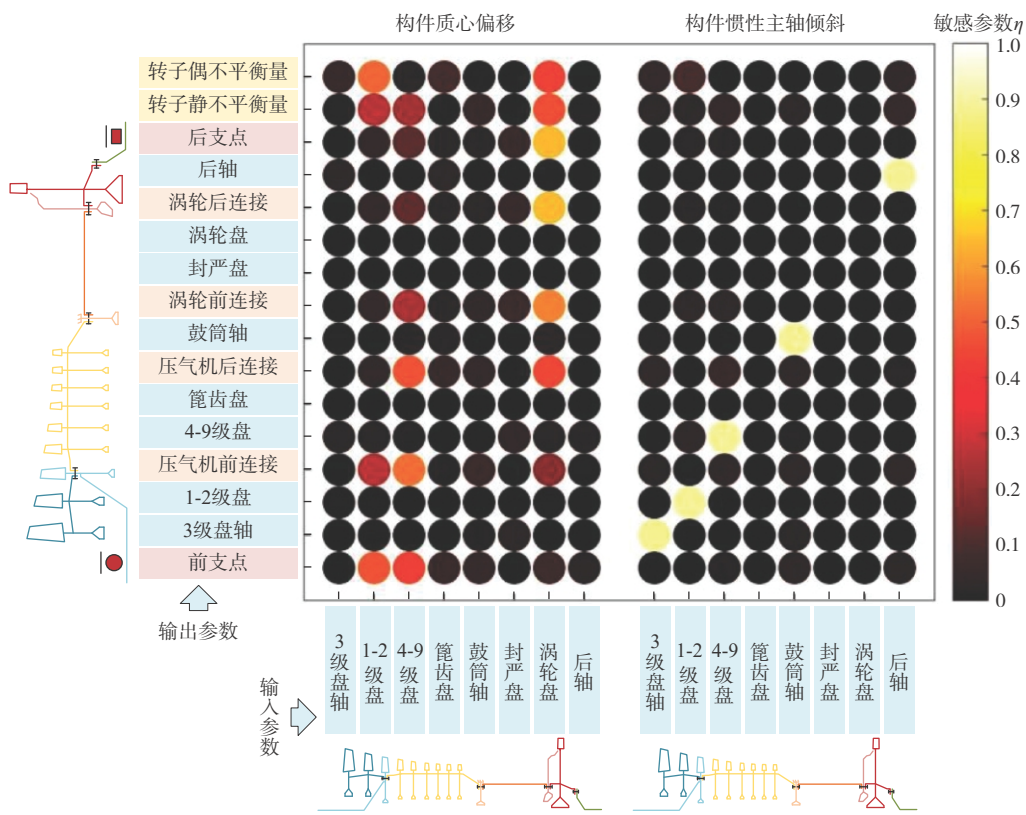


图 10　转子不平衡分布受构件不平衡影响的敏感度

Fig. 10　Sensitivity of rotor unbalance distribution affected by component unbalance

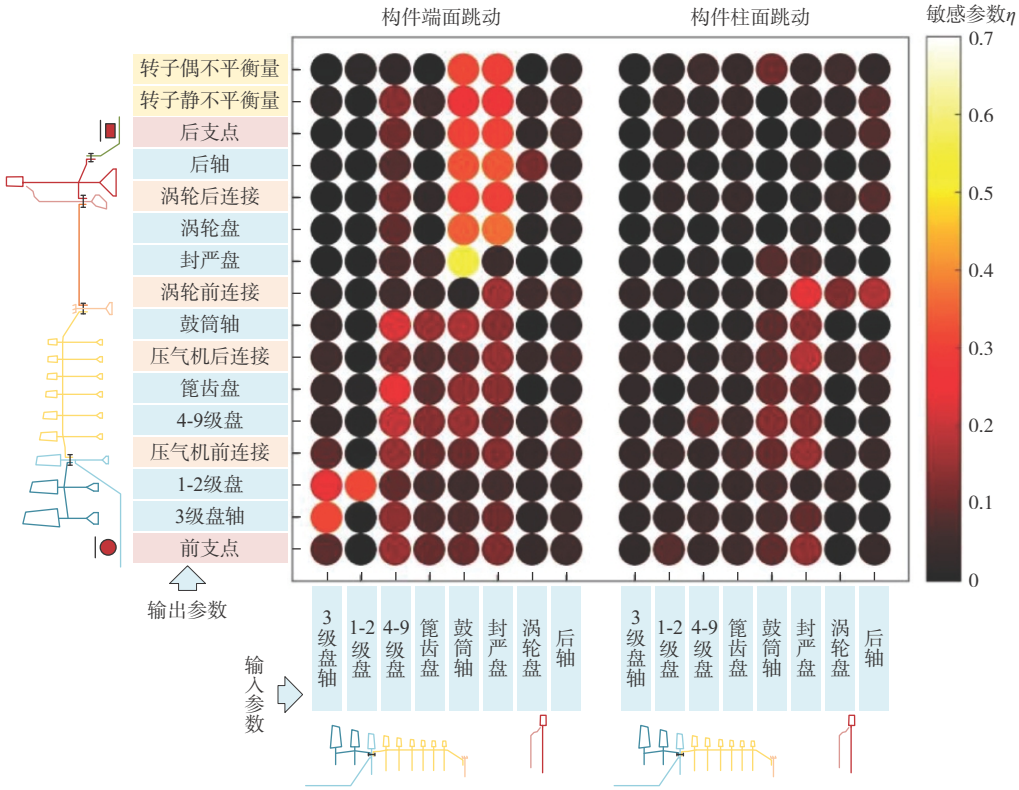


图 11 转子结构状态受构件形位公差影响的敏感度

Fig. 11 Sensitivity of rotor structure state affected by component shape and position tolerances

3 基于数据融合的孪生模型参数阈值识别

3.1 转子装配数据融合方法

构件不平衡和形位公差由于生产-加工过程中的不可控因素，往往不可避免，因此，需要通过合理的控制手段使之不对发动机的正常工作产生不利影响。工程上常使用阈值法，通过控制不平衡和形位公差参数幅值不超过阈值，来保证转子不平衡分布不过差，从而获得较优的转子动力响应特性。

参数控制阈值的设置对于构件质量控制和经济性之间的平衡至关重要。阈值不应过高，否则会使对参数控制的要求超过现有生产-加工水平和控制实际需求，造成控制目标无法达到或经济性过差；同样地，阈值也不应过低，否则会使部分由于偶发因素造成的不合格构件(即控制参数偏离正常控制范围过远)不能及时被排除。

为平衡上述阈值设置矛盾，采用数据融合函数μ_{un}定量评估构件不平衡和形位公差参数控制阈值的合理性，该参数定义为

$$\mu_{\mathrm{un}}=\frac{s_{\max}-s_{\lim}}{s_{\mathrm{mean}}}\times 100\% \tag{34}$$

式中：$s_{\max}$为样本中的最大值且应当小于该参数的工程控制阈值；$s_{\lim}$为样本的理论极限值，代表了现有工程控制手段下该参数理论上能够达到的最大值；s_{mean}为样本的平均值。

数据融合函数μ_{un}定量表征了样本中最大值偏离理论极限值的程度。若某参数的μ_{un}过大，一方面说明该参数的工程控制手段存在缺陷，从而导致少数构件生产加工异常；另一方面则表明该参数的控制阈值过大，未能起到有效剔除带缺陷构件的目的。

3.2 孪生模型参数阈值识别

基于某大涵道比发动机核心机转子装配参数统计数据，绘制关键构件不平衡和形位公差参数幅值概率分布图，如图 12 和图 13 所示。其中，考虑构件的静不平衡和端跳/径跳最高点所在相位是任意的，观察跳动相位的概率分布规律无明显意义，因此未在图中加以显示。

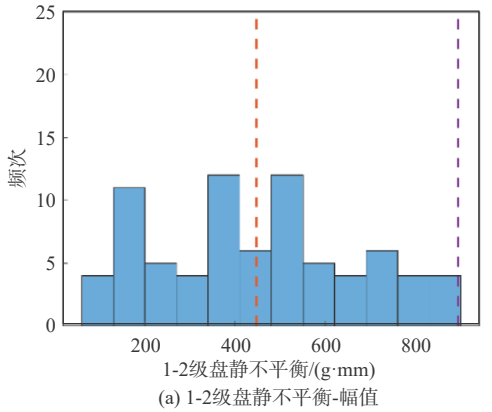
图 12 和图 13 中极限值$s_{\lim}$的表达式为

$$s_{\lim}=s_{\mathrm{mean}}+2\sigma_{\mathrm{s}} \tag{35}$$

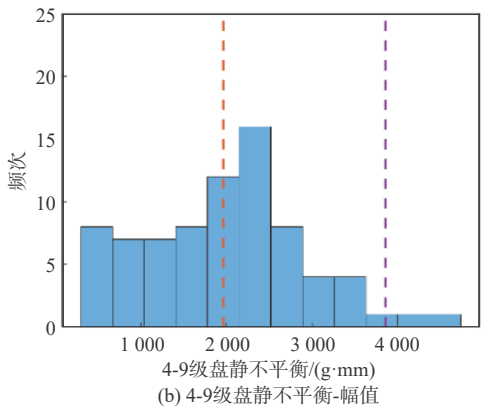
式中：σ_{s}为样本的标准差，表明该组数据幅值小于$s_{\lim}$的置信度为 95.4%。

基于 3.1 节构建的数据融合函数，汇总关键构件不平衡和形位公差参数的测量值统计情况，如表 1 所示。可知：

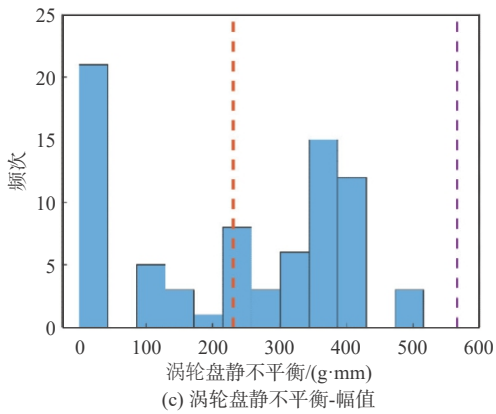
1）1-2 级盘和涡轮盘静不平衡参数控制合理，其装配统计参数可直接应用到转子不平衡分布数字孪生模型中，作为后续开展堆叠优化和动力响应预测的孪生数据输入。



(a) 1-2级盘静不平衡-幅值



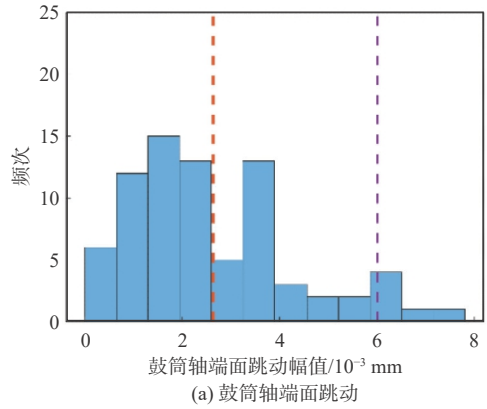
(b) 4-9级盘静不平衡-幅值



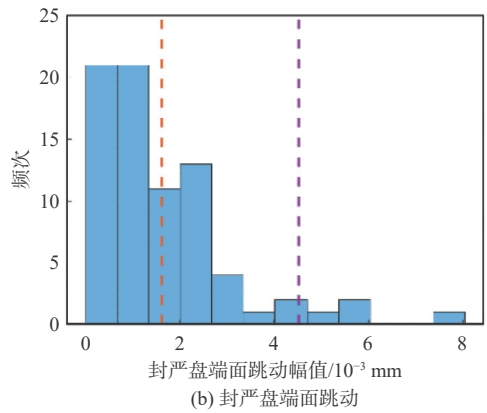
(c) 涡轮盘静不平衡-幅值

图 12　关键构件不平衡参数统计结果

Fig. 12　Statistical results of unbalanced parameters of key components



(a) 鼓筒轴端面跳动



(b) 封严盘端面跳动

图 13　关键构件形位公差参数统计结果

Fig. 13　Statistical results of geometric tolerance parameters of key components

表 1　关键构件装配参数测量值统计值

Table 1　Statistical measurement values of key component assembly parameters

构件		平均值/(g·mm)	极限值/(g·mm)	最大值/(g·mm)	μ_{un}/%
静不平衡	1-2级盘	447	895	892	−0.6
	4-9级盘	1 964	3 858	4 679	41.8
	涡轮盘	231	566	508	−25.3
构件		平均值/mm	极限值/mm	最大值/mm	μ_{un}/%
端面跳动	鼓筒轴	2.64×10^{-3}	6.00×10^{-3}	7.70×10^{-3}	64.4
	封严盘	1.62×10^{-3}	4.53×10^{-3}	8.00×10^{-3}	214.9

2) 4-9 级盘静不平衡和鼓筒轴端面跳动参数控制欠佳(数据融合函数值较大), 表现为少量极大值略微超过参数 2σ 置信区间极限值, 分别影响转子整体静不平衡和堆叠同轴度。

3) 封严盘端面跳动参数严重失控(数据融合函数值显著高于其他参数), 表现为控制阈值过大使得出现异常极大值, 会造成涡轮盘的严重倾斜进而产生大旋转惯性载荷, 恶化螺栓连接和支点轴承载荷环境, 甚至改变转子高转速下的不平衡分布状态, 使基于该转子不平衡分布孪生模型的转子动力响应分析严重失真。

而为了保证转子装配质量, 可以考虑改变实际加工生产过程中对于 4-9 级盘静不平衡、鼓筒轴端面跳动和封严盘端面跳动进行严格控制, 建议按照其统计数据极限值 s_{lim} 的 120% 作为控制上限, 既可以保证绝大部分构件依然可以满足阈值, 也能够有效剔除异常构件。

4　结　论

数字孪生技术为实现高性能的航空发动机转子数字装配和不平衡分布控制提供了可能。本文建立了准确描述转子不平衡分布的数字孪生模型, 分析了构件装配参数敏感度, 结合数据融合方法, 识别了某大涵道比发动机核心机转子孪生模型参

数阈值的合理性。主要结论如下：

1）针对面向性能的装配，转子不平衡分布数字孪生模型建模方法丰富了数字孪生装配技术理论，为转子装配性能分析与动力响应预测提供了模型基础。

2）针对高复杂度的数字孪生模型，提出多参数敏感度评估方法，识别出大质量构件静不平衡和中间构件端面跳动是影响转子不平衡分布优劣的关键参数。

3）针对多批次装配统计数据，提出数据融合和孪生模型参数更新方法，成功识别并修正了某大涵道比发动机核心机转子4-9级盘静不平衡、鼓筒轴端面跳动和封严盘端面跳动等参数的控制阈值，在几乎不影响构件合格率的基础上，有效剔除异常构件，从而有利于转子结构状态和动力响应控制。

参考文献（References）

[1] 洪杰, 马艳红, 张大义. 航空燃气轮机总体结构设计与动力学分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014.
HONG J, MA Y H, ZHANG D Y. Overall structural design and dynamic analysis of aviation gas turbine[M]. Beijing: Beihang University Press, 2014(in Chinese).

[2] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
SONG Z H. Typical fault analysis of aero-engine[M]. Beijing: Beihang University Press, 1993(in Chinese).

[3] ZHANG C, SUN Q C, SUN W, et al. Performance-oriented digital twin assembly of high-end equipment: a review[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2023, 126(11): 4723-4748.

[4] ZHANG C, SUN Q C, SUN W, et al. A construction method of digital twin model for contact characteristics of assembly interface[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 113(9): 2685-2699.

[5] CHEN T, LI C H, XIAO H, et al. A review of digital twin intelligent assembly technology and application for complex mechanical products[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2023, 127(9): 4013-4033.

[6] 陶飞, 刘蔚然, 刘检华, 等. 数字孪生及其应用探索[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 1-18.
TAO F, LIU W R, LIU J H, et al. Digital twin and its potential application exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 1-18(in Chinese).

[7] ATTARAN M, CELIK B G. Digital twin: benefits, use cases, challenges, and opportunities[J]. Decision Analytics Journal, 2023, 6: 100165.

[8] JONES D, SNIDER C, NASSEHI A, et al. Characterising the digital twin: a systematic literature review[J]. CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology, 2020, 29: 36-52.

[9] TAO F, CHENG J F, QI Q L, et al. Digital twin-driven product design, manufacturing and service with big data[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 94(9): 3563-3576.

[10] YI Y, YAN Y H, LIU X J, et al. Digital twin-based smart assembly process design and application framework for complex products and its case study[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2021, 58: 94-107.

[11] SÖDERBERG R, WÄRMEFJORD K, CARLSON J S, et al. Toward a digital twin for real-time geometry assurance in individualized production[J]. CIRP Annals, 2017, 66(1): 137-140.

[12] MU X K, WANG Y L, YUAN B, et al. A New assembly precision prediction method of aeroengine high-pressure rotor system considering manufacturing error and deformation of parts[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2021, 61: 112-124.

[13] 李志刚, 张直明. 不平衡质量的大小和分布对柔性转子-轴承系统稳定性的影响[J]. 振动与冲击, 1997, 16(1): 15-19.
LI Z G, ZHANG Z M. The effect of magnitude and distribution of unbalance on stability of flexible rotor journal bearing system[J]. Journal of Vibration and Shock, 1997, 16(1): 15-19(in Chinese).

[14] 李录平, 邹新元, 晋风华. 柔性转子的不平衡分布对摩擦振动行为的影响分析[J]. 动力工程, 2005, 25(6): 757-760.
LI L P, ZOU X Y, JIN F H. Influence of unbalance distribution on frictional vibration behavior of flexible rotors[J]. Power Engineering, 2005, 25(6): 757-760(in Chinese).

[15] 郝建山, 韩磊, 张智伟, 等. 分布多质量转子系统的不平衡响应特征[J]. 机械设计与制造, 2006(7): 34-36.
HAO J S, HAN L, ZHANG Z W, et al. Unbalance response characteristics of distributed multi-mass rotor system[J]. Machinery Design & Manufacture, 2006(7): 34-36(in Chinese).

[16] 董惠敏, 张安师, 舒浩, 等. 转子分布不平衡和轴承特性参数同时辨识方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2022, 54(7): 128-135.
DONG H M, ZHANG A S, SHU H, et al. Simultaneous identification method of rotor distributed unbalance and bearing characteristic parameters[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2022, 54(7): 128-135(in Chinese).

[17] 赵立, 张昊随, 柳亦兵, 等. 存在轴向分布不平衡质量多盘拉杆转子非线性动力学特性[J]. 噪声与振动控制, 2022, 42(4): 74-79.
ZHAO L, ZHANG H S, LIU Y B, et al. Nonlinear dynamic characteristics of multi-disc rod fastening rotor with axial unbalance mass distribution[J]. Noise and Vibration Control, 2022, 42(4): 74-79(in Chinese).

[18] 洪杰, 杨哲夫, 孙博, 等. 局部旋转惯性对转子系统动力特性的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(4): 673-683.
HONG J, YANG Z F, SUN B, et al. Influence of local rotary inertia on the dynamic properties of rotor systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 673-683(in Chinese).

[19] 洪杰, 闫琦, 丰少宝, 等. 界面连接多盘转子旋转惯性模型及动力响应特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 897-908.
HONG J, YAN Q, FENG S B, et al. Rotational inertia model and dynamic response characteristics of multi-disk rotor system with interface[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 897-908(in Chinese).

[20] 刘寒, 陈雪骑, 李超, 等. 转子惯性主轴倾斜分布力学模型及其影响因素分析[C]//第十届中国航空学会青年科技论坛. 北京: 科学普及出版社, 2022: 869-876.
LIU H, CHEN X Q, LI C, et al. Mechanical model and analysis of influencing factors for the tilting distribution of the inertial spindle of rotor[C]// Proceedings of the 10th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum. Beijing: Popular Science Press, 2022: 869-876(in Chinese).

Rotor assembly and unbalance distribution driven by digital twins

WU Fayong[1, 2], WANG Weibin[3], CHEN Xueqi[3, *], MA Yanhong[3], HONG Jie[1, 3]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Shenyang Engine Design and Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110066, China;
3. Research Institute of Aero-engine, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In response to the intricate challenges of digital assembly and unbalanced distribution control for advanced aero-engine rotors, this paper proposes a digital twin model to characterize the rotor's unbalanced distribution. After a thorough sensitivity analysis of the assembly parameters, it was determined that the run-out of the end-face of the intermediate components and the static unbalance of the heavy mass components were the main factors influencing the rotor's unbalanced distribution. The study effectively identified and adjusted the parameter thresholds in the digital twin model by using a data fusion technique using the collected assembly statistics data from many high-pressure rotors. This correction provides a robust model foundation for further initiatives in rotor dynamic response prediction and control.

Keywords: rotor assembly; unbalance distribution; digital twin; data fusion; aero-engine

Received: 2023-10-12; **Accepted**: 2023-11-03; **Published Online**: 2023-11-13 11:38

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231108.1009.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52205082); National Science and Technology Major Project (2017-Ⅰ-0008-0009); Science Center for Gas Turbine Project (P2021-A-Ⅰ-002-002)

* **Corresponding author**. E-mail: chenxueqi@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0697

基于片上实时监测与自适应补偿的抗总剂量带隙基准

郭仲杰*，任瑗，王亚朋，邱子忆，李梦丽
(西安理工大学 自动化与信息工程学院，西安 710048)

摘 要：带隙基准电路在总剂量辐射环境下会出现双极晶体管基极电流泄漏，电流增益下降，从而造成带隙基准输出电压偏移，使得带隙基准的可靠性下降。针对传统带隙基准基于工艺、版图和器件的总剂量加固方法会带来的成本过高、版图面积过大、普适性不高等问题，提出一种片上总剂量实时监测与自适应补偿方法，实现电路级的总剂量加固，提高了带隙基准的抗辐射能力。基于0.18 μm BCD工艺对所提方法进行具体电路设计、后端物理实现与全面验证，结果表明：不同工艺角下，分别在总剂量辐照为100～300 krad (Si)辐射条件下，带隙基准的输出电压偏移由加固前偏移电压为3.4～18.5 mV (100～300 krad)改善为加固后最大偏移电压为1 mV (100～300 krad)，为电路与系统级的带隙基准抗辐照加固设计提供了一种新方法。

关 键 词：总剂量效应；带隙基准；自适应补偿；电路级加固；实时监测
中图分类号：TN492
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4072-08

在宇宙空间中存在质子、中子、电子、重离子和高能射线等各种辐射源[1]，航天器中集成电路会与各种辐射源作用，产生的辐射效应不仅会改变集成电路的基本参数，使电路的功能退化，情况严重时，甚至会使整个系统崩溃[2]。随着航天器中电路的集成度提高，辐射造成的影响也越来越严重，因此，提高集成电路的抗辐射能力对航天事业的发展具有重大意义。

DC-DC转换器在航天电力系统中提供着稳定的直流输出电压，起着重要作用。其输出电压精度与内部带隙基准直接相关，在辐射影响下，带隙基准的晶体管会随着时间推移而退化，引起基准电压的偏移[3]，从而影响DC-DC的输出电压精度，可能会造成系统供电不足，使整个系统失效。因此，对带隙基准的抗辐射加固技术的研究至关重要。

目前，有关带隙基准抗辐射加固技术的研究较少。文献[4]在工艺上采用薄栅结构，来减少总剂量辐射的影响，使用此方法加固后将基准电压的偏移改善为2 mV内，实现了总剂量辐照为400 krad(Si)，但此方法需要使用特定薄栅的工艺，成本较大，普适性不高。文献[5]在版图中使用了环栅结构来消除漏电，实现了总剂量辐照为300 krad(Si)，但此方法占用的面积过大，成本较高。文献[6]基于Brokaw带隙基准结构，通过引入负反馈采样电阻，将辐照后基准电压漂移从约40 mV降低到约10 mV。但此方法只可用于Brokaw结构的带隙基准，无法用于其他结构的带隙基准。文献[7-8]利用二极管代替双极晶体管在带隙基准电路中产生正温度系数电压的作用，这种方式利用了二极管的抗辐射能力强于双极晶体管的特性，从而提高带隙基准电路的

收稿日期：2023-10-27；**录用日期**：2023-12-07；**网络出版时间**：2023-12-19 17:29
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231219.1133.001
基金项目：国家自然科学基金(62171367)；陕西省重点研发计划项目(2021GY-060)；陕西省创新能力支撑计划项目(2022TD-39)；西安理工大学校企协同基金(252062213)
* **通信作者**. E-mail：zjguo@xaut.edu.cn

引用格式：郭仲杰，任瑗，王亚朋，等. 基于片上实时监测与自适应补偿的抗总剂量带隙基准[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4072-4079. GUO Z J，REN Y，WANG Y P，et al. Based on on-chip real-time monitoring with adaptive compensation for anti-total dose bandgap reference[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4072-4079 (in Chinese).

抗辐射能力, 可以实现总剂量辐照为 500 krad(Si)的能力, 但是不同工艺下的二极管温度特性存在较大差异, 此方法无法适用于所有工艺。文献 [9-10] 使用动态阈值场效应管(dynamic threshold metal oxide semiconductor, DTMOS)作为带隙基准的核心器件, 利用 DTMOS 在温度特性上与双极晶体管具有相似性, 且 DTMOS 是闭合栅结构, 完全避免了厚场氧形成的泄露电流通道, 消除了总剂量效应, 将基准电压的偏移改善为 3 mV 内, 实现总剂量辐照为 300 krad(Si)的能力, 但 DTMOS 不是标准器件, 与标准互补金属氧化物半导体 (complementary metal oxide semiconductor, CMOS)工艺不兼容。文献 [11] 提出通过一种差分电路, 通过消除电路间共享器件的不匹配, 进而实现对芯片间的电流进行实时校准, 以提高带隙基准的抗辐射能力, 但该方法仍使用了二极管跟 DTMOS, 无法与标准工艺兼容。

针对上述现有研究可以看出, 目前存在的加固方法, 大多数普适性不佳, 或存在成本较大的缺点。在电路和系统级的加固设计上, 暂无通用加固方案。本文针对以上问题, 提出一种片上总剂量实时监测与自适应补偿方法, 可以实现自适应总剂量监测与加固并行工作, 且适用于标准 CMOS 工艺。

1　总剂量辐射效应对 CMOS 带隙基准电路的影响分析

1.1　典型带隙基准电路

带隙基准电路通常分为电流模带隙基准和电压模带隙基准。电压模式的带隙基准主要是通过具有负温度系数的双极晶体管基极-发射极电压和具有正温度系数的不同电流密度下的双极晶体管电压差值进行叠加, 在一定温度范围内产生一个零温度系数电压。

本文采用的是电压型的带隙基准, 如图 1 所示, AVIN 为输入电压, GND 为地, T1 和 T2 为双极晶体管, M1 为晶体管, R 为电阻。本文带隙基准利用运放的电压钳位功能, 使 X 点和 Y 点电位相等, 且 T1 与 T2 的个数比例为 n:1, 因此, 可得电阻 R_1 上的压降 V_{R_1} 为

$$V_{R_1} = V_{BE2} - V_{BE1} = V_T \ln n \tag{1}$$

式中: V_{BE2} 为 T2 基极与发射极电压差; V_{BE1} 为 T1 基极与发射极电压差; V_T 为热电压。

此时 R_1 上的压降为正温度系数电压, 将此电压与双极晶体管的负温度系数电压相加, 再通过电阻分压关系, 设置 R_0 为等效后的电阻, 可以得到带隙基准电路的输出电压 V_{REF} 为

$$V_{REF} = V_{BE1} + R_0 V_T \ln n \tag{2}$$

$$R_0 = \frac{R_1 + R_2}{R_1} + \frac{2}{R_1} \cdot \frac{R_4 R_6}{R_4 + R_5 + R_6} \tag{3}$$

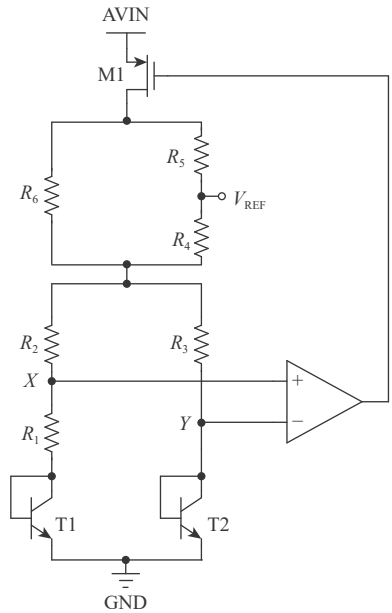


图 1　带隙基准电路

Fig. 1　Bandgap reference circuit

1.2　总剂量效应对带隙基准的影响

尽管集成电路纳米级的工艺中, 金属氧化物半导体(metal oxide semiconductor, MOS)管有较好的抗总剂量辐射特性, 但是在带隙基准电路里双极晶体管受总剂量辐射的影响仍比较大。总剂量辐照后, 氧化物内部引入电荷, 在 Si-SiO_2 界面处形成界面态, 使晶体管发射区-基区耗尽层扩展及表面复合速率增加, 使双极晶体管电流增益减小, 导致 V_{BE} 的特性发生变化。这种剧烈变化无法通过退火完全消除[12-13]。所以在总剂量辐照后, 正温度系数电压跟负温度系数电压无法加权抵消, 使带隙基准的输出电压改变, 偏离设计值。

由图 1 分析可得, 总剂量效应引起双极晶体管发射极-基极漏电流 ΔI_B 增加, 但是由于 2 条支路双极晶体管数量不同, 2 条支路上发射极电流增加的数值也不同[14]。右边支路由于双极晶体管数量较少, 增加的基极漏电流基本可以忽略。假设经过辐射后双极晶体管发射极电流 I_C 保持不变, 则 2 条支路双极晶体管的发射极-基极电压同样应该保持不变, 但实际上由于左边支路的发射极电流 I_R 的变化会影响 V_{BE1}, 左边支路上双极晶体管数量是右边支路的 n 倍, 所以辐射后左边支路上的漏电流会明显增加, 导致 I_R 上升, V_{BE1} 降低, 但 V_{BE2} 相对保持不变。所以带隙基准正温度系数电压升高, 负温度系数电压保持不变, 导致辐射后带隙基准的输出电压升高[15]。

2 本文电路与系统级加固方法

由带隙基准辐射后的退化机理分析可知，在电路设计上，可以通过对带隙基准左支路的集电极电流进行补偿加固，通过加固电路对辐照后的双极晶体管提供基极电流，保证双极晶体管的集电极电流不受影响，使带隙基准的正温度系数电压不变，从而保持基准电压稳定。但是由于双极晶体管的基极泄漏电流是一个变化量，随着总剂量辐照的剂量累积，泄漏电流量逐渐升高。故需要电路实时监测泄漏电流的变化，并给相应的补偿电流。基于以上分析，本文提出一种总剂量监测与自适应加固电路，如图2所示，其中，AMP表示运算放大器，M表示晶体管。

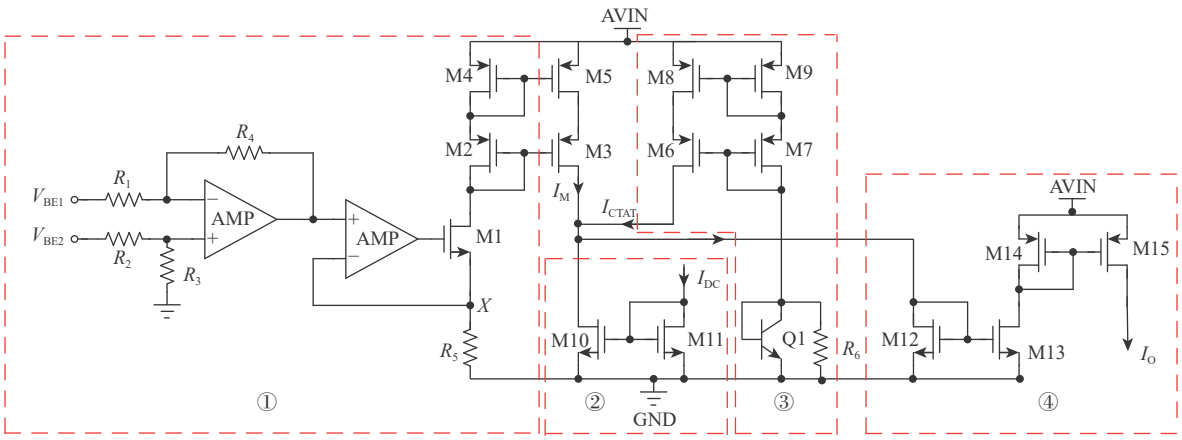


图2 总剂量效应监测与加固电路

Fig. 2 Total dose effect monitoring and reinforcement circuit

本文提出的带隙基准加固电路总体结构由4部分组成：模块①为总剂量效应监测与加固电路，通过监测辐照后，带隙基准电路中2个双极晶体管T1和T2基极-发射极电压差ΔV_{BE}的变化，反映带隙基准的受辐射程度，从而提供相应的加固电流；模块②为固定偏置电流，用来模拟带隙基准未受辐射前流过的电流大小；模块③为温度补偿电路，为加固电流提供一定的负温度补偿，虽然温度补偿电路使用了双极晶体管Q1，会受到总剂量辐射的影响，但Q1的双极晶体管个数较少，在总剂量辐射下受到的影响较小，可以忽略；模块④为最小电流限流电路，在带隙基准未完全建立时，防止加固电路抽取带隙基准的集电极电流，使带隙基准输出电压无法建立。

加固电路的工作原理为：初始状态下，电路未受总剂量辐射时，双极晶体管的基极漏电流并未增加，电流增益不变，故ΔV_{BE}不存在由辐射引起的偏移结果，此时X节点的监测电压V_X为

$$V_X=\frac{(R_2+R_4)R_3}{(R_1+R_4)R_2}V_{BE2}-\frac{R_4}{R_2}V_{BE1} \tag{4}$$

因为模块①电阻关系$2R_1=2R_2=R_3=R_4$，故V_X化简为

$$V_X=2(V_{BE2}-V_{BE1}) \tag{5}$$

监测电压V_X通过R_5转换为监测电流I_M：

$$I_M=V_X/R_5 \tag{6}$$

由于此时电路未受到辐射影响，故可得

$$I_O=I_{CTAT}+I_M-I_{DC} \tag{7}$$

式中：I_O为加固电流；I_{CTAT}为负温度系数电流；I_{DC}为固定偏置电流。此时，加固电流I_O为0，带隙基准电压保持原值。

当带隙基准受到总剂量辐照影响时，引发双极晶体管的基极漏电流，使ΔV_{BE}发生变化，带隙基准输出电压V_{REF}产生电压偏移，如下：

$$\Delta V'_{BE}=\Delta V_{BE}+\Delta V_{rad} \tag{8}$$

式中：ΔV_{rad}为总剂量辐照引起的带隙基准电路中2个双极晶体管T1和T2基极-发射极电压差的偏差量；$\Delta V'_{BE}$为总剂量辐照后带隙基准电路中2个双极晶体管T1和T2基极-发射极电压差；总剂量辐照后带隙基准输出电压V_{REF}为

$$V_{REF}=V_{BE2}+R_0(V_T\ln n+\Delta V_{rad}) \tag{9}$$

此时模块①监测到辐射变化，V_X和I_M相继产生变化：

$$V'_X=2(\Delta V_{BE}+\Delta V_{rad}) \tag{10}$$

式中：V'_X为总剂量辐照后X节点的监测电压。

$$I'_M=V'_X/R_5 \tag{11}$$

式中：I'_M为总剂量辐照后的监测电流。

此时加固电流I_O开始增大，并对带隙基准左边支路进行相应的补偿，如图3所示，其中，VDD表

示供电电源, 其加固电流 I_O 大小为

$$I_O = I_{CTAT} + I'_M - I_{DC} \tag{12}$$

由于加固电流 I_O 流入, 电压 V_{BE1} 的值升高, 带隙基准的电压漂移被补偿, 输出电压可表示为

$$V'_{REF} = V_{REF} + R_0\left(\Delta V_{rad} - V_T \ln\frac{I_O}{I_S}\right) \tag{13}$$

式中: I_S 为双极晶体管饱和电流; $\Delta V'_{REF}$ 为加固电路补偿后带隙基准电路的输出电压。

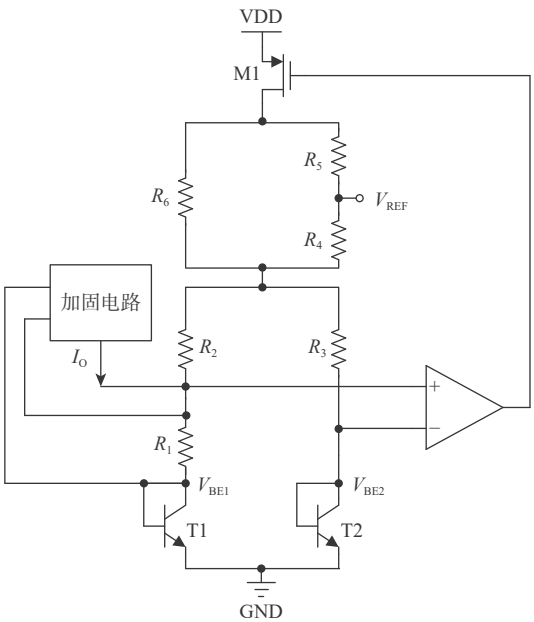


图 3　加固后的带隙基准电路

Fig. 3　Hardened bandgap reference circuit

本文方法可以在电路级实现对带隙基准的实时监测, 并自适应产生相应的加固电流, 来加固带隙基准的电压因总剂量辐射而产生的输出电压偏移。此方法相较于工艺级跟器件级的加固方法, 普适性更高, 可以根据不同类型的带隙基准所需要加固电流不同, 通过改变模块①中 R_1～R_5 的阻值或调整电流镜比例来改变加固电流的大小; 也可以根据不同带隙基准的温度系数, 改变模块③中电阻 R_6 大小, 给出相应的温度补偿。

3　验证结果与数据分析

本文基于 0.18 μm BCD (Bipolar-CMOS-DMOS) 工艺对本文电路进行物理版图设计与全面仿真验证, 图 4 为带隙基准的版图布局, 面积为 375 μm×305 μm; 图 5 为总剂量加固电路的版图布局, 面积为 240 μm×300 μm, 为验证本文方法的可行性与创新性, 基于已经成熟应用的国内自主可控流片芯片加工工艺数据库, 完成了从前端设计到后端设计的全面验证, 并且考虑了电压、工艺角的各种拉偏实验。

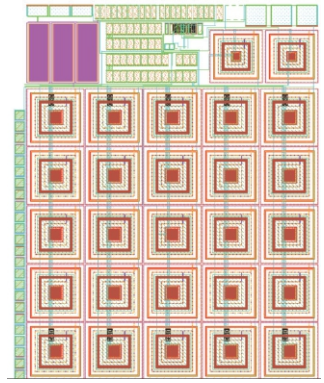


图 4　带隙基准版图

Fig. 4　Bandgap layout

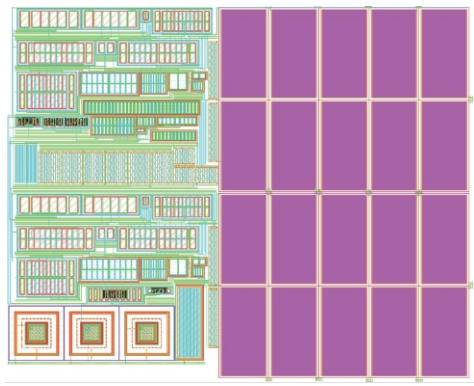


图 5　总剂量加固电路版图

Fig. 5　Total dose reinforcement circuit layout

图 6 为带隙基准电路未遭受辐射前, 不同工艺角下的基准输出电压的仿真结果, 其中, SS 表示慢速 N 型和 P 型 MOS 管组合最差情况的工艺角, TT 表示典型 N 型和 P 型 MOS 管组合典型情况的工艺角, FF 表示快速 N 型和 P 型 MOS 管组合最好情况的工艺角。SS 工艺角, 电源电压为 3.7 V; TT 工艺角, 电源电压为 2.9 V; FF 工艺角, 电源电压为 4.5 V。在温度变化范围为−55～125 ℃ 下, 带隙基准电路在 TT 工艺角, 电源电压为 3.7 V 下的带隙输出电压 V_{REF} 范围为 1.198 4～1.202 0 V, 其温漂系数经计算为 35.12 10^{-6}/℃; 带隙基准电路在 SS 工艺角, 电源电压为 2.9 V 下的带隙输出电压 V_{REF} 范围为 1.213 1～1.216 5 V, 其温漂系数经计算为 32.66 10^{-6}/℃; 带隙基准电路在 FF 工艺角, 电源电压为 4.5 V 下的带隙输出电压 V_{REF} 范围为 1.186 3～1.189 5 V, 其温漂系数经计算为 31.99 10^{-6}/℃。

对不同工艺角下的带隙基准电路进行不同剂量下的总剂量辐射模拟。通过在双极晶体管的基极-发射极间加入不同大小的泄漏电流[15-20], 仿真模拟带隙基准电路分别在总剂量辐照为 100, 200, 300 krad(Si)下的输出电压偏移。

由图 7 可知, TT 工艺角, 电源电压为 3.7 V 下,

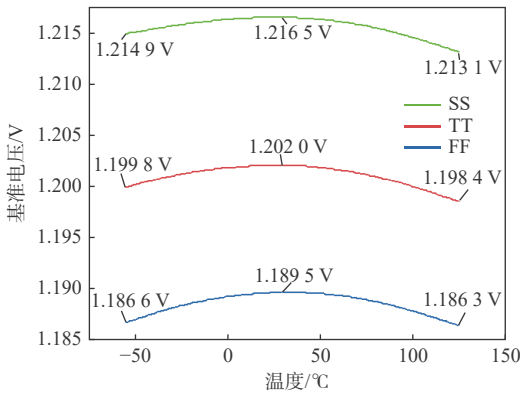


图6 未辐射前带隙基准电路

Fig. 6 Unradiated front bandgap reference circuit

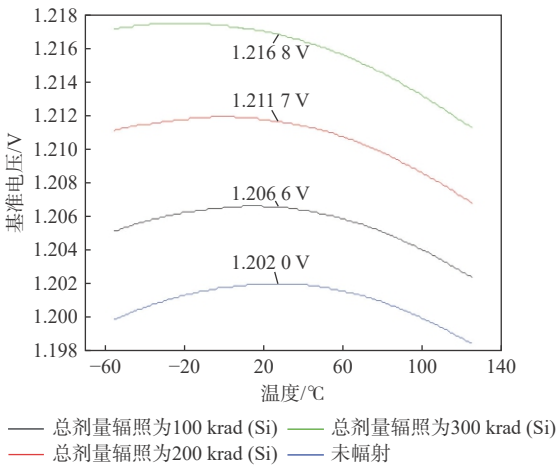


图7 TT工艺角下,辐照后的带隙基准电压

Fig. 7 Bandgap reference voltage after irradiation at TT process angle

带隙基准电压典型值为1.202 0 V,分别在100, 200, 300 krad(Si)总剂量辐照下,输出电压分别偏移4.6, 9.7, 14.8 mV。

由图8可知,FF工艺角,电源电压为4.5 V下,带隙基准电压典型值为1.189 5 V,分别在100, 200, 300 krad(Si)总剂量辐照下,输出电压分别偏移3.5, 7.4, 11.3 mV。

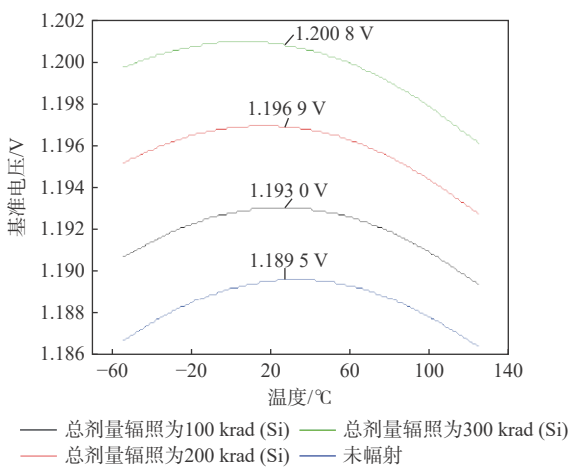


图8 FF工艺角下,辐照后的带隙基准电压

Fig. 8 Bandgap reference voltage after irradiation at FF process angle

由图9可知,SS工艺角,电源电压为2.9 V下,带隙基准典型值为1.216 5 V,分别在100, 200, 300 krad(Si)总剂量辐照下,输出电压分别偏移5.9, 12.0, 18.4 mV。

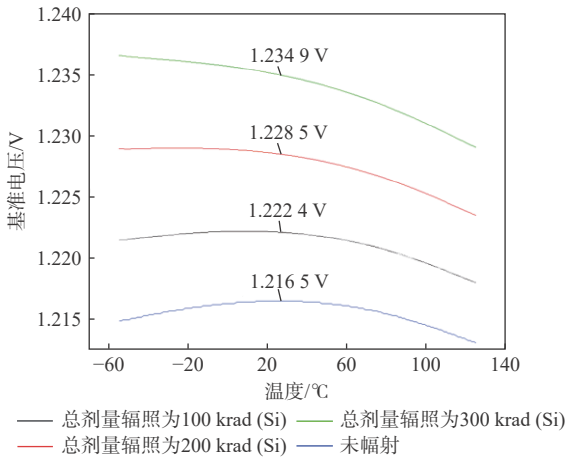


图9 SS工艺角下,辐照后的带隙基准电压

Fig. 9 Bandgap reference voltage after irradiation at SS process angle

为验证加固电路的效果,在不同工艺角下,对加固后的带隙基准电路进行仿真。由图10～图12的加固效果仿真表明,在不同工艺角下,加固后的带隙基准电路在经过总剂量辐照为100～300 krad(Si)的辐照后,其输出电压偏移量从加固前的3～18 mV变为1 mV以内。使总剂量辐照对输出电压精度的影响从1.5%降低到0.065%。本文的主要目标是实现在总剂量辐照为300 krad(Si)的辐照后的加固,但是该方法在总剂量辐照为500 krad(Si)下也能实现有效加固。在总剂量辐照为500 krad(Si)下的带隙基准电路输出电压偏移量为23 mV,经过加固

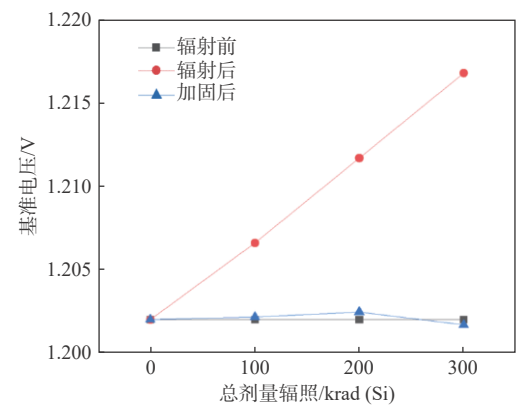


图10 TT工艺角下,加固后的带隙基准电压

Fig. 10 Bandgap reference voltage after reinforcement at TT process angle

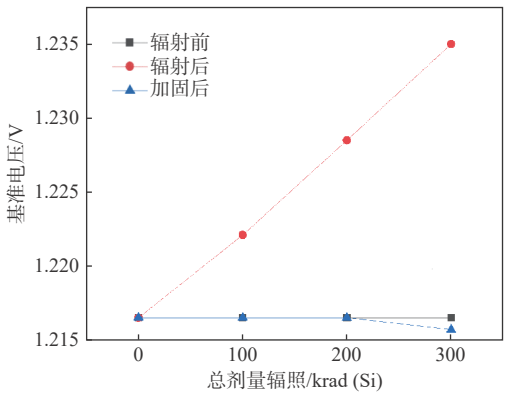


图 11　SS 工艺角下, 加固后的带隙基准电压

Fig. 11　Bandgap reference voltage after reinforcement at SS process angle

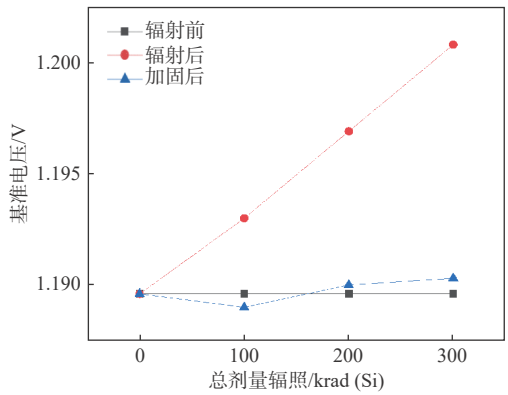


图 12　FF 工艺角下, 加固后的带隙基准电压

Fig. 12　Bandgap reference voltage after reinforcement at FF process angle

后, 输出电压偏移量变为 6.3 mV。

表 1 为本次设计的带隙基准电压在不同工艺角下加固前后对比, 由表 1 可得, 在总剂量辐照为 100～300 krad(Si)下, 本文方法可以将带隙基准电路的输出电压偏移量从加固前的 3～18 mV(不同工艺角下)均加固至 1 mV 内。本文设计的电路与其他文献电路指标性能对比如表 2 所示, 其中, BJT 表示双极性结型晶体管, 对比已有的研究成果, 本文方法结构简单并且普适性良好,加固后的输出电压漂移量显著降低, 具有良好的抗辐照加固效果。

表 1　不同工艺角下加固前后对比

Table 1　Comparison of reinforcement before and after different process angles

工艺角	输出电压/V				加固后的输出电压范围/V
	辐照前总剂量辐照	总剂量辐照为100 krad(Si)	总剂量辐照为200 krad(Si)	总剂量辐照为300 krad(Si)	
TT	1.202 0	1.206 6	1.211 7	1.216 8	1.201 68～1.202 45
SS	1.216 5	1.222 4	1.228 5	1.234 9	1.215 70～1.216 50
FF	1.189 5	1.193 0	1.196 9	1.200 8	1.189 00～1.190 30

表 2　与其他文献的对比

Table 2　Comparison with other literature

方法	工艺	总剂量辐照/ krad(Si)	输出电压(典型值)/V	输出电压漂移/mV	温度范围/℃
本文	0.18 μm BCD	0～300	1.202	1.0	−55～125
文献[4]	0.13 μm CMOS	400	0.600	2.0	−55～125
文献[5]	0.6 μm CMOS	300	−1.270	15.2	−55～125
文献[6]	BJT	100	1.250	5.0	
文献[8]	65 nm CMOS		0.300	18.0	−10～50
文献[9]	0.5 μm CMOS	0～300	1.250	3.0	−50～125

4　结　论

1) 本文提出一种总剂量监测与自适应加固电路, 可以在电路级实现对总剂量辐照的实时加固, 解决了工艺与版图级加固方法可能会带来的版图面积过大, 成本过高, 也解决了器件级加固方法可能会带来的普适性不高的特点

2) 本文方法已成功应用于一款 Buck-boost 转换器中带隙基准的抗总剂量加固设计中, 仿真结果表明, 对输出电压的精度影响可以从 1.5% 降低到 0.065%。

3) 理论分析与验证结果表明, 在总剂量辐照为 100 ～300 krad(Si)下, 本文方法可以将带隙基准电路的输出电压偏移量从加固前的 3～18 mV(不同工艺角下)均加固至 1 mV 内。对比已有的研究成果, 本文方法结构简单并且普适性良好, 该设计方法为抗辐照加固设计提供了全新的解决方案。

参考文献（References）

[1] LI T H, YANG Y T, LIU J, et al. Forward body bias for characterizing TID effect in CMOS integrated circuits[C]//Proceedings of the IEEE 24th International Symposium on the Physical and Failure Analysis of Integrated Circuits. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-5.

[2] KUMAR M, UBHI J S, BASRA S, et al. Total ionizing dose hardness analysis of transistors in bias for characterizing TID effect in CMOS integrated circuits[J]. Microelectronics Journal, 2021, 115: 105182.

[3] 刘凡. 宇航用抗辐射关键模拟单元电路的研究与应用[D]. 成都: 电子科技大学, 2017.
LIU F. Research and application of anti-radiation key analog unit circuit for aerospace[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2017(in Chinese).

[4] CHEN Z J, DING D, SHAN Y, et al. Investigation of TID effects on subthreshold bandgap reference circuits fabricated in a SOI process[C]//Proceedings of the International Conference on Radiation Effects of Electronic Devices. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-3.

[5] LIU F, YANG F, WANG H, et al. Radiation-hardened CMOS negative voltage reference for aerospace application[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2017, 64(9): 2505-2510.

[6] 梁盛铭, 向飞, 王菡, 等. 一种抗辐射加固带隙基准的设计方法[J]. 现代应用物理, 2023, 14(1): 154-158.
LIANG S M, XIANG F, WANG H, et al. A design method of band gap reference for anti-radiation reinforcement[J]. Modern Applied Physics, 2023, 14(1): 154-158(in Chinese).

[7] MCCUE B M, BLALOCK B J, BRITTON C L, et al. A wide temperature, radiation tolerant, CMOS-compatible precision voltage reference for extreme radiation environment instrumentation systems[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2013, 60(3): 2272-2279.

[8] VERGINE T, MICHELIS S, DE MATTEIS M, et al. A 65nm CMOS technology radiation-hard bandgap reference circuit[C]//Proceedings of the 10th Conference on Ph. D. Research in Microelectronics and Electronics. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-4.

[9] 刘智, 杨力宏, 姚和平, 等. 抗辐射加固 CMOS 基准设计[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2017, 15(1): 125.
LIU Z, YANG L H, YAO H P, et al. Design of a total-dose radiation hardened CMOS reference[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2017, 15(1): 125(in Chinese).

[10] WU Y C, LUO P, ZHANG B. Neutron and total ionizing dose irradiation hardened LDO[C]//Proceedings of the IEEE 16th International Conference on Solid-State & Integrated Circuit Technology. Piscataway: IEEE Press, 2022: 1-3.

[11] SHETLER K J, HOLMAN W T, KAUPPILA J S, et al. Total dose measurement circuit design based on a voltage reference topology[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2016, 64(1): 559-566.

[12] GROMOV V, ANNEMA A J, KLUIT R, et al. A radiation hard bandgap reference circuit in a standard 0.13 μm CMOS technology[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2007, 54(6): 2727-2733.

[13] PRIVAT A, DAVIS P W, BARNABY H J, et al. Total dose effects on negative and positive low-dropout linear regulators[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2020, 67(7): 1332-1338.

[14] 王鹏. 基于标准 CMOS 工艺的抗辐射带隙基准电路设计[J]. 微处理机, 2016, 37(3): 13-16.
WANG P. Design radiation hardened bandgap reference circuit based on standard CMOS technology[J]. Microprocessors, 2016, 37(3): 13-16(in Chinese).

[15] FERRARO R, ALÍA R G, DANZECA S, et al. Analysis of bipolar integrated circuit degradation mechanisms against combined TID–DD effects[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2021, 68(8): 1585-1593.

[16] 李顺, 宋宇, 周航, 等. 双极型晶体管总剂量效应的统计特性[J]. 物理学报, 2021, 70(13): 363-368.
LI S, SONG Y, ZHOU H, et al. Statistical characteristics of total ionizing dose effects of bipolar transistors[J]. Acta Physica Sinica, 2021, 70(13): 363-368(in Chinese).

[17] ADAMS D A, BARNES H A, GOLDSTEIN N P, et al. A total ionizing dose dataset for vertical NPN transistors[C]//Proceedings of the IEEE Radiation Effects Data Workshop. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-3.

[18] PRIVAT A, BARNABY H J, TOLLESON B S, et al. Temperature response on NPN and PNP bipolar junction transistors after total ionizing dose irradiation exposure[C]//Proceedings of the 19th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[19] ZEBREV G I, PETROV A S , USEINOV R G , et al. Simulation of bipolar transistor degradation at various dose rates and electrical modes for high dose conditions[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2009, 61(4): 2505-2510.

[20] ZHANG T, LIU Y, EN Y F, et al. Experiment and numerical simulation of total dose effects in the substrate PNP transistors[C]//Proceedings of the International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1030-1032.

Based on on-chip real-time monitoring with adaptive compensation for anti-total dose bandgap reference

GUO Zhongjie*, REN Yuan, WANG Yapeng, QIU Ziyi, LI Mengli

(School of Automation and Information Engineering, Xi'an University of Technology, Xi'an 710048, China)

Abstract: Bipolar transistor base current leakage and a drop in current gain will occur in bandgap reference circuits exposed to total dose radiation. This will cause the output voltage of the bandgap reference to move and its dependability to decline. To address the issues of high cost, large layout area, and low universality that traditional total dose reinforcement methods for bandgap references based on process, layout, and device can bring, this method is suggested. An on-chip total dose real-time monitoring and adaptive compensation method is proposed to realize circuit-level total dose reinforcement and improve the radiation resistance of bandgap references. Based on the 0.18 μm BCD (Bipolar-CMOS-DMOS) process, specific circuit design, back-end physical implementation and comprehensive verification of the proposed method are carried out. Under radiation conditions of 100−300 krad (Si) under various process angles, the results demonstrate that the output voltage offset of the bandgap reference is improved from 3.4−18.5 mV voltage offset (100−300 krad) prior to reinforcement to the maximum offset voltage following reinforcement, which is 1 mV (100−300 krad). This provides a new method for designing irradiation-resistant reinforcement of bandgap references at the circuit and system levels.

Keywords: total dose effect; bandgap reference; adaptive compensation; circuit-level hardening; real-time monitoring

Received: 2023-10-27; **Accepted**: 2023-12-07; **Published Online**: 2023-12-19 17:29

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231219.1133.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62171367); Key Research and Development Plan of Shaanxi Province (2021GY-060); Shaanxi Innovation Capability Support Programme Project(2022TD-39); Xi'an University of Technology University-Enterprise Collaboration Fund (252062213)

* **Corresponding author**. E-mail: zjguo@xaut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0698

融合多项式差分学习与逐维变异的混沌蜉蝣算法

毛清华*，赵冰，李阳
(燕山大学 经济管理学院，秦皇岛 066004)

摘 要：由于蜉蝣算法(MA)前期收敛速度缓慢，后期收敛精度也不高。基于此，将多项式差分学习和逐维变异相结合，构造一种融合多项式差分学习和逐维变异策略的混沌蜉蝣算法(LOPMA)。该算法提出改进Logistic混沌使初始解均匀分布，避免算法出现早熟现象；采用逐维变异策略，防止算法受不同维度之间影响陷入局部最优；采用多项式差分策略对蜉蝣算法进行改进，通过改善种群间信息交流来提升算法的寻优精度。并将3种改进策略分别引入仿真，进行消融实验对比分析，证明每种改进策略的有效性。在12个可变维度的基准测试函数上对LOPMA进行仿真对比分析，在CEC2017测试函数上将其他6种智能优化算法与较为新颖的其他策略改进的蜉蝣算法与LOPMA进行对比实验。结果表明：将多项式差分学习和逐维变异相结合，使LOPMA具有更好的稳定性、更快的收敛速度和更高的精度。

关 键 词：蜉蝣算法；改进型Logistic混沌；逐维变异；多项式差分学习；CEC2017测试函数
中图分类号：TP18
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4080-13

群智能算法是一类通过模拟生物行为规律来实现最好寻优结果的算法。近年来各种新型群智能算法不断被提出，如黑猩猩优化算法(chimp optimization algorithm, ChOA)[1]、秃鹰搜索(bald eagle search, BES)算法[2]、樽海鞘群算法(salp swarm algorithm, SSA)[3]、裸鼹鼠算法(naked mole-rat algorithm, NMRA)[4]、变色龙群算法(chameleon swarm algorithm, CSA)[5]等。

蜉蝣算法(mayfly algorithm, MA)便是Zervoudakis等[6]在2020年提出的一种新型智能群算法，由于其同时集中了粒子群算法[7]、遗传算法[8]和萤火虫算法[9]等几种经典算法的优点，使其各方面性能更加优越。目前已有多项研究证明了不同领域下蜉蝣算法的应用性都十分良好，如Hou等[10]运用蜉蝣算法求解并联水泵节能优化问题，得到了较好的运行策略和更好的节能效果。Farki等[11]基于蜉蝣算法提出一种改进的增强型胶囊网络(enhanced capsule networks, ECN)方法用于诊断COVID-19，仿真结果表明该方法具有最高的准确性和可靠性；Zhang等[12]将蜉蝣算法应用于同构和异构工厂实例，通过实验证明该算法能够有效求解双重资源约束下的分布式柔性作业车间调度问题，尤其适用于考虑工件在工厂与机床间运输时间影响的情形，具有良好的局部优化性能。国内外学者对蜉蝣算法实施多方位改进，以保证其实用效果的稳步提升，例如，Xiao等[13]利用改进蜉蝣算法进行视觉目标跟踪，实验证明了蜉蝣算法可以更快、更准确地达到效果；Guo等[14]提出一种基于群中值位置的改进蜉蝣算法优化水轮机调速器，通过仿真实验证明该算法可以有效优化PID参数，并使调节系统的动态性能优于其他流行的群体智能算法。席万强等[15]提出一种应用于无人机航迹规划的多策略改进蜉蝣算法，实验表明该算法的规划航迹相较于其他算法质量更高。李林丰等[16]针对遥控水下航行器配置

收稿日期：2023-10-27；**录用日期**：2024-02-23；**网络出版时间**：2024-06-28 11:35
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240627.1052.001
*通信作者. E-mail：maoqh@ysu.edu.cn

引用格式：*毛清华，赵冰，李阳. 融合多项式差分学习与逐维变异的混沌蜉蝣算法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4080-4092. MAO Q H，ZHAO B，LI Y. Chaos ephemeran algorithm combining polynomial difference learning and dimensional variation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4080-4092 (in Chinese).*

三轴磁力计近距离测量水下磁性目标磁场特征时存在干扰磁场的问题, 提出一种基于改进蜉蝣算法的磁场补偿方法, 经验证明改进的蜉蝣算法不仅收敛速度加快, 其补偿精度也得到了很大的提升。

以上来自不同领域的研究分别验证了蜉蝣算法与其改进方案的实用性与有效性, 但是对于蜉蝣算法前期收敛速度较慢, 后期收敛精度不足, 容易陷入局部极值等问题, 仍存在较大的改进空间。为此, 本文提出一种融合多项式差分学习和逐维变异策略的混沌蜉蝣算法(logistic optimization polynomial difference chaotic mayfly algorithm, LOPMA), 首先, 为丰富蜉蝣种群的多样性, 引入改进的 Logistic 混沌算法, 以改善蜉蝣种群的初值问题; 然后, 采用可以对最优蜉蝣进行扰动而避免算法陷入局部最优的逐维变异策略, 不仅加快了算法的收敛速度, 还跳出了局部极值; 最后, 利用多项式差分学习策略加强蜉蝣种群间信息交流, 提升算法寻优能力及寻优精度。

1　蜉蝣算法

1.1　雄性蜉蝣的更新

将雄性蜉蝣 i 第 t 次迭代时的位置表示为 x_i^t, 此时位置更新为

$$x_i^{t+1} = x_i^t + v_i^{t+1} \tag{1}$$

式中: v_i^{t+1} 为雄性蜉蝣 i 第 $t+1$ 次迭代的速度。

当雄性蜉蝣朝着最佳方向演化时, 其历史最佳种群和上年同期最佳种群位置也发生了变化, 到这时, 其就会根据自己的需要调整速度。当蜉蝣成为群体中最佳个体时, 它们同样会在水面上跳结婚舞, 这时, 雄性蜉蝣的速率修正式为

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} gv_{ij}^t + a_1 \mathrm{e}^{-\beta r_p^2}(p_{\mathrm{best},ij}) + a_2 \mathrm{e}^{-\beta r_g^2}(g_{\mathrm{best},j} - x_{ij}^t) & \\ & f(\boldsymbol{x}_i) > f(\boldsymbol{g}_{\mathrm{best}}) \\ gv_{ij}^t + dr & f(\boldsymbol{x}_i) \leqslant f(\boldsymbol{g}_{\mathrm{best}}) \end{cases} \tag{2}$$

式中: v_{ij}^t 为 t 时刻雄性蜉蝣 i 在 j 维度的繁殖速度; g 为迭代惯性权重; a_1、a_2 为一种积极的吸引因子, 用以测量认知作用和社会因素作用; $\boldsymbol{p}_{\mathrm{best}}$ 为个体既往最佳位置; $\boldsymbol{g}_{\mathrm{best}}$ 为种群最优解位置; β 为能见度值, 用来控制蜉蝣的能见度; d 为舞蹈系数; r 为求解过程中选择的一个随机数; r_p 为 $\boldsymbol{p}_{\mathrm{best}}$ 到蜉蝣的当前位置距离; r_g 为 $\boldsymbol{g}_{\mathrm{best}}$ 到蜉蝣的当前位置距离。r_p 和 r_g 用欧氏距离表示, 欧氏距离计算公式为

$$\|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{X}_i\| = \sqrt{\sum_{j=1}^{n}(x_{ij} - X_{ij})^2} \tag{3}$$

式中: x_{ij} 为蜉蝣 i 的 j 维位置; $\boldsymbol{X}_i$ 为 $p_{\mathrm{best},ij}$ 或 $g_{\mathrm{best},j}$ 的位置。

1.2　雌性蜉蝣的更新

雌性蜉蝣和雄性蜉蝣更新迭代的方式存在很大不同, 1.1 节介绍了雄性蜉蝣的更新方式, 而雌性浮游更新时通常不会聚集, 它们选择更新主要是通过雄性蜉蝣适应度来判断, 当雄性蜉蝣适应度达到最优时, 才可吸引雌性浮游的靠近, 从而互相交配。计算雌性蜉蝣 i 在 t 时刻的更新位置表示为 y_i^t, 此时位置更新表达式为

$$y_i^{t+1} = y_i^t + v_i^{t+1} \tag{4}$$

速度更新表达式为

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} gv_{ij}^t + a_2 \mathrm{e}^{-\beta r_{\mathrm{m}}^2}(x_{ij}^t - y_{ij}^t) & f(\boldsymbol{y}_i) > f(\boldsymbol{x}_i) \\ gv_{ij}^t + f_l r & f(\boldsymbol{y}_i) \leqslant f(\boldsymbol{x}_i) \end{cases} \tag{5}$$

式中: v_{ij}^t 表示蜉蝣 i 在 j 维度 t 时刻的速度; r_{m} 为雌雄浮游两者之间的位置间距; f_l 为随机飞行系数, 其他参数和雄性蜉蝣计算参数一样。

1.3　蜉蝣交配

为提高后代的质量, 蜉蝣种群是根据适合度的高低来选择配偶的, 比如: 最佳适合度的雄性蜉蝣与最佳适合度的雌性蜉蝣交配, 次优雄性蜉蝣与次优雌性蜉蝣交配, 如此类推, 每次交配都会有 2 个后代。后代蜉蝣的生产表达式为

$$S_{\mathrm{offspring1}} = LS_{\mathrm{male}} + (1-L)S_{\mathrm{female}} \tag{6}$$

$$S_{\mathrm{offspring2}} = LS_{\mathrm{female}} + (1-L)S_{\mathrm{male}} \tag{7}$$

式中: $S_{\mathrm{offspring}}$ 为子代蜉蝣; S_{male} 为父本; S_{female} 为母本; L 为 [−1,1] 范围内服从高斯分布的随机数; 子代蜉蝣的初始速度均设置为 0。

1.4　速度限制与蜉蝣变异

蜉蝣飞行速度需要明确一个限制值, 究其原因主要是由于如果蜉蝣迭代更新速度超出全局最优解或超出个体最优解位置时, 在这种情况下, 蜉蝣的游走范围会超出搜索空间。指定每个蜉蝣能产生的最大速度为 $V_{\max}$, 若超出最大速度则被调整:

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} V_{\max} & v_{ij}^{t+1} > V_{\max} \\ -V_{\max} & v_{ij}^{t+1} \leqslant V_{\max} \end{cases} \tag{8}$$

$$V_{\max} = R_{\mathrm{rand}}(x_{\max} - x_{\min}) \qquad R_{\mathrm{rand}} \in (0,1] \tag{9}$$

式中: R_{rand} 为 (0, 1] 之间的随机数。

蜉蝣算法避免陷入局部极值是通过其婚礼舞蹈与随机游走行为实现的, 但是到了算法后期, 过大的系数取值会导致蜉蝣陷入另一个较差的搜索区域。故设置随着迭代次数的递增, 婚礼舞蹈系数和随机飞行系数呈递减状态, 具体表达式为

$$d_t = d_0 d_{\mathrm{damp}}^t \qquad 0 < d_{\mathrm{damp}}^t < 1 \tag{10}$$

$$f_{l,t}=f_{l,0}(f_{\text{damp}}^{l})^{t}\qquad 0<f_{\text{damp}}^{l}<1 \tag{11}$$

式中：d_0、$f_{l,0}$为设置的初始值。

对所选子代蜉蝣引入正太分布随机数进行突变，以此来保证算法可以跳出局部最优并且不会出现早熟现象。记子代蜉蝣突变式为

$$S_{\text{offspring},n}=S_{\text{offspring},n}+\sigma N(0,1) \tag{12}$$

式中：σ为正态分布条件下的方差数值；$N(0,1)$为一个均值为0、标准差为1的正态分布条件下的随机变量。

2 蜉蝣算法改进

2.1 改进型 Logistic 混沌映射初始化蜉蝣种群

Logistic混沌映射作为最经典的混沌映射方式之一，可以有效改善初始解的质量，因此，国内外学者广泛运用这种方式，通过丰富种群多样性来完成各种群智能算法的种群初始化。Logistic混沌映射的数学模型描述如下：

$$\hat{x}_{n+1}=4\hat{x}_n(1-\hat{x}_n)\qquad \hat{x}_n\in(0,1] \tag{13}$$

式中：$\hat{x}_n$为第n次迭代后的状态；$\hat{x}_{n+1}$为当前状态$\hat{x}_n$计算得出的下一个状态值。

文献[17]采用了一种改进型Logistic混沌映射来初始化蜉蝣种群，提升了算法的收敛速度，同时验证了改进型Logistic混沌相较于经典Logistic混沌映射种群初始化分布更加均匀，性能更加优越。改进型Logistic混沌映射的数学模型描述如下：

$$\begin{cases}\hat{x}'_{n+1}=4\hat{x}'_n(1-\hat{x}'_n)\\ \hat{y}'_n=\dfrac{1}{\pi}\arcsin(2\hat{x}'_{n+1}-1)-\dfrac{1}{2}\\ \hat{x}_{n+1}=2\hat{y}'_n(1-y'_n)\\ \hat{y}_n=\dfrac{1}{\pi}\arcsin(2\hat{x}_{n+1}-1)-\dfrac{1}{2}\end{cases} \tag{14}$$

式中：$\hat{x}'_n$为映射产生的中间状态；$\hat{y}'_n$为调节函数；$\hat{x}_{n+1}$为对均匀化后的变量$\hat{y}'_n$再次进行混沌映射后的状态；$\hat{y}_n$为对$\hat{x}_{n+1}$再次进行均匀分布调节后的最终输出序列。

蜉蝣算法中种群的初始位置是随机生成的，然而这种随机性可能会导致蜉蝣种群陷入较差的位置，无法对搜索空间进行遍历性的搜索。因此，蜉蝣的初始位置对算法寻优极为重要，蜉蝣种群更均匀的分布可以有效避免算法难以跳出局部极值并且出现早熟现象。为此，为进一步扩充蜉蝣种群，增加其多样性，本文借助改进型Logistic混沌映射智能计算方法，对蜉蝣种群开展初始位置计算，此时蜉蝣的初始位置为

$$Z_i=a_i+(b_i+a_i)\hat{x}_n \tag{15}$$

式中：a_i和b_i分别为搜索空间的下界和上界。

2.2 逐维变异策略

同许多智能优化算法一样，蜉蝣算法存在着收敛速度过慢，难以跳出局部极值的缺点。经过一系列的分析可以判断出，这是由于蜉蝣种群中最优个体的引导作用并没有得到充分发挥，因此，本文将针对这一问题进行改进，通过对当前最优个体施加变异，为种群进化提供更优的引导方向，从而加快算法的收敛速度，使算法跳出局部极值。并且逐维变异策略[18-20]的选用解决了在高维情况下各个维间相互干扰的问题，有效地避免了各个维间信息干扰的情况出现。本文引入文献[21]提出的自由度参数随迭代次数变化而变化的t-分布变异算子，使其对最优个体位置进行扰动，此时，逐维变异策略具体定义为：设搜索空间为d'维，当前最优解$\boldsymbol{g}_{\text{best}}=(g_{\text{best}}^{1},g_{\text{best}}^{2},\cdots,g_{\text{best}}^{d'})$，则通过逐维变异使当前最优解产生的新解$\boldsymbol{g}_{\text{new}}=(g_{\text{new}}^{1},g_{\text{new}}^{2},\cdots,g_{\text{new}}^{d'})$，计算式为

$$g_{\text{new}}^{d'}=g_{\text{best}}^{d'}+T_{\text{D}}(t_{\text{q}})^{d'}g_{\text{best}}^{d'} \tag{16}$$

雄性蜉蝣速度更新式为

$$v_{ij}^{t+1}=\begin{cases}gv_{ij}^{t}+a_1\mathrm{e}^{-\beta r_p^2}(p_{\text{best},ij}-x_{ij}^{t})+a_2\mathrm{e}^{-\beta r_g^2}(g_{\text{best},j}-x_{ij}^{t})+\\ \quad T_{\text{D}}(t_{\text{q}})^{d'}\left[gv_{ij}^{t}+a_1\mathrm{e}^{-\beta r_p^2}(p_{\text{best},ij}-x_{ij}^{t})+\right.\\ \quad \left.a_2\mathrm{e}^{-\beta r_g^2}(g_{\text{best},j}-x_{ij}^{t})\right] & f(\boldsymbol{x}_i)>f(\boldsymbol{g}_{\text{best}})\\ gv_{ij}^{t}+d'^{*}r+T_{\text{D}}(t_{\text{q}})^{d'}\left(gv_{ij}^{t}+d'r\right) & f(\boldsymbol{x}_i)\leqslant f(\boldsymbol{g}_{\text{best}})\end{cases} \tag{17}$$

雌性蜉蝣速度更新式为

$$v_{ij}^{t+1}=\begin{cases}gv_{ij}^{t}+a_2\mathrm{e}^{-\beta r_{\text{m}}^2}(x_{ij}^{t}-y_{ij}^{t})+\\ \quad T_{\text{D}}(t_{\text{q}})^{d'}\left[gv_{ij}^{t}+a_2\mathrm{e}^{-\beta r_{\text{m}}^2}(x_{ij}^{t}-y_{ij}^{t})\right] & f(\boldsymbol{y}_i)>f(\boldsymbol{x}_i)\\ gv_{ij}^{t}+f_{\text{l}}r+T_{\text{D}}(t_{\text{q}})^{d'}\left(gv_{ij}^{t}+f_{\text{l}}r\right) & f(\boldsymbol{y}_i)\leqslant f(\boldsymbol{x}_i)\end{cases} \tag{18}$$

式中：t为当前迭代次数；$T_{\text{D}}(t_{\text{q}})$是自由度参数为$t_{\text{q}}$的$t$-分布；$T_{\text{D}}(t_{\text{q}})^{d'}$为$t$-分布在第$d'$维时生成的随机数。

2.3 多项式差分学习

包含变异操作的差分进化主要有3个步骤，分别是：变异、交叉及选择。种群间信息沟通这一问题因为有了差分进化法而可以获得快速解决，这也确保种群内部信息实现有效协调，提高信息利用率[22]，文献[23]针对多种群的最优搜索计算过程，采用的计算方法就是差分进化法，同时在该文献中，还通过多组实验数据充分验证出这种计算方法的可行性和有效性。

De/rand/1与De/best/1联合在一起应用是本文采用差分进化策略所使用的方式，目的在于使蜉蝣

种群间得到良好的信息沟通, 以此来提升算法整体寻优结果。鉴于通过寻优算法计算寻优结果, 其遇到的一个最大阻碍和限制原因是蜉蝣个体在进行婚礼舞蹈、随机游走时, 可能会走到一个搜索区域较差的位置。因此, 本文考虑到这一原因, 综合运用多项式差分学习的全局探索联合局部开发算子方法的共同使用下, 来避免局部极值的问题出现:

$$\boldsymbol{x}(t+1)_{\text{new}} = \boldsymbol{x}_{\text{best}} + P(P\boldsymbol{x}_{\text{best}} - \boldsymbol{x}(t)) \tag{19}$$

$$P = R_{\text{rand}} - 0.5 \tag{20}$$

式中: $\boldsymbol{x}$ 为蜉蝣的初始位置; P 为随机参数。由式(19)和式(20)可知, 本文使用的多项式差分计算方法, 其并不是一个绝对的位置差值, 而是一个在蜉蝣周围用多项式系数 P 作尺度变换的方法, 然后用其来代替原来的矢量[24], 此处 P 的系数值范围介于 [−0.5, 0.5]。此设定方法极大地改善了寻优的准确性, 数值实验也证明了此方法的有效性[25]。

2.4　本文算法流程

根据 2.1 节～2.3 节的 3 个改进策略, 本文提出的 LOPMA 流程图如图 1 所示。

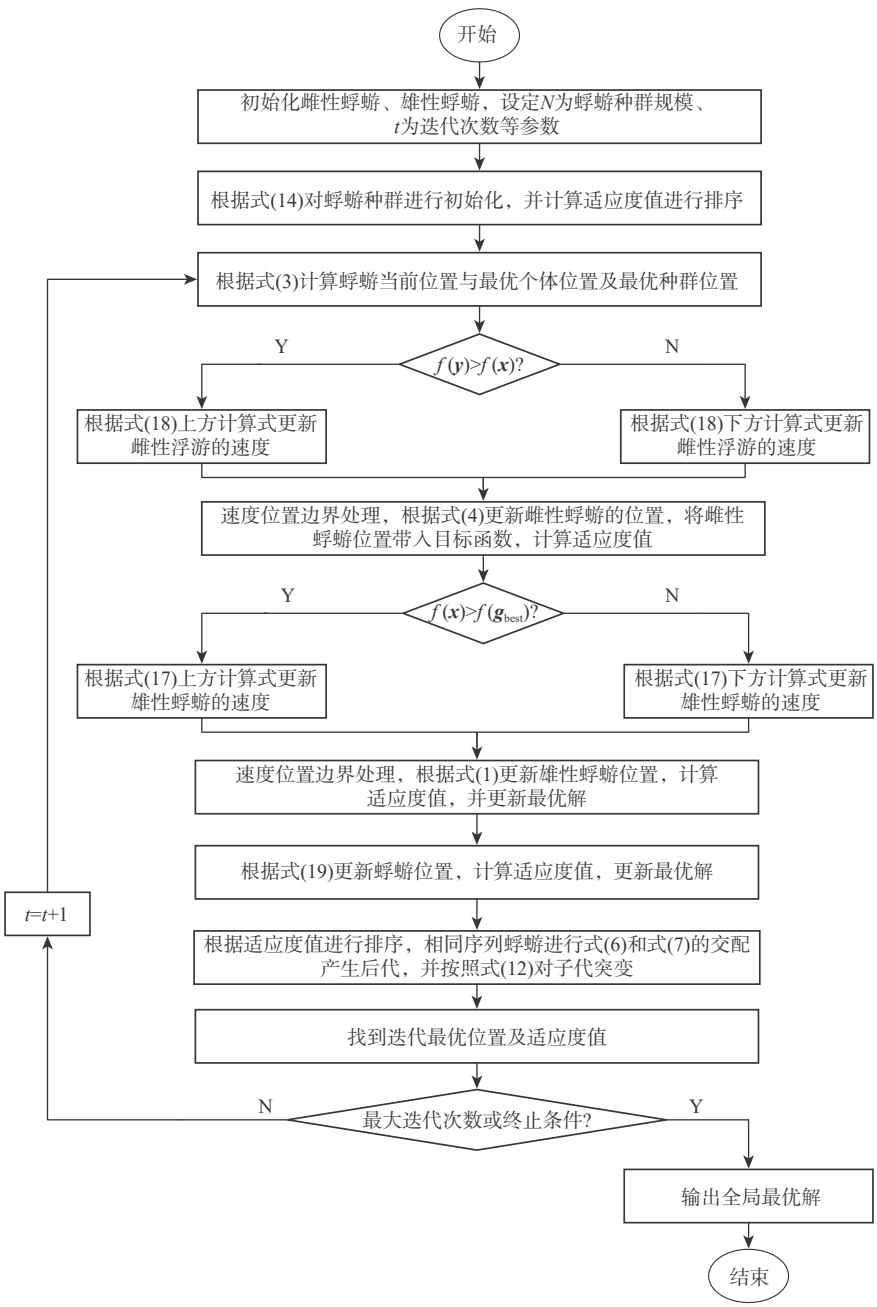


图 1　LOPMA 流程图

Fig. 1　LOPMA flow chart

LOPMA 执行步骤如下:

步骤 1　初始化雌性蜉蝣、雄性蜉蝣, 设定蜉蝣种群规模 N、迭代次数 t 等参数;

步骤 2　根据式(14)对蜉蝣种群进行初始化,

并计算适应度值进行排序;

步骤 3 根据式(3)计算蜉蝣当前位置与最优个体位置及最优种群位置;

步骤 4 根据式(17)和式(18)分别更新雄性蜉蝣与雌性蜉蝣的速度;并通过式(1)和式(4)分别计算雌性和雄性蜉蝣各自的迭代更新位置,同时在目标函数中引进雌性蜉蝣位置,最终计算雌性蜉蝣的适应度值;

步骤 5 按照式(19)更新蜉蝣位置,计算适应度值,更新最优解;

步骤 6 按适应度高低排列,同一序列的蜉蝣经式(6)和式(7)交配,生成后代,并按式(12)变异后代;

步骤 7 找到迭代最优位置及适应度值;

步骤 8 在满足结束条件的情况下,最优个体就会被输出,这时的最佳个体就是该算法的最佳解。相反,则退回步骤 3;

步骤 9 整体最优输出。

3 仿真实验与结果分析

3.1 实验环境与测试函数

LOPMA 的运行环境为:Microsoft Windows 11 系统,处理器为 AMD R7-5800H CPU@3.2 GHz,内存为 16 GB,采用 MATLAB2019a 进行算法编程和运行仿真。

选择了 7 个单峰值、5 个多峰值的 12 个标准检验函数,如表 1 所示。表 2 为 CEC2017 的部分测试函数。其中,UN 表示单峰函数,MN 表示多峰函数,HF 表示通过不同基函数变量子空间混合的函数,CF 表示通过复合多个基函数来构造的函数。

表 1 标准测试函数

Table 1 Standard test functions

函数	名称	取值范围	最优解
f_1	Sphere	[−100,100]	0
f_2	Schwefel's 2.22	[−10,10]	0
f_3	Schwefel's 1.2	[−100,100]	0
f_4	Schwefel's 2.21	[−100,100]	0
f_5	Rosenbrock's	[−30,30]	0
f_6	Step	[−100,100]	0
f_7	Quartic	[−1.28,1.28]	0
f_8	Rastrigin's	[−5.12,5.12]	0
f_9	Ackely 's	[−32,32]	0
f_{10}	Griewank's	[−600,600]	0
f_{11}	P enalized 1	[−50,50]	0
f_{12}	Penalized 2	[−50,50]	0

3.2 改进策略仿真分析

为使本文策略的高效性得到良好验证,将 3 种改进策略分别单独引入蜉蝣算法中,并与蜉蝣算法在单峰和多峰函数上进行寻优对比。MA 中 g 取值为 0.8, a_1=1, a_2=1.5, β=2, 舞蹈系数 d 为 5, 随机游走系数 f_l 为 1, 设置为 0.8, 随机飞性系数衰减因子 $f_{\text{damp}}^{\text{l}}$ 设置为 0.99。在本节仿真实验中,都将在维度为 30 的标准测试函数下进行,此时设置蜉蝣种群数量为 50, 其中,雌性蜉蝣与雄性蜉蝣数量分别设定为 25, 迭代次数最多设置为 500。为防止实验过程中出现偶然性问题,函数测试过程中,将各算法均独立运行 30 次。

表 2 部分 CEC2017 测试函数

Table 2 Part of CEC2017 test functions

函数	特征	取值范围	最优解
CEC03	UN	[−100,100]	300
CEC06	MN	[−100,100]	600
CEC09	MN	[−100,100]	900
CEC12	HF	[−100,100]	1 200
CEC15	HF	[−100,100]	1 500
CEC18	HF	[−100,100]	1 800
CEC21	CF	[−100,100]	2 100
CEC24	CF	[−100,100]	2 400
CEC27	CF	[−100,100]	2 700

3.2.1 混沌初始化仿真分析

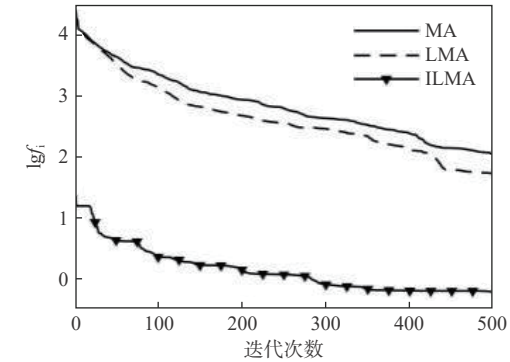
将经典 Logistic 混沌映射引入 MA 中以丰富种群多样性,记引入混沌后的算法为 LMA,而此时改进型 Logistic 混沌映射的引入初始化种群可记为 ILMA。MA 和 LMA、ILMA 在单峰测试函数 f_4 和多峰测试函数 f_{11} 上的寻优结果如图 2 所示。其中,为更清晰地展示适应度值的变化趋势,纵轴采用对数坐标,f_i 为适应度。

由图 2 可知,MA 种群初始化阶段引入经典 Logistic 混沌映射后算法性能有所提升,但提升并不明显。引入改进型 Logistic 混沌使蜉蝣种群更加丰富,用此策略对种群进行初始化可以使初始解更加均匀的分布,避免了算法早熟现象的出现,有效地提高了蜉蝣算法前期的收敛速度和最终的收敛精度,验证了改进型 Logistic 混沌的优越性,因此,本文拟采用改进型 Logistic 混沌映射初始化蜉蝣种群。

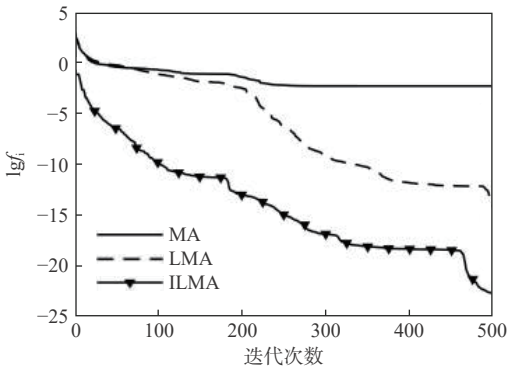
3.2.2 逐维变异策略仿真分析

仅在最优雄性蜉蝣位置引入逐维重心反向变异策略的算法记为 OMA, MA 和 OMA 在单峰测试函数 f_6 和多峰测试函数 f_{12} 上的寻优结果如图 3 所示。

由图 3 可知,逐维策略的引入通过指引种群向最优个体进化的方式提升了蜉蝣算法的收敛速度与寻优精度。求解单峰测试函数 f_6 时,OMA 在



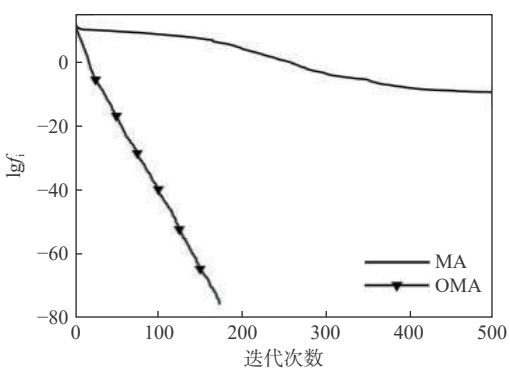
(a) f_4寻优结果



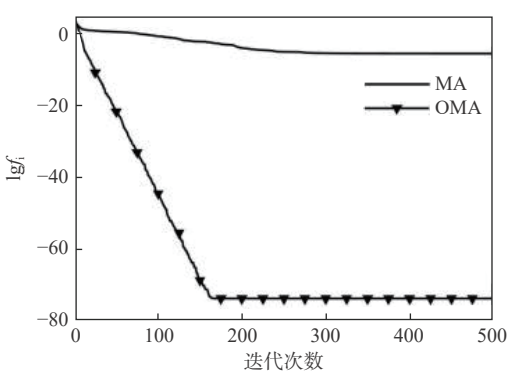
(b) f_{11}寻优结果

图 2　引入改进 Logistic 映射前后寻优对比

Fig. 2　Comparison of optimization before and after introducing improved Logistic mapping



(a) f_6寻优结果



(b) f_{12}寻优结果

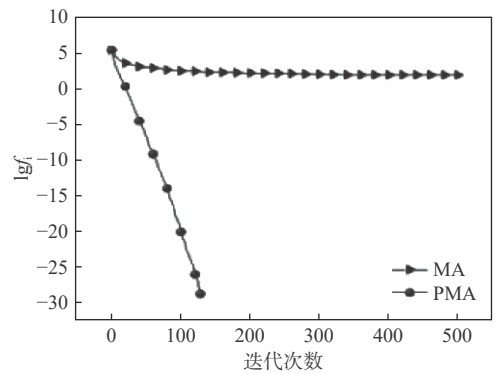
图 3　引入逐维变异寻优结果对比

Fig. 3　Introduction of dimension-by-dimension variation optimization results comparison

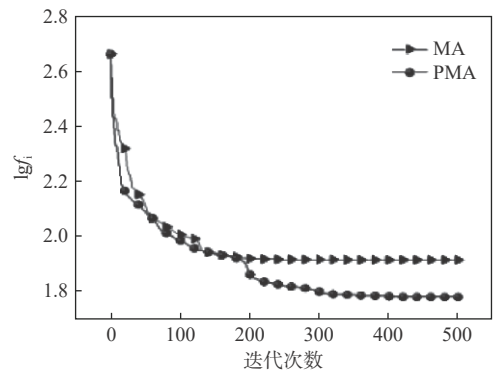
200 次迭代内就可以求得理论最优值, 在多峰测试函数 f_{12} 上 OMA 虽未能求得理论最优值, 但也收敛到了很高的精度, 证明逐维重心反向变异策略通过对最优个体进行变异来指引种群向最优速度进化的方式防止算法受不同维度之间影响而陷入局部最优的状况, 并改善了算法的收敛速度, 有效提升了蜉蝣算法的性能。

3.2.3　多项式差分学习策略仿真分析

为避免 MA 陷入局部极值, 在 MA 中引入多项式差分学习策略来使蜉蝣群体之间信息交流得到改善, 记为 PMA, MA 与 PMA 在单峰测试函数 f_5 和多峰测试函数 f_8 上的寻优结果如图 4 所示。



(a) f_5寻优结果



(b) f_8寻优结果

图 4　引入多项式差分学习寻优结果对比

Fig. 4　Comparison of optimization results using polynomial difference learning

由图 4 可知, 多项式差分学习策略的引入使得蜉蝣种群间信息沟通的问题得到了良好解决, 使蜉蝣种群位置分散, 进而提升了算法的收敛速度, 并改善了算法陷入局部最优的情况。在求解单峰函数 f_5 时, PMA 仅迭代 129 次就可以求出理论最优值, 而在多峰测试函数 f_8 上, 虽然算法求解没有得到理论最优值, 但是收敛速度与精度有一定的提升。

3.2.4　消融实验分析

为明确各改进策略的有效性, 对不同改进策略进行不同维度 d'下的基准测试函数对比实验, 对比结果如表 3 所示, 最优结果加粗表示。

表3 消融实验在基准函数下的对比分析

Table 3 Comparative analysis of ablation experiments under reference function

函数	算法	平均值			标准差		
		d'=10	d'=50	d'=100	d'=10	d'=50	d'=100
f_1	MA	2.58×10^{-35}	2.58×10^{-35}	1.38×10^{2}	1.12×10^{-32}	1.12×10^{-34}	1.53×10^{2}
	ILMA	1.08×10^{-36}	1.07×10^{-66}	8.42×10^{-50}	4.65×10^{-35}	2.46×10^{-66}	1.95×10^{-49}
	OMA	6.55×10^{-74}	6.55×10^{-74}	4.43×10^{-50}	3.57×10^{-73}	3.57×10^{-73}	5.59×10^{-50}
	PMA	1.61×10^{-140}	1.37×10^{-127}	3.26×10^{-127}	6.30×10^{-140}	6.80×10^{-127}	1.49×10^{-126}
	LOPMA	**3.99×10^{-141}**	**9.76×10^{-128}**	**2.28×10^{-127}**	**1.31×10^{-140}**	**1.88×10^{-127}**	**6.27×10^{-127}**
f_3	MA	4.38×10^{-13}	4.38×10^{-13}	2.51×10^{4}	9.97×10^{-13}	9097×10^{-13}	8.20×10^{3}
	ILMA	7.36×10^{-14}	1.08×10^{-61}	2.64×10^{-44}	3.78×10^{-14}	2.74×10^{-61}	1.41×10^{-43}
	OMA	1.12×10^{-62}	3.84×10^{-26}	2.44×10^{-45}	4.05×10^{-62}	1.19×10^{-25}	4.72×10^{-45}
	PMA	9.47×10^{-142}	4.86×10^{-131}	3.25×10^{-130}	**4.71×10^{-141}**	1.53×10^{-130}	1.28×10^{-129}
	LOPMA	**1.25×10^{-140}**	**3.43×10^{-131}**	**3.74×10^{-131}**	4.78×10^{-140}	**1.13×10^{-130}**	**1.95×10^{-130}**
f_4	MA	3.50×10^{-4}	1.79×10^{1}	2.98×10^{1}	5.91×10^{-4}	4.75	3.96
	ILMA	1.00×10^{-6}	3.81×10^{-26}	7.29×10^{-26}	1.20×10^{-6}	8.89×10^{-26}	1.07×10^{-25}
	OMA	9.32×10^{-33}	3.84×10^{-26}	5.81×10^{-26}	3.96×10^{-32}	1.19×10^{-25}	9.53×10^{-26}
	PMA	1.17×10^{-71}	9.35×10^{-67}	3.20×10^{-65}	2.50×10^{-71}	1.76×10^{-66}	1.27×10^{-64}
	LOPMA	**9.03×10^{-74}**	**4.85×10^{-68}**	**6.82×10^{-66}**	**3.47×10^{-73}**	**1.25×10^{-67}**	**1.64×10^{-65}**
f_6	MA	1.66×10^{-30}	2.79×10^{-2}	1.36×10^{2}	6.85×10^{-30}	5.17×10^{-2}	4.54×10^{2}
	ILMA	1.08×10^{-31}	1.03×10^{-34}	2.05×10^{-34}	4.65×10^{-32}	5.63×10^{-34}	7.81×10^{-34}
	OMA	**0**	3.08×10^{-34}	1.03×10^{-34}	**0**	9.40×10^{-34}	5.63×10^{-34}
	PMA	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**
	LOPMA	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**
f_8	MA	3.16	6.32×10^{1}	1.54×10^{2}	2.83	1.65×10^{1}	3.71×10^{1}
	ILMA	4.90×10^{-1}	5.17×10^{1}	1.10×10^{2}	1.80	1.64×10^{1}	2.83×10^{1}
	OMA	7.31×10^{-1}	1.03×10^{1}	5.61×10^{1}	1.01	4.25	1.38×10^{1}
	PMA	5.42	5.06×10^{1}	9.51×10^{1}	2.08	1.78×10^{1}	2.45×10^{1}
	LOPMA	**6.63×10^{-1}**	**8.71**	**4.63×10^{1}**	**1.12×10^{-1}**	**3.17**	**8.60**
f_{11}	MA	2.07×10^{-2}	5.92×10^{-2}	1.92×10^{-1}	7.89×10^{-2}	1.01×10^{-1}	1.71×10^{-1}
	ILMA	1.04×10^{-2}	4.20×10^{-3}	1.00×10^{-3}	5.68×10^{-2}	1.58×10^{-2}	5.70×10^{-3}
	OMA	5.45×10^{-16}	4.10×10^{-3}	4.71×10^{-33}	2.98×10^{-15}	1.58×10^{-2}	7.38×10^{-36}
	PMA	2.07×10^{-2}	2.10×10^{-3}	4.71×10^{-33}	7.89×10^{-2}	1.14×10^{-2}	1.39×10^{-48}
	LOPMA	**1.04×10^{-2}**	**1.70×10^{-3}**	**3.67×10^{-33}**	**5.68×10^{-2}**	**1.17×10^{-3}**	**1.25×10^{-49}**

由表3可知，即使函数维度增加，LOPMA依然能保持着较高的鲁棒性，无论是在单峰函数还是多峰函数下，ILMA、OMA、PMA结果均优于MA，且OMA、PMA的结果显著表明算法的性能得到了提升，尽管在维度为10的f_3中，所有策略相结合的LOPMA结果没有引入单个策略的PMA效果好，但是在除此之外的测试函数中，效果均略胜一筹。

综上所述，通过消融实验分析证明，本文的3种改进策略对算法的性能提升均有帮助。

3.3 LOPMA与其他智能算法性能对比

为验证本文LOPMA的有效性，选取了较为经典的鲸鱼优化算法(whale optimization algorithm, WOA)、遗传算法(genetic algorithm, GA)、灰狼优化(grey wolf optimizer, GWO)算法、差分进化算法(differential evolution algorithm, DE)、光谱优化(light spectrum optimizer, LSO)算法、粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法，设置参数如表4所示。

仿真实验中种群规模设置为50，其中，将LOPMA

表4 算法参数设置

Table 4 Algorithm parameter settings

算法	参数设置
LOPMA	$a_1=1, a_2=1.5, \beta=2, f_1=1$ $d_{\text{damp}}=0.8, f_{\text{damp}}^{1}=0.99, d'=5$
WOA	$a_{\max}=2, a_{\min}=0$
GA	$p_1=0.9, p_2=0.1$
GWO	$a_{\max}=2, a_{\min}=0, r_1, r_2\in[0,1]$
PSO	$\omega=0.9, c_1=c_2=1.5$

中蜉蝣种群数量设置为 50, 雌蜉蝣数量与雄蜉蝣数量相同均为 25, 300 次为算法的最大迭代次数, 且为避免算法运行中出现的偶然性, 在表 1 的 12 个标准测试函数下将各算法均独立运行 30 次, 标准测试函数的维度 d 取 30。

3.3.1　寻优精度分析

挑选算法的最优值、平均值和标准差作为寻优精度计算的主要指标, 通过这些指标来比较算法性能的优劣, 7 种算法在 12 种不同的测试函数下的实验结果如表 5 所示, 最优结果加粗表示。

表 5　标准测试函数寻优结果

Table 5　Optimization results of standard test functions

函数	算法	最优值	平均值	标准差	函数	算法	最优值	平均值	标准差
	LOPMA	$\mathbf{2.80\times10^{-205}}$	$\mathbf{2.33\times10^{-169}}$	**0**		LOPMA	**0**	**0**	**0**
	WOA	7.50×10^{-78}	3.19×10^{-69}	1.51×10^{-68}		WOA	2.20×10^{-123}	9.30×10^{-97}	5.09×10^{-96}
	GA	4.36×10^{4}	3.88×10^{4}	4.75×10^{3}		GA	4.86×10^{1}	4.20×10^{1}	8.36
f_1	GWO	2.90×10^{-25}	1.99×10^{-25}	2.72×10^{-25}	f_7	GWO	2.63×10^{-46}	4.43×10^{-47}	1.28×10^{-46}
	DE	7.07×10^{4}	6.31×10^{4}	7.54×10^{3}		DE	4.51×10^{1}	4.04×10^{1}	8.96
	LSO	2.27×10^{3}	9.34×10^{2}	1.10×10^{3}		LSO	**0**	7.58×10^{-16}	2.21×10^{-15}
	PSO	1.43×10^{-3}	4.59×10^{-4}	8.16×10^{-4}		PSO	2.68	2.06	3.50
	LOPMA	$\mathbf{6.86\times10^{-96}}$	$\mathbf{6.75\times10^{-88}}$	$\mathbf{3.68\times10^{-87}}$		LOPMA	**0**	**0**	**0**
	WOA	9.12×10^{-52}	4.41×10^{-49}	$2..04\times10^{-48}$		WOA	**0**	7.49	4.10×10^{1}
	GA	4.01×10^{5}	5.21×10^{6}	1.24×10^{7}		GA	3.56×10^{2}	3.31×10^{-2}	2.34×10^{1}
f_2	GWO	7.20×10^{-16}	1.14×10^{-15}	7.02×10^{-16}	f_8	GWO	2.84×10^{-13}	3.42	5.18
	DE	6.59×10^{12}	1.69×10^{12}	3.63×10^{12}		DE	2.90×10^{2}	2.70×10^{2}	1.62×10^{1}
	LSO	4.28×10^{1}	2.86×10^{1}	1.95×10^{1}		LSO	2.85	3.69	2.02×10^{1}
	PSO	1.99×10^{1}	9.66	8.71		PSO	7.77×10^{1}	9.97×10^{1}	3.07×10^{1}
	LOPMA	$\mathbf{2.49\times10^{-198}}$	$\mathbf{1.17\times10^{-130}}$	$\mathbf{6.39\times10^{-130}}$		LOPMA	$\mathbf{8.88\times10^{-16}}$	$\mathbf{8.88\times10^{-16}}$	**0**
	WOA	6.12×10^{4}	5.04×10^{4}	1.22×10^{4}		WOA	4.44×10^{-15}	4.80×10^{-15}	2.16×10^{-15}
	GA	5.48×10^{4}	4.82×10^{4}	6.79×10^{3}		GA	1.98×10^{1}	1.96×10^{1}	2.96×10^{-1}
f_3	GWO	1.50×10^{-5}	4.60×10^{-5}	9.57×10^{-5}	f_9	GWO	2.42×10^{-13}	2.08×10^{-13}	5.72×10^{-14}
	DE	1.46×10^{5}	1.18×10^{5}	3.10×10^{4}		DE	2.00	2.00	4.17×10^{-2}
	LSO	3.73×10^{3}	2.02×10^{3}	2.88×10^{3}		LSO	8.88×10^{-16}	2.16×10^{-1}	1.18
	PSO	1.63×10^{4}	6.70×10^{3}	5.68×10^{3}		PSO	1.65	4.00	2.44
	LOPMA	$\mathbf{5.52\times10^{-119}}$	$\mathbf{7.06\times10^{-85}}$	$\mathbf{3.81\times10^{-84}}$		LOPMA	**0**	**0**	**0**
	WOA	0.89×10^{2}	0.49×10^{2}	0.28×10^{2}		WOA	**0**	6.90×10^{-3}	3.78×10^{-2}
	GA	0.72×10^{2}	0.72×10^{2}	4.02		GA	3.94×10^{2}	3.50×10^{2}	4.28×10^{1}
f_4	GWO	1.15×10^{-6}	3.50×10^{-6}	3.29×10^{-6}	f_{10}	GWO	**0**	3.90×10^{-3}	1.04×10^{-2}
	DE	8.75×10^{1}	8.59×10^{1}	3.34		DE	3.88×10^{2}	3.48×10^{2}	4.11×10^{1}
	LSO	2.33×10^{1}	1.78×10^{1}	5.98		LSO	3.26	4.08	1.32×10^{1}
	PSO	0.12×10^{2}	9.90	3.53		PSO	7.90×10^{-2}	8.09×10^{-2}	1.36×10^{-1}
	LOPMA	**0**	**0**	**0**		LOPMA	$\mathbf{1.57\times10^{-32}}$	$\mathbf{1.57\times10^{-32}}$	$\mathbf{5.57\times10^{-48}}$
	WOA	**0**	4.12×10^{-31}	1.57×10^{-30}		WOA	$\mathbf{1.57\times10^{-32}}$	$\mathbf{1.57\times10^{-32}}$	$\mathbf{5.57\times10^{-48}}$
	GA	9.55×10^{4}	7.64×10^{4}	1.71×10^{4}		GA	9.29	1.20×10^{1}	2.23
f_5	GWO	1.03×10^{-15}	0.39×10^{-2}	2.16×10^{-2}	f_{11}	GWO	1.82×10^{-29}	3.15×10^{-29}	3.34×10^{-29}
	DE	2.46×10^{5}	2.05×10^{5}	4.78×10^{4}		DE	1.31×10^{1}	1.84×10^{1}	3.07
	LSO	2.60	1.38×10^{1}	3.15		LSO	2.36×10^{-32}	2.36×10^{-32}	8.35×10^{-48}
	PSO	0.27×10^{2}	1.39×10^{2}	3.04×10^{2}		PSO	2.86×10^{-9}	1.59×10^{-1}	3.02×10^{1}
	LOPMA	**0**	**0**	**0**		LOPMA	$\mathbf{1.35\times10^{-32}}$	$\mathbf{1.35\times10^{-32}}$	$\mathbf{5.57\times10^{-48}}$
	WOA	**0**	2.05×10^{-34}	7.82×10^{-34}		WOA	$\mathbf{1.35\times10^{-32}}$	$\mathbf{1.35\times10^{-32}}$	$\mathbf{5.57\times10^{-48}}$
	GA	4.36×10^{4}	3.88×10^{4}	4.75×10^{3}		GA	1.49×10^{1}	1.52×10^{1}	2.75
f_6	GWO	3.00×10^{-25}	1.99×10^{-25}	2.72×10^{-25}	f_{12}	GWO	2.13×10^{-29}	1.38×10^{-28}	2.22×10^{-28}
	DE	70.7×10^{4}	6.31×10^{4}	7.54×10^{3}		DE	1.45×10^{2}	1.34×10^{2}	1.71×10^{1}
	LSO	2.27×10^{3}	9.34×10^{2}	1.01×10^{3}		LSO	1.35×10^{-32}	1.35×10^{-32}	5.57×10^{-48}
	PSO	0.14×10^{-2}	4.60×10^{-4}	8.16×10^{-4}		PSO	3.50×10^{-6}	1.82×10^{-2}	4.18×10^{-2}

由表5可知，LOPMA在f_5、f_6、f_7、f_8、f_{10}上均可以获得最优值，尽管在其余函数上不能获得最佳值，但与其他6种方法相比，LOPMA的寻优精度更高。

f_1～f_7主要的意义是用来测试算法开发能力的单峰测试函数，由表5可知，LOPMA在单峰测试函数上的数值结果均比其他6种算法的要好得多，且在函数f_5、f_6、f_7上，LOPMA的最优值、平均值、标准差均为0，同时达到最优效果。在其他函数上虽然算法并没有求得理论最优值，但算法也并未停滞。此外，尽管在f_5、f_6上的WOA及f_7的LSO算法与LOPMA都达到了最优值，但是在平均值与标准差上，WOA与LSO算法的结果均略逊于LOPMA。在函数f_1上，LOPMA的标准差为0，证明算法的稳定性很强。因此，可以认为LOPMA在单峰函数上的效果极佳，不仅拥有着良好的稳定性，还具备较高的寻优精度与寻优能力。

f_8～f_{12}的主要意义是用来测试算法的寻优能力，可以说这是一种多峰测试函数。由表5可知，LOPMA通过f_8、f_{10}这2个函数，可以求解出最优值。在函数f_{11}、f_{12}上，虽然LOPMA与WOA有相同的结果，且在f_{12}上，LOPMA与LSO算法结果相同，但是LOPMA的收敛速度更快，且在未求得最优理论值的多峰函数f_9上，LOPMA的效果好于WOA。因此，从LOPMA对多模态函数的优异性能来看，LOPMA不仅具有强大的寻优能力，而且具有避免局部最优解的能力。

3.3.2 收敛曲线分析

为确保每个算法的性能表达的更加直观，以便于更加清晰的观察算法的收敛速度及寻优精度对比，图5为在12个标准检验函数下，7个算法的平均值。

图5(a)～图5(g)是不同算法在单峰函数上的平均收敛曲线，尽管由于函数特性的不同，使算法在求解函数时的速度并不相同，但是无论在哪个函数上，LOPMA都要比其他6种算法好得多。在其他集中算法均出现停滞时，LOPMA依然可以继续执行搜索命令、稳定求解，得到令人满意的结果。这是因为改进的Logistic混沌算法对蜉蝣群体进行了初始化，增加了蜉蝣种的多样性；逐维变异策略解决了种群间的信息交流问题，最大程度上的提升了算法对全局的搜索能力；并且多项式差分学习协调了种群间的信息交流，使算法避免了局部极值。

图5(h)～图5(l)给出了不同算法在多峰函数上的收敛曲线，可见LOPMA在函数f_8、f_{10}均可以收敛到理论最优值，在其他函数上即使没有收敛到最优，但其最终收敛速度都远远快于其他算法。尽管在函数f_{10}、f_{12}上，LOPMA刚开始的收敛速度要逊色于其他函数，但最终无论是在收敛速度还是收敛精度上的表现均优于其他算法。此外，值得一提的是，LOPMA在求解函数f_8、f_{10}时，只更新300次就能得到理论上的最佳值，而对其他的一些函数，大约150次才能达到非常高的寻优精度。

3.3.3 Wilcoxon 秩和检验

关于算法的显著性分析，本文采用Wilcoxon秩和检验来进行，通过检验来证明本文LOPMA的实用性与高效性。将各算法独立运行30次，收集所得到的数据，并将这些数据在5%的显著水平上作检验。当检验水平p<0.05时，则证明在不同的算法中，有明显的差别；相反，在检验水平p>0.05的情况下，2种方法的效果是相近的。如表6所示，在12种不同测试函数下所展开的Wilcoxon秩和检验的LOPMA与WOA、GA、GWO、DE、LSO、PSO和MA的p值。

由表6可知，LOPMA与其他算法比较时，绝大部分的p值都在0.05以下，实验结果表明，LOPMA与其他6种算法相比，具有很大的差别，并且在寻优效果上有较大的提高。

3.4 与改进蜉蝣算法性能对比

鉴于蜉蝣算法是在2020年才被提出，相较于其他智能优化算法更为簇新，故而现有的对其进行改进的文章并不多见，因此，可供对比的文章也受到了局限。本文选用比较新的文献[26-27]中改进蜉蝣算法增强全局搜索和自适应蜉蝣算法(enhance global search and adaptive mayfly algorithm, MIWMA)；多策略融合改进的自适应蜉蝣算法(multi-strategy fusion improved adaptive mayfly algorithm, MIMA)的数据进行对比来验证本文改进蜉蝣算法的有效性。由于2种不同改进蜉蝣算法的参数设定并不统一，在此进行了分别对照实验，参数设置以文献[26-27]参数为准。实验对比结果如表7所示，最优结果加粗表示。

由表7可知，在5个单峰函数上，LOPMA在除函数f_1上与MIWMA对比的寻优结果及f_7上与MIMA对比的寻优结果稍逊外，其他函数上的寻优结果均优于对照算法，尤其是在与MIMA的对照实验中，在函数f_1、f_2、f_3、f_4上无论是平均值还是标准差在数量级上都有很大的提升；而对于多峰函数，虽然在函数f_8、f_9、f_{10}上的寻优结果相同，但是在函数f_8、f_{10}上，3种算法均达到了理论最优值，而在函数f_9上，标准差取得了最优值，也侧面证明了本文LOPMA同样具有良好的稳定性。综上所述，本文LOPMA更加先进有效，在保持算法具有较高稳定性的同时，寻优精度也得到了很好的提升。

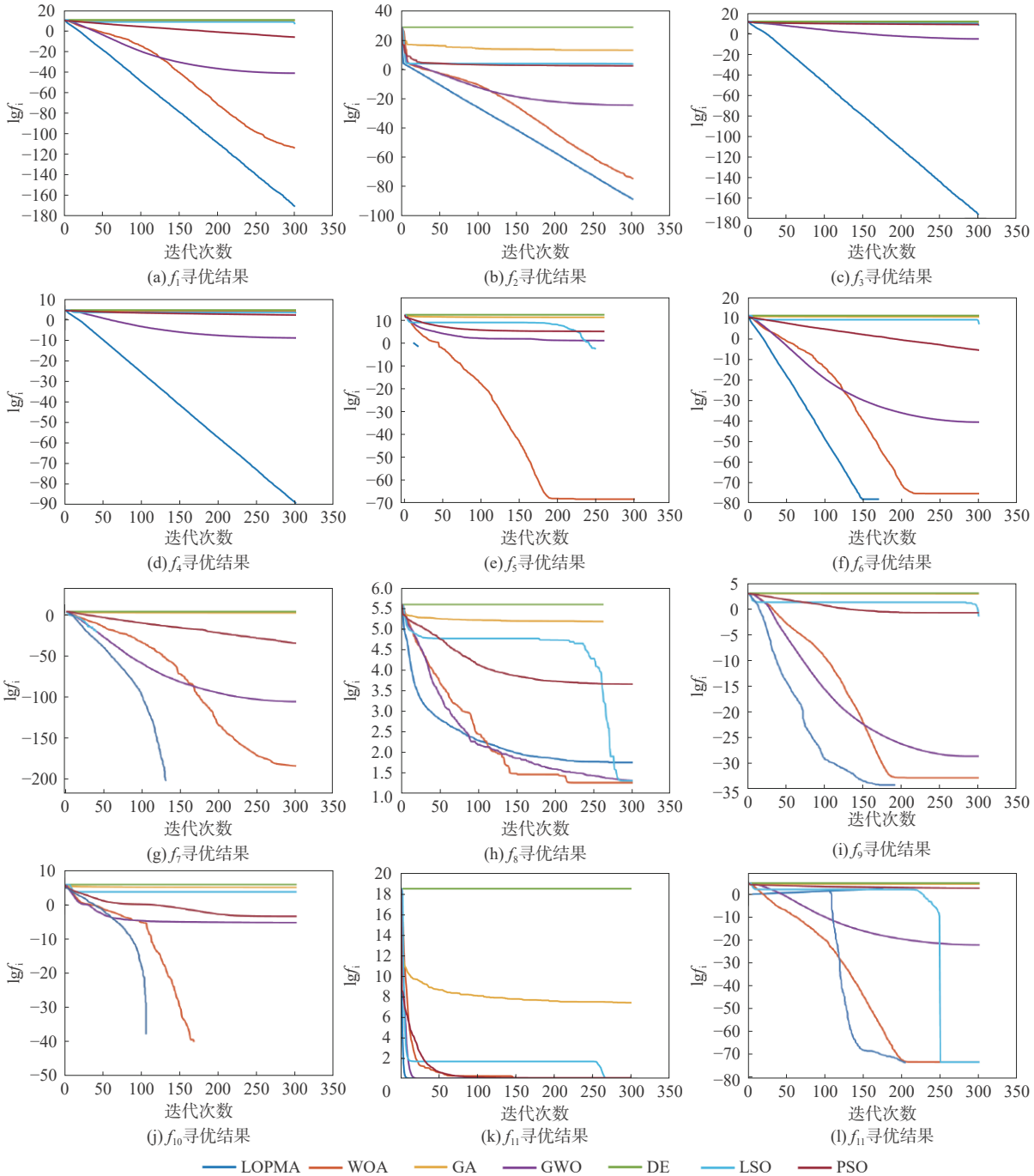


图 5　标准测试函数平均收敛曲线

Fig. 5　Standard test function average convergence curves

3.5　求解 CEC2017 函数测试集

为使本文 LOPMA 的鲁棒性得到更好的验证, 选用表 2 中的 9 个 CEC2017 测试函数进行寻优结果分析。采用的对比算法分别是: 标准蜉蝣算法、在标准测试函数下表现较为良好的对比算法 WOA 与 LSO、较为新颖的改进黏菌算法(improved slime mold algorithm, AFSMA)[28] 与自适应灰狼优化(improved grey wolf optimizer, I-GWO)算法[29]。这 2 种比较新的经过改进后的算法, 所有数据筛选来源于本文引入的文献 [28-29] 中。为保证实验的公平性, 将其他算法的实验参数设置与文献筛选的数据相同, 这时, 基于 CEC22017 维检验函数, 设定中间组大小 30, 最大迭代次数 500 次, 为防止试验中出现的偶然现象, 降低试验的误差, 每个算法都是单独进行 30 次。对比结果如表 8 所示, 最优结果加粗表示。

由表 8 可知, 挑选了 9 个具有代表性的 CEC2017 测试函数。从平均值的角度来看, LOPMA 在 4 个函数上优于其他算法, 在函数 CEC21 和 CEC27 上分别与 AFSMA、I-GWO 算法同样处于最优状态; 而从标准差角度来说, 除在函数 CEC09 上, LOPMA 都要优于其他 5 种算法。虽然在部分函数上 LOPMA

表6 LOPMA与其他算法的显著性差异检验结果

Table 6 Significance difference test results between LOPMA and other algorithms

函数	p						
	LOPMA和WOA	LOPMA和GA	LOPMA和GWO	LOPMA和MA	LOPMA和DE	LOPMA和LSO	LOPMA和PSO
f_1	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	1.90×10^{-3}	3.02×10^{-11}
f_2	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	6.61×10^{-1}	3.02×10^{-11}
f_3	3.01×10^{-11}	3.01×10^{-11}	3.01×10^{-11}	3.01×10^{-11}	3.02×10^{-11}	1.90×10^{-3}	3.01×10^{-11}
f_4	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}
f_5	6.54×10^{-1}	2.16×10^{-8}	2.16×10^{-8}	2.16×10^{-8}	3.26×10^{-11}	1.61×10^{-11}	2.16×10^{-8}
f_6	1.67×10^{-1}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.70×10^{-8}	1.21×10^{-12}
f_7	5.31×10^{-10}	5.31×10^{-10}	5.31×10^{-10}	5.31×10^{-10}	9.10×10^{-9}	1.18×10^{-12}	5.31×10^{-10}
f_8	2.17×10^{-10}	3.02×10^{-11}	9.49×10^{-7}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	1.55×10^{-10}	3.02×10^{-11}
f_9	6.42×10^{-8}	9.16×10^{-1}	9.16×10^{-1}	9.16×10^{-1}	9.19×10^{-7}	7.68×10^{-13}	9.16×10^{-1}
f_{10}	1.17×10^{-13}	4.57×10^{-12}	4.91×10^{-13}	4.57×10^{-12}	7.72×10^{-5}	7.72×10^{-5}	4.57×10^{-12}
f_{11}	1.61×10^{-1}	2.37×10^{-12}	1.24×10^{-9}	4.40×10^{-11}	2.372×10^{-12}	1.61×10^{-1}	2.07×10^{-10}
f_{12}	1.35×10^{-8}	3.31×10^{-11}	3.31×10^{-11}	3.31×10^{-11}	3.37×10^{-11}	5.55×10^{-11}	3.31×10^{-11}

表7 与其他改进蜉蝣算法性能对比

Table 7 Compared with other improved in the performance of the ephemera algorithms

函数	平均值				标准差			
	对照组1		对照组2		对照组1		对照组2	
	LOPMA	MIWMA[26]	LOPMA	MIMA[27]	LOPMA	MIMA[26]	LOPMA	MIMA[27]
f_1	3.65×10^{-124}	$\mathbf{1.40\times10^{-135}}$	$\mathbf{2.89\times10^{-262}}$	1.49×10^{-192}	2.01×10^{-125}	$\mathbf{6.50\times10^{-134}}$	**0**	**0**
f_2	$\mathbf{9.02\times10^{-65}}$	2.05×10^{-60}	$\mathbf{9.59\times10^{-133}}$	7.61×10^{-98}	$\mathbf{2.23\times10^{-64}}$	9.61×10^{-60}	$\mathbf{5.54\times10^{-132}}$	1.16×10^{-97}
f_3	$\mathbf{3.73\times10^{-129}}$	2.55×10^{-113}	$\mathbf{6.81\times10^{-268}}$	9.82×10^{-64}	$\mathbf{1.37\times10^{-128}}$	1.70×10^{-112}	**0**	4.28×10^{-63}
f_4	$\mathbf{4.81\times10^{-65}}$	1.88×10^{-60}	$\mathbf{1.32\times10^{-134}}$	4.93×10^{-34}	$\mathbf{1.64\times10^{-64}}$	1.17×10^{-59}	$\mathbf{3.90\times10^{-134}}$	2.42×10^{-33}
f_7	$\mathbf{1.65\times10^{-5}}$	5.62×10^{-5}	3.59×10^{-3}	$\mathbf{1.25\times10^{-4}}$	$\mathbf{2.44\times10^{-6}}$	4.08×10^{-5}	2.64×10^{4}	$\mathbf{1.32\times10^{-4}}$
f_8	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**
f_9	$\mathbf{8.88\times10^{-16}}$	$\mathbf{8.88\times10^{-16}}$	$\mathbf{8.88\times10^{-16}}$	$\mathbf{8.88\times10^{-16}}$	**0**	**0**	**0**	**0**
f_{10}	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**	**0**
f_{11}	$\mathbf{6.23\times10^{-14}}$	6.43×10^{-13}	$\mathbf{1.24\times10^{-32}}$	2.38×10^{-32}	$\mathbf{4.40\times10^{-13}}$	6.72×10^{-13}	$\mathbf{4.26\times10^{-33}}$	5.83×10^{-34}

表8 CEC2017寻优结果

Table 8 CEC2017 optimization results

函数	平均值						标准差					
	AFSMA[28]	I-GWO[29]	WOA	LSO	MA	LOPMA	AFSMA[28]	I-GWO[29]	WOA	LSO	MA	LOPMA
CEC03	4.80×10^{4}	$\mathbf{1.84\times10^{4}}$	2.67×10^{5}	1.30×10^{5}	1.35×10^{5}	6.64×10^{4}	1.44×10^{4}	3.46×10^{3}	7.62×10^{4}	3.94×10^{4}	6.39×10^{4}	$\mathbf{2.78\times10^{3}}$
CEC06	$\mathbf{6.24\times10^{2}}$	7.02×10^{2}	6.83×10^{2}	6.77×10^{2}	6.67×10^{2}	6.41×10^{2}	1.02×10^{1}	1.11×10^{2}	1.36×10^{1}	1.15×10^{1}	9.50×10^{0}	$\mathbf{8.61\times10^{0}}$
CEC09	5.05×10^{3}	$\mathbf{1.14\times10^{3}}$	1.15×10^{4}	1.04×10^{4}	6.03×10^{3}	3.42×10^{3}	1.56×10^{3}	3.32×10^{3}	3.83×10^{3}	1.97×10^{3}	$\mathbf{1.25\times10^{3}}$	1.29×10^{3}
CEC12	3.37×10^{6}	4.86×10^{6}	4.28×10^{8}	4.82×10^{9}	1.43×10^{7}	$\mathbf{2.78\times10^{6}}$	3.13×10^{6}	4.14×10^{6}	2.55×10^{8}	1.63×10^{9}	1.55×10^{7}	$\mathbf{3.06\times10^{6}}$
CEC15	1.33×10^{4}	6.04×10^{4}	1.08×10^{7}	4.55×10^{8}	2.23×10^{4}	$\mathbf{5.41\times10^{3}}$	1.33×10^{4}	4.06×10^{4}	1.89×10^{7}	5.20×10^{8}	1.82×10^{4}	$\mathbf{5.94\times10^{3}}$
CEC18	2.45×10^{6}	4.56×10^{5}	1.16×10^{7}	3.98×10^{7}	2.02×10^{5}	$\mathbf{1.62\times10^{5}}$	2.72×10^{6}	2.91×10^{5}	1.22×10^{7}	2.02×10^{5}	1.96×10^{5}	$\mathbf{1.68\times10^{5}}$
CEC21	$\mathbf{2.45\times10^{3}}$	3.21×10^{3}	2.66×10^{3}	2.67×10^{3}	2.73×10^{3}	$\mathbf{2.45\times10^{3}}$	3.67×10^{1}	1.31×10^{2}	6.48×10^{1}	3.35×10^{1}	5.01×10^{1}	$\mathbf{3.14\times10^{1}}$
CEC24	2.98×10^{3}	2.74×10^{3}	3.27×10^{3}	3.43×10^{3}	3.73×10^{3}	$\mathbf{2.52\times10^{3}}$	4.81×10^{1}	6.83×10^{2}	1.14×10^{2}	$\mathbf{1.35\times10^{1}}$	1.75×10^{2}	4.44×10^{1}
CEC27	3.25×10^{3}	$\mathbf{3.21\times10^{3}}$	3.45×10^{3}	3.72×10^{3}	4.55×10^{3}	$\mathbf{3.21\times10^{3}}$	2.09×10^{1}	7.02×10^{2}	1.37×10^{2}	2.25×10^{2}	7.31×10^{2}	$\mathbf{1.64\times10^{1}}$

的效果并不是最好的，但从整体看，LOPMA仍具有最好的寻优优势。在单峰函数CEC03和多峰函数CEC06与CEC09上，虽然LOPMA的平均值要比AFSMA及I-GWO算法逊色，但其标准差要好的多，同样，虽然在CEC06上的标准差要较MA略差，但是平均值却更优，足以验证算法优异的稳定

性, 并且相较于原始蜉蝣算法无论是收敛速度还是寻优精度都有显著性提升。从对 9 个 CEC2017 测试函数进行寻优的结果中可以获悉, 与 MA 相比, LOPMA 具有更好的性能。其中, WOA 与 LSO 算法寻优结果更为突出, 在与其他 2 种较为新颖的改进算法相比时, 也十分优异。因此, 可以证明, LOPMA 在 CEC2017 测试函数上表现更为优秀, 但仍具有一定的上升空间。

4　结　论

1) LOPMA 运用改进的 Logistic 混沌对蜉蝣种群初始化, 使种群多样性更加丰富、分布更加均匀, 避免算法因陷入局部极值从而导致的过早收敛。同时, 为使算法不再受各个维间相互干扰陷入局部值, 通过引入逐维变异策略和使用多项式差分学习策略来改善蜉蝣种群之间的信息交流, 提高了算法的寻优精度。

2) 本文将提出的 3 种改进策略分别呈现给 LOPMA, 并将其与原来的蜉蝣算法进行比较, 验证了该算法的正确性。

3) 将 LOPMA 与 WOA、GA、GWO、DE、LSO、PSO 这 6 种不同的优化算法性能进行对比分析。在 12 个试验函数中, 证明了 LOPMA 整体稳定, 具有最佳收敛性能。

4) 将 LOPMA 与 2 种改进蜉蝣算法 MIWMA、MIMA 在不同实验环境下作比较, 证明本文对蜉蝣算法的改进优于其他 2 种改进蜉蝣算法, 并通过 CEC2017 测试函数上的寻优结果证明其鲁棒性。

为使本文 LOPMA 能解决各类模型问题, 可能仍需进一步改进优化蜉蝣算法的参数、机理等问题, 或将其与其他智能算法的优点相结合, 将 LOPMA 运用到实际应用问题中, 从而验证其有效性。

参考文献 (References)

[1] KHISHE M, MOSAVI M R. Chimp optimization algorithm[J]. Expert Systems with Applications, 2020, 149: 113338.

[2] ALSATTAR H A, ZAIDAN A A, ZAIDAN B B. Novel meta-heuristic bald eagle search optimisation algorithm[J]. Artificial Intelligence Review, 2020, 53(3): 2237-2264.

[3] MIRJALILI S, GANDOMI A H, MIRJALILI S Z, et al. Salp swarm algorithm: a bio-inspired optimizer for engineering design problems[J]. Advances in Engineering Software, 2017, 114: 163-191.

[4] SALGOTRA R, SINGH U, SINGH G, et al. A self-adaptive hybridized differential evolution naked mole-rat algorithm for engineering optimization problems[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2021, 383: 113916.

[5] BRAIK M S. Chameleon swarm algorithm: a bio-inspired optimizer for solving engineering design problems[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 174: 114685.

[6] ZERVOUDAKIS K, TSAFARAKIS S. A mayfly optimization algorithm[J]. Computers & Industrial Engineering, 2020, 145: 106559.

[7] KENNEDY J, EBERHART R. Particle swarm optimization[C]// Proceedings of the ICNN'95−International Conference on Neural Networks. Piscataway: IEEE Press, 1995: 1942-1948.

[8] GOLDBERG D. Genetic algorithms in search, optimization and machine learning[M]. Boston: Addison-Wesley Longman Publishing Co. , Inc. , 1989.

[9] YANG X S. Nature-inspired metaheuristic algorithms[M]. United Kingdom: Luniver Press, 2010: 79-90.

[10] HOU S, YU J Q, SU Y C, et al. Flow distribution optimization of parallel pumps based on improved mayfly algorithm[J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems, 2023, 44(2): 2065-2083.

[11] FARKI A, SALEKSHAHREZAEE Z, TOFIGH A M, et al. COVID-19 diagnosis using capsule network and fuzzy C-means and mayfly optimization algorithm[J]. BioMed Research International, 2021, 2021: 2295920.

[12] ZHANG S J, HOU T T, QU Q, et al. An improved mayfly method to solve distributed flexible job shop scheduling problem under dual resource constraints[J]. Sustainability, 2022, 14(19): 12120.

[13] XIAO Y Q, WU Y J. Robust visual tracking based on modified mayfly optimization algorithm[J]. Image and Vision Computing, 2023, 135: 104691.

[14] GUO L, XU C, YU T H, et al. An improved mayfly optimization algorithm based on Median position and its application in the optimization of PID parameters of hydro-turbine governor[J]. IEEE Access, 2022, 10: 36335-36349.

[15] 席万强, 常保帅, 林思伟, 等. 多策略改进蜉蝣算法的无人机航迹规划[J]. 电光与控制, 2023, 30(11): 80-84.
XI W Q, CHANG B S, LIN S W, et al. A multi-strategy improved mayfly algorithm for UAV path planning[J]. Electronics Optics & Control, 2023, 30(11): 80-84(in Chinese).

[16] 李林丰, 刘卫东, 李乐. 基于改进蜉蝣算法的水下磁场测量误差补偿[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(5): 1004-1011.
LI L F, LIU W D, LI L. Underwater magnetic field measurement error compensation based on improved mayfly algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(5): 1004-1011 (in Chinese).

[17] 毛清华, 王迎港. 融合改进 Logistics 混沌和正弦余弦算子的自适应 t 分布海鸥算法[J]. 小型微型计算机系统, 2022, 43(11): 2271-2277.
MAO Q H, WANG Y G. Adaptive t-distribution seagull optimization algorithm combining improved logistics chaos and sine-cosine operator[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2022, 43(11): 2271-2277(in Chinese).

[18] 宁杰琼, 何庆. 混合策略改进的蝴蝶优化算法[J]. 计算机应用研究, 2021, 38(6): 1718-1723.
NING J Q, HE Q. Mixed strategy to improve butterfly optimization algorithm[J]. Application Research of Computers, 2021, 38(6): 1718-1723(in Chinese).

[19] 邬贵昌, 韦文山, 李尚平, 等. 基于混沌的多策略优化麻雀算法及应用[J]. 微电子学与计算机, 2022, 39(12): 21-30.
WU G C, WEI W S, LI S P, et al. Multi-strategy optimization sparrow search algorithm based on chaos and its application[J]. Microelectronics & Computer, 2022, 39(12): 21-30(in Chinese).

[20] 张伟康, 刘升, 任春慧. 混合策略改进的麻雀搜索算法[J]. 计算机

工程与应用, 2021, 57(24): 74-82.
ZHANG W K, LIU S, REN C H. Mixed strategy improved sparrow search algorithm[J]. Computer Engineering and Applications, 2021, 57(24): 74-82(in Chinese).

[21] 张超. 基于 t-分布精英保留机制的花朵授粉算法[J]. 安徽理工大学学报 (自然科学版), 2018, 38(3): 50-58.
ZHANG C. Flower pollination algorithm based on t-distribution elitist retention mechanism[J]. Journal of Anhui University of Science and Technology (Natural Science), 2018, 38(3): 50-58(in Chinese).

[22] 毛清华, 赵冰, 王迎港. 融合 T-分布小波变异的混沌鲸鱼优化算法[J]. 小型微型计算机系统, 2024, 45(10): 2362-2369.
MAO Q H, ZHAO B, WANG Y G. Chaotic whale optimization algorithm with T-distributed wavelet variation[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2024, 45(10): 2362-2369(in Chinese).

[23] 杜永兆, 范宇凌, 柳培忠, 等. 多种群协方差学习差分进化算法[J]. 电子与信息学报, 2019, 41(6): 1488-1495.
DU Y Z, FAN Y L, LIU P Z, et al. Multi-populations covariance learning differential evolution algorithm[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2019, 41(6): 1488-1495(in Chinese).

[24] 刘小龙, 许岩, 徐维军. 基于统计引导和多项式差分学习的樽海鞘优化算法[J]. 运筹与管理, 2021, 30(1): 43-49.
LIU X L, XU Y, XU W J. Salp swarm algorithm based on statistical guidance and polynomial difference learning[J]. Operations Research and Management Science, 2021, 30(1): 43-49(in Chinese).

[25] 毛清华, 王迎港, 牛晓辉. 基于反吸引速度更新机制的改进蜉蝣算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(6): 1770-1783.
MAO Q H, WANG Y G, NIU X H. Improved mayfly optimization algorithm based on anti-attraction velocity update mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(6): 1770-1783(in Chinese).

[26] 王义, 张达敏, 邹诚诚. 增强全局搜索和自适应蜉蝣算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2022, 54(11): 137-150.
WANG Y, ZHANG D M, ZOU C C. Enhance global search and adaptive mayfly algorithm[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2022, 54(11): 137-150(in Chinese).

[27] 蒋宇飞, 许贤泽, 徐逢秋, 等. 多策略融合改进的自适应蜉蝣算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(4): 1416-1426.
JIANG Y F, XU X Z, XU F Q, et al. Multi-strategy fusion improved adaptive mayfly algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(4): 1416-1426(in Chinese).

[28] 肖子雅, 刘升. 精英反向黄金正弦鲸鱼算法及其工程优化研究[J]. 电子学报, 2019, 47(10): 2177-2186.
XIAO Z Y, LIU S. Study on elite opposition-based golden-sine whale optimization algorithm and its application of project optimization[J]. Acta Electronica Sinica, 2019, 47(10): 2177-2186(in Chinese).

[29] NADIMI-SHAHRAKI M H, TAGHIAN S, MIRJALILI S. An improved grey wolf optimizer for solving engineering problems[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 166: 113917.

Chaos ephemeran algorithm combining polynomial difference learning and dimensional variation

MAO Qinghua*, ZHAO Bing, LI Yang

(School of Economics and Management, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, China)

Abstract: Due to the slow convergence speed in the early stages and low convergence accuracy in the later stages of the Mayfly Algorithm (MA), a chaotic mayfly algorithm incorporating polynomial differential learning and dimension-wise mutation, named LOPMA, is proposed. This algorithm introduces an improved Logistic chaotic mapping to ensure uniform distribution of initial solutions, thereby avoiding premature convergence. A dimension-wise mutation strategy is adopted to prevent the algorithm from being trapped in local optima due to inter-dimensional interference. Furthermore, a polynomial differential learning strategy is integrated to enhance the information exchange among individuals, thereby improving the optimization precision. Each of the three improvement strategies was individually implemented and evaluated through ablation experiments to demonstrate their respective effectiveness. Comparative simulations of LOPMA were conducted on 12 benchmark functions with variable dimensions. On the CEC2017 test functions, LOPMA was compared with six other intelligent optimization algorithms as well as other recently proposed variants of mayfly algorithms. The results show that the combination of polynomial differential learning and dimension-wise mutation enables LOPMA to achieve better stability, faster convergence speed, and higher accuracy.

Keywords: ephemera algorithm; improved Logistic chaos; dimensional variation; polynomial difference learning; CEC2017 test function

Received: 2023-10-27; **Accepted**: 2024-02-23; **Published Online**: 2024-06-28 11:35
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240627.1052.001

* **Corresponding author**. E-mail: maoqh@ysu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0701

复合材料结构电池在民用飞机中的应用

李星[1,2]，楼旸[2]，董嘉琪[2]，徐吉峰[1,*]，吴海宏[3]，石伟峰[2]

(1. 中国商飞北京民用飞机技术研究中心 民用飞机结构与复合材料北京市重点实验室，北京 102211；2. 中国商飞北京民用飞机技术研究中心 未来产品论证中心方案总体部，北京 102211；3. 河南工业大学 碳纤维复合材料国际合作实验室，郑州 450001)

摘 要：复合材料结构电池能够使传统复合材料结构在满足承载功能的同时，具备电存储性能，是实现民用飞机结构功能一体化的途径之一。复合材料结构电池的研究现状及性能指标表明，其结构刚度效率和结构强度效率约为60%，储能效率约为50%。复合材料结构电池可优先用于向飞机厨房系统和客舱娱乐系统供电，待技术进一步提升后可用于向客舱环控系统、机翼电防除冰等系统供电；复合材料结构电池布置首选客舱地板、厨房和盥洗室结构件，其次可选择翼身整流罩、机翼/尾翼后缘舱等结构。对于复合材料结构电池应用于民用飞机结构的有利条件和不利因素进行了综合对比分析，典型应用场景下复合材料结构电池可实现结构减重和燃油节约的效益，同时也会带来制造成本、检查维护成本、地面充电/基础设施建设成本的增加。复合材料结构电池应用于民用飞机也对客舱防火技术和电池热管理技术带来了新的挑战。

关 键 词：复合材料；结构电池；储能结构；民机应用；结构功能一体化
中图分类号：V257; TB332
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4093-13

随着中国民用飞机产业的发展，对未来民用飞机提出了“六性”要求，即安全性、经济性、环保性、舒适性、智能性、快捷性[1]。在保证安全性的基础上，经济性是商业飞机取得市场成功的关键。民用飞机经济性的提升，可以通过提高升阻比、提高结构效率、降低发动机燃油消耗等手段来达到，其中，提高结构效率具有重要意义。根据相关研究[2-3]，机体结构质量降低10%，燃油消耗可减少5%～6%，每降低1 kg机体质量，航空公司每年可减少约1.7万美元直接运营成本，可见结构质量对飞机总体指标的重要性。

结构功能一体化复合材料被认为是未来具有较大结构减重潜力的技术手段之一[4]。其中，储能复合材料结构技术是目前备受关注的研究方向，其特点是使复合材料结构在满足承载功能的同时，具备一定的电存储性能，从而实现飞机总质量的有效降低。随着新能源飞机的日益兴起，以及民用飞机多电技术的快速发展，储能复合材料有望实现民用飞机结构与电源系统的深度融合。储能复合材料包括结构电池、结构介电电容器和结构超级电容器[5]等类型。本文主要针对复合材料结构电池及其在民用飞机中的应用开展讨论。

关于复合材料结构电池的技术发展已有较多论述[5-12]。Thomas等[13]在美国国防部高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)的资助下，制备了复合材料结构电池并应用于微型飞行器，使飞机的续航时间提升了约10%。瑞典查尔默斯理工大学的Asp等[6,14-16]通过在碳纤维表面沉积聚合物电解质的方法制备了纤维结构电池，并针对兼具承载和离子传输性能的固

收稿日期：2023-10-30；录用日期：2024-02-23；网络出版时间：2024-03-20 20:05
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240319.2052.001
基金项目：山西省科技重大专项计划 (202101040201003)
*通信作者. E-mail：xujifeng@comac.cc

引用格式：李星，楼旸，董嘉琪，等. 复合材料结构电池在民用飞机中的应用 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4093-4105.
LI X，LOU Y，DONG J Q，et al. Application of composite structural battery in civil aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4093-4105 （in Chinese）.

态电解质开展了研究，积极推动了复合材料结构电池在汽车领域的应用。瑞典皇家理工大学的Johannisson等[17-19]研究了具有承载功能的固态高分子电解质材料，建立了评价复合材料结构电池力学性能和电学性能的分析模型，认为将复合材料结构电池应用于汽车车顶结构可实现22%减重，应用于笔记本电脑外壳可实现19%减重。伦敦帝国理工学院的Greenhalgh等[20-23]研究方向侧重于复合材料超级电容器，其在正负极制备、电解质改性、集流体设计等方面的研究成果对复合材料结构电池也产生了重要的影响。斯坦福大学的Ladpli等[24]通过聚合物铆接的形式连接锂电池与碳纤维复合材料层板，并测试了其弯曲力学性能及弯曲循环加载对储电性能的影响。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)兰利中心的Mukhopadhyay等[25]制备了蜂窝结构电池M-SHELL，先将其应用于小型无人机中，并且进一步评估将其应用于X-57、下一代民用飞机(N3CC)的可行性，认为应用于N3CC的客货舱地板结构可实现3.2%的机身减重。伦敦帝国理工学院的Nguyen等联合空中客车公司[26]评估了将复合材料结构电池应用于A220-100飞机地板结构的可行性，认为可实现260 kg减重，节省510 L机身容积。国内学者也对复合材料结构电池技术开展了研究。文献[27-29]将表面活化后的超薄碳纤维预浸料作为电极，采用液体成型工艺制备了蜂窝、圆管等类型的复合材料结构电池，并评价了其力学性能和电学性能。祁国成等[30-31]针对复合材料结构电池的多孔微结构固态电解质开展了研究。

综上所述，复合材料结构电池的概念于近些年兴起，国内外的相关研究工作正在积极探索工程应用技术及其实施。NASA和空客公司等机构和企业已开展了复合材料结构电池应用于民用飞机结构的收益及可行性评估，但从总体发展现状上看仍缺少系统性研究和工程实际应用的验证。本文首先对国内外复合材料结构电池的研发现状进行了梳理和分析，结合复合材料结构电池的实现原理及锂电池的发展趋势，预测了复合材料结构电池的结构效率和储能效率；而后，以多电架构的窄体飞机为研究对象，自顶向下梳理了适用于复合材料结构电池供电的系统及适合布置复合材料结构电池的机体部位，并结合具体场景分析了收益和代价；最后，讨论了复合材料结构电池的设计要求及应对策略。本文旨在为复合材料结构电池技术在民用飞机上的应用提供技术需求和验证方法等方面的参考和借鉴。

1 复合材料结构电池研究进展

1.1 复合材料结构电池分类及实现原理

复合材料结构电池大致可分为两类，分别为嵌入集成式结构电池和多功能复合材料结构电池[7,12,15]。嵌入集成式结构电池是将传统的结构组件与电池组件进行集成设计，结构与电池在功能上仍保持独立，如图1所示[13]，其中，PLI表示聚合物锂离子电池。结构组件用于实现承载功能，材料和工艺与常规复合材料结构相同；电池组件用于实现储能功能，按常规电池(如锂离子电池)的要求进行设计制备；此外，还需考虑结构组件/电池组件的最优空间布置、连接性能、电池散热、电池防护等因素。嵌入集成式结构电池的收益来源有2方面：①减少了电池箱体的质量，②利用蜂窝结构等内部空间节省了单独布置电池的体积。

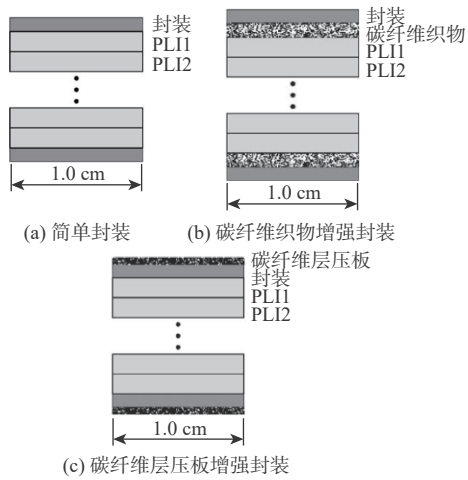
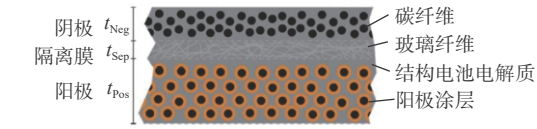


图1 嵌入集成式结构电池示意图[13]

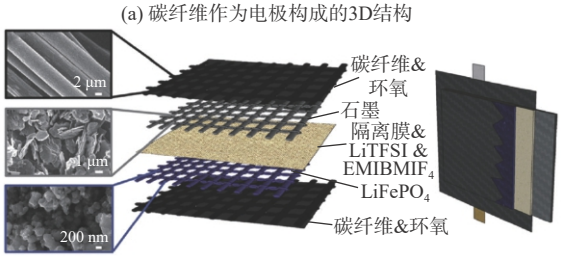
Fig. 1 Schematic diagram of embedded integrated structure battery[13]

多功能复合材料结构电池是从构建力的连续传递路径出发，利用碳纤维比强度和比刚度高及具备一定导电性能的特性，以具有离子传输性能的聚合物作为基体，实现更为深层次的结构储能一体化。多功能复合材料结构电池主要有2种设计思路。一种是以碳纤维作为电极构成的3D结构[17,32]，如图2(a)所示[17]，例如，将各单根碳纤维作为结构电池的阴级，将各单根采用$LiFePO_4$涂覆处理后的碳纤维作为阳极，由聚合物骨架和锂离子传导电解液组成的亚微米尺度的相分离渗透网状结构作为基体，并在阳极、阴极碳纤维之间设置玻纤隔离膜，其中，t_{Neg}为阴极厚度，t_{Sep}为隔离膜厚度，t_{Pos}为阳极厚度，另一种是以碳纤维织物作为电极构成的层状结构，如图2(b)所示[33]，例如，将石墨作为阳极活性材料，$LiFePO_4$作为阴极活性材料，分别与热处理后

的碳纤维织物层构成电池的阳极和阴极, 采用液态或胶状电解质填充。2 种多功能复合材料结构电池的实现原理基本相同, 在充电的过程中, 结构电池阳极发生氧化反应 Li^+离子脱嵌, 再通过电解质扩散到结构电池阴极发生还原反应完成嵌锂的过程; 放电过程与充电过程相反。



(a) 碳纤维作为电极构成的3D结构



(b) 碳纤维织物作为电极构成的层状结构

图 2　多功能复合材料结构电池示意图[17,33]

Fig. 2　Schematic diagram of a multifunctional composite structure battery[17,33]

1.2　复合材料结构电池性能预测

为论证复合材料结构电池带来的收益, 分别定义结构刚度效率Ω_{S_E}、结构强度效率Ω_{S_σ}和储能效率Ω_{E_w}[10,12]:

$$\Omega_{S_E} = E_{CSB}/E_{CS} \tag{1}$$

$$\Omega_{S_\sigma} = [\sigma_{CSB}]/[\sigma_{CS}] \tag{2}$$

$$\Omega_{E_w} = w_{CSB}/w_B \tag{3}$$

式中: E_{CSB}和E_{CS}分别为复合材料结构电池的刚度和常规复合材料结构的刚度特性, 包括拉压模量、剪切模量等; $[\sigma_{CSB}]$和$[\sigma_{CS}]$分别为复合材料结构电池的许用值和常规复合材料结构的许用值, 包括许用应力、许用应变等; w_{CSB}和w_B分别为复合材料结构电池和常规锂电池的储能密度。

根据以上定义, 对国内外当前复合材料结构电池的储能密度和结构刚度与强度进行了归纳总结, 如图 3 和图 4 所示[13-14, 17-19, 24-26, 29, 33-36]。由图可知, 复合材料结构电池的性能参数分散度较大。力学性能评价涉及到多种试验方法, 包括拉伸、压缩、三点弯和悬臂梁等多种试验, 表明评价标准尚未统一; 而且对于循环充放电性能、结构电池密度等参数描述并不充分, 可见当前复合材料结构电池正处于研发的探索应用阶段。

根据图 3 和图 4 中当前已有研究数据, 复合材料结构电池的储能密度主要分布在 100～200 Wh/kg 之间。目前锂离子电池的储能密度可达 300 Wh/kg[37-38], 因此, 复合材料结构电池目前的储能效率Ω_{E_w}约为锂离子电池的 50%。根据欧盟预测[37], 2030 年锂-金属固态电池储能密度可达 500 Wh/kg。据此, 可以期望复合材料结构电池的储能效率Ω_{E_w}在 2030—2035 年通过借鉴和利用固态电池的技术发展及碳纤维表面改性、超薄碳纤维电极[29]和多孔电解质等技术进展, 提升至 60%。

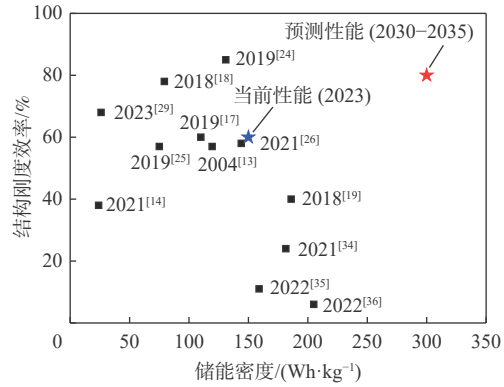


图 3　复合材料结构电池储能密度与结构刚度效率[13-14,17-19,24-26,29,33-36]

Fig. 3　Energy storage density versus structural stiffness efficiency of composite structure battery[13-14,17-19,24-26,29,33-36]

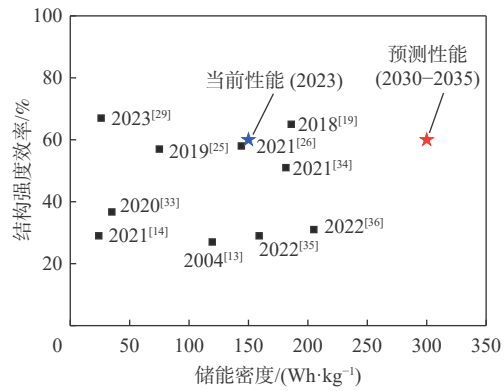


图 4　复合材料结构电池储能密度与结构强度效率[13-14,17-19,24-26,29,33-36]

Fig. 4　Energy storage density versus structural strength efficiency of composite structure battery[13-14,17-19,24-26,29,33-36]

根据图 3 和图 4 中复合材料结构电池的结构刚度效率Ω_{S_E}和结构强度效率Ω_{S_σ}的数据, 结合文献[17, 26]对复合材料结构电池性能的评估, 可以表明目前复合材料结构电池的结构刚度效率Ω_{S_E}和结构强度效率Ω_{S_σ}各约为 60%。国内外研究方向已逐渐聚焦于多功能复合材料结构电池, 其发展重点和难点趋于明了。由于复合材料结构的刚度设计主要取决于碳纤维的铺层和方向, 复合材料结构电池刚度性能的提升很大程度上立足于提高复合材料成型工艺的碳纤维体积含量; 目前的发展趋势表明通过采用超薄预浸料、液体成型工艺改进等手段,

至2030—2035年复合材料结构电池的结构刚度效率可以提升至80%。而复合材料结构电池的结构强度效率2030—2035年将保持在60%，其原因是由于技术发展对结构强度的竞争性机制而决定的：一方面复合材料结构电池的储电性能提升需要对碳纤维表面改性并且需要采用电解质基体代替传统环氧树脂基体；另一方面碳纤维表面改性和基体替代将影响诸如开口拉伸和压缩以冲击后压缩性能等复合材料强度性能的进一步提升。

复合材料结构电池的性能预测如表1所示。

表1 复合材料结构电池性能预测

Table 1 Performance prediction of composite material structure battery

类型	参数	当前值	预测值
常规电池	储能密度/(Wh·kg^{-1})	300	500
常规复材层板	等效刚度/GPa	80	80
	压缩许用应力/MPa	300	300
复合材料结构电池	储能效率Ω_{E_w}/%	50	60
	结构刚度效率Ω_{S_E}/%	60	80
	结构强度效率Ω_{S_σ}/%	60	60
	储能密度/(Wh·kg^{-1})	150	300
	刚度/GPa	48	64
	压缩许用应力/MPa	180	180

注：常规复材层板指T800级碳纤维层板，按典型铺层比例40/50/10计算等效刚度；压缩许用应力通常由冲击后压缩、开孔压缩等性能决定；当前值表示2023年的数值，预测值表示2023—2033年的数值。

1.3 有待解决的关键问题

基于复合材料结构电池的实现原理和技术发展趋势，若要达到表1中的性能预测值，有以下关键问题需要解决[7-10,12]。

1）兼具力学承载和离子传输功能的固态电解质研发。传统的液态/胶状电解质离子传输性能好，但无法传递机械载荷，且热稳定性较差。相比之下，固态电解质具有较好机械强度和韧性，同时减少了可燃气体释放，因而得到了国内外学者的广泛关注[16,39-42]。其中一种较为可行的技术方案为聚合物骨架和胶状电解质/有机溶剂组成的双相电解质[16,41-42]。

2）电极用高能量密度碳纤维改性。复合材料结构电池要求碳纤维电极在具备高电活性的同时不会大幅降低其承载能力，扩散长度短、高机械强度/高弹性、高比表面积的电极材料研发，是有望显著提高结构电池性能的重要研究方向[14,43-45]。超薄碳纤维配合合适的纤维微观形貌调控是潜在的技术路径之一[46-47]。

2 复合材料结构电池应用场景

2.1 民用飞机电力需求及结构电池供能对象

当前民用飞机逐渐采用多电技术[48]，因此，本文以多电飞机架构讨论民用飞机电力需求，如图5所示。在多电飞机二次能源架构下，发电设备包括主发电机、辅助动力系统（auxiliary power unit, APU）发电机、主电池/辅助电池和冲压空气涡轮（ram air turbines, RAT）；主要用电设备或系统包括环控系统（environmental control system, ECS）、机翼电防除冰系统（wing ice protection system, WIPS）、飞控系统（flight control system, FCS）、航电系统、客舱娱乐系统（in-flight entertainment system, IFE）、燃油系统、客舱照明系统、驾驶舱及外部照明系统、厨房系统等。

以典型窄体客机（典型商载162座，航程5 500 km）为例，典型飞行剖面下各系统的用电功率如图6所示[49]。用电功率较大的系统包括环控系统和厨房系统，其中，环控系统在飞行剖面的各阶段用电功率较为稳定且功率明显较大，厨房系统

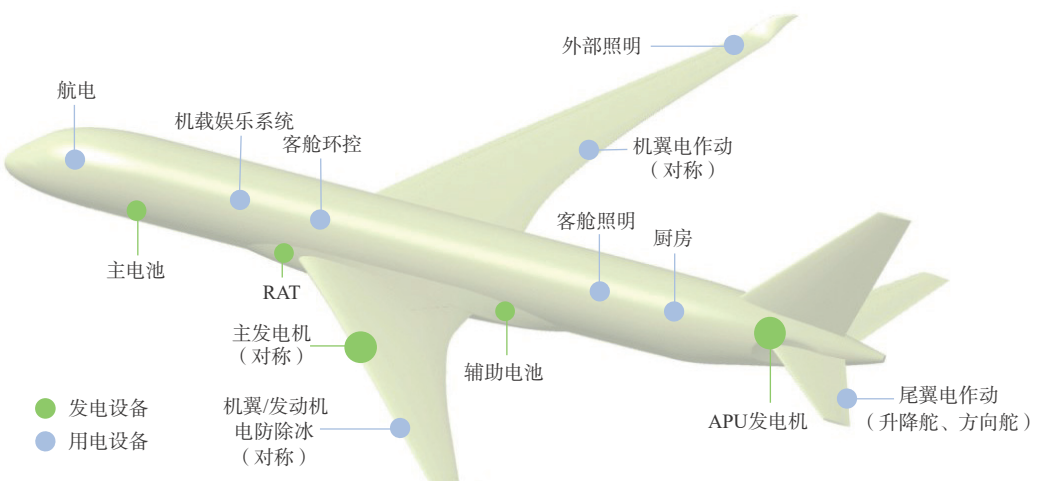


图5 民用飞机多电架构下用电需求示意图

Fig. 5 Schematic diagram of electricity demand of civil aircraft in more electric architecture

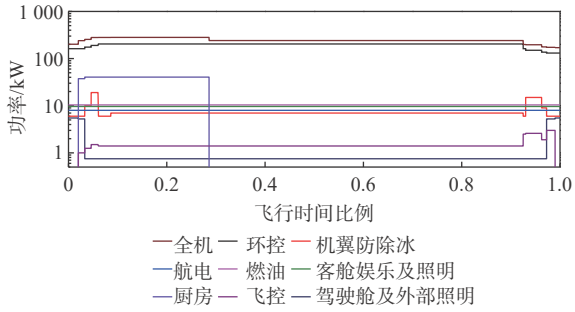


图 6　窄体飞机典型飞行剖面用电功率[49]

Fig. 6　Power demands of narrow-body aircraft in typical flight profile[49]

的用电需求则主要集中在爬升阶段与巡航阶段。从总用电能量上看，用电量最大的为环控系统，其次为厨房系统，再次为机翼电防除冰系统、客舱娱乐与照明系统、燃油系统、驾驶舱及外部照明系统等。

根据以上统计结果可见，航电系统、飞控系统、驾驶舱及外部照明系统、燃油系统的用电功率、总用电能量均不大，但对飞机的安全有至关重要的影响，安全等级为 A 或 B 级[50]，即系统的失效状态会造成飞机灾难性或危险性影响，因此，对供电设备的故障率具有极严格的要求。复合材料结构电池仍处于前期研发和探索阶段，在较长的时间内不适合应用于以上系统的供电。

对于环控系统，其主要功能为客舱温度控制和客舱增压，安全等级为 A 级。其用电功率和总用电量均为各系统中最高，约占民用飞机总用电量的 70%。但由于其对安全等级的要求较高，且在典型飞行剖面的各阶段用量功率基本一致，基本不需要通过其他能源满足峰值功率需求，因此，可在结构电池技术成熟后，再逐步应用于环控系统，并通过增加供电系统安全余度等措施来降低风险。

对于机翼电防除冰系统，用电功率相比客舱环控系统、厨房系统和 IFE 系统较低，且用电集中在起飞阶段和降落阶段，安全等级为 A 级。由于其对安全性要求高且电力需求相对较低，认为可待结构电池技术成熟后再逐步应用于机翼电防除冰系统及短舱电防冰系统。

对于厨房系统，其用电量可占典型民用飞机总用电量的 10%～15%，由于其失效不会对飞机安全性产生严重影响，安全等级为 D 级。另一方面，厨房系统的用电功率在爬升、巡航等阶段由于为乘客准备餐食而存在峰值，因而可通过复合材料结构电池弥补峰值功率，以减少对主发电机的最大功率需求。

对于包括客舱照明在内的客舱娱乐系统，其用电量可占典型民用飞机总用电量的 3%～5%，安全等级为 E 级。随着民众对于出行品质的要求逐渐提高，“智慧客舱”[51]等概念相继被提出，并且 5G 通信、沉浸式客舱、大尺寸座椅背屏等均会进一步提高客舱娱乐系统的用电需求。客舱娱乐系统的用电趋势和低安全等级为使用复合材料结构电池供电提供了比较稳定和易于实施的应用和验证场景，并且直接收益也比较明显。

综上所述，从民用飞机电力需求的角度，综合各系统用电功率、用电能量和安全等级等因素，认为复合材料结构电池可优先向厨房系统和客舱娱乐系统供电，待技术逐步成熟后可考虑向客舱环控系统、电防除冰等系统供电。

2.2　复合材料结构电池应用部位

当前，复合材料在民用飞机结构中已得到广泛应用，波音 787 和空客 A350 的复合材料用量已分别占机体结构质量的 50% 和 52%[52]，应用部位包括机身筒体、机翼/尾翼主盒段等主承力结构，以及机翼/尾翼前后缘、翼身整流罩、全机操纵面等次承力结构。此外，客舱内饰结构（如座椅、侧板/顶板、行李架、小桌板、厨房/盥洗室结构件等）及客/货舱地板结构也使用了大量复合材料[53]，对于大型宽体客机其总质量可达 6 000 kg[54]。从保证飞机安全性的角度，暂不考虑将复合材料结构电池应用于民用飞机主承力结构、操纵面结构，而针对其他潜在应用部位开展分析。

对于机翼、尾翼前缘结构，其主要的功能是保持气动外形，同时抵抗前缘鸟撞避免伤及主盒段。由于鸟撞会对结构电池产生较大的安全隐患导致热失控等，且翼面前缘的外形曲率较大，对布置复合材料结构电池带来较大的难度。机翼、尾翼后缘结构主要是按刚度设计以保持气动外形，且外形较为平坦，因而可以考虑利用复合材料结构电池。后缘结构暴露在大气环境中，服役温度范围大致为 −55～80 ℃[55]，需采用固态电解质等手段以适应当前的服役温度环境。

对于翼身整流罩结构，其主要功能是气动维形，因而是按刚度设计的，同时在整流罩内部会布置空调、液压等系统组件，且包含较多的液气管路。翼身整流罩结构尺寸较大，且存在一定的曲率，可将复合材料结构电池布置于较为平坦的区域。同时，翼身整流罩结构较易遭受地面碎石、轮胎爆破导致的损伤，应充分考虑损伤后的安全性及维修性等要求。

对于客舱内饰，座椅外形较为复杂且有坠撞承载要求；小桌板尺寸较小；侧板、顶板、行李架均有

较为复杂的外形且在气流颠簸时容易遭受乘客、乘务员的撞击。厨房、盥洗室结构件尺寸较大，且外形简单，是布置结构电池的适合部位。客舱内部环境温度适宜、外来威胁较少，这也降低了结构电池的设计难度。

对于客货舱地板，其外形简单、数量多，且易于安装、更换。但货舱地板存在货物撞击等外部威胁，面临较为恶劣的内部环境，如液体浸泡、管线漏液等。

综上所述，复合材料结构电池适合的部位应为受载较小、几何外形简单且易于安装、检修维护的部位。根据表1对复合材料结构电池性能的预测，按刚度设计的部件更适合于布置复合材料结构电池。表2从可用空间、外形复杂度(对应工艺难度)、服役温度[55-56]、外部威胁、检修维护、防火要求等维度对各潜在应用部位进行了评估。根据综合排序，认为复合材料结构电池布置首选客舱地板、厨房/盥洗室结构件，其次可选择翼身整流罩、机翼/尾翼后缘舱等结构，如图7所示。

参考复合材料结构电池在民用飞机中应用的现有论证进展，伦敦帝国理工大学联合空中客车公司认为[26]，复合材料结构电池可首先应用于民用飞机的客舱结构(适合电池的温度和压力范围，以及检修维护的便利性，但需通过新型的储能技术克服锂离子电池的易起火问题)，包括座椅、行李架、客舱地板、客舱侧板/天花板、厨房/盥洗室结构件等，优先以可用空间大、外形平坦的客舱地板结构为应用对象开展了研究。NASA论证中[25]将M-SHELL结构电池应用于下一代民用飞机(N3CC)的客货舱地板结构，理由是客货舱地板结构承载较小，且蜂窝结构易于布置结构电池。欧盟SORCERER项目[57]的研究重点是结构超级电容，并以民用飞机客舱内饰为阅读灯供电、舱门开口加强梁为舱门作动系统供电为场景，制备了演示验证件。总体来说，复合材

表2 复合材料结构电池潜在应用部位分析

Table 2 Analysis of potential application position of composite structure battery

结构部位	可用空间	外形复杂度	服役温度[55-56]	外部威胁	检修维护	防火要求	总分
机翼前缘	1	1	1(考虑防除冰加温，约−55～100 ℃)	1(鸟撞、冰雹)	3	3	10
机翼后缘	3	4	2(约−55～80 ℃)	3(作动器漏液)	5	3	20
尾翼前缘	2	1	2(约−55～80 ℃)	1(鸟撞、冰雹)	4	3	13
尾翼后缘	3	4	2(约−55～80 ℃)	3(作动器漏液)	5	3	20
翼身整流罩	5	3	1(考虑空调组件，约−55～100 ℃)	3(跑道碎石、液体腐蚀)	4	3	19
厨房/盥洗室结构件	3	5	5(约20～50 ℃)	3(厨房/盥洗室液体腐蚀)	4	1	21
客舱侧板/天花板	3	2	5(约20～50 ℃)	4(颠簸撞击)	2	1	17
行李架	1	1	5(约20～50 ℃)	4(颠簸撞击)	3	1	15
客舱地板	5	5	5(约20～50 ℃)	4(行李掉落)	3	1	23
货舱地板	3	5	5(约5～35 ℃)	1(货物撞击、液体腐蚀)	2	1	17

注：分数范围为1～5，5表示非常适用，1表示较不适用。

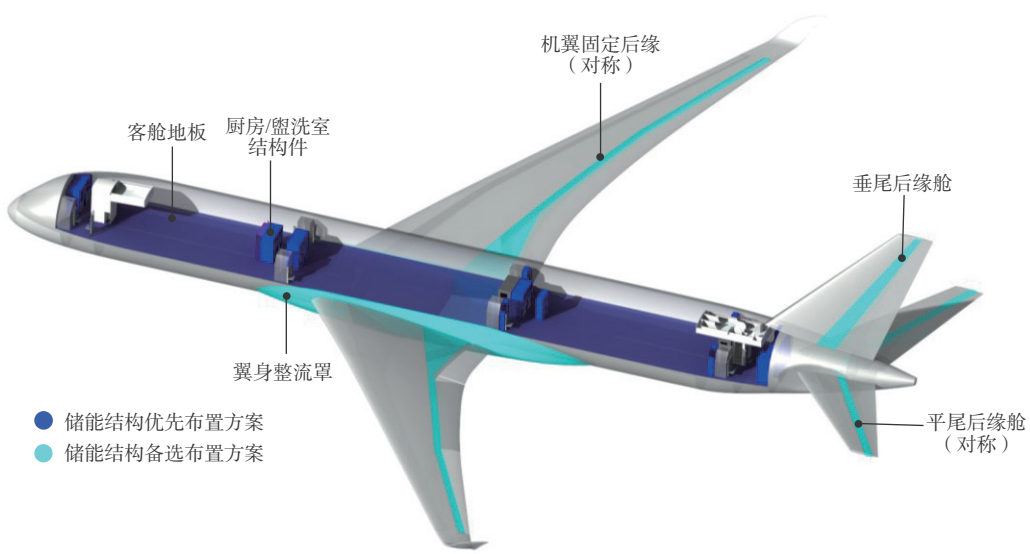


图7 复合材料结构电池潜在应用部位

Fig. 7 Potential applicable components of composite structure battery

料结构电池尚未在民用飞机中得到实际应用, 仍处在前期探索阶段, 具体应用场景仍需随着研究和实践的深入进一步确定。

3　复合材料结构电池收益代价分析

3.1　收益分析

复合材料结构电池的等效储能密度定义为, 在满足强度和刚度要求的基础上, 增加质量带来的储能量, 如图 8 所示。根据表 1 对复合材料结构电池的性能预测(2030—2035 年), 假设结构电池按刚度设计, 则当结构刚度效率Ω_{S_E} = 80%时, 需要 1.25 kg 的储能结构来实现原有 1 kg 结构的承载能力; 而 1.25 kg 储能结构在储能效率Ω_{E_w} = 60%(对应储能密度 300 Wh/kg)时, 具有 375 Wh 的存储能量。即复合材料结构电池相比常规结构和常规锂电池, 用 0.25 kg 质量获得了 375 Wh 的能量, 等效储能密度为 1 500 Wh/kg, 相比常规锂电池储能密度提高了 3 倍, 可见复合材料结构电池具有很大的技术潜力。

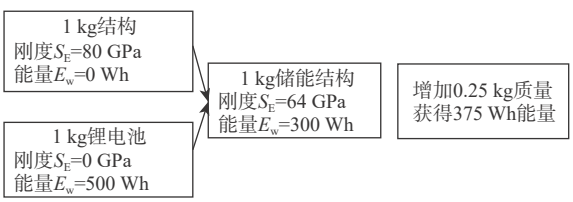


图 8　复合材料结构电池等效储能密度计算

Fig. 8　Calculation of equivalent energy storage density of composite structure battery

航空煤油的热值约为 12 000 Wh/kg, 飞机发电机转换效率按 30%[58], 则航空煤油的储能密度约为 3 600 Wh/kg, 仍显著高于复合材料结构电池。图 9 分析了复合材料结构电池在不同的结构效率、储能效率下的等效储能密度。当复合材料结构电池的结构效率(Ω_{S_E}或Ω_{S_σ})、能量效率Ω_{E_w}均高于 50%时, 其等效储能密度即可高于常规锂电池。当复合材料结构电池的结构效率(Ω_{S_E}或Ω_{S_σ}) > 90%, 能量效率Ω_{E_w} > 73%时, 其等效储能密度有望超过航空煤油。

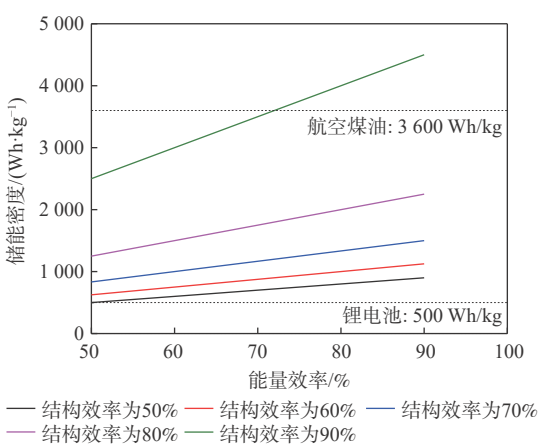


图 9　复合材料结构电池等效储能密度分析

Fig. 9　Analysis of equivalent energy storage density of composite structure battery

由上可见, 复合材料结构电池在当前及预期的技术水平下, 从储能密度的角度相比航空煤油并不占优势, 但可以从发电机减重、分布式电源供给等角度带来减重收益。

根据第 2 节的分析结果, 以窄体客机为应用对象, 将复合材料结构电池布置于客舱地板、厨房/盥洗室结构件, 为厨房系统、客舱娱乐系统供电, 以评估应用复合材料结构电池带来的收益。根据飞机厨房、客舱娱乐系统的典型负载及乘客人数[26,49], 飞机厨房功率约为 40.5 kW, 能量约为 20.3 kWh; 客舱娱乐系统(含客舱照明)功率约为 9.3 kW, 能量约为 18.6 kWh。结构电池共需提供 38.9 kWh 的能量, 根据表 1 对复合材料结构电池的性能预测(2030—2035 年), 需布置 129.5 kg 结构电池, 代替原有 103.6 kg 客舱地板、厨房/盥洗室结构件结构, 因此, 带来结构增重 25.9 kg。厨房、客舱娱乐系统(含客舱照明)的总功率约为 49.8 kW, 对结构电池的功率密度也提出了要求(>0.38 kW/kg)。此外, 参考现有动力电池包组成[59], 复合材料结构电池应配置电池管理系统(battery management system, BMS), 按电池包总重的 4% 估算, 增加质量约为 5.4 kg。

由图 6 可知, 采用复合材料结构电池为厨房、客舱娱乐系统供电, 可降低飞机发电机的峰值功率。传统飞机发电机的功质比约为 0.88～1.5 kW/kg[60], 波音 787 飞机由于采用了变频起动发电机(variable frequency starter generator, VFSG), 其飞机发电机的功质比得到了进一步的提高。考虑到峰值功率降低对飞机发电机、APU、电气线路互联系统(electrical wiring interconnection system, EWIS)等供电相关系统部件的影响, 飞机电源系统的功质比按 1.5 kW/kg 计算。则减少 49.8 kW 的峰值功率, 可降低电源系统质量为 33.2 kg。

飞机厨房、客舱娱乐系统总耗能为 38.9 kWh, 采用复合材料结构电池供能, 则可降低油耗, 减少携带燃油 10.8 kg。

采用复合材料结构电池为客舱娱乐系统(含客舱照明)供电, 可利用客舱地板的分布式电源形式, 较为直接的为座椅背屏、客舱照明灯等电子设备供电, 减少了转换盒及线缆的质量[26], 如图 10 所示。此处基于参考文献 [26] 的分析结果, 根据商载人数进行缩放, 则对于窄体飞机, 计入系统中线缆及电能变换装置的质量后, 可减少转换盒/线缆质量

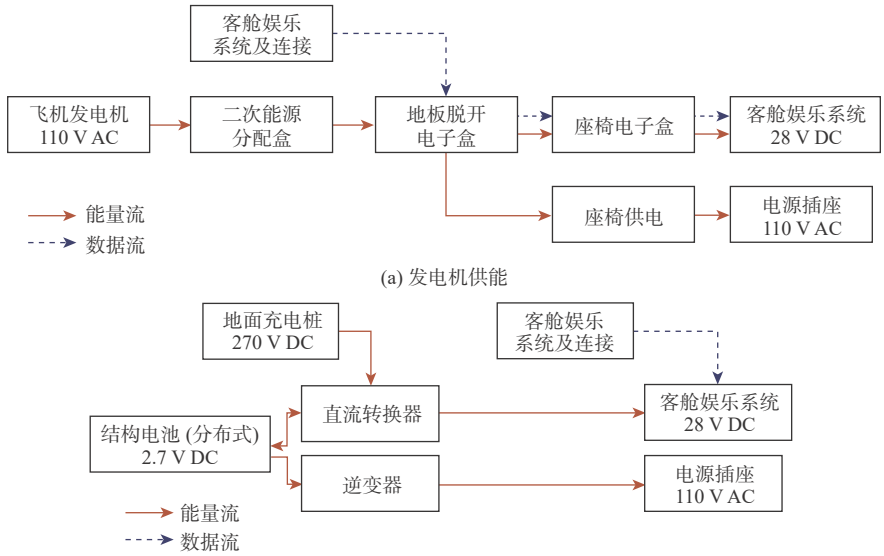


图 10 发电机、结构电池向 IFE 供能方案对比[26]

Fig. 10 Comparison of power supply between generator and composite structure battery for IFE[26]

共 149.0 kg。

综上所述，考虑复合材料结构电池带来的结构增重，通过弥补电源系统峰值功率、降低燃油消耗、分布式供电减少转换盒/线缆等方式发挥复合材料结构电池的优势，可为飞机带来 161.7 kg 的减重收益，如图 11 所示。根据文献 [3]，飞机质量的降低可为每次飞行降低 19.8 kg 燃油消耗，计及减少的发电燃油质量，共降低了 30.6 kg 燃油消耗，约占飞机总油耗的 0.30%。

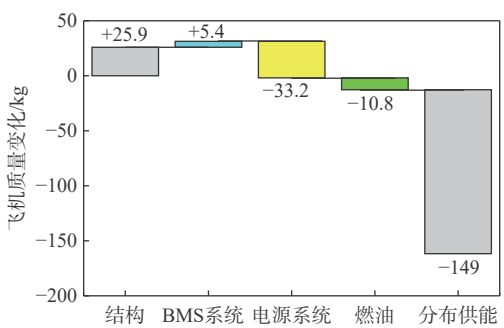


图 11 复合材料结构电池对飞机质量的影响分析

Fig. 11 Trade-off study of composite structure battery on aircraft weight

3.2 代价分析

民用飞机采用复合材料结构电池的代价主要包括制造成本增加、检修维护成本增加、地面充电成本及基础设施建设成本等。

常规客舱地板、厨房/盥洗室结构件通常采用玻纤或碳纤面板组成的蜂窝夹层结构，且具备较为成熟的生产工艺和质量控制流程。采用复合材料结构电池后，对工艺和成本均产生影响。在工艺方面，根据民用飞机复合材料结构成型工艺的温度和压力范围[61-62]，为避免高温下复合材料结构电池正、负极活性材料分解或性能退化，以及降低液态/胶状电解质的泄露风险，复合材料结构电池通常采用液体成型工艺[63]。然而，较低的温度和压力容易导致内部孔隙，降低复合材料的力学性能[63]；复合材料电池正负极、离子传输基体材料均不同于传统复合材料，需探索并建立适用的工艺流程和参数。此外，锂离子复合材料结构电池的封装需在真空环境下进行，增加了制备工艺难度；与之相比，Zn-MnO_2 复合材料结构电池可在大气环境中制备[34-35]。在成本方面，复合材料结构电池中正负级活性材料（如 $LiFePO_4$ 等）、电解质的质量占比分别约为 15%～20%[64]，一定程度上会导致成本增加，但随着未来量产的实现，成本问题将逐渐被解决。

由于复合材料结构电池兼具承载和储能的功能，相比原客舱地板或厨房/盥洗室结构件会增加新的检查、维修内容[65]。例如，客舱地板的维修和更换，需要拆除对应区域的滑轨压条、座椅、地毯等[66]，从而增加飞机地面停机的时间。当前民用飞机定检（C 检）间隔已提高至 3 年，在 12 年（C4 检）时彻底拆除并检修客舱设施[67-68]。参考波音 787 飞机应用的锂钴电池[69]，其设计使用寿命在 6 年以上，首次维护间隔为 2 年，重复维护间隔为 1 年，尚未达到民用飞机 C 检间隔。而新型的磷酸铁锂电池循环使用次数可达 7 000 次，使用寿命预计将大于 10 年[70]，有望提高电池维修性。若将复合材料电池应用于客舱地板，其布置位置、连接方式等应充分考虑维修性要求并预留检测接口，在尽量不拆除客舱设备的情况下完成复合材料结构电池的检修维护。

此外, 复合材料结构电池需要在地面充电, 从而带来地面充电成本的增加。目前飞机在地面停放的情况下, 通常采用地面发电车为飞机供电, 同样会消耗航空煤油。随着电动飞机的快速发展, 可以考虑在机场停机位设立充电桩, 采用绿色电能为复合材料结构电池充电。民用飞机过站时间通常为 20～30 min, 总充电量为 38.9 kWh, 因此, 对地面充电功率也提出了要求(>116.6 kW)。

4　装机应用策略

为保证民用飞机的安全性, 常规结构应用于民用飞机, 须重点满足 CCAR C 分部“结构”、D 分部“设计与构造”等相关的适航条款要求[71]; 常规电池应用于民用飞机, 须重点满足 CCAR F 分部“设备”等相关的适航条款要求[71]。复合材料结构电池兼具结构承载和储能的功能, 其布置方式、结构形式、制备工艺、力学/电学性能均呈现新的特点, 在同时满足常规结构、常规电池适航条款要求的同时, 还会带来新的问题(如承载功能与供电功能的耦合失效等)。如何证明复合材料结构电池满足民用飞机安全性要求是实现其装机应用的关键问题, 仍需开展大量工作。

在结构强度方面, 复合材料结构电池首先应实现制备工艺的稳定, 即建立较为完备的原材料性能标准和工艺流程, 通过“积木式”的验证工作[72], 在不同层级针对具有代表性的样件开展生产工艺验证, 以满足 CCAR 25.605 等条款的要求[71]。为验证复合材料结构电池的强度满足 CCAR 25.305、CCAR 25.307、CCAR 25.571、CCAR 25.613[71] 等适航条款要求, 建议参考积木式试验验证的思路, 从试样件级开始, 考虑可能的环境条件(湿热、干冷等)、损伤(制造缺陷、开孔、面外冲击)等因素, 采用标准美国材料与试验协会(American Society for Testing and Materials, ASTM)试验方法掌握其基本力学性能; 而后开展典型结构件级直至全尺寸验证, 以表明其对承载能力的符合性。以客舱地板为例, 主过道地板面板在可能的最大手推车载荷, 以及行李掉落载荷下需满足承载及变形要求, 相关验证试验包括长梁弯曲试验、面内剪切试验、冲击强度试验、食品车滚压试验等。此外还应考虑维修性、互换性等要求, 尽量使复合材料结构电池的检修周期与飞机检修间隔保持匹配[73]。

复合材料结构电池应用于客舱地板、厨房/盥洗室结构件结构, 还应满足对应的功能性要求。例如, 对于客舱地板, 需考虑排水、防腐密封等要求; 对于厨房/盥洗室结构件, 需满足防腐、防油污、耐酸耐碱、抑菌、密封等要求。特别需要指出的是客舱的阻燃要求。CCAR 25.853 及附录 F[71] 详细定义了客舱内部设施的防火要求, 以及对于可燃性、火焰烧穿性、热释放速率、发烟特性等具体的试验方法和判定标准。这些要求需在复合材料结构电池研发初期即加以考虑, 技术路径包括增加阻燃剂、聚合物分子结构中增加阻燃单元、不可燃溶剂、不可燃聚合物基体等[74]。

在电源系统方面, 应将复合材料结构电池纳入电源系统架构, 开展需求分解、场景仿真等工作, 并定义复合材料结构电池与电源系统的逻辑接口、物理接口。参考 RTCA DO-160G[75] 的相关要求, 复合材料结构电池的功能性试验包括电气鉴定试验(容量试验、恒压放电试验、快速放电试验、电磁兼容试验、闪电瞬时保护试验等)和环境鉴定试验(温湿度、压力、冲击、振动、防水等)。复合材料结构电池还应重点考虑结构损伤后的电学性能。

民用飞机上使用电池, 安全性是首要考虑因素。波音 787 飞机曾由于 APU 辅助电池内部电芯之间短路, 导致热失控发生冒烟和起火, 严重影响了飞机的正常运营[76]。相关安全问题包括起火、爆炸、电解液泄露及有毒/易燃气体泄漏等, 建议参考 ARP 4754B[77] 和 ARP 4761A[78] 开展功能危险评估(functional hazard assessment, FHA), 确定故障条件和临界性, 以满足 CCAR 25.1309[71] 要求。复合材料结构电池还应配备电池管理系统, 实现参数监测(电压、电流、温度等)、保护(充电过压、放电过温等)、故障诊断/预测(充电状态、健康状态、剩余使用寿命等)、控制(功率管理、热管理等)、报警等功能。

5　结　论

1) 复合材料结构电池当前尚处于研发的探索应用阶段。根据国内外已有研究结果, 复合材料结构电池的结构刚度效率 Ω_{S_E}、结构强度效率 Ω_{S_σ} 约为 60%, 储能效率 Ω_{E_w} 约为 50%(功质比为 100～200 Wh/kg)。

2) 复合材料结构电池可优先向厨房系统和客舱娱乐系统供电, 待技术进一步提升后可考虑向客舱环控系统、电防除冰等系统供电。结构电池布置首选客舱地板、厨房/盥洗室结构件, 其次可选择翼身整流罩、机翼/尾翼后缘舱等结构。

3) 根据 2030—2035 年复合材料结构电池的性能预测, 以窄体客机为应用对象, 将复合材料结构电池布置于客舱地板、厨房/盥洗室结构件, 为厨房系统、客舱娱乐系统供电, 可实现 161.7 kg 的减重

收益，每次飞行可降低30.6 kg燃油消耗（0.30%），同时带来制造成本、检查维护成本、地面充电/基础设施建设成本的增加。

4）复合材料结构电池应用于民用飞机，应充分考虑工艺稳定性、基本力学性能测试、具体结构承载要求和功能性要求，对于客舱结构应重点考虑防火要求；在电源系统方面，应开展电气鉴定试验和环境鉴定试验，并考虑结构损伤后的电学性能，通过故障分析和电池管理系统等措施保证结构电池的安全性。

参考文献（References）

[1] 吴光辉. 民用飞机先进技术展望[J]. 网信军民融合, 2021(7): 5-7.
WU G H. Prospect of advanced technology of civil aircraft[J]. Civil-Military Integration on Cyberspace, 2021(7): 5-7(in Chinese).

[2] MARINO M, SABATINI R. Advanced lightweight aircraft design configurations for green operations[C]//Proceedings of the Practical Responses to Climate Change. Melbourne: Engineers Australia, 2014: 1-9.

[3] GILANI M, KORPE D S. Airline weight reduction to minimize direct operating cost[C]//Proceedings of the 4th International Aviation Management Conference. Ankara: INTAVIC, 2019: 1-11.

[4] FERREIRA A D B L, NÓVOA P R O, MARQUES A T. Multifunctional material systems: a state-of-the-art review[J]. Composite Structures, 2016, 151: 3-35.

[5] 丁颖慧, 祁国成, 张博明. 结构储电碳纤维复合材料研究进展[J]. 复合材料学报, 2021, 38(1): 16-24.
DING Y H, QI G C, ZHANG B M. Recent progress in carbon fiber reinforced composites for electricity storage[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(1): 16-24(in Chinese).

[6] ASP L E, GREENHALGH E S. Structural power composites[J]. Composites Science and Technology, 2014, 101: 41-61.

[7] KÜHNELT H, BEUTL A, JIANG Q X, et al. Structural batteries for aeronautic applications[C]//Proceedings of the Transport Transitions: Advancing Sustainable and Inclusive Mobility. Berlin: Springer, 2025: 254-260.

[8] ASP L E, JOHANSSON M, LINDBERGH G, et al. Structural battery composites: a review[J]. Functional Composites and Structures, 2019, 1(4): 042001.

[9] DANZI F, SALGADO R M, OLIVEIRA J E, et al. Structural batteries: a review[J]. Molecules, 2021, 26(8): 2203.

[10] JIN T W, SINGER G, LIANG K Y, et al. Structural batteries: advances, challenges and perspectives[J]. Materials Today, 2023, 62: 151-167.

[11] 顾润潇. 结构/储能一体化复合材料研究进展综述[J]. 冶金与材料, 2020, 12(3): 59-63.
GU J X. Review on research progress of structure/energy storage integrated composites[J]. Metallurgy and Materials, 2020, 12(3): 59-63 (in Chinese).

[12] 张峻滔, 王亚震, 李晖, 等. 碳纤维复合材料结构锂离子电池研究综述[J]. 复合材料学报, 2023, 40(3): 1263-1273.
ZHANG J T, WANG Y Z, LI H, et al. Study review on structure lithium-ion batteries of carbon fiber reinforced composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(3): 1263-1273(in Chinese).

[13] THOMAS J P, QIDWAI M A. Mechanical design and performance of composite multifunctional materials[J]. Acta Materialia, 2004, 52(8): 2155-2164.

[14] ASP L E, BOUTON K, CARLSTEDT D, et al. A structural battery and its multifunctional performance[J]. Advanced Energy and Sustainability Research, 2021, 2(3): 2000093.

[15] CARLSTEDT D, ASP L E. Performance analysis framework for structural battery composites in electric vehicles[J]. Composites Part B: Engineering, 2020, 186: 107822.

[16] TU V, ASP L E, SHIRSHOVA N, et al. Performance of bicontinuous structural electrolytes[J]. Multifunctional Materials, 2020, 3(2): 025001.

[17] JOHANNISSON W, ZENKERT D, LINDBERGH G. Model of a structural battery and its potential for system level mass savings[J]. Multifunctional Materials, 2019, 2(3): 035002.

[18] CARLSTEDT D, JOHANNISSON W, ZENKERT D, et al. Conceptual design framework for laminated structural battery composites[C]//Proceedings of the 18th European Conference on Composite Materials. Athens: Applied Mechanics Laboratory, 2018: 1-8.

[19] JOHANNISSON W, IHRNER N, ZENKERT D, et al. Multifunctional performance of a carbon fiber UD lamina electrode for structural batteries[J]. Composites Science and Technology, 2018, 168: 81-87.

[20] ISHFAQ A, NGUYEN S N, GREENHALGH E S, et al. Multifunctional design, feasibility and requirements for structural power composites in future electric air taxis[J]. Journal of Composite Materials, 2023, 57(4): 817-827.

[21] VALKOVA M, NGUYEN S, SENOKOS E, et al. Current collector design strategies: the route to realising scale-up of structural power composites[J]. Composites Science and Technology, 2023, 236: 109978.

[22] GREENHALGH E S, ANKERSEN J, ASP L E, et al. Mechanical, electrical and microstructural characterisation of multifunctional structural power composites[J]. Journal of Composite Materials, 2015, 49(15): 1823-1834.

[23] LEE C H, GREENHALGH E S, SHAFFER M S P, et al. Optimized microstructures for multifunctional structural electrolytes[J]. Multifunctional Materials, 2019, 2(4): 045001.

[24] LADPLI P, NARDARI R, KOPSAFTOPOULOS F, et al. Multifunctional energy storage composite structures with embedded lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2019, 414: 517-529.

[25] MUKHOPADHYAY V, OLSON E D, OZOROSKI T. Structural analysis of a test flight vehicle with multi-functional energy storage[C]//Proceedings of the AIAA Scitech Forum. Reston: AIAA, 2019.

[26] NGUYEN S N, MILLEREUX A, POUYAT A, et al. Conceptual multifunctional design, feasibility and requirements for structural power in aircraft cabins[J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(3): 677-687.

[27] 王朝阳, 杨向涛, 徐祥博, 等. 结构储能碳纤维复合材料设计及其在无人机上的应用[J]. 航空制造技术, 2020, 63(18): 84-90.
WANG C Y, YANG X T, XU X B, et al. Structural energy storage carbon fiber composite design and application in drone[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(18): 84-90(in Chinese).

[28] 杨向涛, 王朝阳, 张金纳, 等. 超薄碳纤维复合材料结构电池制备及其性能评价[J]. 复合材料科学与工程, 2021(7): 39-47.
YANG X T, WANG C Y, ZHANG J N, et al. Preparation and performance evaluation of ultra-thin carbon fiber composite structure battery[J]. Composites Science and Engineering, 2021(7): 39-47(in Chinese).

[29] ZHANG J T, WANG Y Z, LIANG X, et al. Experimental evaluation of energy efficiency and structural efficiency of ultra-thin carbon fiber composite structural battery tube[J]. Journal of Solid State Electrochemistry, 2023, 27(10): 2751-2760.

[30] 祁国成. 基于垂直微通道结构电解质的碳纤维复合材料结构电池设计与多功能特性[C]//北京力学会第二十九届学术年会论文集. 北京: 北京交通大学, 2023: 58-59.
QI G C. Design and multifunctional characteristics of carbon fiber composite structure battery based on vertical microchannel structure electrolyte[C]//Proceedings of the 29th Annual Conference of Beijing Institute of Mechanics. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2023: 58-59(in Chinese).

[31] QI G C, CUI Q, ZHANG B M, et al. A carbon fiber lamina electrode based on macroporous epoxy with vertical ion channels for structural battery composites[J]. Composite Structures, 2023, 304: 116425.

[32] YADAV A, DE B, SINGH S K, et al. Facile development strategy of a single carbon-fiber-based all-solid-state flexible lithium-ion battery for wearable electronics[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2019, 11(8): 7974-7980.

[33] MOYER K, MENG C Z, MARSHALL B, et al. Carbon fiber reinforced structural lithium-ion battery composite: multifunctional power integration for CubeSats[J]. Energy Storage Materials, 2020, 24: 676-681.

[34] CHEN J Y, ZHOU Y, ISLAM M S, et al. Carbon fiber reinforced Zn-MnO_2 structural composite batteries[J]. Composites Science and Technology, 2021, 209: 108787.

[35] LIU X, HAN Q G, WANG J H, et al. Tree root-inspired structural electrolyte for laminated carbon fiber reinforced composites with high energy density and mechanically-robust properties[J]. Chemical Engineering Journal, 2022, 449: 137828.

[36] LIU X, LI H M, WANG J H, et al. Achieving mechanically sturdy properties and high energy density for Zn-ion structural batteries based on carbon-fiber-reinforced composites[J]. Composites Science and Technology, 2022, 218: 109156.

[37] DOMINKO R, FICHTNER M, OTUSZEWSKI T, et al. Battery 2030+ inventing the sustainable batteries of the future[EB/OL]. (2020-04-02)[2023-10-16]. https://www.isc.fraunhofer.de/en/press-and-media/press-releases/battery2030-inventing-the-sustainable-batteries-of-the-future.html.

[38] MA J, LI Y, GRUNDISH N S, et al. The 2021 battery technology roadmap[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2021, 54(18): 183001.

[39] MANFREDY MARQUINA L, LA TORRE RIVEROS L, JAUJA CCANA V, et al. Recent studies on polymer electrolytes containing ionic liquids and their applications in lithium-ion batteries[J]. Journal of Electroanalytical Chemistry, 2023, 948: 117819.

[40] CHOI J, ZABIHI O, VARLEY R, et al. Multiple hydrogen bond channel structural electrolyte for an enhanced carbon fiber composite battery[J]. ACS Applied Energy Materials, 2022, 5(2): 2054-2066.

[41] HUANG F, SINGER G, ZHOU Y, et al. Creating ionic pathways in solid-state polymer electrolyte by using PVA-coated carbon nanofibers[J]. Composites Science and Technology, 2021, 207: 108710.

[42] HUANG F, ZHOU Y, SHA Z, et al. Surface functionalization of electrodes and synthesis of dual-phase solid electrolytes for structural supercapacitors[J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2022, 14(27): 30857-30871.

[43] MISHRA A, MEHTA A, BASU S, et al. Electrode materials for lithium-ion batteries[J]. Materials Science for Energy Technologies, 2018, 1(2): 182-187.

[44] REHNLUND D, WANG Z H, NYHOLM L. Lithium-diffusion induced capacity losses in lithium-based batteries[J]. Advanced Materials, 2022, 34(19): 2108827.

[45] LIM G J H, CHAN K K, SUTRISNOH N A A, et al. Design of structural batteries: carbon fibers and alternative form factors[J]. Materials Today Sustainability, 2022, 20: 100252.

[46] 王亚震, 张峻滔, 李晖, 等. 超薄镀镍碳纤维管状结构电池的制备及性能研究[J]. 复合材料科学与工程, 2023(5): 12-18.
WANG Y Z, ZHANG J T, LI H, et al. Preparation and performance study on ultra-thin nickel-plated carbon fiber tubular structure battery[J]. Composites Science and Engineering, 2023(5): 12-18(in Chinese).

[47] 李世超, 张正, 巴文兰, 等. 超薄预浸料对碳纤维/环氧树脂复合材料导电性能的影响[J]. 复合材料学报, 2020, 37(3): 539-545.
LI S C, ZHANG Z, BA W L, et al. Effect of ultra-thin prepreg on conductive properties of carbon fiber/epoxy composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(3): 539-545(in Chinese).

[48] 张卓然, 许彦武, 姚一鸣, 等. 多电飞机电力系统及其关键技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 969-984.
ZHANG Z R, XU Y W, YAO Y M, et al. Electric power system and key technologies of more electric aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 969-984(in Chinese).

[49] LAMPL T S, MUSCHKORGEL S, HORNUNG M. Parameterized flight mission for secondary power requirement estimations of commercial transport aircraft[C]//Proceedings of the 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2017.

[50] WANG P. Civil aircraft electrical power system safety assessment, chapter 5-preliminary system safety assessment[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2017: 101-156.

[51] SILVA E L S E, DE OLIVEIRA MORAES A, CAICCIA F R D A S. Smart cabin design concept for regional aircraft: technologies, applications & architecture[J]. Journal of Aerospace Technology and Management, 2023, 15: e2023.

[52] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
DU S Y, GUAN Z D. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10(in Chinese).

[53] FRANCO-URQUIZA E A, DOLLINGER A, TORRES-ARELLANO M, et al. Innovation in aircraft cabin interior panels part I: technical assessment on replacing the honeycomb with structural foams and evaluation of optimal curing of prepreg fiberglass[J]. Polymers, 2021, 13(19): 3207.

[54] SMTC. Reducing the weight of aircraft interiors[J]. Reinforced Plastics, 2014, 58(4): 36-37.

[55] WALESON J E A. Thermal loads of horizontal tail plane structure[C]//Proceedings of the CMH-17 meeting. Montreal: CMH, 2015: 1-14.

[56] 蔡宇宏, 蒋彦龙, 蔡玉飞, 等. 民机客舱热载荷的数值计算[J]. 世界科技研究与发展, 2010, 32(6): 794-797.
CAI Y H, JIANG Y L, CAI Y F, et al. Numerical calculation of heat load for civil-aircraft cabin[J]. World Sci-Tech R&D, 2010, 32(6): 794-797(in Chinese).

[57] GREENHALGN E S, ASP L, ZENKERT D, et al. SORCERER structural power composites for future civil aircraft[C]//Proceedings of the Clean Sky 2 Special Session–AIAA Science & Technology Forum. Reston: AIAA, 2021.

[58] NASA. Visions of the future: hybrid electric aircraft propulsion[EB/OL].(2016-07-28)[2023-10-20].https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170002633/downloads/20170002633.pdf.

[59] CARVALHO M L, TEMPORELLI A, GIRARDI P. Life cycle assessment of stationary storage systems within the Italian electric network[J]. Energies, 2021, 14(8): 2047.

[60] MADONNA V, GIANGRANDE P, GALEA M. Electrical power generation in aircraft: review, challenges, and opportunities[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2018, 4(3): 646-659.

[61] 罗云烽, 王高鹏, 程文礼, 等. 复合材料快速成型技术研究综述[J]. 纤维复合材料, 2023, 40(2): 96-102.
LUO Y F, WANG G P, CHENG W L, et al. Review on rapid prototyping technology of composite materials[J]. Fiber Composites, 2023, 40(2): 96-102(in Chinese).

[62] 刘亚男, 刘晨晓, 朱明浩, 等. 模压成型 CF/PEKK 与自动铺丝 CF/PEEK 热塑性复合材料对比研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(11): 50-57.
LIU Y N, LIU C X, ZHU M H, et al. Comparative study between CF/PEKK thermoplastic composite by hot-press molding and CF/PEEK composite using automated fiber placement process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(11): 50-57(in Chinese).

[63] CARLSON, T. Multifunctional composite materials design, manufacture and experimental characterization[D]. Sweden: Luleå University of Technology, 2013: 22-30.

[64] HERMANSSON F, EDGREN F, XU J, et al. Climate impact and energy use of structural battery composites in electrical vehicles: a comparative prospective life cycle assessment[J]. The International Journal of Life Cycle Assessment, 2023, 28(10): 1366-1381.

[65] 郭博智, 王敏芹, 吴昊. 民用飞机维修性工程[M]. 北京: 航空工业出版社, 2018: 21-74.
GUO B Z, WANG M Q, WU H. Civil aircraft maintainability engineering[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2018: 21-74(in Chinese).

[66] 魏静, 顾铮, 蒋绍新. 民用飞机客舱设施与维修[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2016: 119-150.
WEI J, GU Z, JIANG S X. Civil aircraft cabin facilities and maintenance[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2016: 119-150(in Chinese).

[67] WILLIAMS C. A350 MPD analysis and maintenance planning[J]. Aircraft Commerce, 2018, 115: 36-44.

[68] WILLIAMS C. 787 MPD analysis & check planning[J]. Aircraft Commerce, 2016, 106: 43-56.

[69] 梁剑武. 浅谈波音 787 飞机锂电池电瓶检测间隔[J]. 航空维修与工程, 2020(7): 105-106.
LIANG J W. Discussion on test interval of lithium battery for B787 aircraft[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2020(7): 105-106 (in Chinese).

[70] 魏娟. 民用飞机蓄电池选型浅析[J]. 科技视界, 2015(25): 98-99.
WEI J. Analysis for battery category selection of civil aircraft[J]. Science & Technology Vision, 2015(25): 98-99(in Chinese).

[71] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准：CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2016.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards for transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Aviation Administration of China, 2016(in Chinese).

[72] Federal Aviation Administration. Composite aircraft structure: AC 20-107B[S]. Washton, D. C.: Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009: 1-37.

[73] CHISHOLM S A, RUFIN A C, CHAPMAN B D, et al. Forty years of structural durability and damage tolerance at boeing commercial airplanes[J]. Boeing Technical Journal, 2016: 1-24.

[74] WU M H, HAN S H, LIU S M, et al. Fire-safe polymer electrolyte strategies for lithium batteries[J]. Energy Storage Materials, 2024, 66: 103174.

[75] Federal Aviation Administration. Airborne equipment environmental conditions and test procedures: RTCA DO-160G[S]. Washington, D. C.: RTCA, Inc. , 2010.

[76] NTSB. Auxiliary power unit battery fire japan airlines boeing 787-8, ja829J: NTSB/AIR-14/01 PB2014-108867[R]. Boston: National Transportation Safety Board, 2013: 1-110.

[77] Federal Aviation Administration. Guidelines for development of civil aircraft and systems: ARP 4754B[S]. Warrendale: SAE International, 2023.

[78] Federal Aviation Administration. Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne system and equipment: ARP 4761A[S]. Warrendale: SAE International, 2023.

Application of composite structural battery in civil aircraft

LI Xing[1,2]，LOU Yang[2]，DONG Jiaqi[2]，XU Jifeng[1,*]，WU Haihong[3]，SHI Weifeng[2]

(1. Beijing Key Laboratory of Commercial Aircraft Structures and Composite Materials，Comac Bejing Aircraft Technology Re-search Institute，Beijing 102211，China；
2. Future Product Research Center，Department of Whole Scheme Design，Comac Bejing Aircraft Technology Research Institute，Beijing 102211，China；
3. Carbon Fiber Composites International Joint Research Lab in Henan，Henan University of Technology，Zhengzhou 450001，China)

Abstract：The composite structural battery enables the traditional composite structure not only to meet load-bearing requirements, but also to provide an electrical storage capability, which is one feasible way to realize the integration of structure and function in civil aircraft. In this paper, the research status and performance of composite structural batteries are reviewed. The structural stiffness efficiency and structural strength efficiency of the composite structure battery are about 60% respectively, and the energy storage efficiency is about 50%. The aircraft galley system and in-flight entertainment system can be powered primarily by the composite structure battery. As technology advances, it can also power the cabin environmental control system, wing electric anti-icing, and other systems. The first choice for structural battery application is the cabin floor, galley/lavatory structure, followed by wing-body fairing, wing/tail trailing edge and other structures. The advantages and disadvantages of composite structure batteries applied to civil aircraft structures are analyzed comprehensively. In typical application scenarios, composite structure batteries can achieve structural weight reduction and fuel saving benefits, but also bring an increase in manufacturing costs, inspection and maintenance costs, and ground electrical charging/infrastructure construction costs. Battery thermal management and cabin fire safety technologies face additional difficulties as a result of the use of composite structure batteries in passenger aircraft.

Keywords：composite material；structure battery；energy storage structure；civil aircraft application；integration of structure and function

Received：2023-10-30；**Accepted**：2024-02-23；**Published Online**：2024-03-20 20：05

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240319.2052.001

Foundation item：Major Science and Technology Project in Shanxi Province (202101040201003)

* **Corresponding author**. E-mail：xujifeng@comac.cc

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0648

一种有限实测样本条件下SAR目标识别方法

孙晓坤[1]，陈洋[1]，胡粲彬[1,*]，项德良[1,2]

(1. 北京化工大学 信息科学与技术学院，北京 100029；2. 北京化工大学 软物质科学与工程高精尖创新中心，北京 100029)

摘 要：深度学习在合成孔径雷达(SAR)自动目标识别(ATR)领域中应用广泛。针对SAR图像的成像特点及标记样本有限的问题，提出基于深度特征融合模型的迁移学习方法。利用卷积神经网络(CNN)和图神经网络(GNN)分别提取图像域上的全局特征和属性散射特征，将2支网络提取得到的特征进行融合，融合后的特征能充分利用SAR图像的幅值和相位信息来完成SAR目标的识别分类。通过全仿真SAR数据预训练得到网络的模型参数，在训练阶段采用投影梯度下降的对抗训练算法来提升模型的对抗鲁棒性。结合迁移学习的思想，利用有限实测数据对预训练模型进行迭代微调。实验结果表明：所提方法在完全缺少实测样本条件下达到94.43%的识别率，同时所提方法能有效提升有限实测样本条件下SAR目标识别的精度。

关 键 词：合成孔径雷达；自动目标识别；神经网络；迁移学习；属性散射中心

中图分类号：TP75

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4106-09

合成孔径雷达(synthetic aperture radar，SAR)是一种主动式微波遥感探测技术，由于其具备全天时、全天候的探测特点，在军事和民用领域得到广泛应用[1]。随着SAR图像分辨率和图像质量的不断提升，基于SAR图像的目标识别已经成为遥感图像解译领域的热点方向[2]。近年来，由于数据的丰富和计算资源的提升，深度学习得到快速发展。其中，卷积神经网络(convolutional neural networks，CNN)凭借其强大的表征能力在SAR图像目标识别领域取得了巨大成果。Morgan[3]提出一种包含卷积、池化、全连接的传统深度神经网络(deep neural networks，DNN)结构用于SAR目标识别；Chen等[4]提出一种全卷积模型，通过除去全连接层大幅减少了模型参数的数量；Zhao等[5]提出一种多流CNN结构，通过结合多个视角的SAR图像来提高识别能力；文献[6-7]提出针对SAR图像考虑幅值和相位信息的复数卷积网络。

虽然基于深度学习的方法显著提升了识别性能，但这类模型需要大量的带有标签的目标切片样本进行训练。然而，SAR成像系统的硬件和维护相对昂贵；并且获取SAR图像的标注也是一项耗时耗力的工作，通常需要专业领域知识和人工干预；同时，SAR图像对角度敏感，不同的角度可能导致不同的成像结果。因此，获取充分多的可用于模型训练的SAR实测数据十分困难。特别是对于非合作目标，只能在有限角度获取极少样本，甚至无法捕获。上述诸多因素导致了一种少样本的SAR目标识别环境，限制了具有强大表征能力的CNN在SAR目标识别上的表现。实验表明，当训练样本数量稀少甚至缺失时，分类精度将迅速下降。

为解决此问题，研究者从多角度进行大量的研究。解决方案主要包括数据生成、构建针对小样本的特殊网络、元学习和迁移学习等方法。其中，数据生成是利用SAR图像的成像机理来模拟仿真出

收稿日期：2023-10-10；**录用日期**：2023-11-16；**网络出版时间**：2023-12-07 10:24
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231206.1234.003
基金项目：国家自然科学基金(62171015)；中央高校基本科研业务费专项资金(buctrc202218)
* **通信作者**. E-mail：canbinhu@163.com

引用格式：孙晓坤，陈洋，胡粲彬，等. 一种有限实测样本条件下SAR目标识别方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4106-4114. SUN X K，CHEN Y，HU C B，et al. SAR target recognition method under limited measured sample conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4106-4114(in Chinese).

SAR 数据的过程。Malmgren-Hansen 等[8] 提出利用电磁计算仿真软件进行物体模型及其周围地形的雷达回波信号的求解, 并通过成像算法得到仿真图像; Liu 等[9] 提出一种散射叠加和背景叠加的方法来模拟 SAR 成像机理, 形成仿真数据集, 并用 CNN 模型对仿真和实测数据集进行训练。也有一些学者针对小样本问题进行了一些特殊网络的设计。例如, 霍鑫怡等[10] 提出结合卷积注意力和胶囊网络的分类模型, 利用胶囊网络中的多维向量神经元表示目标更多的特征; Zhang 等[11] 提出一种知识驱动的双流深度网络, 结合不同域的知识来解决少样本的 SAR 目标识别问题。元学习模仿人类学习的过程, 通过吸收多种学习片段的经验来改进学习算法本身, 其训练的模型能够在少量样本上快速适应新任务。Li 等[12] 提出一种新颖的基于图的元学习方法, 将图神经网络 (graph neural networks, GNN) 与元学习相结合, 使用少量标记的 SAR 图像来识别 SAR 目标; Yang 等[13] 提出多尺度特征联合推理的元学习方法, 在小样本 SAR 目标识别任务上实现了较高的分类精度。迁移学习旨在通过从一个任务学到的知识迁移到另一个相关任务上, 提高目标任务的性能, 也可有效解决目标样本不足的问题。Huang 等[14] 对哪些网络和任务更适合迁移到 SAR 目标及在哪层更适合迁移对 SAR 目标通用的特征进行了深入探讨, 并提出一种具有域自适应的迁移学习方法, 以减少源域数据与 SAR 目标之间的差异。

尽管上述方法在目标样本受限的条件下都取得了不错的效果, 但这些方法只考虑了 SAR 图像的幅值信息, 并没有充分利用 SAR 图像的相位信息。而且在应用缺少实测数据或实测数据有限的场景时, 这些方法对目标的识别率会迅速下降, 往往无法有效应对具有多样性和复杂性的实际识别任务。

针对上述问题, 本文提出一种基于深度特征融合的 SAR 图像迁移学习方法。该方法充分利用 SAR 数据的幅值和相位信息, 有效地结合 SAR 图像的图像域特征及属性散射特征。本文方法在提高 SAR 图像的信息提取和目标识别能力方面表现出了显著的潜力。在模型的训练阶段, 使用对抗攻击帮助网络在训练集之外进行泛化, 提升了模型的鲁棒性, 并在仿真数据和实测数据之间建立联系。应用迁移学习的思想, 利用仿真目标样本辅助实测目标识别, 在实测数据有限的情况下显著提高识别精度。

1　基本原理及方法

如图 1 所示, 本文方法的网络总体结构主要分为 3 部分: 基于 CNN 的全局特征提取分支网络, 基于 GNN 的散射特征提取分支网络, 以及特征融合模块。首先, 通过属性散射中心(attributed scattering center, ASC)提取算法从原始 SAR 图像中提取得到散射中心参数; 其次, 分别将 SAR 图像及由散射中心参数构建得到的图数据作为双分支网络的输入, 得到目标的全局特征和散射特征; 最后, 将特征进行级联送入分类器中得到最终的识别结果。

1.1　基于 CNN 的全局特征提取

学习图像域的全局视觉特征对于 SAR 目标识别分类任务至关重要。全局视觉特征不仅提供了关于目标的整体形状、大小和分布的信息, 还有助

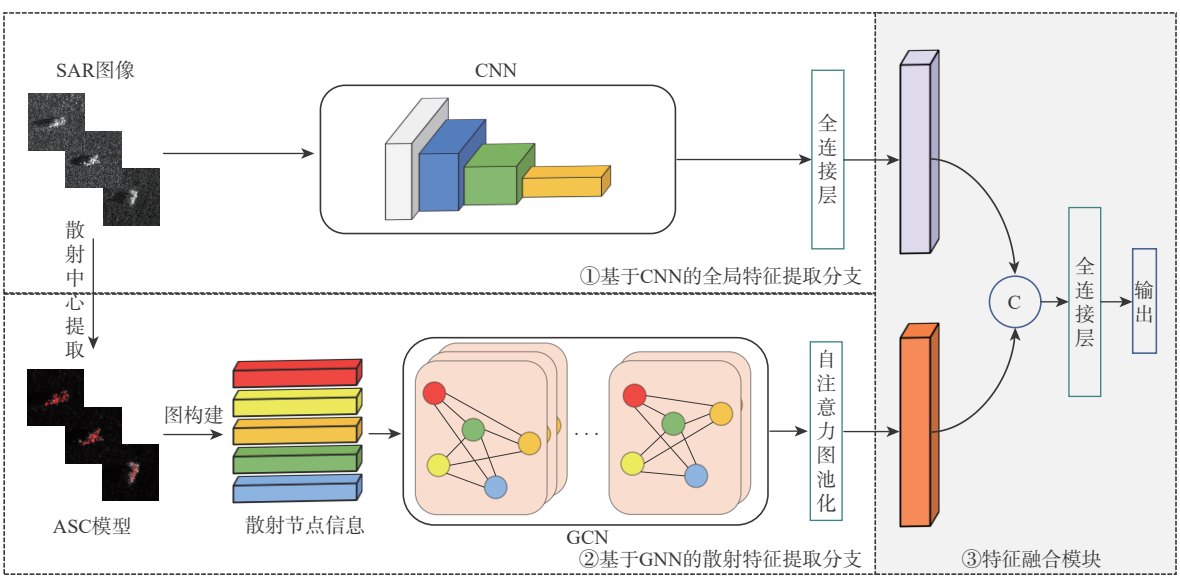


图 1　本文方法的网络总体结构

Fig. 1　Overall network structure of the proposed method

于捕获与目标类别相关的重要语义信息，从而进一步提高识别的准确性。

作为深度学习的代表算法之一，CNN凭借其可以自动挖掘数据的复杂结构，将图像通过网络传递的模式整合为更易于分类的深层抽象特征。本文基于CNN的分支网络是从简单有效的分类模型-视觉几何组（visual geometry group, VGG）修改而来的，调整了卷积层和池化层的参数及引入dropout层。该模型一共有5个卷积层和1个全连接层。图2为基于CNN的全局特征提取网络，图中的数字代表每层的特征维度和参数。

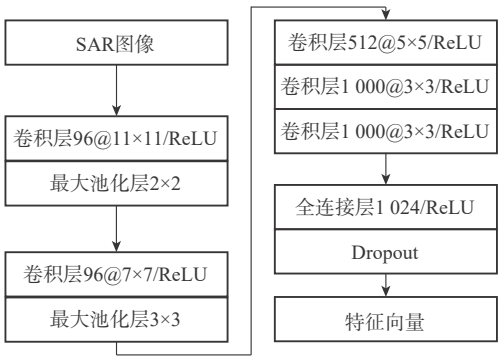


图2 基于CNN的全局特征提取网络

Fig. 2 CNN-based global feature extraction networks

在CNN分支模块中，输入的SAR数据经过5个卷积层组成的堆叠网络，获取图像域的全局特征图，通过全连接层得到一维的特征向量，后续可以更有效地以级联的方式进行特征融合。不同于面向光学图像的分类网络，实际应用中无法获取大量标记的SAR目标切片数据，因此，在全连接层中增加了dropout层随机丢弃部分神经元来防止过拟合。

1.2 基于GNN的散射特征提取

本文设计了一种基于GNN的散射特征提取方法，如图3所示，其中，SAGPool表示基于自注意力的图池化（self-attention graph pooling）方法。首先，对原始SAR图像进行散射中心提取，由提取得到的参数进行图构建；最后，图嵌入通过GNN实现。

1.2.1 属性散射中心提取

根据几何绕射和物理光学理论，文献[15]提出ASC的物理模型。其中，目标雷达回波在光学区可以近似看作一组局部散射中心的叠加。属性散射中心的回波为频率和方位的函数，具体表达式为

$$\boldsymbol{E}(f,\phi;\theta)=\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{E}_i(f,\phi;\theta_i) \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{E}$为属性散射中心叠加的总散射场；f为雷达频率；ϕ为方位角；N为属性散射中心的个数；θ_i为第i个属性散射中心的参数集。第i个属性散射中心的

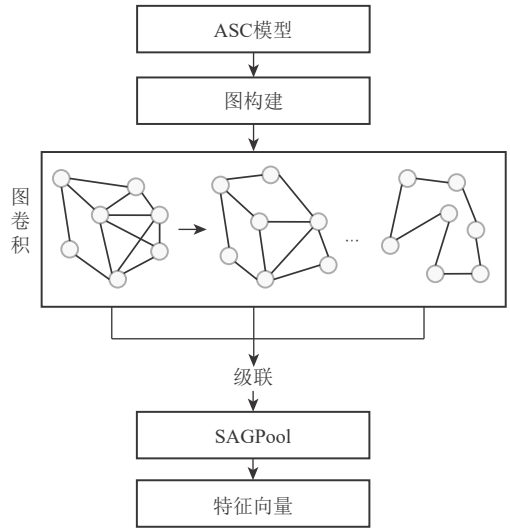


图3 基于GNN的散射特征提取网络

Fig. 3 GNN-based scattering feature extraction network

散射场$\boldsymbol{E}_i$表示为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{E}_i(f,\phi;\theta_i)=&\boldsymbol{A}_i\left(\mathrm{j}\frac{f}{f_c}\right)^{\alpha_i}\exp\left[\frac{-\mathrm{j}4\pi f}{c}(x_i\cos\phi+y_i\sin\phi)\right]\cdot\\&\sin c\left(\frac{2\pi f}{c}L_i\sin\left(\phi-\bar{\phi}_i\right)\right)\exp(-2\pi f\gamma_i\sin\phi)\end{aligned} \tag{2}$$

式中：f_c为雷达中心频率；c为电磁波传播速度；$\boldsymbol{A}_i$为第i个散射中心的复幅度值向量；(x_i,y_i)为散射中心方位向和距离向坐标；α_i为散射中心的频率依赖因子；γ_i为方位依赖因子；L_i为散射中心长度，$\bar{\phi}_i$为散射中心相对雷达的倾斜角。通过这些参数可以区分一些简单的几何散射体，如二面角、三面角、圆柱、球等。表1为不同参数对应的几何散射体，这些几何散射类型可以用来表示SAR目标的物理先验结构。

考虑到实际应用中存在噪声，将属性散射中心模型的矩阵表达式改写为

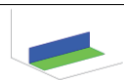
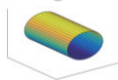
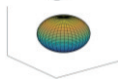
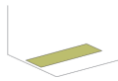
$$\boldsymbol{s}=\boldsymbol{D}(f,\phi)\cdot\boldsymbol{z}(f,\phi)+\boldsymbol{n} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{s}$为测量值$\boldsymbol{E}(f,\phi)$的列向量化；$\boldsymbol{D}(f,\phi)$为参数化字典，其每列表示散射中心测量值的列向量化；$\boldsymbol{n}$为加性噪声；$\boldsymbol{z}(f,\phi)$为属性散射中心的参数矩阵，即在属性散射中心提取中所需求解的量。在雷达回波中，目标回波散射场绝大部分能量仅由少量强散射中心贡献，因此，参数矩阵$\boldsymbol{z}(f,\phi)$为一个稀疏矩阵。可以由稀疏表示理论从式(3)中提取属性散射中心，相当于求解如下的优化问题：

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{z}}(f,\phi)=\arg\min\limits_{\boldsymbol{z}}\|\boldsymbol{z}(f,\phi)\|_0\\ \quad\text{s.t. }\|\boldsymbol{s}-\boldsymbol{D}(f,\phi)\cdot\boldsymbol{z}(f,\phi)\|_2\leqslant\varepsilon\end{cases} \tag{4}$$

表 1　不同参数对应的几何散射体

Table 1　Geometric scattering types corresponding to different parameters

几何散射类型	(α, L)	示意图
二面角	$\alpha=1,\ L>0$	
三面角	$\alpha=1,\ L=0$	
圆柱	$\alpha=0.5,\ L>0$	
球	$\alpha=0,\ L=0$	
边缘侧向	$\alpha=0,\ L>0$	
边缘绕射	$\alpha=-0.5,\ L>0$	
角绕射	$\alpha=-1,\ L=0$	

式中: $\|\cdot\|$为范数符号; ε为噪声水平容限。式(4)的优化问题可以通过多种算法进行求解, 本文采用正交匹配追踪 (orthogonal matching pursuit, OMP) 算法[16] 进行参数估计。

1.2.2　图 构 建

SAR 目标的 ASC 表征了一系列与结构相关的物理参数, 代表了 SAR 目标的典型结构成分。典型的结构成分及各结构之间的空间拓扑关系可以视为 SAR 目标结构的先验信息。因此, 为充分利用这些结构信息及拓扑关系, 构建全连接图 $G=(V,E)$来进行 SAR 目标的散射结构信息表示。其中, $V=\{v_i\}$为节点集合, $E=\{\boldsymbol{e}_{ij}\}$为边集合。在节点集合$V$中, 每个节点$v_i$表示一个散射中心。在边集合$E$中, 一条边$\boldsymbol{e}_{ij}=(v_i,v_j)$连接一对节点$v_i$和$v_j$, 表明 2 个节点之间存在关系。

在 ASC 模型提取的参数中, 每个散射中心与幅值参数A及位置参数(x,y)关系最为密切。同时, 剩下的其他参数直接决定了散射中心所属的几何散射体类型。因此, 节点v_i的初始特征为

$$\boldsymbol{N}=[A|x|y|\boldsymbol{h}] \qquad \boldsymbol{N}\in\mathbf{R}^{n\times d} \tag{5}$$

式中: 运算符'|'表示水平拼接; 向量$\boldsymbol{h}$为不同类型几何散射体的独热编码 (One-Hot Encoding); n为节点数, d为特征维度。由于不同目标提取得到的散射中心个数不同, 本文进行了补零处理, 使得由 ASC 参数构建的图的节点数一致。假设散射中心之间的关系与其空间位置有关, 基于此图的邻接矩阵元素值可以利用式(6)来构建:

$$a_{ij}=\begin{cases}1 & \|\boldsymbol{c}_i-\boldsymbol{c}_j\|^2<\tau\\ 0 & \|\boldsymbol{c}_i-\boldsymbol{c}_j\|^2\geqslant\tau\end{cases} \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{c}_i=[x_i,y_i]$; τ为距离阈值, 其值设置一般与目标的尺寸大小有关。当 2 个节点之间的欧氏距离大于阈值τ时, 其对应的a_{ij}便会被设置为 0, 这样可以一定程度上减少背景的强噪声点带来的影响, 更利于目标的散射特征提取。

1.2.3　图 嵌 入

由于散射中心参数构建的图是非欧几里得结构数据, 可以利用 GNN 来获取散射中心之间的依赖关系。基于 SAGPool[17] 方法能提取图数据的特征, 本文设计了基于 ASC 模型的散射特征提取的 GNN 分支, 将复杂的图数据聚合为能够表示整个图的特征向量。

在这个分支中, 本文堆叠了 3 个图卷积层, 其分别以图节点的特征描述V及节点邻接矩阵作为输入。在数学上, 可以将图卷积的输出特征表示为

$$\boldsymbol{H}^{l+1}=\sigma\left(\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}}\widehat{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{D}^{-\frac{1}{2}}\boldsymbol{H}^{l}\boldsymbol{W}^{l}\right) \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{D}$为邻接矩阵$\widehat{\boldsymbol{A}}$的度矩阵; $\boldsymbol{H}$为图的节点特征; $\boldsymbol{W}$为可训练参数; σ为激活函数。度矩阵的作用相当于对邻接矩阵做了对称归一化。GNN 在图结构上传递信息并聚合来自每个节点的相邻节点的特征信息。对图特征采用 SAGPool 方法, 得到整个图的嵌入表示。

1.3　特征融合

为使网络能够同时获得 SAR 数据的图像域全局特征和散射特征, 本文设计了特征融合模块。从 2 个分支提取的特征描述符被集成并传递到最终的分类器。特征融合的策略过程描述如下:

$$\boldsymbol{z}=\boldsymbol{W}\cdot(\boldsymbol{g}|\boldsymbol{h}_{\mathrm{G}}) \tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{g}$为基于 CNN 分支提取得到的特征向量; $\boldsymbol{h}_{\mathrm{G}}$为基于 GNN 分支提取得到的特征向量; $\boldsymbol{W}$为全连接层可训练的权重参数; $\boldsymbol{z}$为模型的输出。

1.4　训练策略

神经网络的训练过程其实就是求解经验风险最小化模型:

$$\theta^{*}=\underset{(x,y)\sim D_{\mathrm{S}}}{\operatorname{argmin}}\ E\left[L(x,y;\theta_{\mathrm{m}})\right] \tag{9}$$

式中: θ_{m}为模型的参数集合; x和y分别表示 SAR 图像目标切片和目标真实标签; L为模型的损失函数; D_{S}为训练样本集; E为期望。

对于由θ_{m}参数化给定的模型, 本文希望以最小化风险来学习参数的最优集合。然而该训练方法只对训练样本充足及训练和测试数据同分布时有

较好的效果。

对抗训练是增强神经网络鲁棒性的重要方式。在对抗训练过程中，样本会被混合一些微小的扰动，然后，神经网络适应这种改变，从而提升其应对测试样本的鲁棒性。在文献 [18] 中，已经验证了对抗训练在 SAR 图像上的有效性，特别是在执行利用仿真数据训练而真实数据作为测试的任务时有着显著的效果。对抗训练目标为

$$\theta^* = \mathrm{argmin}\underset{(x,y)\sim D_S}{E}\left[\max_{\delta\in S} L(x+\delta,y;\theta_m)\right] \tag{10}$$

式中：δ为叠加在输出上的扰动，式(10)与式 (9) 的不同之处就是内层有一个最大化，即寻找使损失函数最大的扰动。求解外层最小化就是使模型具有一定的鲁棒性能够适应这种扰动。在实际应用中，采用投影梯度下降 (projected gradient descent, PGD) 的算法来求解式 (10) 的最优解，做多次迭代，具体的计算方法定义如下：

$$x^{t+1} = \Pi_{x+S}\left(x^t + \alpha\mathrm{sgn}(\nabla L(x,y;\theta_m))\right) \tag{11}$$

式中：Π表示投影；∇表示损失函数L对输入x的梯度；$x+S$的意思是如果扰动超过了一定范围，就要映射回规定的扰动范围S内。

本文采用对抗训练的方法来更新网络模型的参数，可以弥补仿真数据和实测数据之间的差异。其核心思想在于通过引入对抗性样本，使模型更好地适应实测数据的分布，从而提高模型泛化性能。旨在解决当训练数据为全仿真数据时，模型在实测目标上的识别性能会显著下降的问题。

1.5 迁移学习

迁移学习通过对辅助信源知识的迁移来帮助目标领域训练可靠的决策函数，从而解决目标域中样本数据无标记或仅有少量标记样本时的学习问题。神经网络具有可迁移性并且由计算机模型生成的仿真 SAR 数据比实测 SAR 数据更易获取，因此，本文利用有限 SAR 实测数据在仿真 SAR 数据得到的预训练模型上进行迁移学习。

迁移学习的总体框架如图 4 所示。该框架主要分为 2 个部分：预训练阶段和微调阶段。在预训练阶段，用本文方法在全仿真数据上进行训练得到一个预训练模型。在微调阶段，先冻结预训练模型的 2 个特征提取网络分支的所有参数，分别对应图 1 中的基于 CNN 的全局特征提取分支和基于 GNN 的散射特征提取分支，再用有限的实测数据对分类器进行参数微调，最后得到一个能有效识别实测 SAR 目标的网络模型。

其主要思想是用更多样本的源数据集对特征提取器和分类器进行预训练，确保本文识别模型具

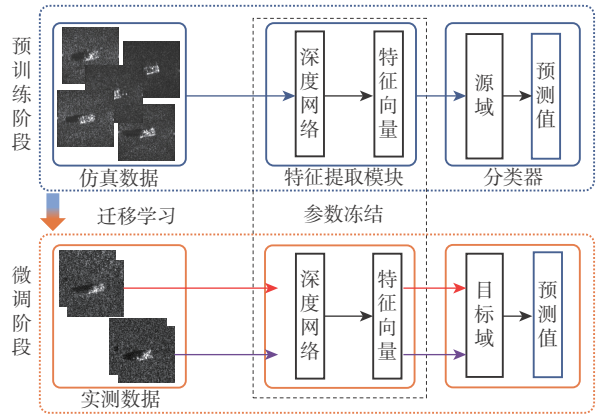


图 4 迁移学习总体框架

Fig. 4 Overall framework for transfer learning

有一定的特征提取和识别能力。在本文工作中，源数据完全由仿真数据组成，而目标数据由有限的实测数据组成。这种迁移学习方法在一定程度上有助于解决当目标域缺乏标记数据或标记样本稀缺时的学习过拟合问题。本文通过冻结特征提取网络的参数，确保从仿真数据中学习到的知识得到保留，同时使用有限的实测数据对分类器进行微调，以适应目标域。

2 实 验

2.1 数据集介绍

本文实验采用合成与实测的配对标记实验 (SAMPLE) 数据集，该数据集由 10 种目标对象组成，每种目标都有对应的实测数据与仿真数据，实测数据直接由 MSTAR 公开发布的数据集中获取，仿真数据由电磁模拟算法来生成，文献 [19] 中描述了仿真数据的处理与合成过程。图 5 为每种目标

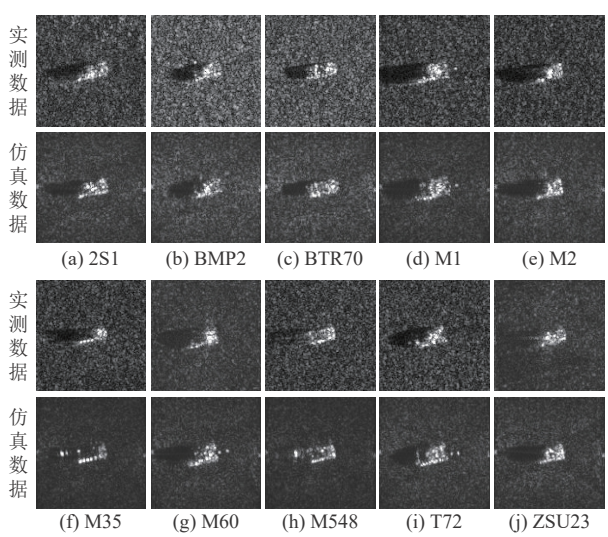


图 5 SAMPLE 数据集中每种车辆目标的一对图像示例(实测数据和仿真数据)

Fig. 5 A pair of image examples (measured and synthetic) for each vehicle in SAMPLE dataset

类别的实测数据及对应的仿真数据。本文选用14°～16°的俯仰角下获取的 SAR 数据作为训练样本, 17°的俯仰角下获取的 SAR 数据作为测试样本。表 2 为每类目标的训练及测试样本数量明细, 训练集共包含 806 个样本, 测试集共包含 539 个样本。

表 2　SAMPLE 数据集 10 类样本数量

Table 2　Details of SAMPLE ten-target dataset

目标类别	训练样本数量	测试样本数量	目标类别	训练样本数量	测试样本数量
2S1	116	58	M35	76	53
BMP2	55	52	M548	75	53
BTR70	43	49	M60	116	60
M1	78	51	T72	56	52
M2	75	53	ZSU23	116	58

2.2　散射中心提取结果

在模型训练之前, 需要对 SAR 数据集进行散射中心提取。图 6 为 3 类不同目标通过 OMP 算法提取的散射中心结果, 并进行了可视化处理。图中的红点表示从原始图像中提取的散射中心在图像上的具体位置, 可以看出, 该方法提取得到的散射中心可以精确定位到目标中的强散射部分, 得到与目标最相关的散射信息, 并且能有效排除一些强散射的背景噪声干扰。

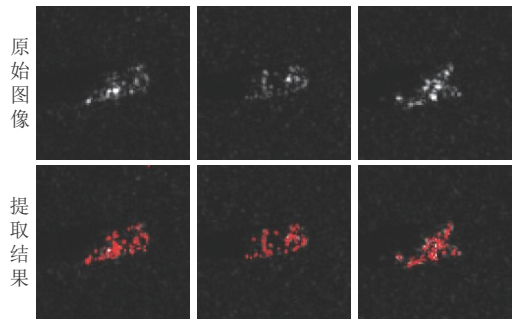


图 6　OMP 算法提取的散射中心结果

Fig. 6　Scattering center extraction results obtained by OMP algorithm

2.3　目标识别结果分析与比较

为验证本文方法能有效解决 SAR 实测数据样本不足的问题, 实验先使用全仿真数据作为训练集, 实测数据作为测试集来探究本文方法在全仿真数据训练下对真实目标的识别性能。表 3 为本文方法在此条件下 SAMPLE 数据集 10 类 SAR 目标识别结果的混淆矩阵, 混淆矩阵的横纵坐标分别表示样本的分类结果和实际类别。值得注意的是, 在没有任何实测数据的条件下, 本文方法对 10 类 SAR 目标的平均识别精度可达 94.43%, 其中, BTR70、M1、2S1 和 BMP2 这 4 种类别的 SAR 目标识别率都达到了 100%。

表 3　SAMPLE 数据集 10 类目标识别结果的混淆矩阵

Table 3　Confusion matrix of ten types of target recognition results on SAMPLE dataset

类别	混淆矩阵元素										识别率/%
	BTR70	M548	M35	T72	M2	M1	M60	ZSU23	2S1	BMP2	
BTR70	49	0	0	0	0	0	0	0	0	0	100
M548	0	49	4	0	0	0	0	0	0	0	92.45
M35	0	0	52	1	0	0	0	0	0	0	98.11
T72	0	0	0	51	0	0	0	0	0	1	98.07
M2	0	0	0	0	40	0	2	5	1	5	75.47
M1	0	0	0	0	0	51	0	0	0	0	100
M60	0	0	0	0	0	1	59	0	0	0	98.33
ZSU23	1	0	0	0	0	0	0	48	9	0	82.76
2S1	0	0	0	0	0	0	0	0	58	0	100
BMP2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	52	100

为进一步验证本文方法的性能, 对比实验采用一些比较常用的 SAR 目标识别方法, 包括以稀疏表示分类 (sparse representation based classification, SRC)[20] 为代表的传统方法及基于深度神经网络的方法, 如全卷积网络 (A-convnet)[4]、稠密连接网络 (dense convolutional networks, DenseNet)[18]、稀疏先验引导卷积神经网络 (convolution neural networks - task-driven dictionary learning, CNN-TDDL)[21]、残差神经网络 (ResNet-18)[22], 样本模型 (sample model, SMPL)[22]。这些模型同样以全仿真数据为训练集, 实测数据为测试集的条件下进行性能评估。表 4 为不同方法的比较结果, 可以看出, 本文方法通过结合图像域的全局特征和属性散射特征取得了最佳性能(表中加粗显示部分)。此外传统方法在用仿真数据来完成真实目标识别的问题上并不能展现出较好的效果, 基于深度学习的方法在此类问题上表现更佳。

表4 不同方法在SAMPLE数据集上的识别率对比

Table 4 Comparison of recognition rates between different methods on SAMPLE dataset

方法	识别率/%
SRC[20]	73.67
A-convnet[4]	85.23
CNN-TDDL[21]	87.37
DenseNet[18]	80.31
ResNet-18[22]	88.90
本文方法	**94.43**

此外，为探索在有限实测样本条件下的SAR目标识别性能，本文考虑了完整实测数据集的3个随机子集（实测样本量分别为0%、20%和50%）作为迁移学习的目标域数据。这些子集代表从SAMPLE数据集的训练样本中按类别以一定比例随机均匀抽取部分数据，以此来模拟实测数据样本数量受限的识别条件。子集比例的具体计算方法为用于迁移学习的实测数据样本总数在表2所示的训练样本中的占比。表5为本文方法在使用0%、20%和50%的实测数据作为迁移学习下的各类目标识别率。实验结果表明，通过引入有限的实测数据进行迁移学习能使得原先识别率较低的目标（如M2和ZSU23）识别精度得到显著提升。可见迁移学习在利用仿真数据来辅助实测目标识别中是可行有效的。并且采用CycleGAN作为对比实验来验证本文方法在有限实测样本条件下的有效性，该方法用CycleGAN网络来建立仿真数据与实测数据之间的联系，具体算法原理与方法可见文献[23]。该方法与本文方法的思路类似，同样是一种迁移学习的模式，因此，作为本文的对比实验是合理有效的。表6为2种方法对比实验结果，不同实测数据量下的识别准确率表明，本文方法可以在使用更少的实测数据下实现更高的识别效果。在仅使用20%的实测数据下将各类目标的平均识别精度从94.43%提升到99.07%。

表5 不同实测数据量下的各类目标识别率比较

Table 5 Comparison of various targets recognition performance under different measured data volumes

类别	识别率/%		
	实测数据量为0%	实测数据量为20%	实测数据量为50%
BTR70	100	100	100
M548	92.45	98.11	100
M35	98.11	96.23	100
T72	98.07	100	100
M2	75.47	98.11	94.34
M1	100	100	100
M60	98.33	100	100
ZSU23	82.76	98.28	100
2S1	100	100	100
BMP2	100	100	100

表6 有限实测数据下的识别率比较

Table 6 Comparison of recognition performance under limited measured data

实测数据量/%	识别率/%	
	CycleGAN[23]	本文方法
0	88.45	94.43
20	97.58	99.07
50	99.83	99.44

2.4 有效性验证

在消融实验中，通过修改实验条件来控制变量，以验证本文方法中各组件的有效性。

1）对抗训练的有效性验证。本文只在预训练阶段中使用了对抗训练的方法，因此，在全仿真数据作为训练集，实测数据作为测试集的实验条件下对该方法进行验证。该部分采用随机梯度下降(stochastic gradient descent, SGD)[24]作为消融实验，此方法并未使用对抗攻击。与之相对比的是本文使用的对抗训练方法PGD。表7列出了不同模型在训练方式不同情况下的识别率。通过实验结果的对比分析可知，以对抗性的方式训练网络，对不同网络结构的泛化性能都能带来显著提升，有助于提高SAR分类网络从仿真数据推广到合成数据的能力。

表7 对抗训练有效性验证的消融实验

Table 7 Ablation study for verifying the effectiveness of adversarial training

方法	训练方式		识别率/%
	SGD	PGD	
Resnet-18[21]	√	×	71.97
Resnet-18[21]	×	√	88.90
VGG变体[25]	√	×	82.00
VGG变体[25]	×	√	89.42
本文方法	√	×	85.90
	×	√	94.43

2）双分支网络的有效性验证。表8为消融实验结果，依次列出了在不同实测数据占比下的识别精度。消融实验结果表明，本文方法在2个分支网络的融合下相较于单分支CNN网络表现出更好的识别性能，在拥有0%、20%和50%的实测数据量条件下识别率分别达到了94.43%、99.07%和99.44%。

表 8　双分支网络有效性验证的消融实验

Table 8　Ablation study for verifying effectiveness of dual-branch networks

网络结构	识别率/%		
	实测数据量为0%	实测数据量为20%	实测数据量为50%
CNN	89.42	95.36	98.87
CNN-GNN	94.43	99.07	99.44

3　结　论

1) 本文方法在利用仿真数据进行真实 SAR 目标识别任务上可实现较为优异的性能, 如在 SAMPLE 数据集的实验中, 本文方法在分别用到 0%、20%、50% 实测数据的情况下对 10 类目标达到 94.43%、99.07%、99.44% 的识别准确率, 在使用更少的实测数据下实现更高的识别效果。

2) 本文提出的双分支网络可以有效结合 SAR 数据的图像域全局特征及属性散射特征, 能有效解决 SAR 目标样本缺少和标记困难的问题。

3) 对抗训练的方法在训练数据跟测试数据来源不同或存在较大差异时能显著提升模型的泛化能力和鲁棒性。

参考文献 (References)

[1] KECHAGIAS-STAMATIS O, AOUF N. Automatic target recognition on synthetic aperture radar imagery: a survey[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2021, 36(3): 56-81.

[2] 郭炜炜, 张增辉, 郁文贤, 等. SAR 图像目标识别的可解释性问题探讨[J]. 雷达学报, 2020, 9(3): 462-476.
GUO W W, ZHANG Z H, YU W X, et al. Perspective on explainable SAR target recognition[J]. Journal of Radars, 2020, 9(3): 462-476(in Chinese).

[3] MORGAN D A E. Deep convolutional neural networks for ATR from SAR imagery[C]//Proceedings of the Algorithms for Synthetic Aperture Radar Imagery XXII. Bellingham: SPIE, 2015: 116-128.

[4] CHEN S Z, WANG H P, XU F, et al. Target classification using the deep convolutional networks for SAR images[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2016, 54(8): 4806-4817.

[5] ZHAO P F, LIU K, ZOU H, et al. Multi-stream convolutional neural network for SAR automatic target recognition[J]. Remote Sensing, 2018, 10(9): 1473.

[6] ZHANG Z M, WANG H P, XU F, et al. Complex-valued convolutional neural network and its application in polarimetric SAR image classification[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2017, 55(12): 7177-7188.

[7] ZENG Z Q, SUN J P, HAN Z, et al. SAR automatic target recognition method based on multi-stream complex-valued networks[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2022, 60: 5228618.

[8] MALMGREN-HANSEN D, KUSK A, DALL J, et al. Improving SAR automatic target recognition models with transfer learning from simulated data[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2017, 14(9): 1484-1488.

[9] LIU M, PENG L J, LIU X H, et al. SAR image classification based on CNN in real and simulation datasets[C]//Proceedings of the Ninth International Conference on Graphic and Image Processing. Bellingham: SPIE, 2018: 820-827.

[10] 霍鑫怡, 李焱磊, 陈龙永, 等. 基于卷积注意力和胶囊网络的 SAR 少样本目标识别方法[J]. 中国科学院大学学报, 2022, 39(6): 783-792.
HUO X Y, LI Y L, CHEN L Y, et al. SAR few-sample target recognition method based on convolutional block attention module and capsule network[J]. Journal of University of Chinese Academy of Sciences, 2022, 39(6): 783-792(in Chinese).

[11] ZHANG L B, LENG X G, FENG S J, et al. Domain knowledge powered two-stream deep network for few-shot SAR vehicle recognition[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2021, 60: 5215315.

[12] LI L P, LIU J, SU L Y, et al. A novel graph metalearning method for SAR target recognition[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2021, 19: 4015705.

[13] YANG M J, BAI X R, WANG L, et al. HENC: hierarchical embedding network with center calibration for few-shot fine-grained SAR target classification[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2023, 32: 3324-3337.

[14] HUANG Z L, PAN Z X, LEI B. What, where, and how to transfer in SAR target recognition based on deep CNNs[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2019, 58(4): 2324-2336.

[15] POTTER L C, MOSES R L. Attributed scattering centers for SAR ATR[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 1997, 6(1): 79-91.

[16] PATI Y C, REZAIIFAR R, KRISHNAPRASAD P S. Orthogonal matching pursuit: recursive function approximation with applications to wavelet decomposition[C]//Proceedings of the 27th Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers. Piscataway: IEEE Press, 1993: 40-44.

[17] LEE J, LEE I, KANG J. Self-attention graph pooling[C]//Proceedings of the International Conference on Machine Learning. Long Beach: PMLR, 2019: 3734-3743.

[18] LEWIS B, CAI K, BULLARD C. Adversarial training on SAR images[C]//Proceedings of the Automatic Target Recognition XXX. Bellingham: SPIE, 2020: 83-90.

[19] LEWIS B, SCARNATI T, SUDKAMP E, et al. A SAR dataset for ATR development: the synthetic and measured paired labeled experiment (SAMPLE)[C]//Proceedings of the Algorithms for Synthetic Aperture Radar Imagery XXVI. Bellingham: SPIE, 2019: 39-54.

[20] WRIGHT J, YANG A Y, GANESH A, et al. Robust face recognition via sparse representation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2008, 31(2): 210-227.

[21] 康志强, 张思乾, 封斯嘉, 等. 稀疏先验引导 CNN 学习的 SAR 图像目标识别方法[J]. 信号处理, 2023, 39(4): 737-750.
KANG Z Q, ZHANG S Q, FENG S J, et al. Sparse prior-guided CNN learning for SAR images target recognition[J]. Journal of Signal Processing, 2023, 39(4): 737-750 (in Chinese).

[22] INKAWHICH N, INKAWHICH M J, DAVIS E K, et al. Bridging a gap in SAR-ATR: training on fully synthetic and testing on measured data[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2021, 14: 2942-2955.

[23] JENNISON A, LEWIS B, DELUNA A, et al. Convolutional and generative pairing for SAR cross-target transfer learning[C]//Proceedings of the Algorithms for Synthetic Aperture Radar Imagery XXVIII. Bellingham: SPIE, 2021: 13-19.

[24] RUDER S. An overview of gradient descent optimization algorithms[EB/OL]. (2017-06-15)[2023-09-30]. https://arxiv.org/abs/1609.04747v2.

[25] SIMONYAN K, ZISSERMAN A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[EB/OL]. (2015-04-10)[2023-09-30]. https://arxiv.org/abs/1409.1556.

SAR target recognition method under limited measured sample conditions

SUN Xiaokun[1], CHEN Yang[1], HU Canbin[1,*], XIANG Deliang[1,2]

(1. College of Information Science and Technology, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;
2. Beijing Advanced Innovation Center for Soft Matter Science and Engineering, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China)

Abstract: Deep learning is widely applied in the field of automatic target recognition (ATR) for synthetic aperture radar (SAR). The lack of annotated samples and the distinct imaging properties of SAR images are addressed in this work by proposing a transfer learning method based on a deep feature fusion model. The proposed algorithm fuses the globally extracted features from the convolutional neural networks (CNN) branch and the attribute scattering features from the graph neural networks (GNN) branch, thereby fully utilizing both the amplitude and phase information of SAR images for target recognition. The model parameters are pre-trained using fully simulated SAR data, and an adversarial training algorithm based on projected gradient descent is employed during the training phase. Lastly, a small amount of measured data is used to iteratively refine the pre-trained model in line with the principles of transfer learning. According to experimental data, the proposed method successfully improves the accuracy of SAR target recognition in the limited measured sample situation and reaches a recognition rate of 94.43% in the case of a complete lack of measured samples.

Keywords: synthetic aperture radar; automatic target recognition; neural networks; transfer learning; attributed scattering center

Received: 2023-10-10; **Accepted**: 2023-11-16; **Published Online**: 2023-12-07 10:24

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231206.1234.003

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62171015); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (buctrc202218)

* **Corresponding author**. E-mail: canbinhu@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0699

基于神经网络的无人直升机多故障容错控制设计

阎坤，赵金泽，陈超波，高嵩*，曹凯
(西安工业大学 电子信息工程学院，西安 710000)

摘 要：执行器故障严重威胁无人直升机的飞行安全。考虑无人直升机同时出现执行器偏置和失效等多故障问题，提出一种复合容错飞行控制算法。针对执行器偏置故障，设计非线性故障观测器对其进行实时估计；针对执行器失效故障，构造同维辅助系统并结合神经网络技术对其进行处理。采用反步法设计无人直升机的复合容错飞行控制器，并通过Lyapunov稳定性理论证明了闭环系统误差信号均有界且收敛。仿真结果表明：所提控制算法能够提高无人直升机在执行器多故障发生时的容错能力，确保其安全飞行。

关 键 词：无人直升机；神经网络；辅助系统；故障观测器；复合容错
中图分类号：V249.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4115-10

无人机是指能够自主控制或由地面人员操控执行飞行任务的无人驾驶飞机。作为无人机大家族的一员，无人直升机凭借其垂直起降、低空飞行、转向灵活、起降环境要求低等优点，在航拍摄影、电力巡检、通信中继、军事侦察等领域有着广泛的应用[1-2]。然而，无人直升机本身是一个多自由度、多变量、欠驱动的非线性系统，其飞行控制器的设计目前仍是研究的难点和热点。

早期关于无人直升机控制器的设计主要采用线性控制方法，即将原非线性的无人直升机系统方程在平衡点处进行线性化使其转换为线性系统，随后，按照线性控制器的思路再进行设计，主要方法有PID控制[3]、线性二次调节控制[4]、H_∞控制[5]等。然而，上述线性控制方法均存在较大局限性，当飞行状态远离系统平衡状态时，线性化后的系统模型无法准确反映无人直升机当前动态，飞行性能也会受到严重影响。为解决该问题，研究人员提出了许多非线性控制方法，如反馈线性化控制[6]、动态逆控制[7]、反步控制[8-10]等。其中，反步控制法因为其设计简单、结构清晰的优点得到了广泛关注和研究。文献[8]针对具有模型不确定和外部干扰的无人直升机系统，采用神经网络和扩张状态观测器结合反步控制法设计容错控制器，实现了综合扰动下的无人直升机跟踪控制。文献[9]针对阵风和不确定性下的无人直升机系统，通过反步控制法设计了鲁棒补偿飞行控制器，实现了模拟阵风环境下的姿态稳定控制。文献[10]针对具有输入饱和输出约束的无人直升机系统，采用神经网络和自适应技术结合非对称障碍Lyapunov函数设计了自适应神经网络控制器，实现了输入饱和影响下的无人直升机控制并满足输出约束的要求。

执行器故障是威胁系统安全的常见因素之一，尤其是对于旋翼结构的无人直升机而言，其旋翼长时间工作带来的机械疲劳、元部件磨损等对传动机构效率产生负面影响，最终造成旋翼升力下降[11]。此外由于安装误差、环境变化、人为误操作等因素的存在，实际输出与期望输出之间可能存在偏置误差[12]，因此，亟需设计高质量的容错控制器来保证

收稿日期：2023-10-27；录用日期：2023-12-15；网络出版时间：2024-01-05 14:35
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240103.1622.001
基金项目：国家自然科学基金(62103315)；教育部“春晖计划”合作科研项目(HZKY20220523)；陕西省科技厅项目(2022GY-243,2023-ZDLNY-61,2022QFY01-16)；西安市科技局高校院所科技人员服务企业项目(22GXFW0045)；信息融合技术教育部重点实验室开放基金(202312-IFTKFKT-007)
* 通信作者. E-mail：gaos@xatu.edu.cn

引用格式：阎坤，赵金泽，陈超波，等. 基于神经网络的无人直升机多故障容错控制设计[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4115-4124. YAN K，ZHAO J Z，CHEN C B，et al. Neural networks-based fault-tolerant control design for unmanned helicopter with multiple actuator faults[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4115-4124 (in Chinese).

直升机的飞行安全,进而提高任务完成率。

文献[13]针对存在执行器失效的无人直升机系统,采用无色卡尔曼滤波对失效因子在线估计,设计了双时标模型的自适应容错控制器。文献[14]针对执行器偏置故障和外部干扰的无人直升机系统,提出一种非线性积分反步法控制策略,采用积分反步法结合滑模控制器实现了无人直升机的姿态稳定设计。文献[15]针对存在外部干扰和执行器故障的无人机,采用滑模技术对故障项进行处理,设计了有限时间鲁棒滑模容错控制器。文献[16]针对具有执行器故障的无人机,采用自适应技术对故障参数进行自适应估计,结合反步控制法设计了无人机预设性能容错控制器。文献[17]针对无人直升机在舰艇移动过程中的舰艇回收问题,考虑存在的甲板运动和复杂干扰情形,结合高阶滑模观测器实现了轨迹跟踪控制。但目前大多数文献考虑的均是单一故障,执行器多故障问题有待进一步探索。

基于此,考虑无人直升机飞行过程中同时存在执行器失效故障和偏差故障的多故障问题,本文提出了一种复合容错控制算法。本文创新点在于:首先,在直升机系统中同时引入了执行器偏置故障和失效故障;其次,针对执行器故障特性的不同,分别采用了故障观测器技术和辅助系统技术对应进行处理;最终,在反步控制法框架下设计了直升机的复合容错控制器,并通过Lyapunov稳定性定理证明了整个闭环系统的有界稳定性。仿真结果表明,本文算法在执行器多故障发生时具有有效性。

1 系统描述和问题说明

1.1 无人直升机建模

无人直升机的坐标系示意图如图1所示,其中,$\Phi_e=\{O_e:x_e,y_e,z_e\}$为惯性坐标系,坐标系原点$O_e$相对地球静止;$\Phi_b=\{O_b:x_b,y_b,z_b\}$为机体坐标系,坐标系原点$O_b$位于无人直升机的机体重心。根据空气动力学和牛顿第二定律,同时存在执行器失效故障和偏差故障的无人直升机非线性系统模型可以描述为[16,18]

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{S}}=\boldsymbol{V}\\ \dot{\boldsymbol{V}}=\dfrac{\boldsymbol{R}_b^e}{m}\boldsymbol{\delta}(\rho_1T_{mr}+o_1)+\dfrac{\boldsymbol{G}}{m}\\ \dot{\boldsymbol{M}}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{N}\\ \dot{\boldsymbol{N}}=-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{N}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{N}+\boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{\rho}_a\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{o}_a)\end{cases}\tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{S}=[x,y,z]^T$和$\boldsymbol{V}=[u,v,w]^T$分别为坐标系Φ_e下的无人直升机的位置和速度向量;$\boldsymbol{M}=[\phi,\theta,\psi]^T$和$\boldsymbol{N}=[p,q,r]^T$分别为坐标系$\Phi_b$下的姿态角(滚转角$\phi$、俯仰角$\theta$和偏航角$\psi$)和对应角速度;$m$为

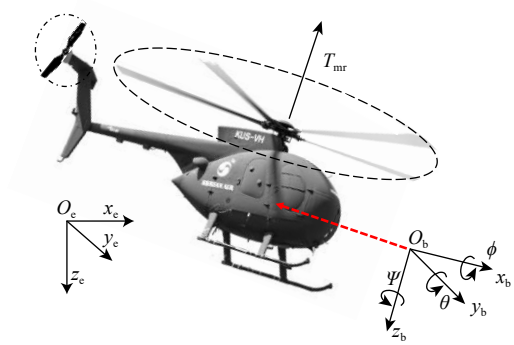


图1 无人直升机坐标系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of unmanned helicopter coordinate system

机体总质量;g为重力加速度;$\boldsymbol{G}=[0,0,mg]^T$,$\boldsymbol{J}=\mathrm{diag}\{J_1,J_2,J_3\}$为机体的转动惯量阵;$\boldsymbol{\delta}=[0,0,1]^T$;$\boldsymbol{H}$为姿态运动学矩阵;$\boldsymbol{R}_b^e$为从$\Phi_b$到$\Phi_e$的旋转矩阵[16];$T_{mr}$为直升机主旋翼产生的推力;$\boldsymbol{\Sigma}=[\Sigma_x,\Sigma_y,\Sigma_z]^T$为施加在机体上的总力矩;$\boldsymbol{\rho}_a=\mathrm{diag}\{\rho_2,\rho_3,\rho_4\}$,$\rho_i(i=1,2,3,4)$为执行器未知常值失效故障且满足$\rho_i\in(0,1]$;$\boldsymbol{o}_a=[o_2,o_3,o_4]^T$,$o_i(i=1,2,3,4)$为执行器未知偏置故障。

为便于分析,将执行器的失效故障和偏置故障形式进行转化,故模型可以重新改写为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{n}}_1=\boldsymbol{n}_2\\ \dot{\boldsymbol{n}}_2=\boldsymbol{R}_aT_{mr}+\boldsymbol{G}_a+\boldsymbol{R}_a(\rho_1-1)T_{mr}+\boldsymbol{d}_1\\ \dot{\boldsymbol{n}}_3=\boldsymbol{H}\boldsymbol{n}_4\\ \dot{\boldsymbol{n}}_4=-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{\rho}_a-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{d}_2\end{cases}\tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{n}_1=\boldsymbol{S}$,$\boldsymbol{n}_2=\boldsymbol{V}$,$\boldsymbol{n}_3=\boldsymbol{M}$,$\boldsymbol{n}_4=\boldsymbol{N}$;$\boldsymbol{G}_a=[0,0,g]^T$;$\boldsymbol{I}_3\in\mathbf{R}^{3\times3}$为单位矩阵;$\boldsymbol{R}_a=\boldsymbol{R}_b^e\cdot\boldsymbol{\delta}/m$,$\boldsymbol{d}_1=\boldsymbol{R}_b^e\cdot\boldsymbol{\delta}o_1/m$,$\boldsymbol{d}_2=\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{o}_a$。

1.2 控制目标

本文的控制目标是设计复合容错飞行控制器。保证无人直升机在执行器多故障情况下的误差信号s均是有界收敛的,且系统状态能够稳定的跟踪期望信号。为方便后续控制器的设计,给出以下合理假设。

假设1[12] 偏置故障系数$o_i(i=1,2,3,4)$及其一阶导数均是有界的。

假设2[18] 考虑到无人直升机的实际飞行特点,假设俯仰角θ和滚转角ϕ的变化范围为$(-\pi/2,\pi/2)$。

注释1 由假设1、$\boldsymbol{d}_1=\boldsymbol{R}_b^e\cdot\boldsymbol{\delta}\cdot o_1/m$和$\boldsymbol{d}_2=\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{o}_a$的转换关系易得$\boldsymbol{d}_1$、$\boldsymbol{d}_2$及其一阶导数同样有界,表示为$\|\boldsymbol{d}_1\|\leqslant\bar{d}_1$,$\|\boldsymbol{d}_2\|\leqslant\bar{d}_2$,$\|\dot{\boldsymbol{d}}_1\|\leqslant\sigma_1$,$\|\dot{\boldsymbol{d}}_2\|\leqslant\sigma_2$,$\bar{d}_1$、$\bar{d}_2$、$\sigma_1$和$\sigma_2$为未知常数。

引理[19-20] 径向基函数(radial basis function, RBF)神经网络具有对非线性函数的逼近能力,RBF神经网络的模型构造如下:

$$f(\boldsymbol{\chi})=\hat{\boldsymbol{W}}^T\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\chi})+\boldsymbol{\mu}\tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{\chi}$为 RBF 神经网络的输入量; $\hat{\boldsymbol{W}} \in \mathbf{R}^{j\times m}$为待设计的神经网络权值矩阵; $\boldsymbol{\mu}$为逼近误差; $\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\chi}) = [l_1(\boldsymbol{\chi}), l_2(\boldsymbol{\chi}), \cdots, l_j(\boldsymbol{\chi})]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^{j\times 1}$为待选择的高斯基函数向量, 其元素具体形式如下:

$$l_i(\boldsymbol{\chi}) = \exp\left(-\frac{\|\boldsymbol{\chi}-\boldsymbol{\tau}_i\|^2}{2\iota_i^2}\right) \qquad i = 1,2,\cdots,j \tag{4}$$

其中: $\boldsymbol{\tau}_i$和ι_i分别为对应高斯基函数的中心位置和宽度。

当 RBF 神经网络为输入非线性的最优逼近, 则可表示如下:

$$f(\boldsymbol{\chi}) = \boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{\chi}) + \boldsymbol{\mu}^* \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{W}^*$为最优权值矩阵, 能够使得逼近误差最小; $\|\boldsymbol{\mu}^*\| \leqslant c$, c为正常数。

2　控制器设计和稳定性分析

2.1　位置环控制器设计

先考虑模型 (2) 中的位置环方程:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{n}}_1 = \boldsymbol{n}_2 \\ \dot{\boldsymbol{n}}_2 = \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}(\rho_1 - 1)T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{d}_1 \end{cases} \tag{6}$$

由于ρ_1项未知, 为处理执行器失效故障, 应用如下 RBF 神经网络进行逼近:

$$\boldsymbol{L}_1\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}(\rho_1 - 1)T_{\mathrm{mr}} = \boldsymbol{W}_1^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}}) + \boldsymbol{\mu}_1^* \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{L}_1 \in \mathbf{R}^{3\times 3}$为待设计的正定对称矩阵; $\boldsymbol{W}_1^* \in \mathbf{R}^{j\times 3}$为最优权值矩阵; $\boldsymbol{h}_1 \in \mathbf{R}^j$为选取的高斯基函数向量, 满足$\|\boldsymbol{h}_1(\cdot)\| \leqslant c_1$, $c_1 > 0$为常数, $\boldsymbol{h}_1(\cdot)$为$\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}})$缩写; $\boldsymbol{\mu}_1$为逼近误差, 满足$\|\boldsymbol{\mu}_1^*\| \leqslant \bar{\mu}_1$, $\bar{\mu}_1 > 0$为常数。

结合 RBF 逼近项构造辅助系统[21]:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{b}}_1 = -\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1 + \boldsymbol{b}_2 \\ \dot{\boldsymbol{b}}_2 = -\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2 - \boldsymbol{b}_1 + \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) \end{cases} \tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{P}_1 \in \mathbf{R}^{3\times 3}$和$\boldsymbol{P}_2 \in \mathbf{R}^{3\times 3}$为待设计的正定对称矩阵; $\boldsymbol{b}_1$、$\boldsymbol{b}_2$为辅助系统内部变量。

基于辅助系统定义误差变量为

$$\begin{cases} \boldsymbol{e}_1 = \boldsymbol{n}_1 - \boldsymbol{n}_{1\mathrm{d}} - \boldsymbol{b}_1 \\ \boldsymbol{e}_2 = \boldsymbol{n}_2 - \boldsymbol{n}_{2\mathrm{d}} - \boldsymbol{b}_2 \end{cases} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{n}_{1\mathrm{d}} = [x_{\mathrm{d}}(t), y_{\mathrm{d}}(t), z_{\mathrm{d}}(t)]^{\mathrm{T}}$为期望位置轨迹; $\boldsymbol{n}_{2\mathrm{d}}$为待设计的虚拟控制律。

对误差变量$\boldsymbol{e}_1$求导, 并将式 (8) 和式 (9) 代入得

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{e}}_1 &= \dot{\boldsymbol{n}}_1 - \dot{\boldsymbol{n}}_{1\mathrm{d}} - \dot{\boldsymbol{b}}_1 = \boldsymbol{n}_2 - \dot{\boldsymbol{n}}_{1\mathrm{d}} + \boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1 - \boldsymbol{b}_2 = \boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{n}_{2\mathrm{d}} + \\ &\quad \boldsymbol{b}_2 - \dot{\boldsymbol{n}}_{1\mathrm{d}} + \boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1 - \boldsymbol{b}_2 = \boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{n}_{2\mathrm{d}} - \dot{\boldsymbol{n}}_{1\mathrm{d}} + \boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1 \end{aligned} \tag{10}$$

设计虚拟控制律为

$$\boldsymbol{n}_{2\mathrm{d}} = -(\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1 + \boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1 - \dot{\boldsymbol{n}}_{1\mathrm{d}}) \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{K}_1 \in \mathbf{R}^{3\times 3}$为待设计的正定对称矩阵。

将式 (11) 代入式 (10) 得

$$\dot{\boldsymbol{e}}_1 = -\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1 + \boldsymbol{e}_2 \tag{12}$$

对误差变量$\boldsymbol{e}_2$求导, 并将式 (6) 和式 (8) 代入可得

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{e}}_2 &= \dot{\boldsymbol{n}}_2 - \dot{\boldsymbol{n}}_{2\mathrm{d}} - \dot{\boldsymbol{b}}_2 = \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}(\rho_1 - 1)T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{d}_1 - \\ &\quad \dot{\boldsymbol{n}}_{2\mathrm{d}} + \boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2 + \boldsymbol{b}_1 - \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) = \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \\ &\quad \boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{W}_1^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^* + \boldsymbol{d}_1 - \dot{\boldsymbol{n}}_{2\mathrm{d}} + \boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2 + \boldsymbol{b}_1 - \\ &\quad \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) = \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{d}_1 - \dot{\boldsymbol{n}}_{2\mathrm{d}} + \boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2 - \\ &\quad \boldsymbol{L}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^* + \boldsymbol{b}_1 \end{aligned} \tag{13}$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{W}}_1 = \hat{\boldsymbol{W}}_1 - \boldsymbol{W}_1^*$。由于$\boldsymbol{d}_1$未知, 设计如下非线性故障观测器对$\boldsymbol{d}_1$进行估计[19]:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{m}}_1 = \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \hat{\boldsymbol{d}}_1 \\ \hat{\boldsymbol{d}}_1 = \boldsymbol{L}_1(\boldsymbol{n}_2 - \boldsymbol{m}_1) \end{cases} \tag{14}$$

定义估计误差$\tilde{\boldsymbol{d}}_1 = \hat{\boldsymbol{d}}_1 - \boldsymbol{d}_1$, 对估计误差求导, 并将式 (6) 和式 (14) 代入可得

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\boldsymbol{d}}}_1 &= \boldsymbol{L}_1(\dot{\boldsymbol{n}}_2 - \dot{\boldsymbol{m}}_1) - \dot{\boldsymbol{d}}_1 = \boldsymbol{L}_1[\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} + \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}(\rho_1 - 1)T_{\mathrm{mr}} + \\ &\quad \boldsymbol{d}_1 - \boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} - \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} - \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) - \hat{\boldsymbol{d}}_1] - \dot{\boldsymbol{d}}_1 = \\ &\quad \boldsymbol{L}_1(\boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{W}_1^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) - \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^* - \tilde{\boldsymbol{d}}_1) - \dot{\boldsymbol{d}}_1 = \\ &\quad -\boldsymbol{L}_1\tilde{\boldsymbol{d}}_1 - \tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{\mu}_1^* - \dot{\boldsymbol{d}}_1 \end{aligned} \tag{15}$$

设计位置环控制器:

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}} = -\boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \dot{\boldsymbol{n}}_{2\mathrm{d}} - \boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2 - \boldsymbol{b}_1 - \boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2 - \boldsymbol{e}_1 - \hat{\boldsymbol{d}}_1 \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{K}_2 \in \mathbf{R}^{3\times 3}$为待设计的正定对称矩阵。

将式 (16) 代入式 (13) 得

$$\dot{\boldsymbol{e}}_2 = -\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2 - \boldsymbol{e}_1 - \tilde{\boldsymbol{d}}_1 - \boldsymbol{L}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^* \tag{17}$$

选取 Lyapunov 函数为

$$\begin{aligned} V_1 &= \frac{1}{2}\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_1 + \frac{1}{2}\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_2 + \frac{1}{2}\boldsymbol{b}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_1 + \\ &\quad \frac{1}{2}\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_2 + \frac{1}{2}\mathrm{tr}\{\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Delta}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1\} + \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1 \end{aligned} \tag{18}$$

式中: $\boldsymbol{\Delta}_1 \in \mathbf{R}^{j\times j}$为待设计的正定对称矩阵。

对式 (18) 求导, 并将式 (8)、式 (12)、式 (15) 和式 (17) 代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1 + \boldsymbol{e}_2) + \boldsymbol{b}_1^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1 + \boldsymbol{b}_2) + \\ &\quad \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{L}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^* - \boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2 - \boldsymbol{e}_1 - \tilde{\boldsymbol{d}}_1) + \\ &\quad \boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2 - \boldsymbol{b}_1 + \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)) + \tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}(-\dot{\boldsymbol{d}}_1 - \\ &\quad \tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{\mu}_1^* - \boldsymbol{L}_1\tilde{\boldsymbol{d}}_1) + \mathrm{tr}\{\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Delta}_1^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_1\} = \\ &\quad -\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1 - \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2 - \boldsymbol{b}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1 - \boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2 - \\ &\quad (\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{b}_2)\boldsymbol{L}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) - \tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}} + \\ &\quad \boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{W}_1^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot) + \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^* + \mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Delta}_1^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_1\right\} - \\ &\quad \tilde{\boldsymbol{d}}_1\boldsymbol{L}_1\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\mu}_1^*\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1 - \tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{d}}_1 \end{aligned} \tag{19}$$

对式 (19) 中的部分项进行 Young 不等式放缩:

$$-\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}} \leqslant \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1 + \frac{1}{2}\|\tilde{\boldsymbol{W}}_1\|^2 c_1^2 \tag{20}$$

$$\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{W}_1^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_2+\frac{1}{2}\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\|^2\|\boldsymbol{W}_1^{*}\|^2c_1^2 \tag{21}$$

$$\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^{*}\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_2+\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\right\|^2\bar{\mu}_1^2 \tag{22}$$

$$\boldsymbol{\mu}_1^{*}\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\leqslant\frac{1}{2}\bar{\mu}_1^2+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1 \tag{23}$$

$$-\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_2+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1 \tag{24}$$

$$-\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{d}}_1\leqslant\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1+\frac{1}{2}\sigma_1^2 \tag{25}$$

将式(20)～式(25)代入式(19)得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1=&-\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1-\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{b}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1-\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_2\boldsymbol{b}_2-\\&(\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}})\boldsymbol{L}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)+\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_1^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_1\right\}+\\&\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{W}_1^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)+\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\boldsymbol{\mu}_1^{*}-\tilde{\boldsymbol{d}}_1\boldsymbol{L}_1\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}+\\&\boldsymbol{\mu}_1^{*}\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1-\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{d}}_1\leqslant\\&-\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1-\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{K}_2-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{b}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1-\\&\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}_2-\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{b}_2-\tilde{\boldsymbol{d}}_1(\boldsymbol{L}_1-2\boldsymbol{I}_3)\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}-\\&(\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{b}_2)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)+\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_1^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_1\right\}+\\&\frac{1}{2}\bar{\mu}_1^2+\frac{1}{2}\|\tilde{\boldsymbol{W}}_1\|^2c_1^2+\frac{1}{2}\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\|^2\bar{\mu}_1^2+\\&\frac{1}{2}\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\|^2\|\boldsymbol{W}_1^{*}\|^2c_1^2+\frac{1}{2}\sigma_1^2\end{aligned} \tag{26}$$

设计位置环RBF自适应律:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_1=\boldsymbol{\Lambda}_1[\boldsymbol{h}_1(\cdot)(\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{b}_2)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}-\varpi_1\hat{\boldsymbol{W}}_1] \tag{27}$$

式中:$\varpi_1>0$为待设计的常数。

结合式(27),则以下不等式成立:

$$\begin{aligned}&-(\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{b}_2)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\cdot)+\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_1^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_1\right\}=\\&-\varpi_1\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1\right\}\leqslant-\frac{1}{2}\varpi_1\|\tilde{\boldsymbol{W}}_1\|^2+\frac{1}{2}\varpi_1\|\boldsymbol{W}_1^{*}\|^2\end{aligned} \tag{28}$$

将式(28)代入式(26)得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1\leqslant&-\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1z_1-\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{K}_2-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{b}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1-\\&\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}_2-1/2\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{b}_2-\tilde{\boldsymbol{d}}_1(\boldsymbol{L}_1-2\boldsymbol{I}_3)\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}-\\&\frac{1}{2}\varpi_1\left\|\tilde{\boldsymbol{W}}_1\right\|^2+\frac{1}{2}(\varpi_1+\left\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\right\|^2c_1^2)\left\|\boldsymbol{W}_1^{*}\right\|^2+\\&\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\right\|^2\bar{\mu}_1^2+\frac{1}{2}\left\|\tilde{\boldsymbol{W}}_1\right\|^2c_1^2+\frac{1}{2}\bar{\mu}_1^2+\frac{1}{2}\sigma_1^2\end{aligned} \tag{29}$$

为求出主旋翼推力T_{mr},对本文设计的位置环控制器(16)进行反解。令$[\Gamma_{x1},\Gamma_{y1},\Gamma_{z1}]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}}$,则主旋翼推力$T_{\mathrm{mr}}$和期望的姿态角$\phi_{\mathrm{d}}$和$\theta_{\mathrm{d}}$可由式(30)求出:

$$\begin{cases}\phi_{\mathrm{d}}=\arctan\left(\dfrac{\cos\theta_{\mathrm{d}}(\sin\psi_{\mathrm{d}}\Gamma_{x1}-\cos\psi_{\mathrm{d}}\Gamma_{y1})}{\Gamma_{z1}}\right)\\\theta_{\mathrm{d}}=\arctan\left(\dfrac{\cos\psi_{\mathrm{d}}\Gamma_{x1}+\sin\psi_{\mathrm{d}}\Gamma_{y1}}{\Gamma_{z1}}\right)\\T_{\mathrm{mr}}=-\Gamma_{z1}m/(\cos\phi_{\mathrm{d}}\cos\theta_{\mathrm{d}})\end{cases} \tag{30}$$

式中:ψ_{d}为给定的参考偏航角信号。

2.2 姿态环控制器设计

考虑模型(2)中的姿态环方程:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{n}}_3=\boldsymbol{H}\boldsymbol{n}_4\\\dot{\boldsymbol{n}}_4=-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{d}_2\end{cases} \tag{31}$$

和2.1节一样,由于$\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{a}}$项未知,应用如下RBF神经网络逼近未知函数:

$$\boldsymbol{L}_2\boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\Sigma}=\boldsymbol{W}_2^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma})+\boldsymbol{\mu}_2^{*} \tag{32}$$

式中:$\boldsymbol{L}_2\in\mathbf{R}^{3\times3}$为待设计的正定对称矩阵;$\boldsymbol{W}_2^{*}\in\mathbf{R}^{j\times3}$为最优权值矩阵;$\boldsymbol{h}_2\in\mathbf{R}^{j}$为选取的高斯基函数向量,满足$\|\boldsymbol{h}_2(\cdot)\|\leqslant c_2$,$c_2>0$为常数,$\boldsymbol{h}_2(\cdot)$为$\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma})$的缩写;$\boldsymbol{\mu}_2^{*}$为逼近误差,满足$\left\|\boldsymbol{\mu}_2^{*}\right\|\leqslant\bar{\mu}_2$,$\bar{\mu}_2>0$为常数。

结合RBF逼近项构造辅助系统:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{b}}_3=-\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3+\boldsymbol{H}\boldsymbol{b}_4\\\dot{\boldsymbol{b}}_4=-\boldsymbol{P}_4\boldsymbol{b}_4-\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_3+\boldsymbol{L}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)\end{cases} \tag{33}$$

式中:$\boldsymbol{P}_3\in\mathbf{R}^{3\times3}$和$\boldsymbol{P}_4\in\mathbf{R}^{3\times3}$为待设计的正定对称矩阵;$\boldsymbol{b}_3$和$\boldsymbol{b}_4$为辅助系统内部变量。

基于辅助系统定义误差变量为

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}_3=\boldsymbol{n}_3-\boldsymbol{n}_{3\mathrm{d}}-\boldsymbol{b}_3\\\boldsymbol{e}_4=\boldsymbol{n}_4-\boldsymbol{n}_{4\mathrm{d}}-\boldsymbol{b}_4\end{cases} \tag{34}$$

式中:$\boldsymbol{n}_{3\mathrm{d}}=[\phi_{\mathrm{d}},\theta_{\mathrm{d}},\psi_{\mathrm{d}}]^{\mathrm{T}}$为姿态角期望向量,$\phi_{\mathrm{d}}$和$\theta_{\mathrm{d}}$由式(30)给出。

对误差变量$\boldsymbol{e}_3$求导,并将式(33)和式(34)代入得

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{e}}_3=&\dot{\boldsymbol{n}}_3-\dot{\boldsymbol{n}}_{3\mathrm{d}}-\dot{\boldsymbol{b}}_3=\boldsymbol{H}\boldsymbol{n}_4-\dot{\boldsymbol{n}}_{3\mathrm{d}}+\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3-\boldsymbol{H}\boldsymbol{b}_4=\\&\boldsymbol{H}(\boldsymbol{e}_4+\boldsymbol{n}_{4\mathrm{d}}+\boldsymbol{b}_4)-\dot{\boldsymbol{n}}_{3\mathrm{d}}+\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3-\boldsymbol{H}\boldsymbol{b}_4=\\&\boldsymbol{H}\boldsymbol{e}_4+\boldsymbol{H}\boldsymbol{n}_{4\mathrm{d}}-\dot{\boldsymbol{n}}_{3\mathrm{d}}+\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3\end{aligned} \tag{35}$$

设计虚拟控制律为

$$\boldsymbol{n}_{4\mathrm{d}}=-\boldsymbol{H}^{-1}(\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3+\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3-\dot{\boldsymbol{n}}_{3\mathrm{d}}) \tag{36}$$

式中:$\boldsymbol{K}_3\in\mathbf{R}^{3\times3}$为待设计的正定对称矩阵。

将式(36)代入式(35)得

$$\dot{\boldsymbol{e}}_3=-\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3+\boldsymbol{H}\boldsymbol{e}_4 \tag{37}$$

对误差变量$\boldsymbol{e}_4$求导,并代入式(31)和式(33)得

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{e}}_4=&\dot{\boldsymbol{n}}_4-\dot{\boldsymbol{n}}_{4\mathrm{d}}-\dot{\boldsymbol{b}}_4=-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\Sigma}+\\&\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{d}_2-\dot{\boldsymbol{n}}_{4\mathrm{d}}+\boldsymbol{P}_4\boldsymbol{b}_4+\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_3-\boldsymbol{L}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)=\\&-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{W}_2^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{\mu}_2^{*}+\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}+\\&\boldsymbol{d}_2-\dot{\boldsymbol{n}}_{4\mathrm{d}}+\boldsymbol{P}_4\boldsymbol{b}_4+\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_3-\boldsymbol{L}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)=\\&-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{d}_2-\dot{\boldsymbol{n}}_{4\mathrm{d}}+\boldsymbol{P}_4\boldsymbol{b}_4+\\&\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_3-\boldsymbol{L}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{\mu}_2^{*}\end{aligned} \tag{38}$$

式中:$\tilde{\boldsymbol{W}}_2=\hat{\boldsymbol{W}}_2-\boldsymbol{W}_2^{*}$。

由于$\boldsymbol{d}_2$未知,设计如下非线性观测器对$\boldsymbol{d}_2$进行估计:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{m}}_2=-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{L}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\hat{\boldsymbol{d}}_2\\ \hat{\boldsymbol{d}}_2=\boldsymbol{L}_2(\boldsymbol{n}_4-\boldsymbol{m}_2)\end{cases}\tag{39}$$

定义估计误差 $\tilde{\boldsymbol{d}}_2=\hat{\boldsymbol{d}}_2-\boldsymbol{d}_2$, 对误差求导, 并将式 (31) 和式 (39) 代入可得

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{\boldsymbol{d}}}_2&=\boldsymbol{L}_2(\dot{\boldsymbol{n}}_4-\dot{\boldsymbol{m}}_2)-\dot{\boldsymbol{d}}_2=\boldsymbol{L}_2[-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\Sigma}+\\&\quad\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}+\boldsymbol{d}_2+\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}-\boldsymbol{L}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)-\hat{\boldsymbol{d}}_2]-\\&\quad\dot{\boldsymbol{d}}_2=\boldsymbol{L}_2(\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{W}_2^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{\mu}_2^{*}-\boldsymbol{L}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)-\tilde{\boldsymbol{d}}_2)-\\&\quad\dot{\boldsymbol{d}}_2=-\boldsymbol{L}_2\tilde{\boldsymbol{d}}_2-\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{\mu}_2^{*}-\dot{\boldsymbol{d}}_2\end{aligned}\tag{40}$$

设计姿态环控制器:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}&=\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{n}_4\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{n}_4+\dot{\boldsymbol{n}}_{4\mathrm{d}}-\boldsymbol{P}_4\boldsymbol{b}_4-\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{e}_4+\\&\quad\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{e}_3-\boldsymbol{b}_3)-\hat{\boldsymbol{d}}_2\end{aligned}\tag{41}$$

式中: $\boldsymbol{K}_4\in\mathbf{R}^{3\times3}$为待设计的正定对称矩阵。

令 $[\Gamma_{x2},\Gamma_{y2},\Gamma_{z2}]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Sigma}$, 则施加在机体的力矩 Σ_x、Σ_y和Σ_z可由式(42)求出:

$$[\Sigma_x,\Sigma_y,\Sigma_z]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{J}[\Gamma_{x2},\Gamma_{y2},\Gamma_{z2}]^{\mathrm{T}}\tag{42}$$

将式 (41) 代入式 (38) 得

$$\dot{\boldsymbol{e}}_4=-\boldsymbol{L}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{L}_2^{-1}\gamma_2^{*}-\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{e}_4+\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_3-\tilde{\boldsymbol{d}}_2\tag{43}$$

选取 Lyapunov 函数为

$$\begin{aligned}V_2&=\frac{1}{2}\boldsymbol{e}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_3+\frac{1}{2}\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_4+\frac{1}{2}\boldsymbol{b}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_3+\\&\quad\frac{1}{2}\boldsymbol{b}_4{}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_4+\frac{1}{2}\mathrm{tr}\{\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2\}+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2\end{aligned}\tag{44}$$

式中: $\boldsymbol{\Lambda}_2\in\mathbf{R}^{j\times j}$为待设计的正定对称矩阵。

对式 (44) 求导得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2&=\boldsymbol{e}_3^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3+\boldsymbol{H}\boldsymbol{e}_4)+\boldsymbol{b}_3^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3+\boldsymbol{H}\boldsymbol{b}_4)+\\&\quad\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{L}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{\mu}_2^{*}-\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{e}_4+\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_3-\tilde{\boldsymbol{d}}_2)+\\&\quad\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{P}_4\boldsymbol{b}_4-\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_3+\boldsymbol{L}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot))+\\&\quad\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_2\right\}+\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{L}_2\tilde{\boldsymbol{d}}_2-\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{\mu}_2^{*}-\dot{\boldsymbol{d}}_2)=\\&\quad-\boldsymbol{e}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3-\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{e}_4-\boldsymbol{b}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3-\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_4\boldsymbol{b}_4-\\&\quad(\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}})\boldsymbol{L}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)-\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}+\\&\quad\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{W}_2^{*T}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{\mu}_2^{*}+\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_2\right\}-\\&\quad\tilde{\boldsymbol{d}}_2\boldsymbol{L}_2\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{\mu}_2^{*}\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2-\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{d}}_2\end{aligned}\tag{45}$$

对式 (45) 中的部分项进行 Young 不等式放缩:

$$-\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\leqslant\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2+\frac{1}{2}\|\tilde{\boldsymbol{W}}_2\|^2c_2^2\tag{46}$$

$$\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{W}_2^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_4+\frac{1}{2}\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\|^2\|\boldsymbol{W}_2^{*}\|^2c_2^2\tag{47}$$

$$\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_2^{-1}\boldsymbol{\mu}_2^{*}\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_4+\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\right\|^2\bar{\mu}_2^2\tag{48}$$

$$\boldsymbol{\mu}_2^{*}\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\leqslant\frac{1}{2}\bar{\mu}_2^2+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2\tag{49}$$

$$-\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_4+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2\tag{50}$$

$$-\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{d}}_2\leqslant\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2+\frac{1}{2}\sigma_2^2\tag{51}$$

将式 (46)～式 (51) 代入式 (45) 得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2&\leqslant-\boldsymbol{e}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3-\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{K}_4-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{e}_4-\boldsymbol{b}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3-\\&\quad\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}_4-\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{b}_4-\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}_2-2\boldsymbol{I}_3)\tilde{\boldsymbol{d}}_2-\\&\quad(\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}})\boldsymbol{L}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_2\right\}+\\&\quad\frac{1}{2}\bar{\mu}_2^2+\frac{1}{2}\|\tilde{\boldsymbol{W}}_2\|^2c_2^2+\frac{1}{2}\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\|^2\bar{\mu}_2^2+\\&\quad\frac{1}{2}\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\|^2\|\boldsymbol{W}_2^{*}\|^2c_2^2+\frac{1}{2}\sigma_2^2\end{aligned}\tag{52}$$

设计姿态环 RBF 自适应更新律:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_2=\boldsymbol{\Lambda}_2[\boldsymbol{h}_2(\cdot)(\boldsymbol{e}_4-\boldsymbol{b}_4)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_2^{-1}-\varpi_2\hat{\boldsymbol{W}}_2]\tag{53}$$

式中: $\varpi_2>0$为待设计常数。

代入式 (53), 则以下不等式成立:

$$\begin{aligned}&-(\boldsymbol{e}_4\boldsymbol{L}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)+\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_2\right\}=\\&\quad-\varpi_2\mathrm{tr}\left\{\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_2\right\}\leqslant\\&\quad-\frac{1}{2}\varpi_2\|\tilde{\boldsymbol{W}}_2\|^2+\frac{1}{2}\varpi_2\|\boldsymbol{W}_2^{*}\|^2\end{aligned}\tag{54}$$

将式 (54) 代入式 (52) 得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2&\leqslant-\boldsymbol{e}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3-\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{K}_4-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{e}_4-\boldsymbol{b}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3-\\&\quad\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}_4-\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{b}_4-(\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}-\varsigma_4^{\mathrm{T}})\boldsymbol{L}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\cdot)-\\&\quad\frac{1}{2}\varpi_2\|\tilde{\boldsymbol{W}}_2\|^2+\frac{1}{2}(\varpi_2+\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\|^2c_2^2)\|\boldsymbol{W}_2^{*}\|^2+\\&\quad\frac{1}{2}\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\|\bar{\mu}_2^2+\frac{1}{2}\|\tilde{\boldsymbol{W}}_2\|^2c_2^2+\frac{1}{2}\bar{\mu}_2^2+\frac{1}{2}\sigma_2^2\end{aligned}\tag{55}$$

2.3　稳定性分析

选取 Lyapunov 函数为

$$V_3=V_1+V_2\tag{56}$$

对式(56)求导:

$$\begin{aligned}\dot{V}_3&\leqslant-\boldsymbol{e}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}_1-\boldsymbol{e}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{K}_2-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{e}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_3-\\&\quad\boldsymbol{e}_4^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{K}_4-\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{e}_4+\frac{1}{2}(\varpi_1+\left\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\right\|^2c_1^2)\left\|\boldsymbol{W}_1^{*}\right\|^2+\\&\quad\frac{1}{2}\left\|\tilde{\boldsymbol{W}}_1\right\|^2c_1^2+\frac{1}{2}(\varpi_2+\left\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\right\|^2c_2^2)\left\|\boldsymbol{W}_2^{*}\right\|^2+\\&\quad\frac{1}{2}\left\|\tilde{\boldsymbol{W}}_2\right\|^2c_2^2+\boldsymbol{b}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_1\boldsymbol{b}_1-\boldsymbol{b}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}_2-\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{b}_2-\\&\quad\boldsymbol{b}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_3\boldsymbol{b}_3-\boldsymbol{b}_4^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}_4-\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{b}_4+\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\right\|^2\bar{\mu}_1^2-\\&\quad\tilde{\boldsymbol{d}}_1(\boldsymbol{L}_1-2\boldsymbol{I}_3)\tilde{\boldsymbol{d}}_1^{\mathrm{T}}-\tilde{\boldsymbol{d}}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}_2-2\boldsymbol{I}_3)\tilde{\boldsymbol{d}}_2+\\&\quad\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\right\|\bar{\mu}_2^2+\frac{1}{2}\bar{\mu}_1^2+\frac{1}{2}\sigma_1^2+\frac{1}{2}\bar{\mu}_2^2+\frac{1}{2}\sigma_2^2-\\&\quad\frac{1}{2}\varpi_1\left\|\tilde{\boldsymbol{W}}_1\right\|^2-\frac{1}{2}\varpi_2\left\|\tilde{\boldsymbol{W}}_2\right\|^2\end{aligned}\tag{57}$$

式中:

$$\lambda=\min\{2\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_1),2\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_2-\boldsymbol{I}_3),2\lambda_{\min}(\boldsymbol{P}_1),$$
$$\lambda_{\min}(2\boldsymbol{P}_2-\boldsymbol{I}_3),\varpi_1\lambda_{\max}(\boldsymbol{\Lambda}_1^{-1})^{-1},\lambda_{\min}(2\boldsymbol{L}_1-4\boldsymbol{I}_3),$$
$$2\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_3),2\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_4-\boldsymbol{I}_3),2\lambda_{\min}(\boldsymbol{P}_3),$$
$$\lambda_{\min}(2\boldsymbol{P}_4-\boldsymbol{I}_3),\varpi_2\lambda_{\max}(\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1})^{-1},\lambda_{\min}(2\boldsymbol{L}_2-4\boldsymbol{I}_3)\}$$

$$\Upsilon=\frac{1}{2}\varpi_1\left\|\boldsymbol{W}_1^*\right\|^2+\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\right\|^2\bar{\mu}_1^2+\frac{1}{2}\bar{\mu}_1^2+\frac{1}{2}\sigma_1^2+$$
$$\frac{1}{2}(\varpi_1+\left\|\boldsymbol{L}_1^{-1}\right\|^2c_1^2)\left\|\boldsymbol{W}_1^*\right\|^2+\frac{1}{2}\bar{\mu}_2^2+$$
$$\frac{1}{2}\varpi_2\left\|\boldsymbol{W}_2^*\right\|^2+\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\right\|^2\bar{\mu}_2^2+\frac{1}{2}\sigma_2^2+$$
$$\frac{1}{2}(\varpi_2+\left\|\boldsymbol{L}_2^{-1}\right\|^2c_2^2)\left\|\boldsymbol{W}_2^*\right\|^2$$

则式 (57) 可表示为

$$\dot{V}_3\leqslant-\lambda V_3+\Upsilon \tag{58}$$

对式 (58) 求积分可得

$$V_3\leqslant\Upsilon/\lambda+(V_3(0)-\Upsilon/\lambda)\exp(-\lambda t) \tag{59}$$

由式 (59) 可知, 闭环系统跟踪误差随着时间是有界且收敛的。至此, 本文设计的容错控制器及其稳定性证明完毕。

3 仿真与分析

3.1 仿真参数设置

本节通过仿真验证本文算法的有效性。首先, 期望的参考轨迹信号如下: $\boldsymbol{S}_{\mathrm{d}}(t)=[5\cos(0.5t),5\sin(0.5t),-0.2t]^{\mathrm{T}}$, $\psi_{\mathrm{d}}(t)=0$。

无人直升机的初始位置和姿态角分别设置为 $\boldsymbol{S}(0)=[0,5,0]^{\mathrm{T}}$ 和 $\boldsymbol{M}(0)=[0,0,0]^{\mathrm{T}}$; 无人直升机系统参数为 $m=8.2$ kg, $g=9.8$ m^2/s, 转动惯量矩阵 $\boldsymbol{J}=\mathrm{diag}\{0.18,0.34,0.28\}$kg·m^2。

控制器的参数选择为: $\varpi_1=0.2$, $\varpi_2=0.5$, $\boldsymbol{K}_1=\mathrm{diag}\{0.3,0.3,0.3\}$, $\boldsymbol{K}_2=\mathrm{diag}\{2,2,4\}$, $\boldsymbol{K}_3=\mathrm{diag}\{10,10,10\}$, $\boldsymbol{K}_4=\mathrm{diag}\{20,20,20\}$, $\boldsymbol{P}_1=\boldsymbol{P}_3=\mathrm{diag}\{20,20,20\}$, $\boldsymbol{P}_2=\boldsymbol{P}_4=\mathrm{diag}\{30,30,30\}$, $\boldsymbol{L}_1=\boldsymbol{L}_2=\mathrm{diag}\{5,5,5\}$。

执行器失效故障选取为

$$[\rho_1,\rho_2,\rho_3,\rho_4]=\begin{cases}[1,1,1,1] & 0\leqslant t<15\\ [1,0.6,0.5,1] & t\geqslant 15\end{cases}$$

执行器偏置故障选取为

$$[o_1,o_2,o_3,o_4]=\begin{cases}[0,0,0,0] & 0<t<15\\ [-20,0,0,3] & t\geqslant 15\end{cases}$$

3.2 仿真结果

图 2～图 7 为普通反步法、PID 控制、滑模控制[22]和本文设计的复合容错控制器在执行器多故障发生时的跟踪误差对比。由图 2～图 7 可知, 在执行轨迹跟踪任务过程中, 普通纯反步法控制在失效故障和偏置故障发生后各方向的跟踪误差偏移最大; 基于 PID 控制的飞行系统在稳定前的超调最大且

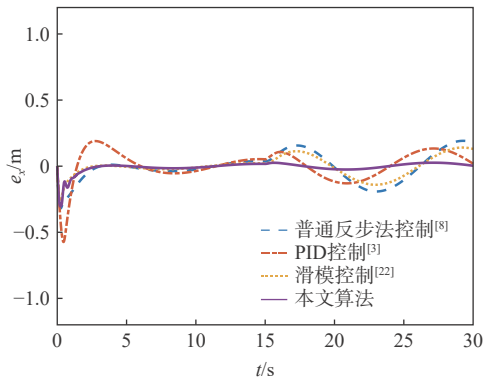


图 2 x 轴方向跟踪误差对比

Fig. 2 Comparison of x-axis tracking errors

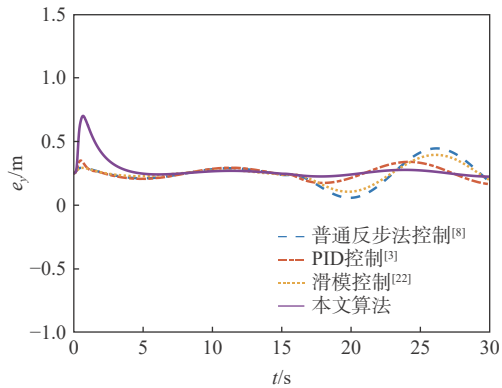


图 3 y 轴方向跟踪误差对比

Fig. 3 Comparison of y-axis tracking errors

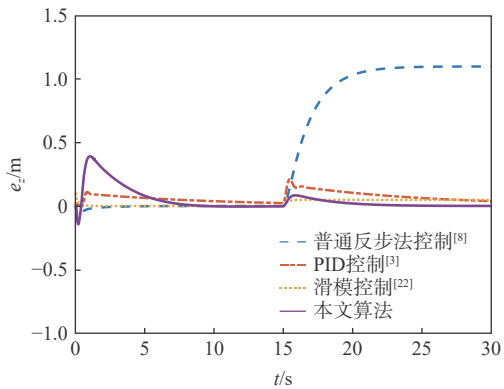


图 4 z 轴方向跟踪误差对比

Fig. 4 Comparison of z-axis tracking errors

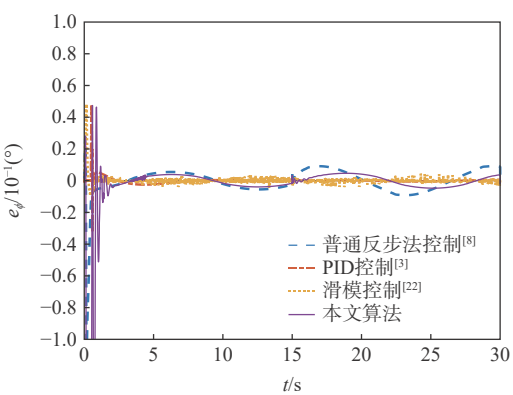


图 5 滚转角跟踪误差对比

Fig. 5 Comparison of roll angle tracking errors

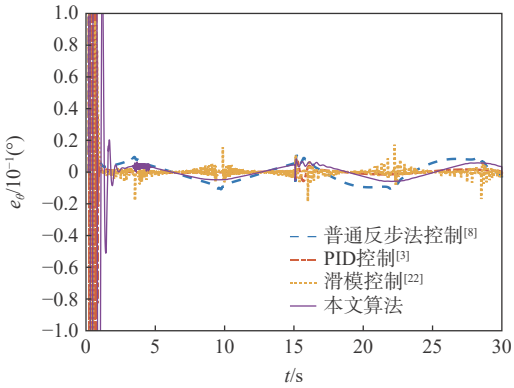


图 6　俯仰角跟踪误差对比

Fig. 6　Comparison of pitch angle tracking errors

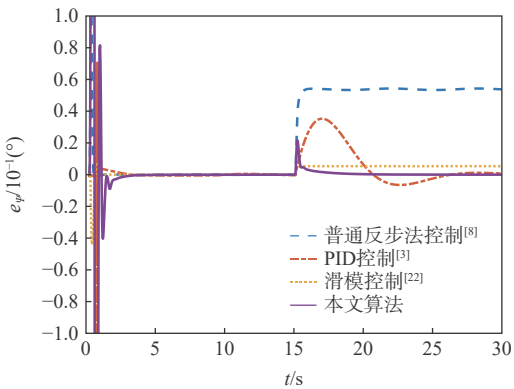


图 7　偏航角跟踪误差对比

Fig. 7　Comparison of yaw angle tracking error

在故障发生后也存在偏差现象, 且调节时间较长; 滑模控制器下的跟踪误差在执行器故障发生后收敛效果优于 PID 控制器, 但存在静差, 姿态跟踪出现较大振荡; 而本文设计的复合容错控制器在故障发生后仍保持了较小的跟踪误差和超调。

图 8～图 13 分别为控制器曲线、故障观测器观测结果、RBF 神经网络权值曲线和 RBF 神经网络逼近误差曲线。由图 8 可知, 闭环系统的控制输入均为有界时变的; 由图 9 和图 10 可知, 故障观测器具有较好的估计效果, 估计误差能够迅速收敛到 0 附近; 由图 11 可知, 当失效故障发生时, 已经收敛的 RBF 神经网络权值发生变化, 但经过调整后仍会继续收敛到有界范围内。

由图 12 和图 13 可知, 本文的 RBF 神经网络能够较为理想地逼近未知非线性函数。尽管突发故障的出现会引起 RBF 神经网络逼近误差的短暂变化, 但在本文容错算法的调节作用下, 逼近误差最终仍会收敛到 0 附近, 这表明本文设计的容错飞行控制器能够提高无人直升机的控制性能, 保证其安全飞行。

注释 2　图 9 和图 10 的故障观测值分别由 $\boldsymbol{d}_1 = \boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{e}} \cdot \boldsymbol{\delta} \cdot o_1 / m$ 和 $\boldsymbol{d}_2 = \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{o}_{\mathrm{a}}$ 计算得出; 图 12 中 $\boldsymbol{\Theta}_1 = \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}}) \in \mathbf{R}^3$ 表示位置环 RBF 神经网络式 (7) 的逼近结果, 图 13 中, $\boldsymbol{\Theta}_1 = \boldsymbol{L}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{R}_{\mathrm{a}}T_{\mathrm{mr}}) \in \mathbf{R}^3$ 表示姿态环 RBF 神经网络式 (32) 的逼近结果。

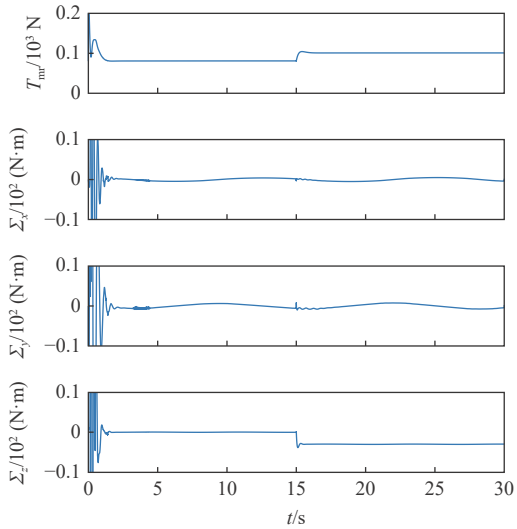


图 8　控制输入曲线

Fig. 8　Control input curves

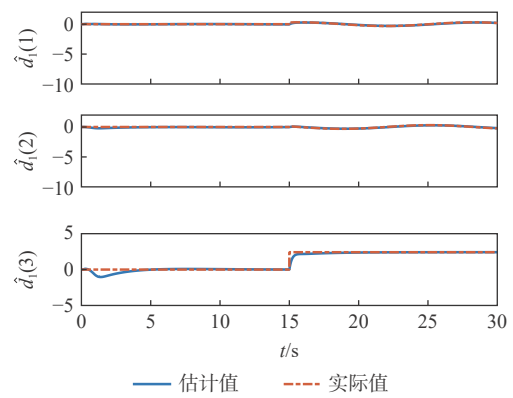


图 9　位置环故障观测器估计结果

Fig. 9　Estimation results of position loop fault observer

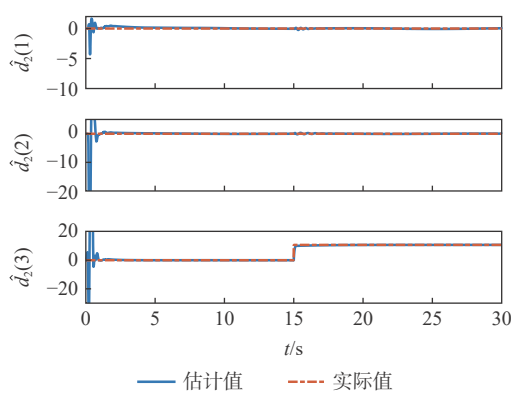


图 10　姿态环故障观测器估计结果

Fig. 10　Estimation results of attitude loop fault observer

3.3　仿真结果总结

通过仿真结果可以看出, 仅反步法设计的控制器对执行器故障敏感度很高, 本文辅助系统和非线性观测器都具有对特定故障的容错能力, 基于 RBF 神经网络的辅助系统能够有效的处理执行器

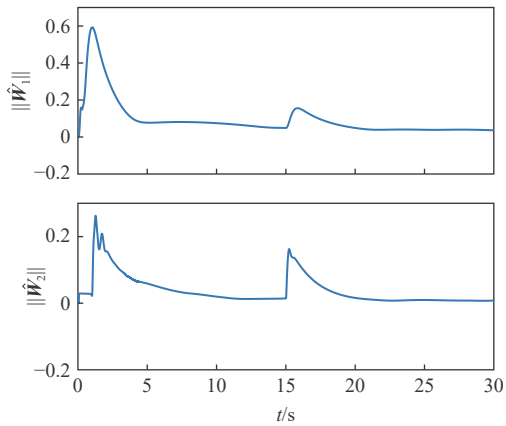


图 11 RBF 神经网络权值范数曲线

Fig. 11 RBF neural network weight norm curves

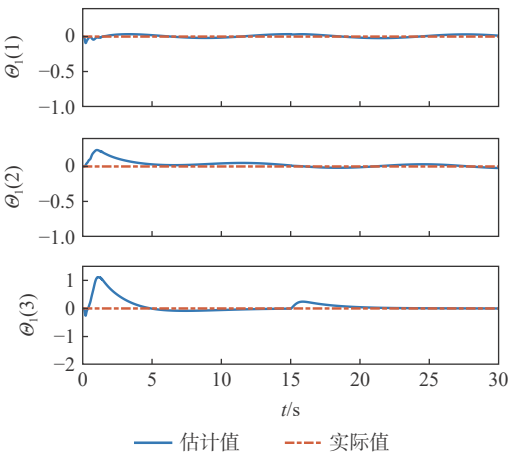


图 12 位置环 RBF 神经网络逼近结果

Fig. 12 Position ring RBF neural networks approximation results

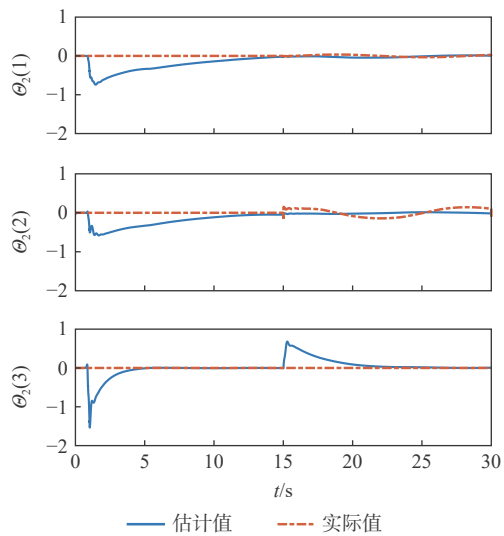


图 13 姿态环 RBF 神经网络逼近结果

Fig. 13 Approximation results of attitude loop RBF neural networks

失效故障，而非线性故障观测器则能够较好地补偿执行器偏差故障；PID 控制也具有一定的抗干扰性能，但当执行器多故障同时发生，PID 控制无法不能满足飞行任务需要；滑模控制具有一定的容错控制能力，能够一定程度上的保证飞行质量，但在多故障发生时的跟踪效果不尽人意；本文复合容错控制器不仅能够保持平稳的姿态进行轨迹跟踪，而且能够保证估计误差快速收敛。综上，本文复合容错控制器能够有效的抵抗执行器多故障的影响，保障无人直升机的飞行质量。

4 结 论

1）本文提出的复合容错控制算法性能优于传统的 PID 控制和滑模控制方法，有效提高了无人直升机的容错能力，增强了系统安全性。

2）本文设计的 RBF 神经网络和故障观测器能够实时地估计执行器失效和偏置故障，结合估计值设计的复合容错控制器减少了执行器故障对无人直升机的飞行安全影响。

注意到神经网络的逼近效果和速度较偏置故障估计方法还存在一定差距，下一步仍需要对失效故障的处理做出改进；同时考虑到无人直升机飞行环境和执行任务的复杂性，输入受限、状态约束等问题也是下一步需要研究的方向。

参考文献（References）

[1] 闫超, 涂良辉, 王聿豪, 等. 无人机在我国民用领域应用综述[J]. 飞行力学, 2022, 40(3): 1-6.
YAN C, TU L H, WANG Y H, et al. Application of unmanned aerial vehicle in civil field in China[J]. Flight Dynamics, 2022, 40(3): 1-6(in Chinese).

[2] 罗俊海, 王芝燕. 无人机探测与对抗技术发展及应用综述[J]. 控制与决策, 2022, 37(3): 530-544.
LUO J H, WANG Z Y. A review of development and application of UAV detection and counter technology[J]. Control and Decision, 2022, 37(3): 530-544(in Chinese).

[3] POUNDS P E I, BERSAK D R, DOLLAR A M. Stability of small-scale UAV helicopters and quadrotors with added payload mass under PID control[J]. Autonomous Robots, 2012, 33(1): 129-142.

[4] LIU H, LU G, ZHONG Y S. Robust LQR attitude control of a 3-DOF laboratory helicopter for aggressive maneuvers[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 60(10): 4627-4636.

[5] 李蒙, 石泳, 刘莉. 基于鲁棒 H∞的无人机飞行控制系统设计及实现[J]. 北京理工大学学报, 2016, 36(8): 807-812.
LI M, SHI Y, LIU L. Development of UAV autopilot based on robust H∞ theory[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2016, 36(8): 807-812(in Chinese).

[6] SONG B Q, MILLS J K, LIU Y H, et al. Nonlinear dynamic modeling and control of a small-scale helicopter[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2010, 8(3): 534-543.

[7] DAS A, SUBBARAO K, LEWIS F. Dynamic inversion with zero-dynamics stabilisation for quadrotor control[J]. IET Control Theory

& Applications, 2009, 3(3): 303-314.

[8] 侯捷, 陈谋, 刘楠. 基于径向基函数神经网络与扩张状态观测器的无人直升机控制[J]. 控制理论与应用, 2021, 38(9): 1361-1371.
HOU J, CHEN M, LIU N. Unmanned helicopter control based on radial basis function neural network and extended state observer[J]. Control Theory & Applications, 2021, 38(9): 1361-1371(in Chinese).

[9] LIU H, WANG X F, ZHONG Y S. Robust position control of a lab helicopter under wind disturbances[J]. IET Control Theory & Applications, 2014, 8(15): 1555-1565.

[10] WU B, WU J L, ZHANG J, et al. Adaptive neural control of a 2DOF helicopter with input saturation and time-varying output constraint[J]. Actuators, 2022, 11(11): 336.

[11] YAN K, WU Q X. Adaptive tracking flight control for unmanned autonomous helicopter with full state constraints and actuator faults[J]. ISA Transactions, 2022, 128: 32-46.

[12] YAN K, CHEN M, WU Q X, et al. Extended state observer-based sliding mode fault-tolerant control for unmanned autonomous helicopter with wind gusts[J]. IET Control Theory & Applications, 2019, 13(10): 1500-1513.

[13] 宋崎, 江紫亚, 韩建达, 等. 直升机执行器故障的双时标容错控制系统设计[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(6): 709-716.
SONG Q, JIANG Z Y, HAN J D, et al. Two time-scale fault tolerant control system design against actuator faults for a helicopter[J]. Control Theory & Applications, 2014, 31(6): 709-716(in Chinese).

[14] JIA Z Y, YU J Q, MEI Y S, et al. Integral backstepping sliding mode control for quadrotor helicopter under external uncertain disturbances[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 68: 299-307.

[15] 张思洁, 吴怀宇, 郑秀娟. 具有执行器故障的四旋翼无人机有限时间容错控制[J]. 控制理论与应用, 2023, 40(7): 1270-1276.
ZHANG S J, WU H Y, ZHENG X J. Finite-time fault tolerant control of quadrotor UAV with actuator faults[J]. Control Theory & Applications, 2023, 40(7): 1270-1276(in Chinese).

[16] 赵广磊, 高儒帅, 陈健楠. 具有执行器故障的四旋翼无人机自适应预定性能控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(9): 2103-2112.
ZHAO G L, GAO R S, CHEN J N. Adaptive prescribed performance control of quadrotor with unknown actuator fault[J]. Control and Decision, 2021, 36(9): 2103-2112(in Chinese).

[17] YU X, YANG J, LI S H. Disturbance observer-based autonomous landing control of unmanned helicopters on moving shipboard[J]. Nonlinear Dynamics, 2020, 102(1): 131-150.

[18] CHEN M, YAN K, WU Q X. Multiapproximator-based fault-tolerant tracking control for unmanned autonomous helicopter with input saturation[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2021, 52(9): 5710-5722.

[19] WANG C C, YANG G H. Neural network-based adaptive output feedback fault-tolerant control for nonlinear systems with prescribed performance[J]. Neurocomputing, 2019, 329: 457-467.

[20] LI D J, LU S M, LIU L. Adaptive NN cross backstepping control for nonlinear systems with partial time-varying state constraints and its applications to hyper-chaotic systems[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2021, 51(5): 2821-2832.

[21] 陈海涛, 宋申民. 考虑执行器性能约束的刚体航天器鲁棒姿态跟踪控制[J]. 控制与决策, 2019, 34(4): 735-742.
CHEN H T, SONG S M. Robust attitude tracking control of rigid spacecraft considering control input constraints[J]. Control and Decision, 2019, 34(4): 735-742(in Chinese).

[22] 吉思臣, 王司令, 阎坤, 等. 变质心共轴双旋翼无人机建模与反步滑模控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(6): 1056-1064.
JI S C, WANG S L, YAN K, et al. Modeling and backstepping sliding mode control of moving mass-actuated coaxial dual-rotor UAVs[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(6): 1056-1064(in Chinese).

Neural networks-based fault-tolerant control design for unmanned helicopter with multiple actuator faults

YAN Kun，ZHAO Jinze，CHEN Chaobo，GAO Song*，CAO Kai

(College of Electronic Information Engineering，Xi'an Technological University，Xi'an 710000，China)

Abstract：Actuator fault threatens the flight safety of the unmanned helicopter seriously. This paper suggests a composite fault-tolerant flight control algorithm for the unmanned helicopter that takes into account both the actuator bias fault and the loss of effectiveness fault at the same time. Firstly, the nonlinear fault observer is designed to estimate the unknown actuator bias fault in real time. Meanwhile, the auxiliary system method is combined with the neural network technique to deal with the loss of effectiveness of the actuator. Finally, the composite fault-tolerant controller is developed for the unmanned helicopter based on the backstepping approach, and all error signals of the closed-loop system are proved to be bounded and convergent via Lyapunov stability analysis. According to simulation results, the proposed control scheme can guarantee the unmanned helicopter's flight safety and increase its fault-tolerant capability under multiple actuator failures.

Keywords：unmanned helicopter; neural networks; auxiliary system; fault observer; composite fault-tolerant

Received：2023-10-27；**Accepted**：2023-12-15；**Published Online**：2024-01-05 14：35

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240103.1622.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62103315); "Chunhui Plan" Cooperative Scientific Project From Ministry of Education (HZKY20220523); Industrial Project from Science and Technology Department of Shaanxi Province (2022GY-243,2023-ZDLNY-61,2022QFY01-16); Xi'an University Institutes Science and Technology Staff Service Enterprise Project (22GXFW0045); Open Fund of Ministry of Education Key Laboratory of Information Fusion Technology (202312-IFTKFKT-007)

* **Corresponding author**. E-mail：gaos@xatu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0688

微纳卫星变轨机动段姿态复合控制技术

陆正亮[1,*]，谢昊东[1]，倪涛[2]，许浩[2]

(1. 南京理工大学 机械工程学院，南京 210094；2. 上海卫星工程研究所，上海 200240)

摘 要：针对仅安装单推力器的微纳卫星变轨机动期间无法解决长期推力偏心扰动控制的问题，提出一种质心配平+零动量控制的复合姿态控制方法。基于零动量轮系和二维平动伺服装置构建一种新型复合执行机构，建立并优化了考虑惯性主轴偏移与附加扰动力矩的姿态转动动力学和滑块平动动力学模型；设计了指数收敛干扰观测器实时观测推力偏心力矩；设计了姿态控制环模型预测控制 (MPC) 控制器和推力偏心力矩补偿环离散比例积分微分 (PID) 控制器，构成双闭环复合姿态控制系统。数值仿真结果表明：在微纳卫星执行长周期变轨机动任务期间，干扰观测器能有效观测慢时变的推力偏心力矩，双闭环姿态控制器可有效收敛姿态角误差至±0.01°并确保动量轮系无饱和，验证了所提方法的可行性。

关 键 词：微纳卫星；姿态控制；质量矩技术；干扰观测器；模型预测控制

中图分类号：V448.22+2

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4125-11

在当前微电子和微机械技术快速发展的背景下，微纳卫星逐渐引起了世界各国的广泛关注。因其具有质量轻、体积小、成本低、研制周期短等显著优势，已广泛应用于包括空间遥感、星座组网、在轨交会对接等民用和军用领域[1-3]。随着空间任务复杂性不断增加，对微纳卫星变轨能力的需求愈发迫切，然而，变轨期间推力器工作所引起的推力偏心问题会给卫星施加额外的扰动力矩，严重干扰卫星姿态效果。传统的轮控或磁控方法对这种干扰抑制能力极为有限。且由于微纳卫星体积有限，若是在多个方向安装喷口以保证能输出多方向的力矩，将导致推进系统变得非常复杂，严重影响了整体系统的可靠性，增加卫星体积，提高其研制成本。因此，本文提出利用质量矩技术来解决仅安装单推力器的微纳卫星变轨机动期间无法长期进行推力偏心扰动控制这一技术难点。

质量矩技术通过移动系统内活动质量块的位置来改变系统质心的位置，从而调整系统外力矩大小，最终实现期望的姿态控制[4-5]。该技术始于20世纪60年代，最早应用于导弹领域。1984年，美国海军水面战研究中心的科学家 Regan 等设计出一种单自由度活动质量体配平控制器，能够对导弹弹道做适度的修正[6]。2005年，Vaddi 等利用凸优化技术设计了质量矩导弹纵向面姿态控制系统并在设计过程中考虑了活动质量体的动力学环节[7]易彦等也对质量矩控制导弹的模型、控制策略及控制律进行了深入研究[8]。在航天器控制领域，Childs[9]研究了一种移动质量控制系统来稳定空间站，通过在航天器外置单个运动质量体作为平衡装置来抑制姿态振荡和抵消转矩扰动，文献 [10] 利用质量矩执行机构与太阳帆控制卫星俯仰与偏航方向姿态，文献 [11] 利用质量矩执行机构与磁力矩器完成了卫星姿态的三轴稳定控制。El-Gohary 等[12-14]提出一种三轴稳定卫星动质量姿态控制方法，通过3个移动质量保证了程序运动的渐近稳定性，并用 Lyapunov 方法进行了证明。

收稿日期：2023-10-25；**录用日期**：2023-12-29；**网络出版时间**：2024-01-24 17:10

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240124.1122.001

基金项目："十四五"民用航天技术预先研究资助项目；中国航天科技集团公司第八研究院产学研合作基金资助项目

* **通信作者**. E-mail：112010115@njust.edu.cn

引用格式：*陆正亮，谢昊东，倪涛，等. 微纳卫星变轨机动段姿态复合控制技术 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4125-4135.*

LU Z L，XIE H D，NI T，et al. Attitude compound control technology for micro/nanosatellite variable orbit maneuvering segment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4125-4135（in Chinese）.

然而，质量矩技术仍存在着亟待解决的实际工程问题。质量块运动会改变卫星的转动惯量，并产生与其运动速度、加速度有关的附加力矩扰动，严重干扰卫星姿态控制效果。同时，质量矩执行机构会引入额外的质量配重，降低卫星有效质量的占比，不符合微纳卫星小型化的发展趋势。针对上述问题，已有学者做了一定的研究。文献 [15] 设计了一种双对称布局的质量矩机构，有效减小了 x 轴上的惯性力矩，但并未考虑到质量矩执行机构引入额外质量的问题。文献 [16] 考虑了推进剂燃烧、质量块运动等因素引起的系统质量特性参数的变化，利用自适应算法来控制卫星姿态，但并没有抑制或减弱滑块带来的干扰力矩。文献 [17] 考虑了使用离散控制算法降低质量块的运动周期与加速度，以此来降低滑块带来的干扰力矩。

因此，本文针对上述问题，提出一种新型的复合执行机构，以零动量轮系为姿态控制执行机构，并设计质量矩机构将零动量轮系复用为质量配重，从而在解决推力偏心力矩干扰姿态控制问题的同时避免引入额外的系统质量。将干扰观测器、模型预测控制 (model predictive control, MPC) 及离散型比例积分微分 (proportional-integral-derivative, PID) 控制算法相结合，设计一种双闭环复合姿态控制系统，以实现在推力器工作期间卫星的高精度姿态稳定控制。

1 复合执行机构微纳卫星数学建模

本文复合执行机构由 2 部分组成，包括零动量轮系和二维平动执行机构。其中，将零动量轮系复用为质量矩机构的移动质量，从而避免了常规质量矩机构引入额外质量的弊端，与微纳卫星轻量化的发展方向相符。复合执行机构如图 1 所示。

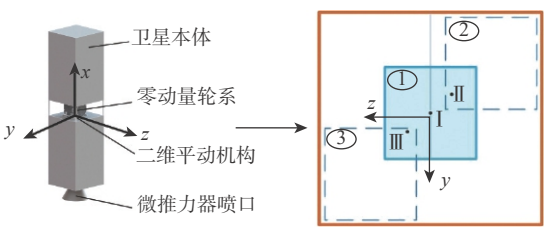


图 1 复合执行机构工作原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of operating principle of composite actuator

推力偏心力矩是推力矢量延长线不过系统质心造成的，因而可通过调节质心位置或调节推力矢量方向消除推力偏心力矩。相较于矢量喷口方案，调节系统质心位置的方案更为简单，在质量体积受限的微纳卫星上更易实现。当复合执行机构位于位置 1 时，卫星整体质心在 yOz 平面的投影位于点 I，当复合执行机构平动至其他位置时，卫星的质心也会发生相应的变化。通过适当调节复合执行机构的位置，即可使得卫星系统质心位于推力矢量的延长线上，从而消除推力偏心力矩。注意到本文方案中仍利用零动量轮系输出三轴力矩，以此满足姿态高精度控制需求。

1.1 卫星姿态动力学

微纳卫星系统坐标系如图 2 所示。

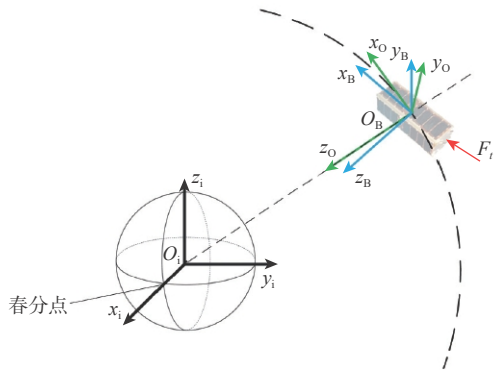


图 2 空间坐标系示意图

Fig. 2 Schematic diagram of space coordinate system

图 2 中，$O_B x_B y_B z_B$ 为以卫星壳体形心为原点的本体坐标系，$O_i x_i y_i z_i$ 为以地球中心为原点的惯性坐标系，$O_O x_O y_O z_O$ 为以卫星壳体形心为原点的轨道坐标系。

根据广义动量矩定理，可推导惯性系下卫星姿态动力学计算式为

$$\begin{cases}(\boldsymbol{J}_S+\boldsymbol{J}_C)\dot{\boldsymbol{\omega}}_{bi}=-\boldsymbol{\omega}_{bi}\times[(\boldsymbol{J}_S+\boldsymbol{J}_C)\boldsymbol{\omega}_{bi}+\boldsymbol{h}_W]-\\ \qquad \boldsymbol{C}_W\boldsymbol{J}_W\dot{\boldsymbol{\omega}}_W+\boldsymbol{U}_d\\ \boldsymbol{U}_d=\boldsymbol{T}_P+\boldsymbol{T}_d+\boldsymbol{d}_S\end{cases} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{J}_S$ 为本体系下卫星壳体的转动惯量；$\boldsymbol{J}_C$ 为本体系下复合执行机构的转动惯量；$\boldsymbol{\omega}_{bi}$ 为本体系下卫星本体系相对于惯性系的角速度；$\boldsymbol{h}_W=\boldsymbol{C}_W\boldsymbol{J}_W\boldsymbol{\omega}_W$ 为本体系下复合执行机构中动量轮的角动量；$\boldsymbol{C}_W$ 为复合执行机构动量轮系部分在本体系下的安装矩阵；$\boldsymbol{J}_W$ 为本体系下复合执行机构动量轮系部分的转动惯量；$\boldsymbol{\omega}_W$ 为本体系下复合执行机构动量轮系部分的角加速度；$\boldsymbol{T}_d$ 为系统干扰力矩；$\boldsymbol{d}_S$ 为系统建模误差；$\boldsymbol{T}_P$ 为卫星所受的推力偏心力矩，展开式为 $\boldsymbol{T}_P=(\boldsymbol{r}_P-\boldsymbol{r}_S)\times\boldsymbol{F}_P$，$\boldsymbol{r}_P$ 为本体系下推力作用点的矢径，$\boldsymbol{r}_S$ 为本体系下卫星质心的矢径，$\boldsymbol{F}_P$ 为本体系下推力器推力。

将式 (1) 中的姿态动力学方程转化到相对轨道系的形式，卫星相对轨道系的角速度与相对惯性系的角速度之间的转换关系为

$$\boldsymbol{\omega}_{bo}=\boldsymbol{\omega}_{bi}-\boldsymbol{A}_{bo}\boldsymbol{\omega}_{oi} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}_{bo}$ 为本体系下卫星本体系相对于轨道系的角速度；$\boldsymbol{A}_{bo}$ 为轨道系到本体系的旋转矩阵；$\boldsymbol{\omega}_{oi}$ 为

轨道系下轨道系相对于惯性系的角速度。

本文建模过程中假设短时间内卫星变轨不明显, 于是有 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{oi}}=[0\quad 0\quad 0]^{\mathrm{T}}$, 再结合 $\dot{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{bo}}=-\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}\times\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}$, 对式 (2) 求导可得

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bo}}=\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bi}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}\times\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}} \tag{3}$$

将式 (3) 代入式 (1) 中, 得到相对轨道系的姿态动力学方程为

$$\begin{aligned}(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bo}}=&-(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}})\times\\&(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}+\boldsymbol{h}_{\mathrm{W}})+(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}\times\\&\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}-\boldsymbol{C}_{\mathrm{W}}\boldsymbol{J}_{\mathrm{W}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{W}}+\boldsymbol{U}_{\mathrm{d}}\end{aligned} \tag{4}$$

由于复合执行机构相对于星体仅做二维平动, 因此, 只需要二维平动动力学便可描述其运动, 复合执行机构所受的地球引力可表示为

$$\boldsymbol{G}_{\mathrm{C}}=m_{\mathrm{C}}\boldsymbol{G}/(m_{\mathrm{B}}+m_{\mathrm{C}}) \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{G}$为卫星系统所受引力; m_{C}为复合执行机构质量; m_{B}为除复合执行机构外卫星剩余质量。由此可得复合执行机构的受力方程为

$$\boldsymbol{G}_{\mathrm{C}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{C}}=m_{\mathrm{C}}(\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{S}}-\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{S}}+\ddot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{C}}) \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{F}_{\mathrm{C}}$为复合执行机构平动时本体系下所受的合力; $\boldsymbol{R}_{\mathrm{S}}$为卫星质心在惯性系下的矢径; $\boldsymbol{p}_{\mathrm{C}}$为复合执行机构本体系下的矢径在惯性系的表达。由此可得本体系下复合执行机构的平动动力学方程展开式为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{F}_{\mathrm{C}}=&m_{\mathrm{C}}\{\boldsymbol{F}_{\mathrm{env}}+\boldsymbol{F}_{\mathrm{P}}-m_{\mathrm{B}}[\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}}+2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times\dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{B}}+\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bi}}\times\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}+\\&\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}})]\}/(m_{\mathrm{B}}+m_{\mathrm{C}})-\\&m_{\mathrm{C}}^2[\ddot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{C}}+2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times\dot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{C}}+\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bi}}\times\boldsymbol{p}_{\mathrm{C}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times\boldsymbol{p}_{\mathrm{C}})]/\\&(m_{\mathrm{B}}+m_{\mathrm{C}})+m_{\mathrm{C}}[\ddot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{C}}+2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times\dot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{C}}+\\&\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bi}}\times\boldsymbol{p}_{\mathrm{C}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times\boldsymbol{p}_{\mathrm{C}})]\end{aligned} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{F}_{\mathrm{env}}$为本体系下空间环境力; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}$为卫星壳体质心在本体系下的矢径, $\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}$的变化是由推进系统工作中推进剂消耗引起的。

系统干扰力矩 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{d}}$主要包括复合执行机构附加扰动力矩与空间环境干扰力矩。空间环境干扰力矩相较于附加扰动力矩较小, 因此, 本文主要考虑复合执行机构附加扰动力矩对卫星姿态带来的影响。由式 (7) 可得, 复合执行机构附加扰动力矩主要包括其在卫星本体系下平动产生的附加惯性力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{a}}$、附加哥氏力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}$与附加陀螺力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{g}}$, 表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{M}_{\mathrm{a}}=m_{\mathrm{W}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}\times\ddot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{W}}-m_{\mathrm{W}}\boldsymbol{p}_{\mathrm{W}}\times\ddot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{W}}\\\boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}=m_{\mathrm{W}}(\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{W}})\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times2\dot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{W}})\\\boldsymbol{M}_{\mathrm{g}}=\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}\times[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times m_{\mathrm{W}}\boldsymbol{p}_{\mathrm{W}})]-\\\qquad m_{\mathrm{W}}\boldsymbol{p}_{\mathrm{W}}\times[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}}\times\boldsymbol{p}_{\mathrm{W}})]\end{cases} \tag{8}$$

可见, 附加惯性力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{a}}$主要与质量块位移加速度有关, 附加哥氏力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}$主要与质量块位移速度有关, 附加陀螺力矩 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{g}}$主要与质量块位置有关。

1.2　卫星姿态运动学

常用的姿态运动学方程有基于欧拉角方程与基于四元数方程, 其中, 欧拉角方程涉及较多的三角函数运算, 仅在小角度下有优势, 而四元数描述姿态时要求其模值为 1, 即存在归一化约束, 这限制了其在某些场景下的应用能力, 而修正罗德里格斯参数 (modified Rodrigues parameters, MRP) 可以避免四元数存在的归一化约束, 性能更优, 因此, 本文采用基于修正罗德里格斯参数来描述卫星的姿态, 基于轨道系的卫星姿态运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{bo}}=\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{bo}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}\\\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma})=\dfrac{1}{2}\left(\boldsymbol{I}_{3\times3}+[\boldsymbol{\sigma}]^{\times}+\boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}-\dfrac{(1+\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{I}_{3\times3}}{2}\right)\end{cases} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{bo}}$为本体系相对于轨道系的修正罗德里格斯参数; $\boldsymbol{I}_{3\times3}$为单位矩阵; 运算符号 $[\cdot]^{\times}$表示矢量的斜对称矩阵。

2　控制系统数学模型建立

2.1　控制模型建立

误差姿态动力学方程具有更简化的表达形式, 更便于姿态跟踪控制算法设计, 能大幅简化控制律的表达式。定义目标系为以卫星期望姿态为原点建立的坐标系。之后基于式 (4) 推导建立在轨道系下的误差姿态模型:

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}=\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}}-\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}} \tag{10}$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}}=\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{bo}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}\times\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{d}} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}$为本体系下本体系相对于目标系的角速度; $\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}$为目标系到本体系的姿态转换矩阵; $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}$为目标系下目标系相对于轨道系的角速度。

则将式 (10) 和式 (11) 代入式 (4) 即可得姿态误差动力学表达式:

$$\begin{aligned}(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}}=&[(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}})]^{\times}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}-\\&[\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}]^{\times}(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}-\\&[\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}]^{\times}(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})(\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}})-\\&[\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}]^{\times}\boldsymbol{J}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}-[\boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}}]^{\times}(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}-\\&[\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}]^{\times}(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}-(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}}+\boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{d}}-\\&\boldsymbol{C}_{\mathrm{W}}\boldsymbol{J}_{\mathrm{W}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{W}}+\boldsymbol{U}_{\mathrm{d}}\end{aligned} \tag{12}$$

式中: $\boldsymbol{U}_{\mathrm{d}}$视为未知干扰, 包括推力扰动力矩、环境扰动力矩等干扰因素。由于本文仿真目标为三轴稳定控制, 出于简化模型的考虑, 忽略推进剂的晃液问题。

定义目标修正罗德里格斯参数 $\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$表示目标系相对于轨道系的姿态, 误差修正罗德里格斯参数 $\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}$表示本体系相对于目标系的姿态, 那么存在如下的姿态叠加关系:

$$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{bo}}=\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}\oplus\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}=\frac{(1-\|\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}\|^2)\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}+(1-\|\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}\|^2)\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}-2\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}\times\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}}{1+\|\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}\|^2\|\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}\|^2-2\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}} \tag{13}$$

将式 (13) 代入式 (9) 即可得误差姿态运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}}_{\mathrm{e}} = \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \tag{14}$$

2.2 复合执行机构运动特性分析

由式 (8) 可知，复合执行机构的质量会对控制造成较大的影响，在此对其影响做仿真分析，仿真参数设置为：复合执行机构位移 $l_y = l_{y\max}\sin(\pi t/5)$，$l_z = l_{z\max}/2$，卫星壳体质量 $m_{\mathrm{B}} = 5$ kg，复合执行机构质量分别为 0.2 kg、0.5 kg、1 kg、1.5 kg，y、z 方向的最大位移均为 20 mm，卫星初始角速度为 $[0.5 \quad 0.5 \quad 0.5]^{\mathrm{T}}$(°)/s，仿真结果如图 3 所示。

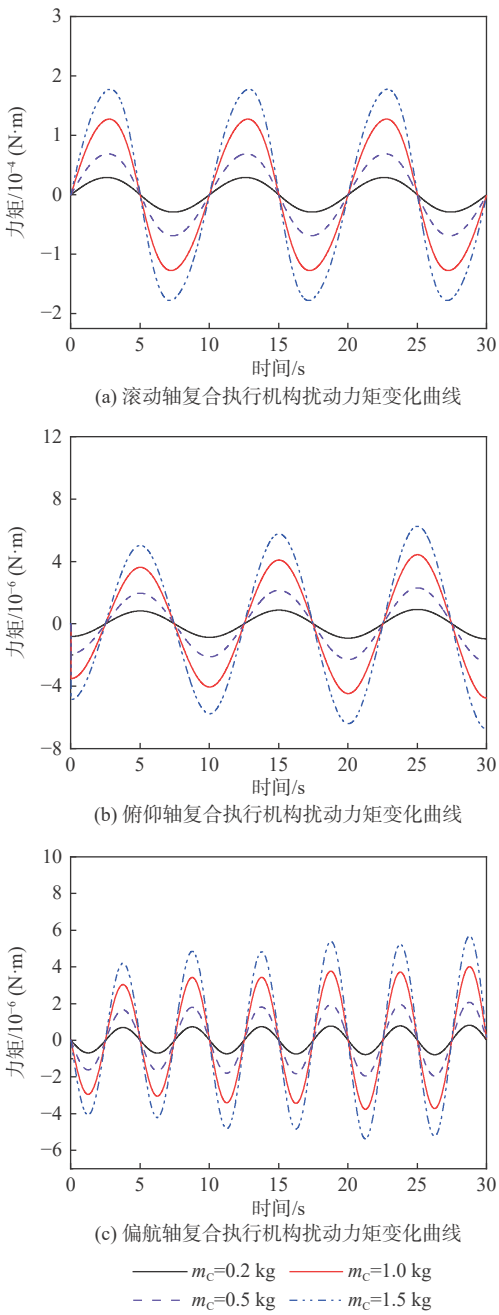


图 3 扰动力矩随复合执行机构质量变化曲线

Fig. 3 Variation curves of disturbance torque with mass of composite actuator

由图 3 可知，复合执行机构质量越大，其运动带来的扰动也会越大，但更大的质量也意味着更强的质心调节能力。

根据多刚体质心计算公式，本体系下卫星质心的矢径为

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}} = \frac{m_{\mathrm{W}}\boldsymbol{p}_{\mathrm{W}} + m_{\mathrm{S}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}}{m_{\mathrm{W}} + m_{\mathrm{S}}} \tag{15}$$

根据式 (15) 理论计算可得，0.2 kg 的复合执行机构仅能调节 0.8 mm 的质心，而 1.5 kg 的复合执行机构能调节 4.6 mm 的质心。为尽可能拥有更强调节能力的同时也不挤占太多星上质量配额，本文选择质量为 0.5 kg 的复合执行机构。

本文提出的复合执行机构为单滑块二维平动布局，其受力分析如图 4(a) 所示。

由图 4(a) 可知，单滑块二维平动布局方式下，当复合执行机构位移延长线不过质心时，其会在 x 轴上产生较大的扰动力矩，导致滚动轴方向的姿态出现抖动，不利于姿态的稳定控制与星上元器件的正常工作。作为对比，目前业内对质量矩移动质量块的优化布局为双对称布局[11]，其受力示意图如图 4(b) 所示。双对称布局的滑块在运动时，其在 x 轴上的附加惯性力矩会被对侧滑块抵消，对姿态控制有利。如图 5 所示，在控制指令相同的情况下，双滑块布局的扰动力矩比单滑块布局小的多，但由于转化为双对称布局后系统会引入额外平动控制机构，增加了不必要的质量，同时在结构上零动量轮系也难以拆分为 4 个独立滑块。因此，本文仍采用单滑

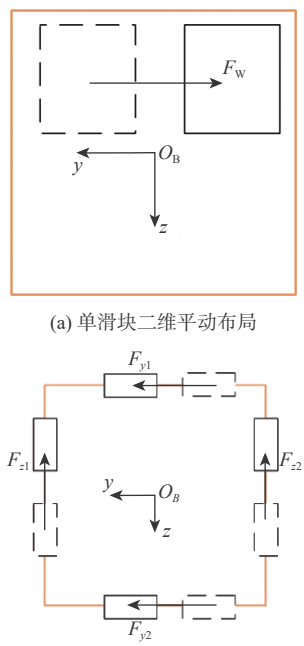


图 4 质量矩滑块运动受力示意图

Fig. 4 Schematic diagram of forces on motion of a moving mass slider

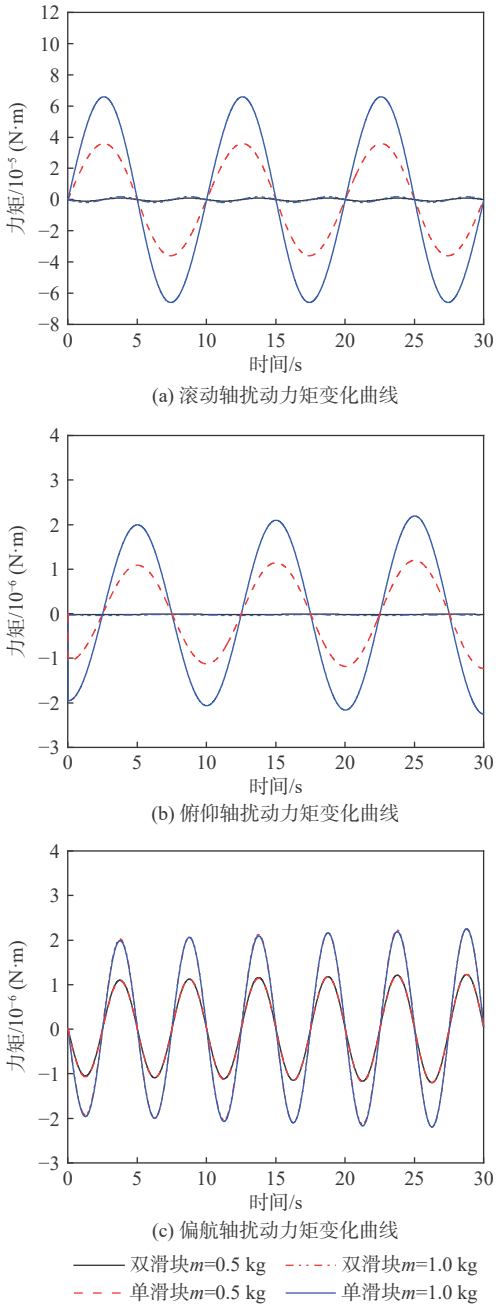


图 5　不同布局方式扰动力矩对比

Fig. 5　Comparison of distrube torque for different configurations

块二维平动布局, 通过设计离散控制算法减缓滑块运动来尽可能减少附加扰动力矩带来的影响。

3　姿态控制系统设计

由第 2 节分析可知, 卫星系统所受干扰包括推力偏心力矩、滑块附加扰动力矩、空间环境力矩等, 其中, 推力偏心力矩在量级上占主要部分。再考虑到带活动部件微纳卫星的姿态控制耦合性强、模型参数不确定、带有未建模动态等因素, 设计了基于干扰观测器的双闭环姿态稳定控制。

图 6 为控制系统的工作流程, 姿态控制环中以零动量轮系为执行机构进行卫星三轴稳定控制, 补偿控制环利用质量矩执行机构实时调整卫星系统质心位置最小化推力偏心力矩。同时设计干扰观测器估计姿态干扰力矩, 一方面用于姿态控制环中避免出现常值偏差, 另一方面作为推力偏心力矩补偿环的输入实现复合执行机构的位置控制。注意到, 复合执行机构还能够利用推力偏心力矩卸载卫星系统角动量, 从而解决动量轮转速饱和问题。

3.1　指数收敛干扰观测器设计

取 $\hat{\dot{\boldsymbol{d}}} = K(\boldsymbol{d} - \hat{\boldsymbol{d}})$, 定义辅助参量为

$$\boldsymbol{Z} = \hat{\boldsymbol{d}} - K(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \tag{16}$$

对其求导得

$$\dot{\boldsymbol{Z}} = \hat{\dot{\boldsymbol{d}}} - K(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}} \tag{17}$$

干扰观测器可设计为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{Z}} = K(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})(-\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bo}} \times \boldsymbol{A}_{\mathrm{bo}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{oi}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \times \boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{do}} + \boldsymbol{A}_{\mathrm{e}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{do}}) + \\ \qquad \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}} \times [(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{bi}} + \boldsymbol{h}_{\mathrm{W}}] - \boldsymbol{C}_{\mathrm{W}}\boldsymbol{J}_{\mathrm{W}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{W}} + \boldsymbol{U}_{\mathrm{d}} - K\hat{\boldsymbol{d}} \\ \hat{\boldsymbol{d}} = \boldsymbol{Z} + K(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \end{cases} \tag{18}$$

微推力器工作时不会出现固体推力器的快速燃烧及质心的快速变化, 在工作过程中推力变化不明显, 因此, 可将其产生的推力偏心力矩视作一种慢时变干扰来处理, 即假定 $\dot{\boldsymbol{d}} = \boldsymbol{0}$, 则观测误差为

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{d}}} = \hat{\dot{\boldsymbol{d}}} - \dot{\boldsymbol{d}} = -\dot{\boldsymbol{Z}} - K(\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{e}} \tag{19}$$

解得观测器误差方程为

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{d}}} + K\tilde{\boldsymbol{d}} = \boldsymbol{0} \tag{20}$$

观测误差解析解为

$$\tilde{\boldsymbol{d}}(t) = \tilde{\boldsymbol{d}}(t_0)\mathrm{e}^{-Kt} \tag{21}$$

由式 (21) 可知, 因为 $\tilde{\boldsymbol{d}}(t)$ 是确定的, 观测指数收敛于干扰 $\boldsymbol{d}$, 收敛精度取决于参数 K 值。

由式 (16)～式 (21) 可得, 本文设计的干扰观测器观测值不仅包含推力偏心力矩, 同时也包含姿态扰动。观测器结果将同时输入给姿态控制环与推力偏心补偿控制环。

3.2　MPC 姿态控制算法设计

在微纳卫星场景下, 所考虑的约束一般为线性约束, 同时非线性 MPC 在线求解难度远大于线性 MPC, 且其解很难保证全局最优性, 因此, 综合考虑, 本文选择线性 MPC 来设计控制算法。

首先, 对式 (12) 与式 (14) 中动力学与运动学公式进行离散化, 表述为

$$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}(k+1) = \boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}(k) + \Delta t\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{e}}(k))\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}(k+1) \tag{22}$$

$$\begin{aligned} (\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}(k+1) = {} & (\boldsymbol{J}_{\mathrm{S}} + \boldsymbol{J}_{\mathrm{C}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}(k) + \\ & \Delta t\boldsymbol{M}_1(k)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}(k+1) + \Delta t\boldsymbol{M}_2(k) + \\ & \Delta t\boldsymbol{M}_3(k)\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{W}}(k) + \Delta t\boldsymbol{U}_{\mathrm{d}}(k) \end{aligned} \tag{23}$$

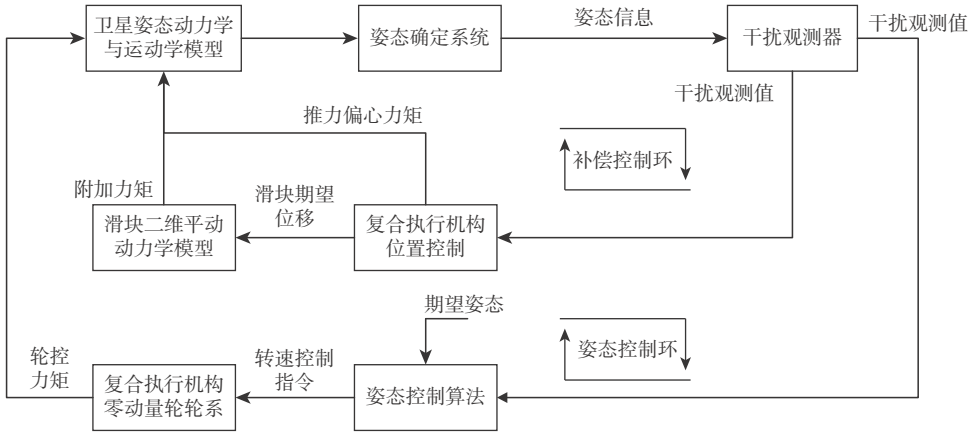


图 6 姿态控制系统工作流程

Fig. 6 Attitude control system workflow

式中：

$$\begin{aligned}\boldsymbol{M}_1 &= [(\boldsymbol{J}_\mathrm{S}+\boldsymbol{J}_\mathrm{C})(\boldsymbol{\omega}_\mathrm{e}+\boldsymbol{A}_\mathrm{e}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{d}+\boldsymbol{A}_\mathrm{bo}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{oi}]^\times - \\ &\quad [\boldsymbol{A}_\mathrm{e}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{d}+\boldsymbol{A}_\mathrm{bo}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{oi}]^\times(\boldsymbol{J}_\mathrm{S}+\boldsymbol{J}_\mathrm{C}) - \\ &\quad [\boldsymbol{A}_\mathrm{bo}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{oi}]^\times(\boldsymbol{J}_\mathrm{S}+\boldsymbol{J}_\mathrm{C}) - [\boldsymbol{A}_\mathrm{e}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{d}](\boldsymbol{J}_\mathrm{S}+\boldsymbol{J}_\mathrm{C}) \\ \boldsymbol{M}_2 &= -[\boldsymbol{A}_\mathrm{e}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{d}+\boldsymbol{A}_\mathrm{bo}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{oi}]^\times(\boldsymbol{J}_\mathrm{S}+\boldsymbol{J}_\mathrm{C})(\boldsymbol{A}_\mathrm{e}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{d}+\boldsymbol{A}_\mathrm{bo}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{oi}) - \\ &\quad [\boldsymbol{A}_\mathrm{bo}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{oi}]^\times(\boldsymbol{J}_\mathrm{S}+\boldsymbol{J}_\mathrm{C})\boldsymbol{A}_\mathrm{e}\boldsymbol{\omega}_\mathrm{d} - (\boldsymbol{J}_\mathrm{S}+\boldsymbol{J}_\mathrm{C})\boldsymbol{A}_\mathrm{e}\dot{\boldsymbol{\omega}}_\mathrm{d} \\ \boldsymbol{M}_3 &= -\boldsymbol{C}_\mathrm{W}\boldsymbol{J}_\mathrm{W}\end{aligned}$$

因为 $\boldsymbol{M}_2$ 中的 $\boldsymbol{A}_\mathrm{e}$ 是与 $\boldsymbol{\sigma}_\mathrm{e}$ 有关的量，不便于后续的线性化处理，因此，本文将 $\boldsymbol{M}_2$ 改写为

$$\boldsymbol{M}_2(k) = \boldsymbol{M}_2(k)\frac{\boldsymbol{\sigma}_\mathrm{e}(k)^\mathrm{T}}{\|\boldsymbol{\sigma}_\mathrm{e}(k)\|^2}\boldsymbol{\sigma}_\mathrm{e}(k) \tag{24}$$

之后将式 (22) 与式 (23) 写为离散状态空间方程的形式：

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}(k+1) = \boldsymbol{A}(k+1)\boldsymbol{X}(k) + \\ \quad \boldsymbol{B}_\mathrm{u}(k)\bar{\boldsymbol{u}}(k) + \boldsymbol{B}_\mathrm{d}(k)\boldsymbol{U}_\mathrm{d}(k) \\ \boldsymbol{X} = [\boldsymbol{\sigma}_\mathrm{e} \quad \boldsymbol{\omega}_\mathrm{e}]^\mathrm{T} \\ \boldsymbol{Y}(k) = \boldsymbol{C}\boldsymbol{X}(k)\end{cases} \tag{25}$$

式中：

$$\boldsymbol{M}_t(k) = \begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \Delta t\boldsymbol{G}(\boldsymbol{\sigma}_\mathrm{e}(k))[\boldsymbol{J}_\mathrm{S}(k)+\boldsymbol{J}_\mathrm{C}(k)]^{-1} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & [\boldsymbol{J}_\mathrm{S}(k)+\boldsymbol{J}_\mathrm{C}(k)]^{-1}\end{bmatrix};$$

$$\boldsymbol{A}(k) = \boldsymbol{M}_t(k)\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \Delta t\boldsymbol{M}_2\dfrac{x_1(k)}{\|x_1(k)\|^2} & \boldsymbol{J}_\mathrm{S}(k)+\boldsymbol{J}_\mathrm{C}(k)+\Delta t\boldsymbol{M}_1(k)\end{bmatrix};$$

$$\boldsymbol{B}_\mathrm{u}(k) = \boldsymbol{M}_t(k)\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \Delta t\boldsymbol{M}_3(k)\end{bmatrix}^\mathrm{T}; \quad \boldsymbol{B}_\mathrm{d}(k) = \boldsymbol{M}_t(k)\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \Delta t\boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}^\mathrm{T};$$

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}^\mathrm{T}; \qquad \bar{\boldsymbol{u}} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times1} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_\mathrm{W}\end{bmatrix}。$$

根据式 (25)，定义状态预测时域为 N_p，设计 MPC 控制算法。在 k 时刻的预测层中的预测方程可表示为

$$\boldsymbol{X}_{k+1|k} = \boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{x}_{k|k} + \boldsymbol{S}_{x,k}\Delta\boldsymbol{x}_{k|k} + \boldsymbol{S}_{\mathrm{u},k}\Delta\boldsymbol{u}_{k|k} + \boldsymbol{S}_{\mathrm{d},k}\Delta\boldsymbol{U}_{k|k} \tag{26}$$

式中：

$$\boldsymbol{X}_{k+1|k} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_{k+1|k} \\ \boldsymbol{x}_{k+2|k} \\ \vdots \\ \boldsymbol{x}_{k+N_\mathrm{p}|k}\end{bmatrix}_{N_\mathrm{p}\times1}; \Delta\boldsymbol{T}_{k|k} = \begin{bmatrix}\Delta\boldsymbol{u}_{k|k} \\ \Delta\boldsymbol{u}_{k+1|k} \\ \vdots \\ \Delta\boldsymbol{u}_{k+N_\mathrm{p}|k}\end{bmatrix}_{N_\mathrm{p}\times1};$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{u},k} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u},k} & 0 & \cdots & 0 \\ \sum_{i=1}^{2}\boldsymbol{A}_k^{i-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u},k} & \boldsymbol{B}_{\mathrm{u},k} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \sum_{i=1}^{N_\mathrm{p}}\boldsymbol{A}_k^{i-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u},k} & \sum_{i=1}^{N_p-1}\boldsymbol{A}_k^{i-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{u},k} & \cdots & \boldsymbol{B}_{\mathrm{u},k}\end{bmatrix}_{N_\mathrm{p}\times N_\mathrm{p}};$$

$$\boldsymbol{S}_{x,k} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_k \\ \boldsymbol{A}_{k+1}\boldsymbol{A}_k + \boldsymbol{A}_k \\ \vdots \\ \sum_{i=1}^{N_\mathrm{p}}\prod_{j=0}^{i-1}\boldsymbol{A}_{k+j}\end{bmatrix}_{N_\mathrm{p}\times1}; \Delta\boldsymbol{U}_{k|k} = \begin{bmatrix}\Delta\hat{\boldsymbol{d}}_{k|k} \\ \Delta\hat{\boldsymbol{d}}_{k+1|k} \\ \vdots \\ \Delta\hat{\boldsymbol{d}}_{k+N_\mathrm{p}|k}\end{bmatrix}_{N_\mathrm{p}\times1}$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{d},k} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{B}_{\mathrm{d},k} & 0 & \cdots & 0 \\ \sum_{i=1}^{2}\boldsymbol{A}_k^{i-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{d},k} & \boldsymbol{B}_{\mathrm{d},k} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \sum_{i=1}^{N_\mathrm{p}}\boldsymbol{A}_k^{i-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{d},k} & \sum_{i=1}^{N_\mathrm{p}-1}\boldsymbol{A}_k^{i-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{d},k} & \cdots & \boldsymbol{B}_{\mathrm{d},k}\end{bmatrix}_{N_\mathrm{p}\times N_\mathrm{p}};$$

$$\boldsymbol{\Phi} = [\boldsymbol{I} \quad \boldsymbol{I} \quad \cdots \quad \boldsymbol{I}]^\mathrm{T}_{N_\mathrm{p}\times1}。$$

目标函数设置为

$$\begin{aligned}J(\boldsymbol{x}) = &\sum_{i=1}^{N_\mathrm{p}-1}[\boldsymbol{x}(k+i|k)^\mathrm{T}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x}(k+i|k) + \\ &\Delta\boldsymbol{u}(k+i|k)^\mathrm{T}\boldsymbol{R}\Delta\boldsymbol{u}(k+i|k)] + \boldsymbol{x}(k+N_\mathrm{p})^\mathrm{T}\boldsymbol{F}\boldsymbol{x}(k+N_\mathrm{p})\end{aligned} \tag{27}$$

式中：等式右侧第 1 项表示误差加权和；等式右侧第 2 项表示输入加权和；等式右侧第 3 项表示终端误差；$\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{R}$、$\boldsymbol{F}$ 分别为各自项的权重矩阵。

则在k时刻的有限时域约束的 MPC 问题可描述为

$$\begin{cases}\min \boldsymbol{J}_k(\boldsymbol{x}_{k|k},\Delta\boldsymbol{u}_k)\\ \quad \text{wrt } \Delta\boldsymbol{u}_k\\ \quad \text{s.t. } \boldsymbol{u}_{k+1|k}\in U\\ \quad \boldsymbol{x}_{k+i|k}\in X(i=1,2,\cdots,N_\mathrm{p}-1)\\ \quad \boldsymbol{x}_{k+N_\mathrm{p}|k}\in X_\mathrm{f}\\ \quad \Delta\boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}(x_{0,i})\Delta\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}_\mathrm{u}(\boldsymbol{x}_{0,i})\Delta\boldsymbol{u}(k)+\\ \quad \boldsymbol{B}_\mathrm{d}(\boldsymbol{x}_{0,i})\Delta\boldsymbol{U}_\mathrm{d}(k)\end{cases}\tag{28}$$

式中: X、X_f为预测时域状态约束集; U为预测时域输入约束集。

为求解目标函数, 可以将上述问题转化为二次规划(quadratic programming, QP)问题, 对于指标优化函数, QP 问题的标准型为

$$\Delta\boldsymbol{U}_{k|k}^\mathrm{T}\boldsymbol{G}_k\Delta\boldsymbol{U}_{k|k}+\boldsymbol{H}\Delta\boldsymbol{U}_{k|k}\tag{29}$$

定义辅助变量$\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k}=\boldsymbol{R}_{k+1}-\boldsymbol{S}_{x,k}\Delta\boldsymbol{x}_{k|k}-\boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{x}_{k|k}$, 其中, $\boldsymbol{R}_{k+1}$为预测时域内期望的状态量轨迹, 那式 (27) 的指标优化函数可重新表示为

$$J_k(\boldsymbol{x}_{k|k},\Delta\boldsymbol{T}_{k|k})=\left\|\boldsymbol{F}^{\frac{1}{2}}\boldsymbol{x}_{k+N_\mathrm{p}|k}\right\|^2+\sum_{i=1}^{N_\mathrm{p}-1}\left\|\boldsymbol{Q}^{\frac{1}{2}}\boldsymbol{x}_{k+i|k}\right\|^2+$$
$$\sum_{i=1}^{N_\mathrm{p}-1}\left\|\boldsymbol{R}^{\frac{1}{2}}\Delta\boldsymbol{u}_{k+i|k}\right\|^2=\left\|\boldsymbol{\Gamma}_y(\boldsymbol{S}_\mathrm{u}\Delta\boldsymbol{T}_k-\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k})\right\|^2+$$
$$\|\boldsymbol{\Gamma}_\mathrm{u}\Delta\boldsymbol{T}_k\|^2=\Delta\boldsymbol{T}_k^\mathrm{T}\boldsymbol{S}_\mathrm{u}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y\boldsymbol{S}_\mathrm{u}\Delta\boldsymbol{T}_k+\Delta\boldsymbol{T}_k^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_\mathrm{u}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y\Delta\boldsymbol{T}_k-$$
$$2\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y\boldsymbol{S}_\mathrm{u}\Delta\boldsymbol{T}_k+\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k}\tag{30}$$

因为$\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k}$与$\Delta\boldsymbol{T}(k)$无关, 所以对优化问题而言式(30)可等价于:

$$J(\boldsymbol{x})=\Delta\boldsymbol{T}_k^\mathrm{T}\boldsymbol{H}\Delta\boldsymbol{T}_k-\boldsymbol{G}_{k+1,k}^\mathrm{T}\Delta\boldsymbol{T}_k\tag{31}$$

式中:

$$\boldsymbol{H}=\boldsymbol{S}_\mathrm{u}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y\boldsymbol{S}_\mathrm{u}+\boldsymbol{\Gamma}_\mathrm{u}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_\mathrm{u};\boldsymbol{G}_{k+1|k}=2\boldsymbol{S}_\mathrm{u}^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y^\mathrm{T}\boldsymbol{\Gamma}_y\boldsymbol{E}_{\mathrm{p},k+1|k}。$$

由此, 优化问题转化为标准的 QP 问题, 关于 QP 问题的解决方案前人已有很多研究, 包括内点法、积极集法等, 在此不再赘述。

综上所述, 在给定初始状态$\boldsymbol{x}_{k|k}$后, 规划算法将会计算出一组预测最优控制输入$\Delta\boldsymbol{U}_k=[\Delta\boldsymbol{u}_{k|k},\Delta\boldsymbol{u}_{k+1|k},\cdots,\Delta\boldsymbol{u}_{k+N_\mathrm{p}-1|k}]$及预测的最优状态轨迹$\boldsymbol{X}_{k+1|k}=[\boldsymbol{x}_{k|k},\boldsymbol{x}_{k+1|k},\cdots,\boldsymbol{x}_{k+N_\mathrm{p}|k}]$, 之后将预测输入的第一个值$\Delta\boldsymbol{u}_{k|k}$作为当前周期的控制输入即可。

3.3　复合执行机构位置控制算法设计

推力偏心力矩补偿环以干扰观测器的观测值$\hat{\boldsymbol{d}}$作为输入, 其控制目标为$\hat{\boldsymbol{d}}\to\boldsymbol{0}$。在此场景下, 需要避免控制指令频率过快使滑块产生较大的干扰力矩, 而离散控制算法通过控制采样周期来限制控制指令的频率, 在每个采样周期内产生一个离散的控制输出, 从而避免频繁更新控制指令。

因此, 本文采用离散形式的控制算法, 其中, 控制指令直接为期望位置, 电机自身以恒加速运动完成闭环控制。同时考虑到实际控制时系统的质心和推力矢量方向难以估计, 且控制结果应尽量避免出现常值偏差。综上所述, 本文采用增量式离散 PID 控制算法来对复合执行机构位置进行控制。

定义离散周期为k, 则增量式 PID 控制算法设计为

$$\bar{\boldsymbol{p}}_\mathrm{c}=k_\mathrm{p}(\hat{\boldsymbol{d}}_{y,z}(k)+\hat{\boldsymbol{d}}_{y,z}(k-1))+$$
$$k_\mathrm{i}(\hat{\boldsymbol{d}}_{y,z}(k)+\hat{\boldsymbol{d}}_{y,z}(k-1)+\hat{\boldsymbol{d}}_{y,z}(k-2))+k_\mathrm{d}\hat{\boldsymbol{d}}_{y,z}(k)\tag{32}$$

式中: $\bar{\boldsymbol{p}}_\mathrm{c}=[\boldsymbol{p}_y;\boldsymbol{p}_z]$为复合执行机构在$y$、$z$方向上的位移; $\hat{\boldsymbol{d}}_{y,z}$为观测器在$y$、$z$方向上的观测值; k_p、k_d、k_i为待设计的参数。

当飞轮转速达到卸载阈值需要卸载时, 以俯仰轴方向飞轮为例, 推力偏心补偿环将复合执行机构偏航轴方向的期望位置调整为执行机构最大位移, 以此产生最大的推力偏心力矩卸载动量轮, 快速完成卸载任务。

当飞轮卸载完毕后, 再将复合执行机构调整回卸载前所在位置。

4　仿真验证分析

本节将所设计的姿态控制系统应用于微纳卫星变轨机动段的姿态稳定控制, 进行数值仿真验证与分析, 以验证方案的有效性和算法的精度。

设定卫星为一颗 3U 立方体卫星, 喷口在$-x$方向。复合执行机构安装于本体系yOz平面内, 其尺寸为49 mm×49 mm×22 mm, 因此, 其y、z方向的最大位移均为20 mm。

复合执行机构的控制周期主要从 2 个方面考虑, 即降低附加扰动力矩和等待干扰观测器收敛。因此, 定推力偏心力矩补偿环控制周期为 20 s, 复合执行机构位置响应时间为 5 s, 姿态控制环控制周期为 1 s, 其余参数如表 1 所示。

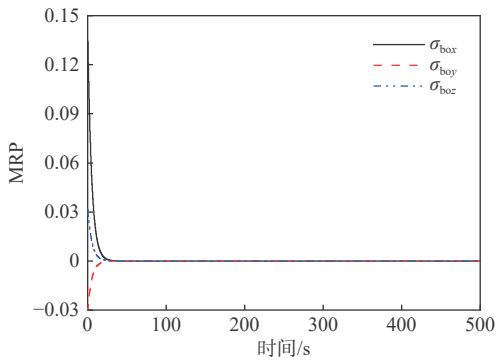
数值仿真结果如图 7 所示。由图 7 可知, 姿态控制环路收敛迅速, 经过 50 s后就已稳定姿态, 完成了三轴稳定姿态控制, 稳定后控制精度优于1×10^{-3}(°), 姿态稳定度优于1×10^{-4}(°)/s, 证明了本文设计的双闭环姿态控制系统可完成推力器工作期间的高精度三轴姿态控制, 且控制过程中没有出现动量轮处于合理区间。

如图 8 所示, 复合执行机构的位移成功补偿了推力器的推力偏心力矩, 且干扰观测器收敛迅速, 在开始观测约 15 s 后即完成收敛, 收敛后未出现发散迹象, 观测精度优于1×10^{-5} N·m。当滑块运动造

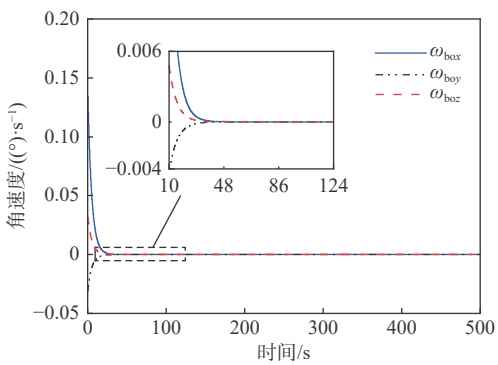
表 1 仿真参数初始设置

Table 1 Initial setup of simulation parameters

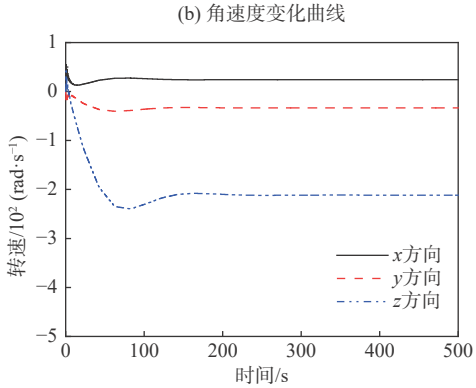
参数	数值
卫星壳体质量/kg	5
复合执行机构可移动质量/kg	0.5
初始质心位置/mm	[−1.714 0.001 −0.001]
卫星转动惯量/(kg·m²)	$\begin{bmatrix} 8665.4 & -47.14 & 86.53 \\ -47.14 & 23785.89 & -125 \\ 86.53 & -125 & 23785.89 \end{bmatrix} \times 10^{-6}$
推力器推力大小/mN	40
推力指向误差/(°)	[−5 5 −5]
推力器安装偏差参数/mm	[0 2 −2]
初始姿态欧拉角(312) /(°)	$[30 \quad -10 \quad 10]^{\mathrm{T}}$
初始角速度/((°)·s⁻¹)	$[0.5 \quad 0.5 \quad 0.5]^{\mathrm{T}}$
动量轮最大转速/(rad·min⁻¹)	6.28
动量轮最大输出力矩/N·m	0.002
复合执行机构最大位移/mm	20
复合执行机构最大加速度/(m·s⁻²)	0.1
干扰观测器参数K	1
推力补偿控制环参数k_p, k_d, k_i	0.09, 0.09, 0.1
姿态控制环参数N_p	10



(a) MRP变化曲线



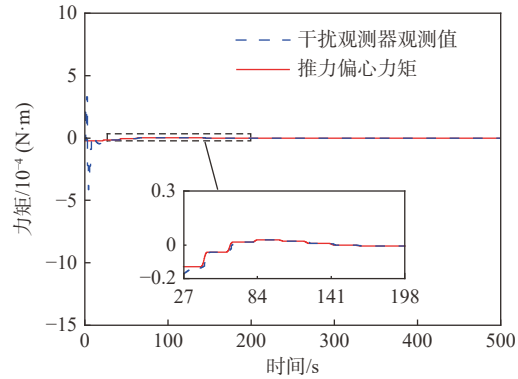
(b) 角速度变化曲线



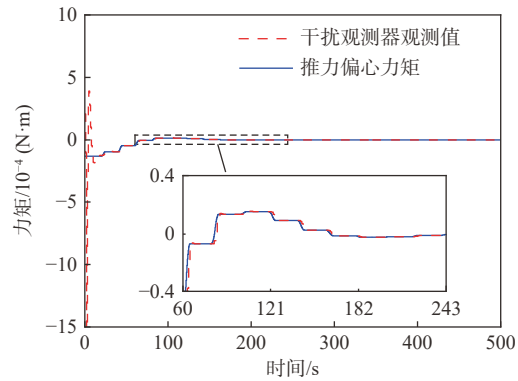
(c) 复合执行机构动量轮转速变化曲线

图 7 姿态参数变化曲线

Fig. 7 Curves of attitude parameters



(a) y轴推力偏心力矩与干扰观测器变化曲线



(b) z轴推力偏心力矩与干扰观测器变化曲线

图 8 推力偏心力矩与干扰观测器变化曲线

Fig. 8 Curves of thrust eccentricity moment versus interference observer variation

成推力偏心力矩改变时，观测器也能很好的跟踪上变化，证明了干扰观测器加离散式 PID 的控制策略能够有效消除推力偏心误差。

如图 9 和图 10 所示，由于仿真中将控制周期延长至 20 s，复合执行机构位移曲线变化平缓，附加扰动力矩被减小至1×10^{-7} N·m的量级，远小于推力偏心力矩带来的干扰，证明了离散控制策略的有效性。

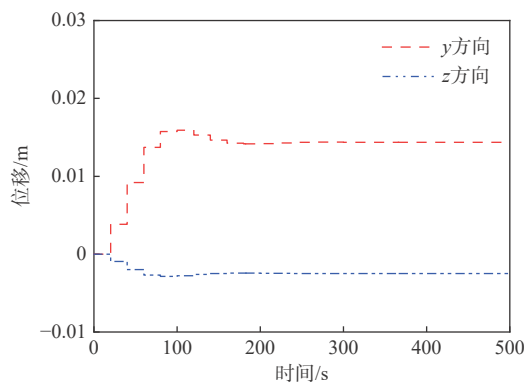


图 9 复合执行机构位移变化曲线

Fig. 9 Curves of positions of composite actuator

如图 11 所示，当动量轮达到卸载阈值时，复合执行机构可有效完成俯仰、偏航方向的动量轮卸载，卸载用时约 100 s。在卸载过程中姿态出现了一定的抖动，这主要是滑块位移时产生的附加扰动力

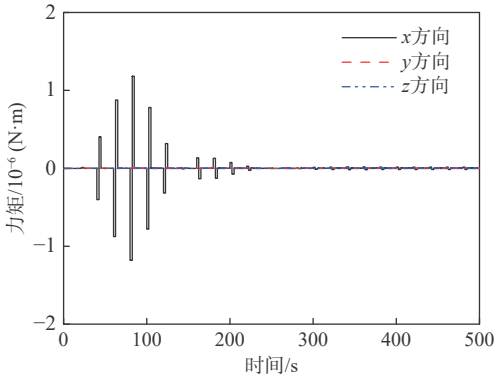
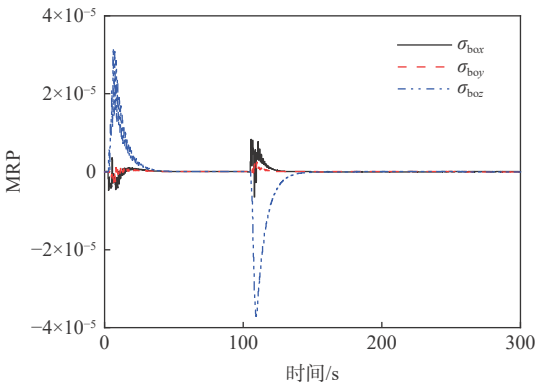
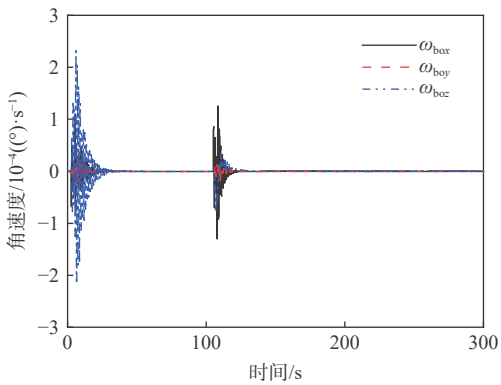


图 10　附加扰动力矩曲线

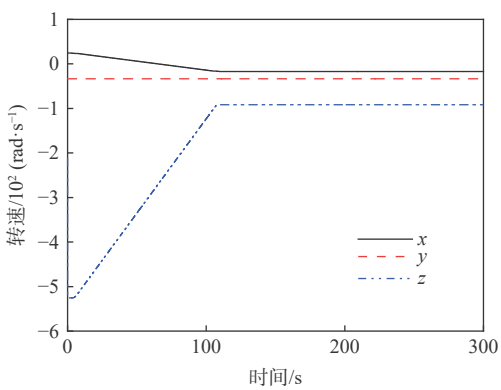
Fig. 10　Curves of additional disturbance torque



(a) 复合执行机构动量轮卸载时MRP变化曲线



(b) 复合执行机构动量轮卸载时角速度变化曲线



(c) 复合执行机构动量轮卸载时转速变化曲线

图 11　动量轮卸载时姿态参数变化

Fig. 11　Curves of attitude parameters when reaction wheel of composite actuator unloading

矩引起的。结合以上的仿真结果说明, 本文设计的双环姿态控制系统能够有效克服推力偏心力矩, 实现推力器工作期间的高精度姿态控制, 且控制系统具有较高的稳定性。

如图 12 所示, 当推力器输出推力大小为 500 mN 时, 本文设计的姿态控制系统无法稳定姿态, 因为较大推力下动量轮饱和速度极快, 复合执行机构需要频繁改变位置来卸载动量轮, 而观测器由于频繁的推力偏心力矩变化而无法收敛, 失去有效观测值的控制系统无法继续稳定姿态。

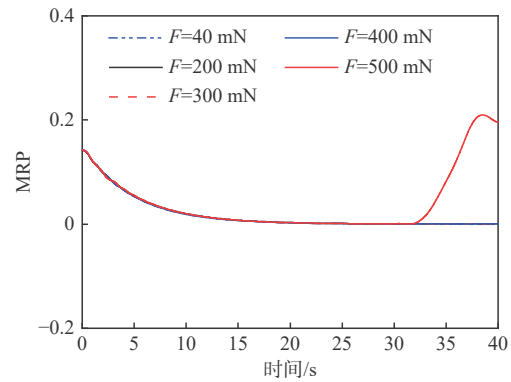


图 12　不同推力作用下 MRP 模值变化曲线

Fig. 12　Curves of MRP modulus variation under different thrust forces

5　结　论

1) 本文提出的基于干扰观测器的双闭环姿态控制系统可完成推力器工作期间的高精度三轴姿态控制, 稳定后控制精度优于1×10^{-3}(°), 姿态稳定度优于1×10^{-4} (°)/s。

2) 本文设计的干扰观测器能在开始观测 15 s 后收敛, 观测精度优于1×10^{-5} N·m。当滑块运动造成推力偏心力矩改变时, 观测器也能很好的跟踪上变化。

3) 离散控制策略将滑块的控制周期延长至 20 s, 复合执行机构位移曲线变化平缓, 附加扰动力矩被减小至1×10^{-7} N·m量级, 远小于推力偏心力矩带来的干扰。

4) 本文提出的复合执行机构兼具平衡推力偏心力矩与输出高精度姿态控制力矩的能力, 卫星无需额外安装姿态控制推力器, 对执行复杂姿轨控任务的微纳卫星发展提供了一条新的技术路线。

致谢　感谢南京理工大学胡远东博士在复合控制方法方面提出的宝贵意见。

参考文献 (References)

[1] 廖文和. 立方体卫星技术发展及其应用[J]. 南京航空航天大学学

报, 2015, 47(6): 792-797.
LIAO W H. A survey of cubesat technology development and applications[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(6): 792-797(in Chinese).

[2] 赵炜渝, 白保存, 金仲和. 皮纳卫星应用与特点分析[J]. 国际太空, 2013(8): 36-40.
ZHAO W Y, BAI B C, JIN Z H. Application and characteristics analysis of pina satellite[J]. Space International, 2013(8): 36-40(in Chinese).

[3] 林来兴. 小卫星技术的发展和应用前景[J]. 中国航天, 2006(11): 43-47.
LIN L X. Development and application prospect of small satellite technology[J]. Aerospace China, 2006(11): 43-47(in Chinese).

[4] LI J Q, GAO C S, LI C Y, et al. A survey on moving mass control technology[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82: 594-606.

[5] 高长生, 荆武兴, 于本水, 等. 质量矩导弹构型及自适应控制律设计[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1593-1599.
GAO C S, JING W X, YU B S, et al. Configuration and adaptive control law design for a mass moment missile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(8): 1593-1599(in Chinese).

[6] REGAN F J, KAVETSKY R A. Add-on controller for ballistic reentry vehicles[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1984, 12(6): 869-880.

[7] VADDI S, MENON P, SWERIDUK G, et al. Multiple stepping solution to linear two point boundary value problems in missile integrated control[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2005.

[8] 易彦, 周凤岐. 高超声速战术导弹的变质心矢量控制[J]. 中国科学 G 辑, 2003, 33(3): 281-288.
YI Y, ZHOU F Q. Variable centroid vector control of hypersonic tactical missile[J]. Science in China (Series G), 2003, 33(3): 281-288 (in Chinese).

[9] CHILDS D W. A movable-mass attitude-stabilization system for artificial-g space stations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(8): 829-834.

[10] WIE B. Solar sail attitude control and dynamics, part two[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(4): 536-544.

[11] CHESI S. Attitude control of nanosatellites using shifting masses [M]. San Francisco : University of California, Santa Cruz, 2015.

[12] EL-GOHARY A. On the control of programmed motion of a rigid body containing moving masses[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2000, 35(1): 27-35.

[13] EL-GOHARY A. Global stability of the rotational motion of a rigid body containing moving masses[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2001, 36(4): 663-669.

[14] EL-GOHARY A I, TAWFIK T S. Optimal control of the rotational motion of a rigid body using moving masses[J]. Applied Mathematics and Computation, 2004, 153(2): 453-465.

[15] 陆正亮. 快速机动卫星质量矩姿态控制技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018: 53-61.
LU Z L. Research on mass moment attitude control technology of fast maneuvering satellite[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018: 53-61(in Chinese).

[16] 钱鹏俊, 廖文和, 陆正亮, 等. 质量矩固体推进微纳卫星自适应反演控制律设计[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 281-289.
QIAN P J, LIAO W H, LU Z L, et al. Design of adaptive backstepping control for moving mass micro-nano satellite with solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 281-289 (in Chinese).

[17] 胡远东, 陆正亮, 廖文和. 低轨纳卫星质量矩姿态控制技术研究[J]. 力学学报, 2020, 52(6): 1599-1609.
HU Y D, LU Z L, LIAO W H. Attitude control technology for mass moment nano-satellite in low earth orbit[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(6): 1599-1609(in Chinese).

Attitude compound control technology for micro/nanosatellite variable orbit maneuvering segment

LU Zhengliang[1,*], XIE Haodong[1], NI Tao[2], XU Hao[2]

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China)

Abstract: A compound attitude control system combining zero-momentum control and moving mass technology is offered to address the problem of reducing long-term thrust eccentricity disturbances during orbital maneuvers for micro/nanosatellites using a single thruster. A novel composite actuator is constructed based on the zero-momentum wheel system and a two-dimensional translational servo mechanism. Models of slider translational dynamics and attitude rotation dynamics are developed and refined, taking into consideration additional disturbance torques and the offset of the inertia axis. A dual-loop compound attitude control system comprises an model predictive control(MPC) controller for attitude control and a discrete proportional-integral-derivative(PID)controller for compensating thrust eccentricity moment. According to numerical simulation results, the dual-loop attitude controller converges attitude angle errors to within ±0.01° while maintaining non-saturation of the Reaction wheel, and the disturbance observer successfully monitors slow-time-varying thrust eccentricity moments during extended orbital maneuver missions of micro/nanosatellites. These results validate the viability of the compound attitude control approach.

Keywords: micro/nanosatellites; attitude control; moving mass technology; disturbance observer; model predictive control

Received: 2023-10-25; **Accepted**: 2023-12-29; **Published Online**: 2024-01-24 17:10

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240124.1122.001

Foundation items: The Civilian Space Project for China's 14th Five-Year Plan; China Aerospace Science and Technology Corporation (CASC) Eighth Academy Industry-University-Research Cooperation Fund

* **Corresponding author**. E-mail: 112010115@njust.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0675

高精度矢量磁强计正交性和安装矩阵定标技术

李志宏[1,2]，王劲东[1,2,*]，张艺腾[1]，吴文敏[3]，刘媛[1]

(1. 中国科学院国家空间科学中心，北京 100190；2. 中国科学院大学，北京 101408；3. 北京理工大学，北京 100081)

摘 要：矢量磁强计的非正交性与安装矩阵偏差是造成高精度矢量磁场测量误差的重要原因，提高正交性及安装矩阵定标精度，有利于进一步降低矢量磁场的测量误差。利用自研大空间磁屏蔽室、无矩校准线圈及高精度无磁转台构成的高精度定标装置，开展了高精度磁强计的地面标定测试技术研究，重点研究了磁强计正交性和安装矩阵的定标技术，基于“Thin Shell”定标方法，通过多点旋转测量磁场的方式，实现了校正后正交性残差仅为0.001 4°，精度相比传统方法提高了一个数量级，有效降低了矢量磁强计的转向差。通过对直接测量数据进行拟合计算转换参数，获得了实验条件下传感器最佳姿态安装矩阵，其定标精度达到0.003 5°，大幅度改善了矢量磁场测量中由于安装角度偏差所带来的测量误差。

关 键 词：矢量磁强计；正交性；安装矩阵；定标技术；定标残差

中图分类号：V11

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4136-08

磁通门磁强计具有空间适应性强、技术成熟度高、可靠性高等特点，在空间探测领域得到广泛应用。随着技术进步，磁通门磁强计在磁场测量线性度、稳定度、正交度等方面也达到较高技术水平，在高精度空间磁场矢量测量、地磁场测绘、地磁模型构建等领域取得了丰富的成果[1]。火星探测器(萤火一号)[2]、电磁监测卫星(张衡一号)[3]、风云四号卫星等均搭载了高精度磁强计。高精度矢量磁场测量易受到磁传感器正交性及磁轴指向误差的影响，准确的传感器正交性和安装矩阵是保证矢量磁场测量精度的核心要素。因此，良好的正交性测量方法及安装矩阵定标校准方法对于提升三轴矢量磁通门磁强计的测量精度具有十分重要的意义。

磁场高精度定标工作对任何设计者而言都是必须面对的主要挑战[4]，因此，研究如何减小磁轴正交偏差、机械轴与磁敏感轴偏差(即安装矩阵)的定标手段和方法非常关键。受加工工艺等因素影响，磁强计在恒定磁场下改变姿态时输出的磁场不恒定，会引起所谓的转向差[5]。为减少转向差对磁探测精度的影响，高翔等提出了基于线性神经网络的转向差校正的算法[6]，建立了单个三轴磁强计转向差校正模型，并对构成磁力梯度仪的2个磁强计的非同轴误差进行了校正，但未考虑2个磁强计之间的灵敏度差异；何佳敏等提出采用神经网络校正算法估计误差参数，设计了测量和补偿2个三轴磁通门磁强计构成的实时动态地磁补偿系统，通过电路参数的合理匹配和优化设计实现转向差校正[5]。文献[7-8]提供了一种借助地磁场与地面观星对星敏与磁强计安装矩阵进行户外地面标定的方法，以地理坐标系为桥梁，给出了星敏与磁强计之间的安装矩阵；刘逸康等提出一种利用单轴立式无磁转台标定安装矩阵的方法[9]，以上研究主要以优化算法或利用自然地磁场校准误差为手段，但未引入高精度和较严格的试验条件开展正交性标定。

收稿日期：2023-10-18；**录用日期**：2023-11-24；**网络出版时间**：2023-12-11 11:53
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231208.1825.003
基金项目：国家自然科学基金(42241112)
*通信作者. E-mail：wjd@nssc.ac.cn

引用格式：李志宏，王劲东，张艺腾，等. 高精度矢量磁强计正交性和安装矩阵定标技术[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4136-4143. LI Z H，WANG J D，ZHANG Y T，et al. Orthogonality and mounting matrix calibration technology of high precision vector magnetometer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4136-4143 (in Chinese).

除上述几种方法之外, 还有一种通过在磁场稳定区域内对磁传感器进行多角度旋转测试来获取正交性校准参数的定标方法, 称为“Thin Shell”定标法[10], “Thin Shell”定标法是基于测量的磁场强度不随传感器方位变化而变化这一现象, 将传感器用线性响应模型表征, 进而通过反演方法获得零偏等参数及相关转换矩阵。

以往定标方法下, 磁强计正交性定标误差一般在 0.045°左右[11-13]。对于地磁场测量, 0.045°正交误差所带来的磁场矢量测量误差最大可以达到 35 nT 左右, 难以满足高精度磁场测量的需求。除正交性误差外, 矢量磁传感器的安装矩阵误差也会对测量结果产生较大的影响。在 60 000 nT 地磁场条件下, 每 0.01°指向误差会引起约 10.5 nT 的矢量磁场测量偏差, 因此, 针对高精度矢量磁场测量, 准确的磁传感器正交校准和准确的安装矩阵可以有效降低矢量磁场测量误差, 对提高地磁场矢量测量精度具有非常重要的作用。

本文在“Thin Shell”定标方法的基础上采用改进的椭球拟合算法, 搭建了高精度测试标定系统, 可以同时获取高精度正交性校准矩阵和传感器姿态安装矩阵, 从而大幅度改善矢量磁场测量中由于安装角度偏差所带来的测量误差。

1　矢量磁传感器正交性及安装矩阵定标方法

1.1　传感器正交性定标方法

磁强计传感器正交性问题在定标环节中极为重要。理想条件下, 3 个磁轴应互相正交, 但由于存在加工精度等因素的影响, 3 个磁轴在实际中并非互相正交。如图 1 所示, 假定磁强计的理想正交磁轴分别为 x、y、z, 实际非正交磁轴分别为 x'、y'、z', 其中, x 与 x'重合。如果定义磁轴 y'与 z'之间的夹角为 α, 则他们的非正交偏差即为 $\pi/2-\alpha$。同理定义磁轴 x'与 y'、x'与 z'之间的夹角分别为 γ、β。当磁强计三轴的正交性确定时, 其三轴之间的夹角 α、β、γ是唯一确定的。通过计算三轴之间的夹角即可确定该测量坐标系的正交性, 进而可修正非正交测量坐标系至正交坐标系。

外磁场在上述正交系与非正交系内的测量值之间的关系为

$$\begin{cases} B'_x = B_x \\ B'_y = \cos\gamma B_x + \sin\gamma B_y \\ B'_z = \cos\beta B_x + \dfrac{\cos\alpha - \cos\beta\cos\gamma}{\sin\gamma} B_y + \dfrac{\sqrt{A}}{\sin\gamma} B_z \end{cases} \tag{1}$$

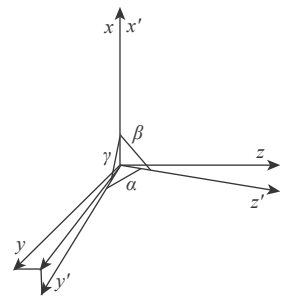


图 1　3 个理想正交的磁轴 x、y、z 及实际中 3 个非正交的磁轴 x'、y'、z'

Fig. 1　Three orthogonal magnetic axes x, y, z and three non-orthogonal magnetic axes x', y', z' in practice

$$\begin{cases} B_x = B'_x \\ B_y = \dfrac{1}{\sin\gamma}\left(B'_y - \cos\gamma B'_x\right) \\ B_z = \dfrac{1}{\sqrt{A}}\left[\sin\gamma B'_z + \dfrac{1}{\sin\gamma} B'_y(\cos\beta\cos\gamma - \cos\alpha) + \right. \\ \qquad \left. \dfrac{1}{\sin\gamma} B'_x(\cos\alpha\cos\gamma - \cos\beta)\right] \end{cases} \tag{2}$$

式中: $A = 1-\cos^2\alpha-\cos^2\beta-\cos^2\gamma+2\cos\alpha\cos\beta\cos\gamma$, 其中, B_x、B_y、B_z为正交系测量磁场, B'_x、B'_y、B'_z为非正交系测量磁场, α、β、γ为非正交系的磁轴之间的夹角。

设被测磁强计的灵敏度为 S_x、S_y、S_z, 零偏为 L_x、L_y、L_z, 则测量值 x、y、z与三轴方向被测量磁场的关系可表示为

$$\begin{cases} B_x = S_x(x - L_x) \\ B_y = S_y\left(y - L_y\right) \\ B_z = S_z(z - L_z) \end{cases} \tag{3}$$

当在稳定的外部磁场中旋转测量仪器时, 测量值 x、y、z将满足如下磁场方程:

$$\begin{aligned} & S_x^2x^2\sin^2\alpha + S_y^2y^2\sin^2\beta + S_z^2z^2\sin^2\gamma + \\ & \quad 2S_xS_yxy(\cos\alpha\cos\beta - \cos\gamma) + \\ & \quad 2S_xS_zxz(\cos\alpha\cos\gamma - \cos\beta) + \\ & \quad 2S_yS_zyz(\cos\beta\cos\gamma - \cos\alpha) - 2S_x x\left[S_xL_x\sin^2\alpha + \right. \\ & \quad \left. S_yL_y(\cos\alpha\cos\beta - \cos\gamma) + S_zL_z(\cos\alpha\cos\gamma - \right. \\ & \quad \left. \cos\beta)\right] - 2S_y y\left[S_yL_y\sin^2\beta + S_xL_x(\cos\alpha\cos\beta - \right. \\ & \quad \left. \cos\gamma) + S_zS_y(\cos\beta\cos\gamma - \cos\alpha)\right] - \\ & \quad 2S_z z\left[S_zL_z\sin^2\gamma + S_xL_x(\cos\alpha\cos\gamma - \cos\beta) + \right. \\ & \quad \left. S_yL_y(\cos\beta\cos\gamma - \cos\alpha)\right] + \left[S_x^2L_x^2\sin^2\alpha + \right. \\ & \quad \left. S_y^2L_y^2\sin^2\beta + S_z^2L_z^2\sin^2\gamma + \right. \\ & \quad 2S_xS_yL_xL_y(\cos\alpha\cos\beta - \cos\gamma) + \\ & \quad 2S_xS_zL_xL_z(\cos\alpha\cos\gamma - \cos\beta) + \\ & \quad \left. 2S_yS_zL_yL_z(\cos\beta\cos\gamma - \cos\alpha)\right] - \left(1 - \cos^2\alpha - \right. \\ & \quad \left. \cos^2\beta - \cos^2\gamma + 2\cos\alpha\cos\beta\cos\gamma\right)B^2 = 0 \end{aligned} \tag{4}$$

将上述磁场方程左侧记为 $f(x,y,z)$, 当 $f(x,y,z)=0$ 表示稳定的外磁场在旋转的磁强计测量坐标系内

表征为一个椭球面，其中，测量值x、y、z可以通过测量得到，外磁场B也可以通过标量磁强计测量得到，通过旋转和不断地测量，可以利用大量的测量数据通过椭球拟合算法解算出式(4)的各项系数。

椭球面属于二次曲面，而根据二次曲面的一般方程，式(4)可以表示为

$$a_1x^2+a_2y^2+a_3z^2+a_4xy+a_5xz+a_6yz+ a_7x+a_8y+a_9z+a_{10}=0 \tag{5}$$

式(5)为一个具有10个系数的方程，其中，9个系数独立。而磁场方程的系数中刚好有9个参数是需要标定计算的，分别是灵敏度S_x、S_y、S_z，零偏L_x、L_y、L_z，3磁轴之间的正交夹角α、β、γ。通过一系列计算可以将上述9个参数采用解析解的方式表达，从而最终获得矢量磁强计的正交性标定结果。上述9项参数的计算过程是一项比较复杂的工作。

在正交标定中不仅能获得正交度，同时也可以获得灵敏度、零偏等参数。在获得表示正交度的3个夹角之后，可以将非正交的测量坐标系校正为正交的测量坐标系，并完成正交度的标定校正，如下：

$$\begin{bmatrix}B_x\\B_y\\B_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ -\dfrac{\cos\gamma}{\sin\gamma} & \dfrac{1}{\sin\gamma} & 0\\ \dfrac{(\cos\alpha\cos\gamma-\cos\beta)}{\sqrt{A}\sin\gamma} & \dfrac{(\cos\beta\cos\gamma-\cos\alpha)}{\sqrt{A}\sin\gamma} & \dfrac{\sin\gamma}{\sqrt{A}}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}B'_x\\B'_y\\B'_z\end{bmatrix} \tag{6}$$

此方法可同时标定磁强计的正交性、灵敏度、零偏，并将测量数据通过修正矩阵修正为正交测量系的测量结果，完成磁强计的实验室标定。按照标定方程要求，外部磁场为已知磁场，同时为保证标定结果的高精度，该磁场应为稳定的已知磁场。

1.2 安装矩阵定标方法

在开展磁场矢量测量时，通常将矢量磁传感器安装在一个刚性平台上，获取磁强计参考系内的磁场三分量信息；而刚性平台的姿态与基准坐标系之间的转换关系是可测量的。通过旋转安装平台的方式，可以标定磁强计参考系与平台参考系之间的转换矩阵，即为安装矩阵。假定磁强计与平台之间的安装是固连的，磁强计测量的矢量磁场在传感器坐标系内，通过一系列方向变换，最终变换到基准坐标系下。通过拟合的方式可以确定其中的方向变换矩阵，即为磁强计的安装矩阵。可定义3个坐标参考系：L0为基准参考系，L1为磁强计测量坐标系，即磁轴所在坐标系；L2为平台固有坐标系。其原理方程可以表示为

$$\boldsymbol{A}_{02}\times[\boldsymbol{A}_{21}\times(\boldsymbol{A}_{10}\times\boldsymbol{B}_0)]=\boldsymbol{B}_0 \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{A}_{10}$为L1参考系在L0坐标系内的转换矩阵；$\boldsymbol{A}_{21}$为L2参考系在L1参考系下的转换矩阵；$\boldsymbol{A}_{02}$为L0参考系在L2参考系下的转换矩阵；$\boldsymbol{B}_0$表示基准参考系L0内的矢量磁场，可通过测量或查表获得。

式(7)整理后可得

$$\boldsymbol{A}_{21}\times(\boldsymbol{A}_{10}\times\boldsymbol{B}_0)=\boldsymbol{A}_{02}^{-1}\times\boldsymbol{B}_0 \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{A}_{10}\times\boldsymbol{B}_0$表示磁强计的测量结果；$\boldsymbol{A}_{02}$可由平台转动的姿态数据得到；$\boldsymbol{A}_{21}$为安装矩阵。令$\boldsymbol{X}=\boldsymbol{A}_{10}\times\boldsymbol{B}_0$、$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{A}_{02}^{-1}\times\boldsymbol{B}_0$，则$\boldsymbol{X}$表示磁强计的测量数据；$\boldsymbol{Y}$表示地磁场矢量乘以$\boldsymbol{A}_{02}$的逆矩阵，$\boldsymbol{X}$与$\boldsymbol{Y}$可以认为是磁场矢量在不同参考系内的测量值，由此关系式如下：

$$\boldsymbol{A}_{21}\times\boldsymbol{X}=\boldsymbol{Y} \tag{9}$$

通常在解算形如$\boldsymbol{AX}=\boldsymbol{Y}$的线性方程时，可以采用最小二乘拟合算法。由于$\boldsymbol{A}_{21}$为磁强计与平台参考系之间的转换矩阵，所以$\boldsymbol{A}_{21}$应为单位正交矩阵。由于各种误差原因，最小二乘拟合算法无法保证$\boldsymbol{A}_{21}$为单位正交矩阵，影响标定结果的准确度。在本文中采用扫描逼近的方式确定其转换矩阵$\boldsymbol{A}_{21}$。

在欧拉转换中，依次将参考坐标系转动3次可得到任意坐标系。旋转轴依次是被转动坐标系的某个坐标轴，旋转角被称为欧拉角。本文按照z、x、y的顺序转动坐标系，利用欧拉角计算转换矩阵$\boldsymbol{A}_{21}$，通过迭代扫描逐个欧拉角的方式，使$\boldsymbol{Y}-(\boldsymbol{A}_{21}\times\boldsymbol{X})$的标准差最小，此时该组欧拉角对应的姿态转换矩阵即为所求。

假定ψ、ϕ、θ为依次转动的欧拉角，则姿态转换矩阵的计算方法为

$$\boldsymbol{A}_{21}f(\psi,\phi,\theta)=\boldsymbol{A}_y(\theta)\boldsymbol{A}_x(\phi)\boldsymbol{A}_z(\psi)=\begin{bmatrix}\cos\theta & 0 & -\sin\theta\\ 0 & 1 & 0\\ \sin\theta & 0 & \cos\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\cos\psi & \sin\psi & 0\\ -\sin\psi & \cos\psi & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}=$$
$$\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi-\sin\theta\sin\phi\sin\psi & \cos\theta\sin\psi+\sin\theta\sin\phi\cos\psi & -\sin\theta\cos\phi\\ -\cos\phi\sin\psi & \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\\ \sin\theta\cos\psi+\cos\theta\sin\phi\sin\psi & \sin\theta\sin\psi-\cos\theta\sin\phi\cos\psi & \cos\theta\cos\phi\end{bmatrix} \tag{10}$$

2　矢量磁强计正交性及安装矩阵定标测试技术

2.1　测试系统构建

开展高精度正交性定标测试及安装矩阵定标测试, 需要具备稳定的磁场环境, 确保定标过程中外磁场的大小及方向均保持不变。地面高精度标定多利用线圈系统等设施来完成[14-15], 为完成高精度正交性定标试验, 构建了相应的测试系统, 如图 2 和图 3 所示。

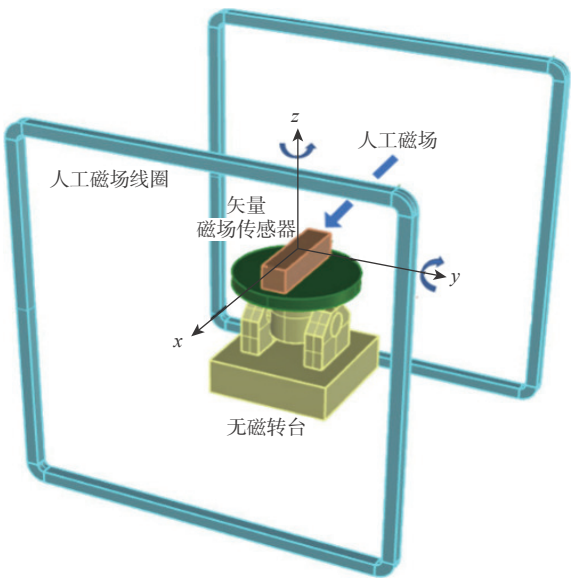


图 2　矢量磁传感器测试标定方法原理示意图

Fig. 2　Schematic diagram of calibration method for vector magnetic field test



图 3　高精度正交性及安装矩阵定标测试系统

Fig. 3　High-precision orthogonality and installation matrix calibration test system

由图 2 和图 3 可知, 人工磁场线圈负责产生定标所需稳定的人工磁场, 高精度无磁转台布局于人工磁场线圈中心, 是固联磁强计的实体平台, 有 2 个运动轴系, 分别为俯仰旋转轴系和平面旋转轴系, 其高精度转角记录确保被测仪器在测试空间范围内得到真实准确的姿态数据。通过无磁转台使被测磁传感器在固定的磁场中获取不同俯仰角和指向角条件下的测量输出值, 从而满足 “Thin Shell” 方法中对于多个角度覆盖的需要。

本测试系统的各设备实测性能如表 1 所示, 为磁传感器敏感轴向校准提供了良好的实验条件。

表 1　磁场定标系统性能要求与实测

Table 1　Correlation between measurement and design of magnetic field calibration system

性能指标	测试结果
大空间磁屏蔽室内部尺寸/(m×m×m)	14.24×10.26×10.06
大空间磁屏蔽室交流屏蔽系数/dB	65
大空间磁屏蔽室复现磁场范围/nT	±72 000
大均匀区磁场线圈线圈均匀区尺寸Φ/mm	2 000(球形空间)
大均匀区磁场线圈Φ2 000 mm均匀区内不均匀度/%	0.018
高精度无磁转台角度测量精度/(°)	0.004 62

2.2　磁传感器正交性定标及安装矩阵测量方法

根据正交性定标原理, 在探测器采用不同姿态测量时, 稳定外部标定磁场在测量空间内应表现为指向不同方向的磁场矢量, 长度大小也与指向相关。当这些磁场矢量的起点为探测空间原点时, 其终点应落在某个椭圆球面上。磁矢量传感器正交性标定时, 测量坐标点应满足在该椭球面上的方向全覆盖, 以增加拟合精度。测量空间覆盖越完整, 拟合结果置信度越高。

依据三轴磁强计正交误差分析与校正相关原理, 利用本测试标定系统, 通过高精度无磁转台将磁强计在已知固定的磁场中旋转, 获得三轴磁传感器在不同姿态角下的多个测量磁场数据。为满足椭球拟合需求, 设计了 32 个不同的角度位置来进行测量, 并满足 4π 立体角的全空间覆盖。测试点的空间分布如图 4 所示, 图中, 红点表示 50 000 nT 强度的外磁场在 32 个不同角度磁强计传感器坐标系下的投影, 测量矢量均匀覆盖了整个椭球面。

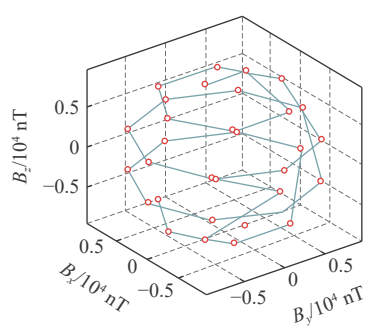


图 4　32 点磁场测量矢量在磁传感器坐标中的投影

Fig. 4　Projection of 32 points for magnetic field measurement vector in magnetic sensor coordinates

将每个测量点获取的磁场测量值代入式(4)中, 可以将测量数据通过椭球拟合算法解算出方程的各项系数, 进而获得磁传感器的灵敏度

S_x、S_y、S_z，零偏L_x、L_y、L_z，三磁轴之间的正交夹角α、β、γ这9个参数，并可以根据式(6)完成磁传感器的正交性校正。

通过上述32测点的旋转测试，可以获得在每个姿态角下的磁场测量三分量值B_x、B_y及B_z，进而得出外磁场矢量在磁传感器坐标系下的投影$\boldsymbol{B}_0$；由转台可以获取相应位置下磁传感器在地固系下的安装姿态角$[\psi,\phi,\theta]$。由于外磁场方向与地固系保持不变，因而通过多组不同姿态角下的外磁场测量值，即可利用1.2节中的式(7)～式(9)，通过拟合算法获取磁传感器相对于固定平台的姿态转换矩阵，即磁传感器的安装矩阵。

3 试验测量结果及分析

基于地面标定测试系统，按照本文的测试标定方法对三轴磁通门磁传感器(型号为Mag-03MSL100)进行实地测试，利用Overhauser磁强计(型号为：GSM-19)，将高精度无磁转台区域的磁场设定至50 000 nT，开展三轴传感器定标试验，在已知固定的磁场中通过对三轴传感器旋转32个角度位置进行测量，记录每个旋转位置的矢量测量值。被测磁传感器固定于转台中央，定标期间的运动包络仅仅为直径100 mm的球形空间，在此区域内由于线圈系统均匀性所带来的磁场梯度误差约为8×10^{-6}，屏蔽室内部在此空间范围内的剩磁梯度<0.4 nT，满足高精度矢量磁强计正交性及安装矩阵定标对于磁场环境的要求。图5为高精度磁矢量传感器固定在无磁转台上开展现场定标试验时的现场照片。



图5 高精度磁矢量传感器现场定标试验

Fig. 5 Field calibration test of high precision vector magnetometer

3.1 正交性定标结果及分析

将测试得到的32组矢量测量值代入式(4)中，通过拟合椭球方程，求解磁传感器的灵敏度S_x、S_y、S_z，零偏L_x、L_y、L_z，三磁轴之间的夹角α、β、γ这9个参数，使磁场环境和计算的总场之间的误差最小。通过对获取得到的三磁轴间夹角代入式(6)中，可以获取得到正交性修正矩阵和磁场校正计算式如下：

$$\begin{bmatrix}B_x\\B_y\\B_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0.988\,566 & 0 & 0\\0.001\,872 & 0.988\,361 & 0\\-0.004\,076 & -0.002\,602 & 0.988\,709\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}B'_x\\B'_y\\B'_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-13.905\,982\\-7.044\,012\\-19.250\,830\end{bmatrix} \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{B}_0=\begin{bmatrix}B'_x\\B'_y\\B'_z\end{bmatrix}$为磁传感器测试值；$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}0.988\,566 & 0 & 0\\0.001\,872 & 0.988\,361 & 0\\-0.004\,076 & -0.002\,602 & 0.988\,709\end{bmatrix}$为磁传感器正交修正矩阵；$\boldsymbol{O}=\begin{bmatrix}-13.905\,982\\-7.044\,012\\-19.250\,830\end{bmatrix}$为磁传感器零点偏差；$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}B_x\\B_y\\B_z\end{bmatrix}$为校正后的测量磁场。

定义校正后的磁场测量均方根误差为

$$E=\sqrt[2]{\frac{\sum_{i=1}^{32}(B_i-B_t)^2}{32}} \tag{12}$$

式中：B_i为经过式(11)校正后的第i组测量值，B_t为外界输入磁场值。

在50 000 nT外场条件下，将32组测量值代入式(12)，可以得出32组经过校正后的磁场测量误差为

$$E=0.868\,2\ \text{nT}$$

在50 000 nT外界磁场条件下，对应的最大正交性偏差仅为0.001 4°。试验区内的由磁场线圈系统引起的空间不均匀度约为0.4 nT，由屏蔽室内部梯度产生的空间不均匀度也为0.4 nT。忽略磁强计自身的噪声、非线性及漂移度等因素后，根据“Thin Shell”方法可以计算出在当前试验条件下，可达到的最佳正交性误差值约0.69 nT，本文试验实测值约0.87 nT，校正后的正交误差已接近理论值。

从分析结果可知，试验环境磁场不均匀度对矢量磁场传感器的正交性校正偏差影响较大。为进一步降低定标误差，可以通过在试验区增加梯度补偿线圈的方法，对环境磁场的梯度加以补偿，以提高环境磁场的均匀性，提高正交性定标精度。

3.2 安装矩阵定标结果及分析

按照1.2节所述的方法计算安装姿态矩阵$\boldsymbol{A}_{21}$，将32组数据代入式(10)，可计算得出磁传感器相对于固定平台的姿态转换矩阵，即磁传感器的安装矩阵：

$$\boldsymbol{A}_{21}=\begin{bmatrix}-0.003\,6 & -1.000\,0 & -0.000\,2\\ 0.002\,6 & 0.000\,2 & -0.999\,9\\ 1.000\,0 & -0.003\,4 & 0.002\,7\end{bmatrix} \tag{13}$$

对磁传感器安装矩阵拟合后的误差进行分析, 32 个测量点对应的安装姿态角度误差如表 2 所示。

表 2　磁传感器安装矩阵均值误差

Table 2　Mean error of installation matrix about magnetic sensor

序号	误差/(°)	序号	误差/(°)
1	0.076 0	17	0.079 4
2	0.078 0	18	0.075 3
3	0.081 7	19	0.071 0
4	0.080 0	20	0.074 8
5	0.083 3	21	0.081 4
6	0.077 4	22	0.079 8
7	0.080 6	23	0.069 2
8	0.083 3	24	0.070 9
9	0.078 7	25	0.081 3
10	0.078 4	26	0.082 4
11	0.081 1	27	0.075 2
12	0.075 1	28	0.087 0
13	0.076 9	29	0.080 0
14	0.085 7	30	0.076 9
15	0.117 5	31	0.092 2
16	0.114 9	32	0.097 8

由表 2 可知, 安装矩阵均值误差(系统差)为 0.079 7°, 安装矩阵误差标准差为 0.005 794°, 计算中剔除 15、16 这 2 个误差较大的测点, 如图 6 所示。系统差 E_D 表示由线圈产生的磁场矢量方向与转台基准轴向之间的偏差, 为定标系统自身偏差; 标准差 E_S 是测量值的随机误差, 由安装矩阵误差 E_A 及转台自身误差 E_R 组成。

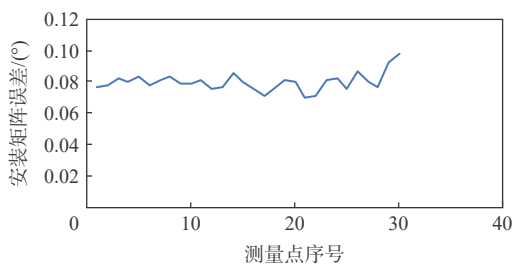


图 6　安装矩阵拟合后的误差分布

Fig. 6　Distribution about error after fitting installation matrix

根据此前无磁转台的测试结果, 转台自身误差 E_R 为 0.004 6°, 基于误差的均方差合成原则, 有

$$E_S^2=E_A^2+E_R^2 \tag{14}$$

由式(14)可以得出磁传感器安装矩阵定标误差 E_A 为 0.003 5°。表 3 为安装矩阵定标结果中各项误差的分析结果。

表 3　安装矩阵定标误差分解

Table 3　Installation matrix calibration error decomposition

系统差E_D/(°)	标准差E_S/(°)	转台自身误差E_R/(°)	安装矩阵定标误差E_A/(°)
0.079 7	0.005 794	0.004 6	0.003 5

图 7 为磁强计在校正前后的转向差对比, 图中, 蓝色与红色曲线分别表示校正前后测量结果。在外磁场强度范围 30 000～60 000 nT 的条件下, 校正前的测量结果 (蓝色曲线) 呈现较大的波动, 而校正后(红色曲线)的转向差已几乎完全被校正。

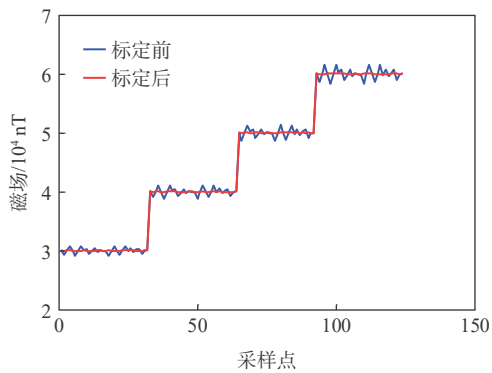


图 7　磁强计校正前后转向差对比曲线

Fig. 7　Comparable curves between before calibration and after calibration in directional error

基于磁屏蔽条件下的人工磁场系统和高精度无磁转台, 利用多点旋转方法, 可以实现矢量磁强计高精度正交性和安装矩阵定标测试, 从而大幅度降低矢量磁传感器非正交和安装角度偏差对于高精度磁场矢量测量带来的误差。

4　结　论

1) 利用多点旋转方法可以有效获取矢量磁强计正交性修正矩阵, 大幅度降低正交性误差。测试结果表明, 三分量磁传感器在完成正交性校正后, 正交性残差仅为 0.001 4°, 误差相比传统方法降低了一个数量级, 大幅改善矢量磁场测量中由于非正交所带来的磁场测量误差。

2) 利用高精度无磁转台配合稳定人工磁场系统, 可以有效获取矢量磁强计磁敏感轴的安装矩阵, 实测安装矩阵的定标精度达到 0.003 5°, 有效降低了于安装角度偏差所带来的磁场矢量测量误差。

为继续提高定标精度, 后续可提升无磁转台精度, 并将磁场系统与转台系统基准轴线通过调试进一步重合, 降低磁场矢量测试系统的系统误差。

参考文献 (References)

[1] 李磊, 王劲东, 周斌, 等. 磁通门磁强计在深空探测中的应用[J]. 深空探测学报, 2017, 4(6): 529-534.

LI L, WANG J D, ZHOU B, et al. Application of fluxgate magnetometer in deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(6): 529-534(in Chinese).

[2] 周斌, 王劲东, 赵华, 等. 萤火一号火星探测器磁通门磁强计高精度标定技术[J]. 上海航天, 2013, 30(4): 179-182.
ZHOU B, WANG J D, ZHAO H, et al. Precision calibration technology of fluxgate magnetometer for YH-1 Mars probe[J]. Aerospace Shanghai, 2013, 30(4): 179-182(in Chinese).

[3] 周斌, 程炳钧. 电磁监测试验卫星 (张衡一号) 高精度磁强计研制与标定[J]. 遥感学报, 2018, 22(S1): 64-73.
ZHOU B, CHENG B J. Development and calibration of high-precision magnetometer for electromagnetic monitoring test satellite (Zhangheng No. 1)[J]. National Remote Sensing Bulletin, 2018, 22(S1): 64-73(in Chinese).

[4] BALOGH A. Planetary magnetic field measurements: missions and Instrumentation[J]. Space Science Reviews, 2010, 152(1): 23-97.

[5] 何佳敏, 齐红丽, 雷华明, 等. 融合转向差校正的磁强计地磁补偿硬件实现研究[J]. 仪表技术与传感器, 2021(9): 23-28.
HE J M, QI H L, LEI H M, et al. Study on hardware realization of magnetometer geomagnetic compensation with fusion steering error correction[J]. Instrument Technique and Sensor, 2021(9): 23-28 (in Chinese).

[6] 高翔, 严胜刚, 李斌. 基于最小二乘的磁通门梯度仪转向差校正方法[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(5): 837-842.
GAO X, YAN S G, LI B. Error calibration method for magnetic gradiometer base on least square[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(5): 837-842(in Chinese).

[7] 孙闯, 王凯强, 任顺清. 星敏与磁强计安装矩阵的户外标定[J]. 导航定位与授时, 2016, 3(2): 77-82.
SUN C, WANG K Q, REN S Q. Calibration of installing matrix between magnetometer and star sensor[J]. Navigation Positioning and Timing, 2016, 3(2): 77-82(in Chinese).

[8] 王凯强. 星敏感器与磁强计安装矩阵的测试监测方法及其误差分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
WANG K Q. Test and monitoring method and error analysis of star sensor and magnetometer installation matrix[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016(in Chinese).

[9] 刘逸康, 任顺清, 张高雄, 等. 星敏与磁力仪间安装矩阵的一种地面标定方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2021, 53(6): 34-40.
LIU Y K, REN S Q, ZHANG G X, et al. A calibration method for installation matrix between star sensor and magnetometer on the ground[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2021, 53(6): 34-40(in Chinese).

[10] CONNERNEY J E P, BENN M, BJARNO J B, et al. The Juno magnetic field investigation[J]. Space Science Reviews, 2017, 213(1): 39-138.

[11] 焦秉刚, 顾伟, 张松勇. 三分量磁通门传感器非正交性误差校正[J]. 现代电子技术, 2011, 34(13): 123-126.
JIAO B G, GU W, ZHANG S Y. Error calibration of three-component fluxgate sensor's nonorthogonality[J]. Modern Electronics Technique, 2011, 34(13): 123-126(in Chinese).

[12] 王鹏飞, 曾立, 唐文庆, 等. 三轴磁传感器正交性校正的矢量校准方法[J]. 空间科学学报, 2018, 38(6): 953-959.
WANG P F, ZENG L, TANG W Q, et al. Vector calibration method for orthogonality correction of three-axis magnetometers[J]. Chinese Journal of Space Science, 2018, 38(6): 953-959(in Chinese).

[13] 罗静博, 陈浩, 赵苗, 等. 基于改进型入侵野草算法的三轴磁传感器非正交误差校正[J]. 兵工学报, 2019, 40(12): 2513-2518.
LUO J B, CHEN H, ZHAO M, et al. Non-orthogonal error correction of three-axis magnetic sensor based on improved IWO algorithm[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(12): 2513-2518(in Chinese).

[14] SHIMIZU H, TAKAHASHI F, HORII N, et al. Ground calibration of the high-sensitivity SELENE lunar magnetometer LMAG[J]. Earth, Planets and Space, 2008, 60(4): 353-363.

[15] DAVID H, HANS A, JURGEN B, et al. The MASCOT magnetometer[J]. Space Science Reviews, 2017, 208: 433-449.

Orthogonality and mounting matrix calibration technology of high precision vector magnetometer

LI Zhihong[1, 2]，WANG Jindong[1, 2, *]，ZHANG Yiteng[1]，WU Wenmin[3]，LIU Yuan[1]

(1. National Space Science Center，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China；
2. University of Chinese Academy of Sciences，Beijing 101408，China；
3. Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China)

Abstract: The nonorthogonality and mounting matrix deviation of vector magnetometers are important components for high-precision vector magnetic field measurement errors. Improving orthogonality and mounting matrix calibration accuracy is beneficial for further reducing measurement errors of vector magnetic fields. This article conducts ground calibration testing technology research on high-precision magnetometers using a high-precision calibration equipment made up of a calibration coil, a high-precision non-magnetic turntable, and a self-developed big space magnetic shielding chamber. The focus is on the calibration technology of the orthogonality and mounting matrix of the magnetometer. Based on the "Thin Shell" calibration method, multi-point rotation measurement was verified and high-precision orthogonality calibration was achieved. After correction, the residual was only 0.001 4°, which is an order of magnitude lower than traditional methods and effectively reduces the heading error of vector magnetometers. The ideal mounting matrix of the sensor under experimental conditions was found by fitting and calculating the conversion parameters of the direct measurement data. This resulted in a calibration accuracy of 0.003 5°, significantly reducing the measurement error brought on by installation angle deviation in vector magnetic field measurement.

Keywords: vector magnetometer; orthogonality; mounting matrix; calibration technology; calibration residual

Received：2023-10-18；**Accepted**：2023-11-24；**Published Online**：2023-12-11 11：53
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231208.1825.003
Foundation item：National Natural Science Foundation of China (42241112)
* **Corresponding author**. E-mail：wjd@nssc.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0656

基于国密的L波段数字航空通信系统数据安全传输保护机制

李瑞琪，黄勇强，刘亮，岳猛*
(中国民航大学 安全科学与工程学院，天津 300300)

摘　　要：民用航空数字化通信频繁应用在未保护的信道中，极易遭受恶意的网络攻击，因此，在设计航空宽带系统的同时应当考虑数据链路的安全问题。基于此，设计基于L波段数字航空通信系统(LDACS)的安全架构，提出应用于LDACS的数据安全传输技术方案。针对用户数据，基于该报文结构使用国产密码保障用户数据的机密性和完整性；针对控制数据，使用时间效应流丢失容错认证(TESLA)协议实现广播控制(BC)数据的消息认证。实验结果表明：所提方案可以满足空/地之间安全传输报文中完整性报文的平均字节开销小于10%，并且协议的计算和时间开销也可满足该应用场景，从而实现数据端到端的安全传输。

关　键　词：网络攻击；L波段数字航空通信系统；安全传输；国密；TESLA协议
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4144-13

未来的航空移动通信技术正朝着具有大容量和高性能的方向发展[1]，并且将通信、导航和监视集成于一体[2]。航空宽带通信系统是保障航空交通运输的关键要素。随着全球民用航空业务量大范围扩大[3]，以及现代空中交通管理(air traffic management, ATM)的趋于饱和，对飞机控制和高效飞行的要求也越来越高。因此，也对航空通信能力提出了更高的要求。目前，基于语音的甚高频(very high frequency, VHF)空地通信系统已经广泛应用[4]，航空移动机场通信系统(aeronautical mobile airport communications system, AeroMACs)[5]也被大量用于航空公司的业务通信。然而，其仍然难以满足航空移动通信业务对高容量、高速率和高安全性的发展需求。特别是在一些高密度的地区，VHF频段已经饱和，而模拟无线电的通信也限制了航空通信业务的发展。

航空通信正在经历数字化转型过程，为推进中国新一代航空通信技术发展，顺应全球新型航空通信基础设施建设趋势，中国民用航空局发布《中国民航新一代航空宽带通信技术路线图》[6]，明确提出未来基于L波段数字航空通信系统(L-band digital aviation communication system, LDACS)标准进行探索和研究。为推进空中交通管理从模拟系统到数字化系统的过渡，欧盟委员会开展了“欧洲单一空天空中交通管理研究(single European sky ATM research, SESAR)”项目[7]，实现空中交通管理的现代化；美国也展开了下一代国家航空系统(next generation national airspace system, NextGen)的研究。他们都在开发航空领域的数字化通信数据链路，创建未来通信基础设施(future communication infrastructure, FCI)的航空电信网。

收稿日期：2023-10-12；**录用日期**：2024-04-23；**网络出版时间**：2024-10-28 18:35
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241028.1556.001
基金项目：国家重点研发计划(2022YFB3904503)；国家自然科学基金(62172418,62371029)；天津市应用基础研究多元投入重点项目(21JCZDJC00830)；天津市教委科研计划项目(2022KJ066,2022KJ067)；中央高校基本科研业务费专项资金(3122023QD04)
* **通信作者**. E-mail：myue@cauc.edu.cn

引用格式：李瑞琪，黄勇强，刘亮，等. 基于国密的L波段数字航空通信系统数据安全传输保护机制[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4144-4156. LI R Q，HUANG Y Q，LIU L，et al. Data security transmission protection mechanism for L-band digital aeronautical communications system based on national cryptographic algorithms[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4144-4156 (in Chinese).

2016 年起, 国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)在和 SESAR 的密切合作下, 完成了 LDACS 的初步标准和建议措施[8]。但此时的 LDACS 标准框架尚未涉及具体的网络安全措施。2017 年 11 月, Bilzhause 等[9] 提出 LDACS 安全保护目标, 并建议将安全功能集成到协议栈中, 但仅考虑了用户平面的安全性。2018 年 4 月, Mäurer[10] 确定了 LDACS 需要支持的相关服务, 包括空中交通服务(air traffic services, ATS)、航空运行控制(aeronautical operational control, AOC)、网络管理(network management, NM)等安全服务, 并对 LDACS 的 IT 安全架构进行了具体的网络威胁和风险分析。2018 年 9 月, Mäurer 等[11] 进一步完善了 LDACS 的安全保护措施, 提出完整的 LDACS 网络安全体系结构与支持的密码算法。该方案采用了伽罗瓦计数器模式(Galois counter mode, GCM)结合高级加密标准(advanced encryption standard, AES)算法为数据提供加/解密操作, 并使用安全散列算法(secure hash algorithm, SHA)系列的哈希函数生成消息认证码来确保数据的完整性, 通过采用国际密码算法, 解决了 LDACS 的部分数据安全问题。该方案还采用公钥和证书体制提供了身份认证和密钥管理, 使用 FACTS2 软件[12] 进行了仿真测试。然而, 该方案基于证书体制在基础设施的布置上存在实施难度, 并且增加了较大的安全开销。此外, 在控制数据的保护方面, 由于其报文容量较小, 完整性保护会造成较大的开销问题。

本文基于 LDACS 协议栈设计了航空宽带通信系统安全架构, 并为该架构设计了数据传输的安全方案。该安全方案主要创新在于设计了带有安全功能的数据报文, 其中, 包括基于国产密码 SM3 和 SM4 算法完成数据的机密性和完整性保护及校验, 实现用户数据的安全保护。此外, 本文还采用时间效应流丢失容错认证(timed efficient stream loss-tolerant authentication, TESLA)协议结合国产密码 SM3 算法, 设计了控制数据消息认证方案, 以确保控制数据的安全传输。

1　LDACS 协议栈及通信安全关键技术

LDACS 是一种用于空口技术的数据链路, 作为连接飞机和航空电信网络的重要无线接入网络之一, 起源于 B-AMC、TIA902 和 WiMAX(IEEE 802.16e)等技术。为保障空地数据传输安全, 本文将介绍 SM3、SM4 算法及 TESLA 协议等技术。

1.1　LDACS 协议栈

LDACS 基于正交频分复用(orthogonal frequency division multiplexing, OFDM)技术[13], 通过正向链路(forward link, FL)和反向链路(reverse link, RL)的超级帧实现空地之间的通信, 具有与 3G 和 4G 无线通信相似的技术特点。目前, 其净容量已经比 VHF 数据链模式 2(VHF data link mode 2, VDL2)高出至少一个数量级, 是专门为空中交通控制(air traffic control, ATC)和 ATM 部门设计的通信基础设施。其主要协议包括物理层(physical layer, PHY)、介质访问层(medium access control, MAC)、数据链路服务层(data link services, DLS)、链接管理实体(layer management entity, LME)和子网层(sub network protocol, SNP)等组成, 具体如图 1 所示[14]。

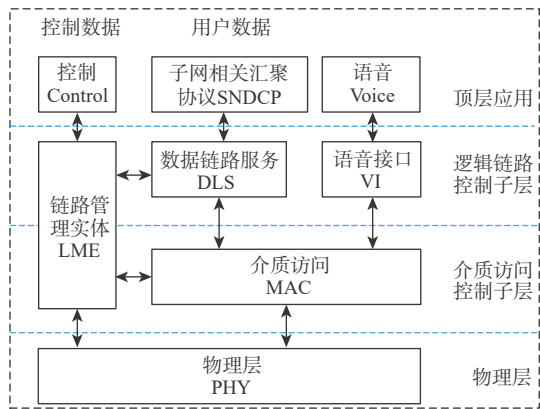


图 1　LDACS 协议栈架构[14]

Fig. 1　LDACS protocol stack architecture[14]

PHY 提供了空地之间的数据无线信道传输方法。数据链路层结构可分为 2 个子层, 即介质访问控制子层和逻辑链接控制子层。介质访问控制子层包含 MAC 层, 其实现链路层逻辑信道与物理层资源块的相互映射; 而逻辑链接控制子层是由 DLS 层和语音接口(voice interface, VI)组成。DLS 层提供数据传输的服务类别, 促进多用并发和可靠数据传输; VI 接口提供语音数据的传输和接收的功能。LME 层负责资源的集中管理, 提供传输资源分配、移动性管理与通信链路维护等功能[15]。而 SNP 提供连接航空电信网的接口, 实现飞机、地面站和地面控制中心端到端的数据传输。由于该协议栈缺乏安全保障机制, 需借助密码技术保障航空宽带的安全通信。

1.2　通信安全关键技术

1)SM3 算法。SM3 算法[16] 是杂凑(哈希、散列)算法, 无需密钥, 对于任何文本长度不大于 2^{64} bit 的消息, 都可以通过填充和迭代压缩生成长度为 256 bit 的杂凑值, 且不能通过逆向运算暴露原文数据, 安全性要高于 MD5 算法和 SHA-1 算法。SNP 层报文使用该算法生成消息认证码, 实现数据的完整性保护。

2)SM4算法。SM4算法[17]是一种分组密码算法,分组长度为128 bit,密码长度为128 bit,加解密共用一套密钥,都采用32轮非线性迭代结构,每轮包含4个步骤:代换、置换、非线性变换和线性变换。相比于高级加密标准AES算法,SM4算法可以有效抵抗差分攻击、线性攻击、积分攻击等多种密码分析,具有较强的安全冗余度。SNP的用户数据使用该加密算法,实现对数据的机密性保护,防止SNP报文被攻击方的窃听。

3)TESLA协议。TESLA协议[18]用于保证广播数据传输安全,能够在不降低传输效率的前提下,确保数据在传输过程中的完整性。如图2所示,图中,F为哈希函数生产认证密钥链,F'为哈希函数派生加密密钥,F''为哈希函数生成消息认证码,d为延迟揭露密钥,I_i为第i个时间间隔,S_i为间隔为i的子密钥,k_i为间隔为i的密钥,P_j为第j个广播包,m_j为第j个消息,TESLA协议主要利用对称加密机制,并采用密钥延迟公布技术,以实现类似非对称加密的特性,从而保障数据的安全性。TESLA协议双方采用一个松散的同步时间,并将时间分成相等的间隔,然后连接每个时间间隔的密钥,生成一条单向的密钥链。发送方使用只有本地拥有的密钥链中当前时间间隔的子密钥,对数据包进行加密生成消息认证码,接收方在延迟公布的密钥中找到对应时间间隔的密钥,并使用该密钥对数据包进行解密。LDACS地面站在不断广播自身参数消息时,使用TESLA协议实现数据包的完整性校验和源认证功能。

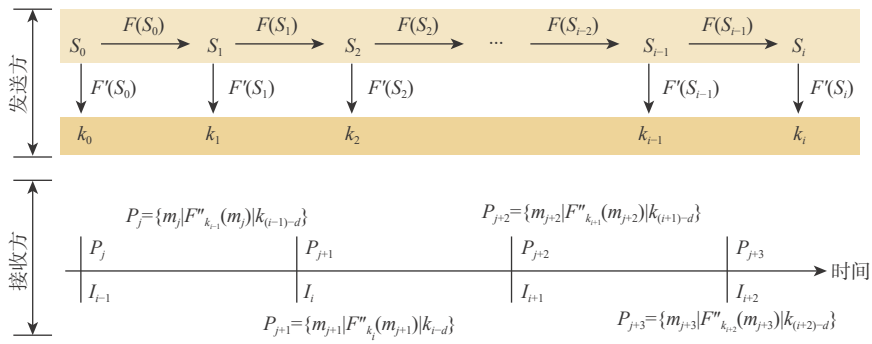


图2 TELSA协议认证流程

Fig. 2 TELSA protocol authentication process

2 LDACS系统安全架构

本文重点关注LDACS在航空宽带通信技术上的应用,结合4G LTE的系统模型[19],设计LDACS系统安全架构,并在此基础上,设计适用于LDACS系统的用户数据和控制数据安全保护方案。

2.1 LDACS系统安全架构设计

LDACS系统安全架构主要实体包括飞机站(aircraft station, AS)、地面站(ground station, GS)、地面控制中心(ground station controller, GSC)和安全网关(security gateway, Sec-GW)共4部分,如图3所示。

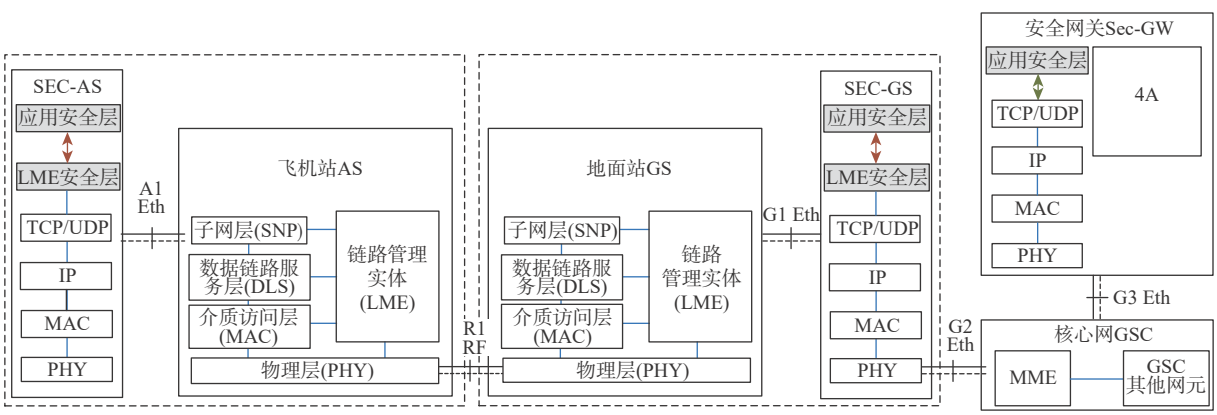


图3 LDACS系统安全架构

Fig. 3 LDACS system security architecture

GS和AS之间的空口传输基于物理层的FL和RL中的信道,实现高动态移动的空地无线通信。ATS和AOC连接到GSC,地面网络通过与航空网络服务供应商通信,实现ATC和AOC与GS的交

互。GS 和 AS 的协议栈增加了应用安全层和 LME 安全层。应用安全层负责用户平面协议的集成、密钥传递, 以及用户数据的加解密、完整性保护和校验等功能, 同时提供实体之间的三方认证过程。而 LME 安全层则实现对控制平面协议的集成, 接收应用传递的安全密钥, 以确保控制数据的传输安全。其中, 用户平面承担了用户数据传输的信道, 如数据信道(data channel, DCH), 用于传输包括 ATC 和 AOC 等业务数据; 控制平面集成了所有控制数据传输的信道, 系统资源的管理、分配、指令及状态等在此平面传输。用户平面和控制平面保障了 GS 与 GSC 之间数据路径的传输, 提供了 LDACS 系统端到端的数据传输。SEC-GW 和 GSC 之间的通信过程承担了数据、实体及用户的验证、授权、计费管理和密钥管理等相关联的功能, 为空地之间安全通信提供了全面的保障及协议的管理。

SEC-AS 控制飞机上的机载设备向 GS 发送下行数据。在数据发送之前, 数据会经过 SEC-AS 的安全模块, 接受安全保护措施, 通过 RL 与 GS 通信。当 GS 收到下行数据后, 数据会在 GS 的 SEC-GS 的安全模块中进行解密和验证操作。整个过程实现了一次空地数据的安全传输, FL 数据的传输反之亦然。

2.2　LDACS 的数据特点及安全目标

LDACS 的用户数据和控制数据分别在不同的无线信道中传输, 分析不同类型数据的保护方式。面对各种安全威胁, 制定数据传输的安全目标。

2.2.1　用户数据和控制数据特点

数据链路的超帧组成结构如图 4 所示, RL 由随机接入(random access, RA)信道、专用控制(delicated control, DC)信道及逻辑信道(RL DCH)组成, 前向链路(FL)由广播控制(broadcast channel, BC)信道、公共控制(common control, CC)信道及逻辑信道(FL DCH)组成。其中, FL 和 RL 的频率分别为 1 110～1 156 MHz、964～1 010 MHz。用户数据在 DCH 信道中传输, 控制数据则在对应的控制信道中传输。

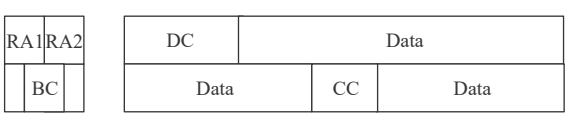


图 4　数据超帧结构

Fig. 4　Data frame structure

AOC 和 ATC 数据从地面的航空网络服务提供商[20]或航空公司服务器接入到 GSC 中。在数据传输到 AS 的机载设备端的过程中, LDACS 并未采取任何数据保护措施。然而, AOC 和 ATC 数据携带着重要的飞行敏感信息, 容易遭受第三方的恶意窃听和篡改[21]。为确保数据的安全性, 选择共享密钥对数据进行加密, 因其相对于非对称加密方法更适合 LDACS 的高效、快速响应和简化密钥管理的需求。此外, DCH 具有较大的字节空间, 在保证完整性报文开销较小的前提下, 可以采用消息认证码的方式来保障数据的完整性, 以防止数据被篡改。控制数据提供了飞机在通信过程中对资源分配的必要方式, 以确保飞机的机动性事件的建立、修改和释放。这些信息对 LDACS 系统内部的正常运行至关重要。因此, 在使用控制信道时需要进行网络安全威胁评估[22], 以确保其安全性。

控制信道涵盖了 BC、DC、RA 及 CC 这 4 种类型。BC 信道用于向移动的航空器广播数据信息, 每个 BC 信道包含 3 个子帧, 提供了相对较大的字节空间, 为保障 BC 数据的完整性, 采用 TESLA 协议。CC 信道用于 GS 向 AS 宣布响应的资源分配情况的数据, 每个 CC 分组数据单元(packet data unit, PDU)至少包含 728 Byte 的空间大小。相比于用户数据, CC 信道的字节空间较小, 因此, 采用特定的控制数据密钥来保障其完整性。DC 信道仅在 RL 中使用, 用于 AS 向 GS 发送控制消息。每个 AS 都有其特定的 DC 信道, 其他用户无法在该信道发送控制信息。由于每个 DC 信道大小约为 83 Byte, 这增加了安全保护的难度, 使用对称密钥来保护该信道的机密性。RA 信道用于发送 AS 进入小区的接入请求信息, 通常不需要额外的安全保护措施。

2.2.2　数据传输安全目标

LDACS 面临着各种网络威胁和风险, 特别是空地数据链路中数据传输时极易遭到篡改和窃听等网络攻击, 同时还要保证数据的可用性及稳定性。针对 2.1 节设计的系统安全架构, 实现数据传输的安全目标[23], 本文需要实现数据的机密性、完整性和可用性 (confidentiality, integrity and availability, CIA) 安全目标。

1) 机密性。保护 LDACS 系统限制未授权主体对信息的访问、使用和披露, 一旦机密性遭到破坏, 意味着信息被泄露, 避免造成飞机运行安全和相关法律侵权等风险。

2) 完整性。LDACS 系统数据链在传输过程中, 保证数据的正确性, 不能被未授权的主体修改, 同时保证信息在网络通信传输过程中不能被恶意篡改或伪造。

3) 可用性。可用性是保证授权主体对客体的可使用、可访问。如果发生可用性的风险, 那么就导致网络服务中断、挂起、拒绝服务等。

3 安全方案设计

LDACS系统安全架构是非常复杂且庞大的，其涉及路由、组网、密钥管理、身份认证及安全传输等诸多子系统和协议的协调合作，本文侧重于LDACS数据的安全传输，为此设计空地数据链路的安全传输方案。结合第2节提出的LDACS系统安全架构，从2个角度考虑设计保护方式，即用户平面和控制平面使用不同的加密和认证方案。设计数据的安全报文结构，结合不同类型的数据特点，搭配不同模式的密码算法，满足不同场景下传输的安全目标，实现端对端的数据安全传输。

3.1 用户数据的安全保护方案

在LDACS系统中，通过GSC发送AOC和ATC的用户数据是开放传输，一旦数据被破解，可能对飞机适航运行造成严重后果。因此，用户数据必须具备CIA的所有要求。本文采用对称密码算法SM4保障用户数据的机密性[24]，并结合SM3算法[25]完成数据完整性保护。在数据交互过程中，对数据报文进行封装与解包，通过DCH信道进行传输。

3.1.1 用户数据报文类型

用户数据报文结构包含相应的安全服务，该报文结构由5个部分组成，分别是报文头、报文安全头、报文控制域、用户数据安全加密域和报文尾。报文结构详细组成内容如表1所示。

表1 用户数据报文详细内容

Table 1 User data message details

报文结构	字段说明
报文头	协议类别
	数据类型
	标志位
	源地址
	目的地址
报文安全头	安全服务策略及参数
	序列号 SN
	填充位 Pad
报文控制域	分组标识符 PID
	服务类别 SC
	子网接入码 SAC
	安全数据长度 LEN
用户数据安全加密域	用户数据 Payload
报文尾	校验位CRC
	完整性校验码MAC

报文头包含传输协议类别、源地址、目的地址、数据类型等。

1）协议类别。用于区分定义的业务数据交互类别。

2）源地址和目的地址。其用于AS和GS通信的双方地址。

3）数据类型。其用于区分用户数据和控制数据类型，CTRL=0为用户数据，CTRL=1为控制数据。

报文安全头包含预先协商的安全服务类型和安全策略。安全服务类型可选项包括压缩报文和数据加密。安全策略是根据数据安全级别和类型来选择机密性和完整性的密码套件策略。序列号SN是一个计数器，用于防止重放攻击，每发送一个用户数据包，序列号SN自增以保持数据包的新鲜度。

报文控制域包含GS分配的子网接入码SAC，数据包的分组标识符PID，该数据的服务类别，分别是Cos_1-Cos_7依次级别递增，以及该数据包含的长度LEN等内容。

报文尾是数据报文的最后一个部分，用于保证传输的准确性和数据的完整性。其包含2个部分：循环冗余校验（cyclic redundancy check, CRC）和MAC。CRC-32用于检测数据在传输过程中是否发生错误，而MAC用于完整性保护，是对整个报文的全部内容生成的，同时也是安全保护的必选项。这样可以保证数据报文的所有字段不被篡改，从而确保数据传输的安全性。

3.1.2 用户数据密码套件

用户数据安全加密域是保护用户数据的重要部分，其包含了用户数据经过对称加密后的密文。SNP层可以采用不同加密保护模式，以满足不同数据等级和类型的安全需求。目前，本文设计的加密算法套件如表2所示，其中，0x是十六进制数的前缀，表示后续数字为十六进制。

表2 机密性加密套件

Table 2 Confidential encryption suite

方案	算法套件	字段值
用户数据机密性	Mode1: None	0x00
	Mode2: SM4-ECB-128	0x01
	Mode3: SM4-CBC-128	0x02

本文设置了三加密模式，其中也包括了不加密的服务，由于类似ATC这样的数据需要被每个空中交通管制员读取，不需要进行加密。其他套件使用不同的加密模式来满足不同类型数据的安全性需求[26]。

系统提供多种完整性算法套件，用于保护不同场景下用户数据的安全等级。如表3所示，该算法

套件通过设置不同长度密钥和摘要值实现安全等级区分。完整性保护是对数据报文进行保护的必选项, 通过选择合适的完整性算法套件, 可以有效保障数据传输过程中的完整性和安全性。

3.1.3　用户数据协议流程

航空业务的用户数据在 SNP 层进行安全保护, 飞机的唯一标识 UA 接入航空宽带小区转换成 SAC 作为路由的标识。通过 GS 和 AS 使用带有 SAC 的报文进行密钥协商生成所需的会话密钥, 使用国密算法 SM 系列完成数据的机密性和完整性保护, 具体流程如图 5 所示。

表 3　完整性加密套件

Table 3　Integrity encryption suite

方案	算法套件	字段值
用户数据完整性	Mode1: 128b tag, 128b key, SM3-HMAC-128	0x00
	Mode2: 256b tag, 256b key, SM3-HMAC-256	0x01
	Mode3: 128 b tag, 128b key, SM4-128-CMAC	0x02

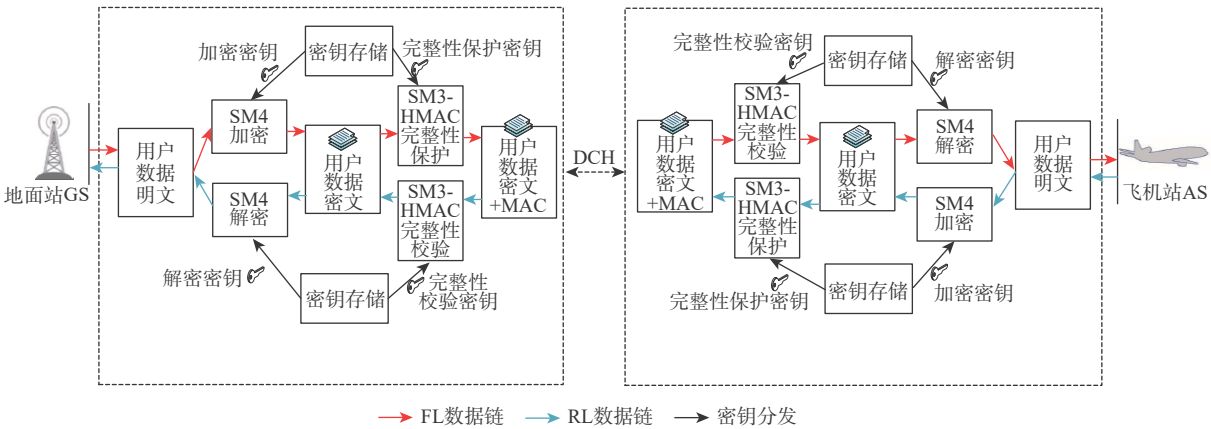


图 5　用户数据保护流程

Fig. 5　User data protection process

1) 实体安全接入。LDACS 在数据传输前需要建立一个安全的信道, 通过安全网关与各实体之间进行密钥协商、派生和分发来确保传输安全。SEC-GW 会派生出用于加密的密钥 Ku_enc 和用于完整性保护的密钥 Ku_int, 并将其存储在 AS 和 GS 的密钥存储实体中, 这些密钥将保证用户数据交互的安全性。

2) 用户数据加/解密过程。S1: 判断报文头 Ctrl 字段的值, 如果 Ctrl=0, 则为用户数据, 如果 Ctrl=1, 为控制数据, 调用相应的用户数据的加/解密函数 F_u_cpyto()。S2: 根据报文头 flag 字段标志位进行判断, 如果 flag=0, 则对用户数据的进行解密操作, 如果 flag=1, 则对用户数据进行加密操作。S3: 获取加密算法套件的字段值, 若使用 SM4-CBC-128 算法进行加密保护, 将新生成的随机参数 IV 和密钥存储中分发的加密密钥 Ku_enc 对用户数据进行加密处理, 生成密文 $S = F_u_cpyto(data, Ku_enc, IV)$。S4: 将加密后的密文数据、随机参数和算法套件封装成加密数据包, 提交给完整性保护接口进行下一步处理, 如图 6 所示, 解密过程则按照反向的步骤进行处理。

3) 用户数据完整性保护及校验过程。S1: GS 实体根据加密过程已经判断了 Ctrl 字段的值, 遵循先加密后完整性保护的原则, 调用完整性函数 F_u_mac(); 若标志位 flag=1, 即对给定的数据报文进行完整性保护; 若标志位 flag=0, 则对生成的 MAC 值进行校验。S2: 获取完整性算法套件的字段值, 若使用 HMAC-SM3 算法生成 MAC 值, 使用完整性密钥 Ku_int 和原始数据 M 计算 $F_u_mac =$

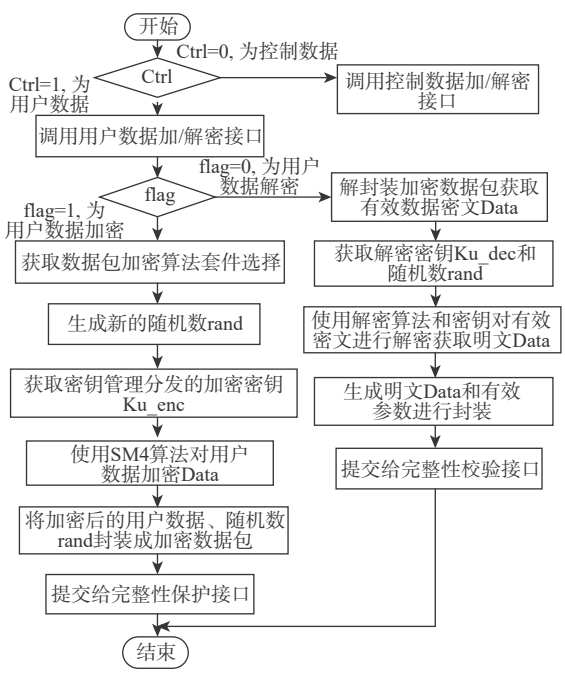


图 6　用户数据加/解密过程

Fig. 6　User data encryption/decryption process

$H(\text{Ku_int}\oplus\text{opad}, \text{Ku_int}\oplus\text{pad}, M)$，随即将加密后的密文和MAC封装发送给AS。S3: AS接收到数据包计算XMAC并且与MAC对比是否匹配，如果匹配一致则证明消息在发送的过程中未被篡改，其过程如图7所示。

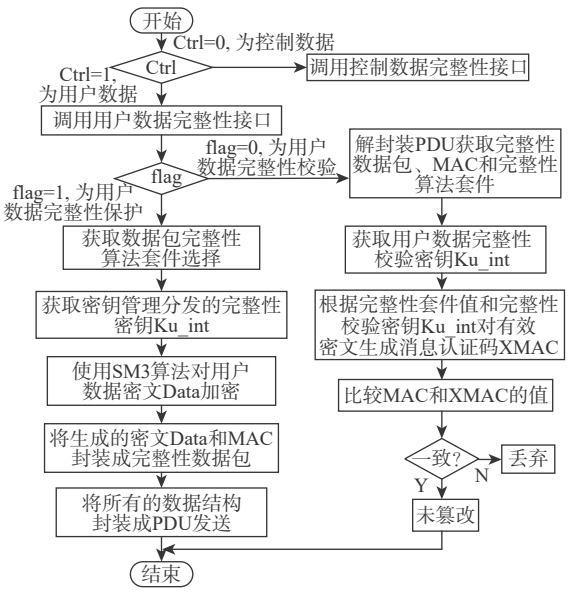


图7 用户数据完整性保护及校验过程

Fig. 7 User data integrity protection and verification process

3.2 控制数据的安全保护方案

控制数据在LDACS系统中涉及资源分配、链路管理等方面，保证了AS与GS之间通信资源的正确与安全分配。然而，控制数据面临着用户数据同样的安全问题。在数据传输过程中，控制数据易被窃听或篡改，攻击者可重新分配LDACS的通信资源。控制信道所提供的空间非常有限，因此，保证控制数据的安全性更为困难。在为不同控制信道设计安全保护机制的同时，本文方案需要考虑所增加的安全开销是否满足LDACS系统的要求。DC数据所占的大小为83 bit，在保护控制数据的完整性，即使增加一个安全性较短的32 bit标签，也将造成完整性所占的开销为38.6%，远超出设计安全开销的目标。相比之下，BC数据所占的大小至少为1 000 bit，提供了足够的开销来支持安全保护，因此，可以采用TESLA协议来实现对BC数据的完整性保护和源认证保护。

在AS进入LDACS网络小区前，GS需要不断广播自身参数信息让AS接入，并进行身份认证。这种场景下使用组播环境更为合适，因为单播环境下采用点对点对称加密传输将会消耗较高的成本，并且无法确定数据发送的身份源。为解决在组播环境下数据包完整性保护和源认证问题，本文采用TESLA协议对BC信道进行保护。TESLA协议通过单向哈希链对称加密和延迟公布密钥的方式达到非对称加密的效果，不仅节省了密钥成本，还具有更高的安全性。TESLA协议的轻量级、时效性和抵抗重放攻击的特性，使其成为一种适用于资源受限环境下的安全传输协议，具体流程如图8所示。

1）协议初始化。在TESLA协议中，初始化操作决定了TESLA协议的高效认证是否正常运行。初始化操作需要多个特定参数进行协商，包括起始时间T_0，间隔时间T_{int}，密钥的延迟揭示时间D、密钥的长度N、验证周期T及起始密钥k_0。GS通过BC信道广播认证参数，但此时的飞机对GA所发送的信息是不信任的。因此，GS发送的初始化参数需要使用公钥TESLA_KEY－GS进行签名，AS接收到广播消息后使用私钥TESLA_KEY－AS进行数

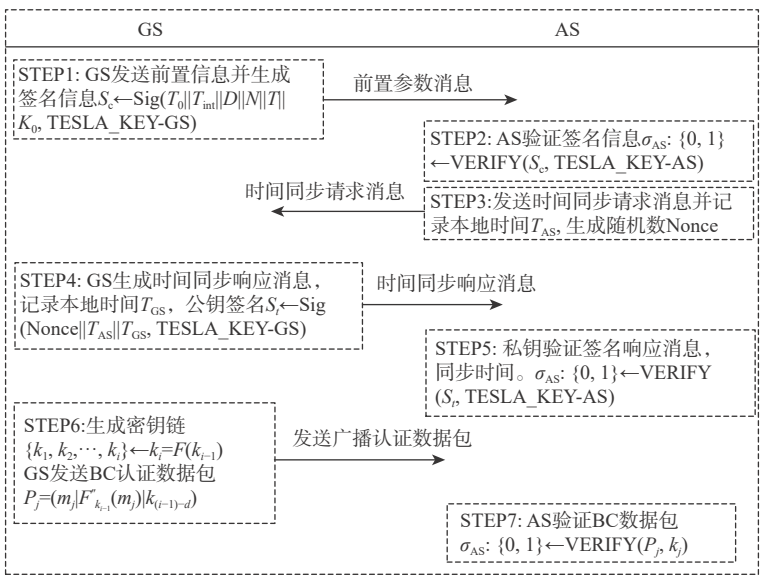


图8 BC数据源认证流程

Fig. 8 BC data source authentication process

据验签, 以确保参数消息的完整性和真实性。

S1。GS→AS: GS 按照一定的频率广播所在位置信息, 等待进入广播小区申请链路的连接,其中包括 GS 的唯一标识符UA-GS等信息。

S2。AS→GS: AS 接收到 GS 广播的 SIB 数据包查询初始化参数 T_{id},获取签名公私钥对 TESLA_KEY－GS/AS通过 DC 信道发送请求数据包 D_{req}, 等待 GS 响应。

S3。GS→AS: GS 通过 BC 信道发送响应数据包 D_{res}, 其中包含签名的“信标”, 即 $S_{\mathrm{c}}\leftarrow \mathrm{Sig}(T_0\|T_{\mathrm{int}}\|D\|N\|T\|K_0,\mathrm{TESLA_KEY-GS})$, 该数据包是通过公钥TESLA_KEY－GS签名发送的。

S4。AS→GS: AS 收到了参数数据包 D_{res}并验证 $\sigma_{\mathrm{AS}}:\{0,1\}\leftarrow \mathrm{VERIFY}(S_{\mathrm{c}},\mathrm{TESLAKEY-AS})$。

2) 时钟同步机制。GS 和 AS 之间的时间同步要做一些额外的工作, 因此, 需要计算数据的往返发送时间, 以便达到松散的同步时间, 这种时间的同步并不需要十分准确, 保证在一个误差范围 Δ 之内即可。

S1。AS→GS: AS 发送时间同步请求, 记录本地时间 T_{AS}, 随机生成一个Nonce并发送, 防止消息重放。

S2。GS→AS: 公钥生成时间同步响应数据包 $S_t\leftarrow \mathrm{Sig}(T_{\mathrm{AS}}\|T_{\mathrm{GS}}\|\mathrm{Nonce},\mathrm{TESLA_KEY-GS})$。 GS 记录本地时间 T_{GS}, 使用公钥签名 TESLA_KEY－GS 发送数据包。

AS 验证 GS 发送的时间签名数据包, $\sigma_{\mathrm{AS}}:\{0,1\}\leftarrow \mathrm{VERIFY}(S_{\mathrm{c}},\mathrm{TESLAKEY-AS})$。记录此刻所在时间 T, 则可以计算任意时刻发送的时间上限值: $T-T_{\mathrm{AS}}-T_{\mathrm{GS}}$。由于数据的传输时延,并不能精准的同步双方时间, 因此, 需要一个松散的同步时间, 这个时延的误差可以表示为 $\Delta=T_{\mathrm{GS}}-T_{\mathrm{AS}}$。时钟同步信息完成之后, GS 开始以 T_{int}时间间隔发送广播数据包。

3) GS 构造单向密钥链。密钥链通过 SM3 算法生成, 使用一个随机数 S_0来计算初始密钥, 然后, 使用 SM3 算法生成子密钥: $S_i=F(S_{i-1}),0\leqslant i\leqslant N-1$。将形成的包含 N个子密钥的单向密钥链存储在 LME 的密钥管理中。形成子密钥链: $\{S_0,S_1,\cdots,S_i\}$的生成顺序和延迟公布顺序是相反的, 由于哈希函数的单向性, 即使有攻击者得到了其中子密钥 S_i, 也不能通过该子密钥推算出延迟未公布的剩余密钥链, 这样有效的保证了密钥链的安全性。

4) GS 广播数据包的发送。完成了以上步骤后, GS 开始发送广播数据包, 在一个特定的时间间隔 T_j, 公布延迟的时间间隔 D为 1, 使用生成的单向密钥链加密数据包 $P_j=\{m_j|F''_{k_{i-1}}(m_j)|k_{(i-1)-d}\}$, 使用加密密钥 k_{i-2}, 生成带有 MAC 值的数据包 P_j和安全参数一起通过 BC 信道发送给 AS。

5) AS 广播数据包的验证。当 AS 接收到了上一个时间间隔的密钥 k_j, 通过单向密钥的生成函数 $k_i=F^{i-j}(k_j)$来检查该密钥是否可信, 如果密钥 k_j检查可信, 则对比生成的消息认证码, 验证数据包 P_j的完整性。

4　方案分析

4.1　安全性分析

LDACS 的数据链路涉及用户数据、控制数据及无线电等重要资源。为防止未经授权的攻击者访问, 对这些资源进行欺骗、窃听和篡改, 保护这些通信资源的安全至关重要[27]。因此, 设计了用户数据安全传输方案和 BC 数据源认证方案。在数据传输过程中, 首要考虑的是消息的窃听和篡改, 其次则是中间人攻击和重放攻击。

4.1.1　数据传输安全性分析

1) 消息窃听和篡改。对于用户数据, 假设攻击者有能力截取和篡改无线链路的数据。由于传输过程中 AS 和 GS 使用了共享密钥对用户数据进行了保护, 攻击者无法直接访问被保护的密钥和加密算法。即使攻击者对传输的用户数据密文进行了修改, 在消息到达接收端进行完整性校验时, 接收端丢弃该条被修改的数据, 从而有效防止窃听和篡改攻击[28]。

对于控制数据, 假设一名攻击者有能力截取和篡改无线链路传输的数据, 由于攻击者无法获得单个子密钥 k_{i+1}, 无法通过 $F^{i-j}(k_i)$单向密钥链的验证。如果对控制消息进行擅自篡改, 接收端使用延迟公布的子密钥 $k_{(i-1)-d}$进行数据包 $P_j=\left\{m_j\middle|F''_{k_{i-1}}(m_j)\middle|k_{(i-1)-d}\right\}$的验证和子密钥的验证, 发现两者的 MAC 值不匹配则丢弃。

2) 中间人攻击和重放攻击。假设攻击者插入 GS 和 AS 通信节点, 这将导致通信数据的中间人攻击和重放攻击。为保护用户数据的机密性和完整性, 本文使用对称密钥进行加密和认证, 有效地抵御了中间人的窃听和篡改攻击。此外, 用户数据传输报文中的字段具有加法器功能, 接收方通过比较该字段的大小来判断是否遭遇重放攻击。对于控制数据, 本文采用对称加密的非对称形式以抵御中间人的窃听和篡改攻击。由于 TESLA 协议的松散同步计时器功能, 中间人无法对控制数据进行重放攻击。

4.1.2　数据传输形式化分析

本文使用形式化的验证工具 Scyther[29] 对本文

提出的安全传输协议进行安全仿真分析。Scyther仿真平台可以围绕CIA基本安全属性,根据设计的安全协议对特定的属性进行形式化验证,该工具使用安全协议描述语言(spdl)语言对协议角色进行编写,验证包括重放攻击、中间人攻击、反射攻击等协议攻击。使用chaim声明“Secret”、“Alive”、“Niagree”和“Nisynch”分别验证机密性、有效性、一致性和完整性。

数据安全传输方案定义了2个角色,分别为GS、AS,其表示参与航空宽带通信协议方,GS和AS通信两端发送和接收每条信息都是使用了K_{enc}和K_{int}进行了加密和消息完整性保护,并且对相应的共享密钥作“Secret”声明。验证结果如图9所示,结果表明,Scyther工具无法找到针对安全传输协议的攻击行为,即能够保证GS和AS之间空地传输的CIA基本属性,抵抗不可否认性、欺骗攻击和中间人攻击等恶意攻击,因此,能证明该协议能保障LDACS系统空地传输的安全性。

声明				状态	注释
ABCS	AS	ABCS, AS1	Secret na	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, AS2	Secret kenc	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, AS3	Secret Kint	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, AS4	Alive	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, AS5	Weakagree	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, AS6	Niagree	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, AS7	Nisynch	Ok Verified	No attacks.
	GS	ABCS, GS1	Secret na	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, GS2	Secret kenc	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, GS3	Secret kint	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, GS4	Alive	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, GS5	Weakagree	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, GS6	Niagree	Ok Verified	No attacks.
		ABCS, GS7	Nisynch	Ok Verified	No attacks.
Done.					

图9 安全传输协议Scyther形式化分析结果

Fig. 9 Formal analysis results of secure transport protocol Scyther

4.2 性能分析

本节主要描述数据安全传输协议的实验环境和配置,并对用户数据和控制数据的安全保护方案进行性能分析。

对于用户数据保护,本实验使用VMware12虚拟机,搭载64位Ubuntu 21.4操作系统,采用C语言编程,结合OpenSSL 1.1.0和GmSSL 3.1密码算法库进行开发;对于控制数据BC的保护,采用Java编程,使用开发工具IDEA,并引用Bouncy Castle开源密码库提供国密算法支持。所有软件平台均安装在一台64位Windows操作系统的工作站上,配备16 GB内存。

4.2.1 用户数据保护方案的性能分析

本实验方案通过socket建立模拟信道,采用设计的用户数据安全报文格式,实现用户数据的机密性和完整性保护。针对不同字节的用户数据进行测试,分别设置128 Byte、256 Byte、384 Byte、512 Byte、640 Byte、768 Byte、896 Byte、1 024 Byte、1 152 Byte、1 280 Byte、1 408 Byte、1 536 Byte共12组数据。由于系统提供多种加密套件方案,本文进行数据传输不同方案的对比实验,重复加密套件方案10 000次,得到实验结果的算术平均值,具体的实验结果如图10所示。

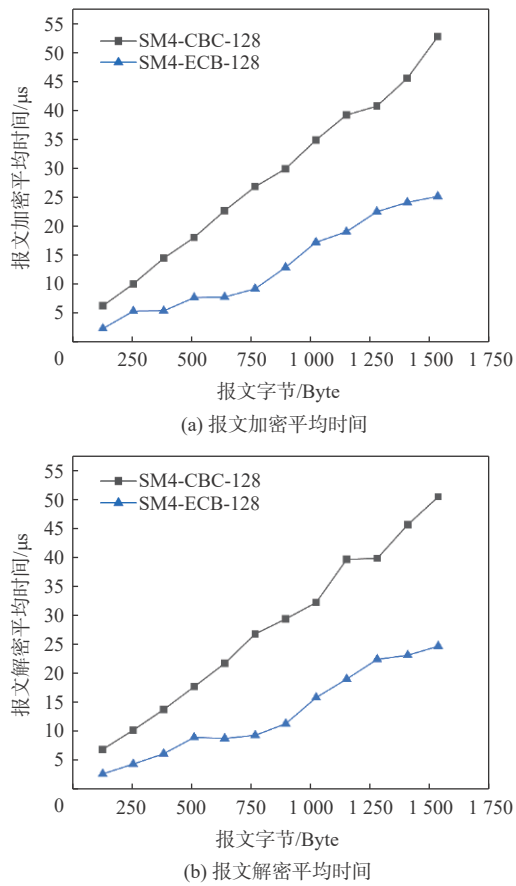


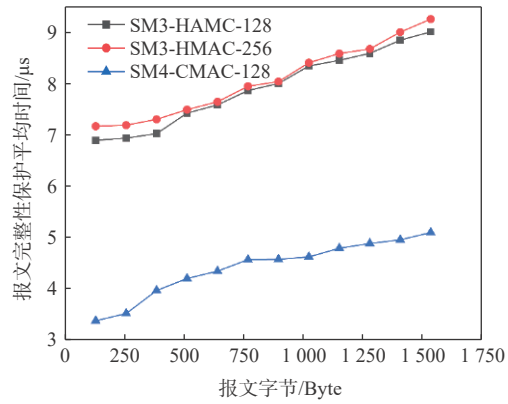
图10 报文加解密平均时间对比

Fig. 10 Comparison of average time for message encryption and decryption

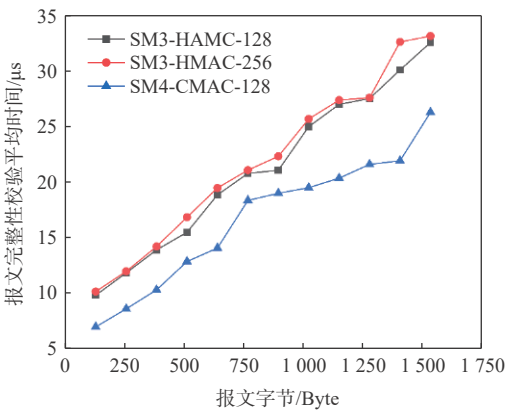
图10表示用户数据的机密性保护的实验数据。在该协议中,用户数据提供了2种加解密方案,这些方案在数据发送之前经过协商,将相应的字段值封装在数据报文中进行空地之间传输。根据不同机密性要求,可以配置相应的机密性服务策略。对于介于128～1 536 Byte之间的用户数据,使用SM4的CBC模式加解密时间不超过52.98 μs,而SM4的ECB模式所需的时间相对较短,加解密时间不超过28.69 μs。

LDACS系统提供了用户数据完整性保护及校

验的相应策略。在传输过程中, 发送端生成航空宽带数据的 MAC 值, 接收端对报文进行 MAC 值校验。计算时间数据如图 11 所示。



(a) 报文完整性保护平均时间



(b) 报文完整性校验平均时间

图 11　报文完整性保护及校验平均时间对比

Fig. 11　Comparison of average time for message integrity protection and checksum

在相同的测试环境下, SM4-CMAC 平均时间低于 SM3-HMAC, 即使增加密钥的长度, 平均时间没有明显变化。对于完整性校验, 平均校验时间随着报文字节数的增加而远远大于平均保护时间, 并且会有明显的变化, 且完整性校验时间最高为 33.15 μs。

本文使用相同的测试数据进行安全开销测试, 分别生成 128 bit 和 256 bit 的 MAC, 并将其封装在安全用户数据报文的尾部。然后, 记录完整性报文的平均安全开销, 具体结果如图 12 所示。

完整性保护报文开销即空/地之间安全传输报文中的 MAC 在完整性报文的平均字节占比。实验使用不同字节的数据包, 生成 2 种不同长度的 MAC, 分别为 128 bit 和 256 bit, 计算其在整个报文中的占比。其中, 前向链路数据包平均字节大小约为 557 Byte, 后向链路数据包大小约为 373 Byte, 因此, 对于这 2 种不同平均大小的消息认证码, 均满足完整性报文平均开销不超过 10% 的要求。

为体现本文方案性能优势, 将文献 [30-31] 的计

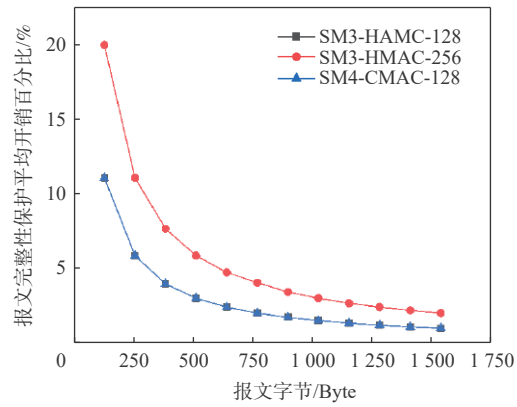


图 12　报文完整性保护平均安全开销

Fig. 12　Average security overhead for message integrity protection

算开销和通信开销与本文方案进行比较。其中, n为发送的数据包数量, T_{m}为椭圆曲线点乘运算, T_{a}为椭圆曲线点加运算, T_{h}为哈希运算, T_{r}为随机数运算, T_{xor}为异或运算, C_{m}为点乘运算的比特长度, C_{r}为随机参数比特长度, C_{h}为哈希比特长度, λ为密钥比特长度, 具体如表 4 所示。

表 4　不同方案性能比较

Table 4　Performance comparison of different schemes

方案	计算开销	通信开销
文献[30]	$(2n+2)T_{\mathrm{m}}+T_{\mathrm{a}}+4T_{\mathrm{h}}+2T_{\mathrm{r}}+2nT_{\mathrm{xor}}$	$2C_{\mathrm{m}}+2n\lambda+2C_{\mathrm{r}}+2nC_{\mathrm{h}}$
文献[31]	$2T_{\mathrm{m}}+(2n+2)T_{\mathrm{h}}+3T_{\mathrm{r}}+2nT_{\mathrm{xor}}$	$2C_{\mathrm{m}}+2n\lambda+3C_{\mathrm{r}}+2nC_{\mathrm{h}}$
本文方案	$(2n+2)T_{\mathrm{h}}+2T_{\mathrm{r}}+2nT_{\mathrm{xor}}$	$2n\lambda+2C_{\mathrm{r}}+2nC_{\mathrm{h}}$

文献 [30] 方案通过证书体制和密钥派生函数(key derivation function, KDF)的方式生成会话密钥, 文献 [31] 方案通过椭圆曲线迪菲-赫尔曼密钥交换(elliptic curve Diffie-Hellman key exchange, ECDH)算法和 KDF 函数的方式生成会话密钥, 其都需要点乘、点加、哈希运算及随机数, 产生较大的计算开销和通信开销。本文方案基于共享密钥的方式建立会话密钥, 需要哈希运算及随机数, 因此, 计算开销和通信开销最小。文献 [30] 方案采用带关联数据的认证加密(authenticated encryption with associated data, AEAD)方法对数据传输进行保护, 包含 n 个数据包的点乘运算和加密运算。文献 [31] 方案和本文方案采用共享加密的方式对数据进行保护, 包含 n 个数据包的加密运算和哈希运算。总体上本文方案的计算开销和通信开销均优于前两者方案。

4.2.2　保护控制数据 BC 的性能分析

本实验使用 TESLA 协议来保护 LDACS 系统中的 BC 控制数据。在此应用场景中, GS 不断发送广播消息, 多个 AS 成员接收由 TESLA 协议认证的

消息。TESLA 协议的初始密钥由密钥管理中的密钥派生提供。产生的单向密钥链不断迭代生成，每条密钥对发送的广播消息进行完整性保护。表 5 展示了初始密钥、迭代生成的部分子密钥及根密钥，生成的密钥长度均为 128 bit。

表 5　TESLA 协议密钥信息

Table 5　TESLA protocol key information

TESLA密钥链	密钥内容
初始密钥	f3c17b80285d265811a1677c13e31877
子密钥1	d76c10cfd422b2df44be6cc67da44991
子密钥2	9b91b5331384b09ebcc423a6c345e145
根密钥	1e1a5bd687d677ffcd8a55bd35baad1e

本文对 GS 广播时建立 TESLA 协议各阶段的时间开销进行了测试。在测试中，本实验设置 GS 向 AS 广播 1 000 Byte 的消息进行 10 000 组数据的循环测试，并记录各阶段的平均时间。如图 13 所示，该方案测试的总体消耗时间为 53.70 ms。

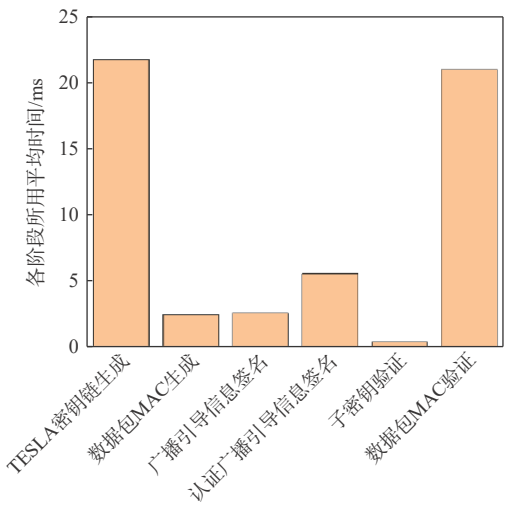


图 13　各阶段所用平均时间

Fig. 13　Average time spent in each phase

由图 13 可知，TESLA 协议中密钥链生成和数据包 MAC 验证这 2 个阶段所占时间比例最大。由于生成 128 bit 的单向密钥链，这导致在进行哈希运算时消耗了大量时间。在 SM3 的校验过程中，校验 MAC 的过程比生成 MAC 码耗费时间更多。

本文使用 TESLA 协议在不同 BBC 控制数据进行广播时，分析生成 MAC 和验证数据包所需的计算开销。实验设置了 8 组数据，分别为 128 Byte、256 Byte、384 Byte、512 Byte、640 Byte、768 Byte、896 Byte 和 1 024 Byte。实验结果如图 14 所示，在 AS 进行数据认证时，相比 GS 保护数据的时间消耗更多。随着 BC 控制数据的字节大小增加，除密钥链生成时间，GS 对数据进行保护的时间开销变化不会有明显的变化。

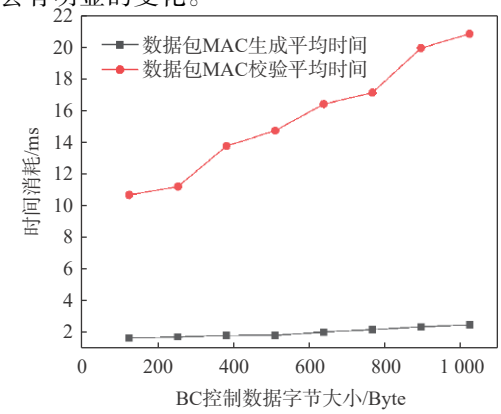


图 14　BC 控制数据的时间消耗

Fig. 14　Time consumption of BC control data

5　结　论

航空宽带通信数据链路传输介质是无线电信号，因此，在未保护状态下的数据容易受到窃听、篡改和重放的网络安全威胁。为解决这些问题，本文提出一种保障 GS 和 AS 之间数据安全传输的技术。

1）针对用户数据方面，本文设计了适用于 LDACS 系统的用户数据安全保护技术，其中包括报文结构和安全策略。该协议使用国产 SM 系列密码来提供数据的机密性、完整性保护及校验等安全服务。机密性的平均时间开销不超过 52.98 μs，完整性的平均时间开销不超过 33.15 μs，并且完整性报文字节占用户数据报文字节的平均开销满足小于 10%，实验结果证明该协议具有可行性。

2）针对控制数据方面，本文提出一种保护 BC 控制数据的技术，该技术利用 TESLA 协议结合国产杂凑算法 SM3，以对称加密的非对称形式实现对控制数据的认证效果。应用在 BC 信道上的 TESLA 协议各阶段认证的平均总时间不超过 53.70 ms，体现了 BC 信道保护方案的有效性。

在未来的工作中，从减少安全开销和提高安全等级的角度下，进一步优化安全传输技术，并在复杂的 CC 和 DC 控制信道中设计适用于其安全保障措施，实现所有类型数据的安全保护。

参考文献（References）

[1] NIRAULA M, GRAEFE J, DLOUHY R, et al. ATN/IPS security approach: two-way mutual authentication, data integrity and privacy[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1A3-1-1A3-17.

[2] 牛文生. 基于天地一体化信息网络的智能航空客运系统[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522415.

NIU W S. Intelligent air passenger transportation system utilizing integrated space-ground information network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522415(in Chinese).

[3] QIN H T, WANG H Y, XIE J L, et al. Development of flight data recorder for general aviation aircraft with real time data transmission[C]//Proceedings of the IEEE 3rd International Conference on Civil Aviation Safety and Information Technology. Piscataway: IEEE Press, 2021: 162-167.

[4] 郜林, 王朕. 下一代航空宽带通信 B-VHF 系统[J]. 航空工程进展, 2018, 9(2): 168-176.
GAO L, WANG Z. Research on B-VHF-the next generation system of air-ground broadband communication[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(2): 168-176(in Chinese).

[5] MORIOKA K, LU X D, NAGANAWA J, et al. Flight tests for expanding aeromacs coverage and air-ground SWIM demonstration [C]//Proceedings of the Integrated Communications Navigation and Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-8.

[6] 中国民用航空管理局。中国民航新一代航空宽带通信技术路线图 [EB/OL]. (2021-05-14) [2023-03-02]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/202105/P020210518575556219897.pdf.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation new generation aviation broadband communication technology roadmap [EB/OL]. (2021-05-14) [2023-03-02]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/202105/P020210518575556219897.pdf.

[7] BOSMAN P. SESAR European ATM master plan & SESAR2020[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-13.

[8] International Civil Aviation Organization. LDACS draft SARPs [EB/OL]. (2020-02-01) [2023-03-02]. https://www.ldacs.com/wp-content/uploads/2018/03/WP05-DCIWG-2-LDACS_Draft_SARPs-Appendix.pdf.

[9] BILZHAUSE A, BELGACEM B, MOSTAFA M, et al. Datalink security in the L-band digital aeronautical communications system (LDACS) for air traffic management[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2017, 32(11): 22-33.

[10] MÄURER N. Paving the way for an IT security architecture for LDACS: a datalink security threat and risk analysis[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-27.

[11] MÄURER N, BILZHAUSE A. A cybersecurity architecture for the L-band digital aeronautical communications system (LDACS)[C]//Proceedings of the 37th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-10.

[12] MÄURER N, GRÄUPL T, SCHMITT C. Evaluation of the LDACS cybersecurity implementation[C]//Proceedings of the 38th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-10.

[13] ROY S, CHANDRA A. On the design of variable filtered-OFDM based LDACS for future generation air-to-ground communication system[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems, 2022, 69(2): 644-648.

[14] EPPLE U, SCHNELL M. Overview of legacy systems in L-band and its influence on the future aeronautical communication system LDACS1[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2014, 29(2): 31-37.

[15] 朱永文, 喻兰辰晖. L 波段数字航空通信系统研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(4): 700-714.
ZHU Y W, YU L C H. Overview of L-band digital aeronautical communication system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(4): 700-714(in Chinese).

[16] 国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 信息安全技术 SM3 密码杂凑算法: GB/T 32905—2016[S]. 北京: 中国标准出版社, 2017.
General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Information security techniques—SM3 cryptographic hash algorithm: GB/T 32905—2016[S]. Beijing: Standards Press of China, 2017(in Chinese).

[17] 国家密码管理局. SM4 分组密码算法: GM/T 0002—2012[S]. 北京: 中国标准出版社, 2012.
National Cryptography Administration. SM4 block cipher algorithm: GM/T 0002—2012[S]. Beijing: Standards Press of China, 2012(in Chinese).

[18] CANCELA S, CALLE J D, FERNANDEZ-HERNANDEZ I. CPU consumption analysis of TESLA-based navigation message authentication[C]//Proceedings of the European Navigation Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[19] 3GPP. 3GPP specification status report[EB/OL]. (2022-12-21). [2023-03-02]. https://www.3gpp.org/DynaReport/status-report.htm.

[20] HIGHTOWER K. Where airspace, ANSPs, and drones come together[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-8.

[21] SLIM M, BEN MAHMOUD M S, LARRIEU N, et al. An aeronautical data link security overview[C]//Proceedings of the IEEE/AIAA 28th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2009: 4. A. 4-1-4. A. 4-14.

[22] BRESTEAU C, GUIGUI S, BERTHIER P, et al. On the security of aeronautical datalink communications: Problems and solutions[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1A4-1-1A4-13.

[23] MÄURER N, BILZHAUSE A. Paving the way for an it security architecture for LDACS: a datalink security threat and risk analysis[C]//Proceedings of the Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1A2-1-1A2-11.

[24] SUHAIL HUSSAIN S M, FAROOQ S M, USTUN T S. A method for achieving confidentiality and integrity in IEC 61850 GOOSE messages[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2020, 35(5): 2565-2567.

[25] ZHOU C P, CHI Z Q, WANG Z D, et al. The Secure transmission method of distribution network messages based on SM3 algorithm[C]//Proceedings of the Power System and Green Energy Conference. Piscataway: IEEE Press, 2022: 586-590.

[26] XU L. Secure transmission strategy of network communication layer relay based on satellite transmission[C]//Proceedings of the 2nd International Conference on Information Technology and Computer Application. Piscataway: IEEE Press, 2020: 268-271.

[27] MAURER N, SCHMITT C. Towards successful realization of the LDACS cybersecurity architecture: an updated datalink security threat- and risk analysis[C]//Proceedings of the Integrated Commu-

nications, Navigation and Surveillance Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-13.

[28] NWADIUGWU W P, KIM D S. Ultrawideband network channel models for next-generation wireless avionic system[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(1): 113-129.

[29] ALMUZAINI N Z, AHMAD I. Formal analysis of the signal protocol using the scyther tool[C]//Proceedings of the 2nd International Conference on Computer Applications & Information Security . Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[30] MAURER N, GRAUPL T, GENTSCH C, et al. A secure cell-attachment procedure of LDACS[C]//Proceedings of the IEEE European Symposium on Security and Privacy Workshops . Piscataway: IEEE Press, 2021: 113-122.

[31] LI X W, ZHANG Q Y, XU L X, et al. A compatible and identity privacy-preserving security protocol for ACARS[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Trust, Security and Privacy in Computing and Communications. Piscataway: IEEE Press, 2022: 1048-1053.

Data security transmission protection mechanism for L-band digital aeronautical communications system based on national cryptographic algorithms

LI Ruiqi，HUANG Yongqiang，LIU Liang，YUE Meng*

(School of Safety Science and Engineering，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300)

Abstract：Due to its widespread use in unprotected channels, digital communication in civil aviation is extremely vulnerable to hostile network assaults. Therefore, when designing an aviation broadband system, data link security issues should be considered. A security architecture based on L-band digital aviation communication system (LDACS) was designed, and a data security transmission technology scheme applied to the LDACS system was proposed. For user data, the confidentiality and integrity of user data are guaranteed by using national cryptographic algorithms based on the user data message structure. For control data, the security authentication of broadcast control (BC) data is achieved by using the timed efficient stream loss tolerance authentication (TESLA) protocol. According to the experimental findings, the average byte overhead of integrity messages in secure transmission messages between air and ground is less than 10%. Additionally, the protocol's computation and time overhead can satisfy the application scenario, resulting in end-to-end secure data transmission.

Keywords：network attacks；L-band digital aviation communication system；secure transmission；national cryptographic algorithms；TESLA protocol

Received：2023-10-12；**Accepted**：2024-04-23；**Published Online**：2024-10-28 18：35

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241028.1556.001

Foundation items：National Key Research and Development Program of China (2022YFB3904503); National Natural Science Foundation of China (62172418,62371029); The Key Project of Diversified Investment in Applied Basic Research of Tianjin (21JCZDJC00830); The Education Committee Scientific Research Project of Tianjin (2022KJ066,2022KJ067); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122023QD04)

* **Corresponding author**. E-mail：myue@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0663

基于控制系统模型的新冠疫情分析及其在防控风险预测的应用

肖文磊[1]，刘强[1,*]，王柳权[1]，臧辰鑫[1]，井明霞[2]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；2. 石河子大学 医学院，石河子 832003)

摘 要：自2020年1月以来，全世界经历了超过3年的百年一遇的疫情影响。随着严重急性呼吸综合征冠状病毒2（SARS-CoV-2），即俗称新冠病毒的变异，全球的防控策略也随之发生了巨大的变化。回顾整个疫情防控过程，新冠病毒的每次变异，都有可能给下一步的疫情防控政策带来巨大的挑战。因此，如何确定最佳的防疫措施也逐渐成为防疫成败的关键，而如何更早地预测出疫情发展趋势及推论出合理的防疫措施也就具有极大的价值。以经典控制理论为基础，通过构建的严重急性呼吸综合征（SARS）及新冠不同变异毒株的疫情传染模型，旨在揭示疫情传播的内部机理，并解释各类防控措施的干预机制及成效分析。与疫情分析领域常用的易感-感染-康复/易感-潜伏-感染-康复（SIR/SEIR）等模型不同，所建模型的最大作用不在于精确地预测最终的感染人数，而在于其更早的提出风险预警，以及精准的建议防疫控制措施的能力。期望可以利用控制系统模型揭示本轮新冠疫情传播的部分规律，将控制理论引入到未来的疫情防控事业当中去，以达到提前预警、动态防控的目的。

关 键 词：冠状病毒；控制系统模型；传染病模型；疫情预测；拉普拉斯变换

中图分类号：TP391

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4157-12

控制论是一门研究生命体、机器、组织等的内部或彼此之间的相互控制和影响的科学，其在工程技术领域具体应用中，往往体现为用数学方法或实验方法，对所研究的控制系统进行建模、分析的过程，多年来在工程领域得到了广泛应用，并形成了一套较为成熟的控制系统模型建立与分析方法。本质上，控制系统建模方法可以借助拉普拉斯变换及Z变换将常微分方程的建模表达方式转变为线性方程组或方块图的组合方式。与传染病学中常用的易感-感染-康复/易感-潜伏-感染-康复（susceptible-infected-recovered/susceptible-exposed-infected recovered, SIR/SEIR）模型相比，控制系统模型可以体现不同病毒的机理性区别，显式引入各种防疫措施，从而更精细地描述病毒的传染过程。由于建模方式变得更为直观，且所有的建模环节都符合病毒的客观传播机理，因此，可以极大地增强针对不同病毒的动态建模能力，从而为更准确的病毒走势分析提供重要的依据。

自新冠疫情暴发以来，国内外研究学者针对新冠病毒流行趋势、传播动力学的研究主要采用2类方法进行分析。第1类主要采用流行病学研究中广泛使用的SIR/SEIR及其改进模型进行预测分析[1−11]；第2类主要采用大数据、机器学习等统计分析模型[12−15]，根据已有数据进行建模与拟合。这2类方法均强依赖于实际数据，需要疫情发展到一定阶段，才具有较为可信的预测结果。因此，这些

收稿日期：2023-10-14；录用日期：2023-12-11；网络出版时间：2023-12-26 14:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231225.1430.001
基金项目：新疆生产建设兵团科技攻关计划项目 (2021AB034)
*通信作者. E-mail：qliusmea@buaa.edu.cn

引用格式：肖文磊，刘强，王柳权，等. 基于控制系统模型的新冠疫情分析及其在防控风险预测的应用 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4157-4168. XIAO W L，LIU Q，WANG L Q，et al. Control system model of COVID-19 and its application in predicting the epidemic outbreak [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4157-4168（in Chinese）.

方法具有显著的滞后效应，难以在疫情早期对防疫策略产生直接的研判作用。在本次国内的新冠疫情早期防控工作中（2020年2月2日以前），由于缺乏防控经验，几乎都是在疫情发展到一定危急程度之后才采取了严格的防疫措施。在这个最需要疫情发展趋势分析与决策预测的阶段，SIR/SEIR与统计分析模型几乎都还处于数据收集阶段，而未能发挥“及时雨”的预测作用。此外，即使收集到了足够数据，此类模型仅可用于当前防控条件下，疫情传播的未来发展趋势，而无法针对变化的防控策略进行动态研判与推荐。

从medRxiv.org上统计的疫情预测论文发表情况，发现从1月26日开始至3月11日，共有118篇关于严重急性呼吸综合征冠状病毒2（severe acute respiratory syndrome coronavirus 2, SARS-COV-2）或冠状病毒病（corona virus disease 2019, COVID-19）的论文在medRxiv上发表了预印版。其中，有54篇论文与疫情预测分析相关。54篇论文中，采用SIR/SEIR及其拓展或修改版本的论文共有36篇，占2/3。其他预测论文主要采用了统计拟合、仿真及机器学习完全依赖于数据的后验方法，共有18篇，占1/3。其中，值得关注的是，90%的SIR/SEIR论文的投稿时间是在2月7日之后，而90%的后验方法论文则是在2月14日以后投稿。这2个日期都离全国及武汉最为紧迫的时间节点2月2日差了很多天。这对“病毒如火，行动如战”的战疫前线来说，无疑是“远水解不了近渴”的。以上分析说明，无论是SIR/SEIR等白箱模型，还是统计拟合、仿真及机器学习等黑箱模型，都难以满足战略决策所需的实时性。此处，需要注明一下，为保证文献调研的实时性，上述结论采用了medRxiv发表的预印版论文作为依据。参考文献给出了一些具有代表性的疫情预测分析模型论文。

滞后的结论分析导致了在本次疫情中预测模型在关键决策上并未发挥其在战略决策上的预判性作用。产生这个问题的根源在于以下2点：①经典模型的预测前瞻能力不足；②决策过程对预测模型的关键指标判断存在误区。本文提出一种基于经典控制理论的控制系统建模方法，可以有效补充上述模型的不足，并可能在早期防疫决策中发挥重要作用。本文作者团队利用该控制系统模型，在2月2日之前即得出了早期疫情发展的主要结论，并且及时精准地给出了相应的防疫措施建议。其优势主要体现在以下几个方面：

首先，本文方法将某一城市作为一个整体对象进行建模，该方法有别于SIR/SEIR采用的常微分方程的形式进行建模，而是利用自动控制原理普遍使用的方块图方法来描述对疫情传播产生影响的各个环节。用比例环节来计算疫情感染的递增效应及防控响应对感染率的控制作用；用积分环节来表示感染人数的累加过程；用延时环节来表达从感染到发病之间的潜伏期；用负前馈/负反馈来表达医院收治对感染总人数的控制作用；用积分饱和效应来表达暴发的疫情对医疗资源的挤兑现象。通过不同环节的组合可以表达出疫情感染过程的详细机理，并抽象出关键的数据与参数加以采集或辨识，能够全面地反映病毒感染的自然机理、政府防疫政策的影响及医疗资源极限对疫情控制的影响。因此，控制系统模型可以在少数据的疫情发展早期即准确地预测出疫情的发展趋势，并分析出防控疫情的关键控制措施。

其次，针对不同城市进行差异化的拓展建模是本文方法的另一个优势。与SIR/SEIR模型中采用单一的模型结构对不同城市进行疫情分析（仅仅参数不同）的做法不同，控制系统模型可以根据不同城市的医疗资源情况，防疫措施的变化动态改变模型结构，从而更能适应不同城市疫情数据的参数辨识与趋势预测。例如，在2月初，北京市的防疫关键体现在一级响应的保持时间，而武汉市的防疫关键体现在足够的医疗资源以吸纳大量的感染者，其机理原因在于模型结构具有较大的不同。

再次，随着病毒的变异，其传染特性也随之发生了显著的变化，这种变化应该被体现在模型的参数与结构的变化上。SIR/SEIR模型仅能在参数上做出调整，而难以在模型结构上做出适应性调整。因此，在模型结构发生显著变化时，往往会造成预测失败的结果。例如，COVID-19与SARS在传染模型结构上就存在显著的区别，Omicron和早期新冠病毒的传染模型也存在本质的不同。而SIR/SEIR模型很难显式的反应不同病毒模型的结构性区别。

本文以SARS、新冠病毒及其变异毒株为对象，利用经典控制理论对其进行针对性地建模。当今，国内的疫情管控逐渐放开，本文以历史回顾的形式，阐述不同阶段疫情模型的本质区别，并由此分析不同病毒模型的传染机理及相应防控措施的有效性。通过多轮疫情分析表明，控制系统模型可以有效描述不同城市不同毒株的传播特点，并针对性构建城市模型，且具有“机理可解释，结果可吻合，参数可验证”等优势。通过对不同城市的模型参数的参照比较，本文进一步提出了“城市等效法”的早期疫情风险预警方法，可在城市疫情发展早期进行防控推演及决策。此外，本文采用遗传算法在控制系统模型的基础上发展了一种动态参数辨识的

方法, 并推演出了一种防控效果实时监控方法, 并在多轮疫情中进行了成功应用。

1　控制系统建模原理

拉普拉斯变换是控制系统建模的理论基础。假设某时域信号 $f(t)$, 其 Laplace 变换可表达为

$$L(s)=\int_{-\infty}^{+\infty} f(t)\mathrm{e}^{-st}\mathrm{d}t \tag{1}$$

式中: $s=\sigma+\mathrm{j}\omega$, 称为拉普拉斯算子。当 $\sigma=0$ 时, 式 (1) 转换为

$$L(\mathrm{j}\omega)=\int_{-\infty}^{+\infty} f(t)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\omega t}\mathrm{d}t \tag{2}$$

也就退化为傅里叶变换, 即傅里叶变换就是拉普拉斯变换的特殊情况。但是, 傅里叶变换只能包含信号的频域信息, 而拉普拉斯变换则可以包含时频信息, 因此, 拉普拉斯变换更能反映信号的动态变化过程, 也就更适用于动态建模。

对于, 每日新增的疫情表达方式, $f(t)$ 转变为 $f(k)$。经典控制理论进一步引入了 Z 变换, $z=\mathrm{e}^{Ts}$, 以应对离散信号的建模。由此, 式 (1) 可改写为

$$F(z)=\sum_{k=0}^{+\infty} f(kT)z^{-k} \tag{3}$$

式 (3) 为 Z 变换。Z 变换将连续信号转变为离散信号。其中, T 为采样周期, 对于疫情分析来说, 一般每天会采样一次, T 也就是 1 天。

经典控制理论将时域信号 $f(t)$ 和 $f(k)$ 转变为 $L(s)$ 和 $F(z)$, 这样便可以将各种复合函数和微积分过程转变为线性的加减乘除运算, 大大降低了模型运算和分析的难度。图 1 为针对潜伏-发病、传染和累加环节的 Z 变换结果。由图可知, 复合与积分计算都可以转换成不同算子对 $F(z)$ 的乘法。进一步, 也就可以形成方块图的表达方式, 其中, 不同的方块代表不同的处理环节, 其与输入无关而仅受物理本质的影响。将不同的方块级联组合起来, 就形成了根据物理特性构建的不同控制模型。只要经过正确的建模论证, 这种控制模型就可以反映物理对象的运行本质。而由拉普拉斯与 Z 变换表达的控制模型可以直接转换为计算机程序(如 MATLAB 的 Simulink 工具箱), 进行仿真运算。

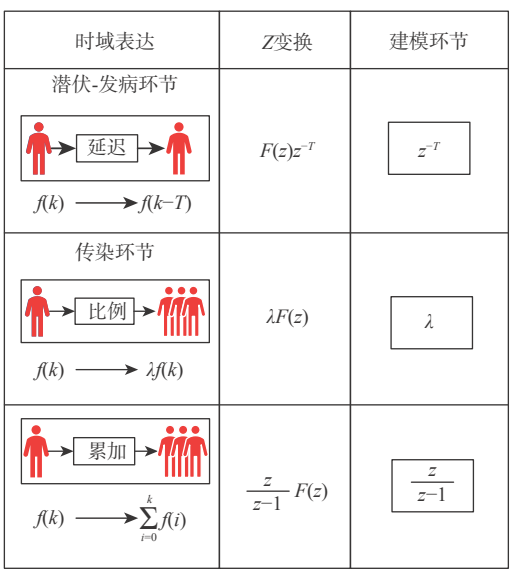


图 1　控制系统建模的典型环节

Fig. 1　Typical unit of control system model

2　SARS 疫情建模

根据调研, 2003 年 SARS 的传播特点是传染性强, 但潜伏期不感染。因此, 必须对这一机理进行客观的数学描述, 否则很难解释为何 2003 年的 SARS 为何与 2020 年的新冠有如此大的不同。这一机理也恰恰是经典的 SIR/SEIR 模型容易忽略的重要影响之一。

图 2(a) 为用于建模的主要传递模块, 均以 Z 变换的方式表达。图 2 (b) 为对应的 SARS 传播模型。动态传播过程被分成了 2 条通道, 每天运行一个循环。上通道为负反馈, 代表了隔离医院的作用: 由于病人在发病(经过了潜伏期延迟)之后立即得到了收治, 之后就不再作用于传染环节。下通道为正反馈, 描述了病人在经过了潜伏期之后, 立刻传染了 R_0 个人, R_0 即基本传播系数。这一建模过程客观反映了 SARS 病毒的传播特性。进一步, 由于上下通道的延迟系数一致, 因此, 2 个通道可以合并, 如图 3 所示。

图 3 中 $1-R_0$ 环节代表了 SARS 增量传染系数, 表示每日被收治的病人减去每日新增感染者后的每日感染症增量系数。在经典控制理论中, 存在一条重要的稳定性定律: 负反馈是系统稳定的必要条

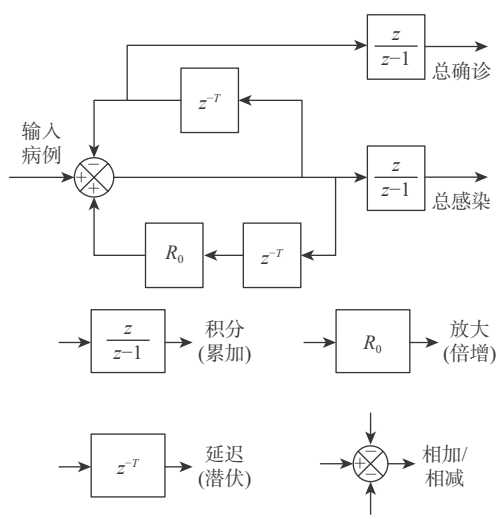


图 2　2003 年 SARS 病毒的控制系统建模

Fig. 2　Control system model of SARS virus in 2003

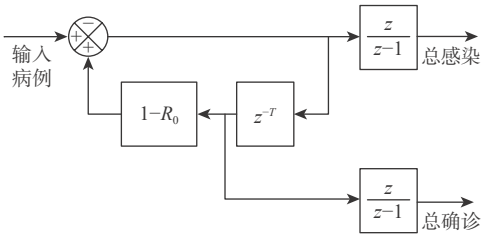


图 3 简化的 SARS 传染模型

Fig. 3 Simplified SARS transmission model

件。所谓的负反馈，即在模型中存在某条通路的结果以负值的方式反向加入正向通道中，这意味着系统同时受到外部输入与自身状态的影响，因而具备了一定程序的自我调节能力，当负反馈与正向通路效果相互抵消时，系统即可达到稳定。如对于一个液面保持系统来说，如果进水阀门一直保持开启，则液面会一直上升，如果在液面上添加一个浮筒并连接到阀门开关，当液面上升，浮筒便通过拉扯关闭阀门使得阀门开度减小，到达指定液面时候完全关上阀门；而当液面下降后，浮筒落下，阀门再次打开。可以看到，当添加了“浮筒”后，液面越高，进水越慢，这样的负反馈使得液面保持系统实现了稳定。

图 3 中，在环节 $1-R_0$ 之后，即以负值方式加入了主感染通道，因此，只要 $1-R_0>0$，SARS 模型的负反馈就形成了。一旦形成了负反馈，模型就能迅速稳定。这也为 $R_0<1$ 的传染病学结论提供了理论依据。由于机理清晰，就可以为防控措施提供重要的模型参考。由模型可知，潜伏之后控制 $1-R_0$ 是防控的关键，而潜伏期之后 SARS 病人出现症状往往会前往医院。因此，在 SARS 的发展早期，医院成了重灾区，医护人员损失很大。要想控制这种局面，就必须加强医院的防护，控制 R_0 小于 1。那么，定点医院就成了抗击 SARS 的重中之重。事实上，小汤山医院确实成为了 2003 年抗击 SARS 的重中之重。从控制系统模型的角度看，只要防控住了定点医院，就能形成负反馈通道，自然而然也就能让模型趋于稳定，SARS 疫情得以控制。从这个角度可以解释，SARS 疫情为何可以较快结束的根本原因在于：SARS 的潜伏期不感染，而非病毒怕热。

采用本节控制模型，北京航空航天大学的郇极教授和刘强教授早在 2003 年就预测了北京市的 SARS 疫情发展曲线（内部报告）。图 4 为 2003 年的疫情分析曲线。由图 4 可知，控制模型准确的预测出了最终的确诊曲线（在早期存在大量的漏报数据）。

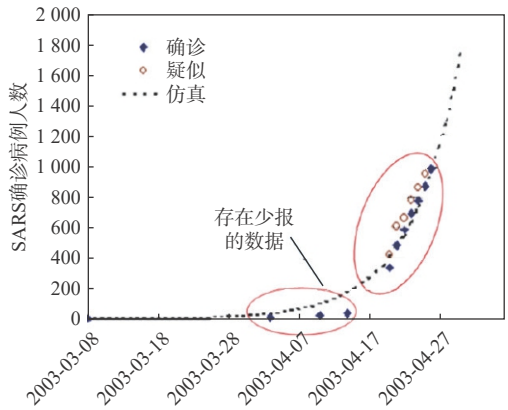


图 4 利用控制模型进行 SARS 疫情预测

Fig. 4 SARS epidemic prediction using cybernetic models

从 SARS 疫情建模分析中，可以推出 2 条重要规律：①如果病毒在潜伏期不感染，就能形成负反馈；②负反馈是实现疫情稳定的必要条件。

3 早期新冠疫情建模

与 SARS 病毒的特性不一样，新冠病毒在潜伏期也可以感染，这一点就造成了控制系统模型的本质区别。2020 年 1 月 23 日，本文开始针对新冠疫情进行了重新建模，并于 2020 年 1 月 26 日推演出了新冠的控制模型，如图 5 所示。

由图 5 可知，新冠与 SARS 不同，其具有 2 条传播通路：感染主回路和发病旁路。感染主回路反映

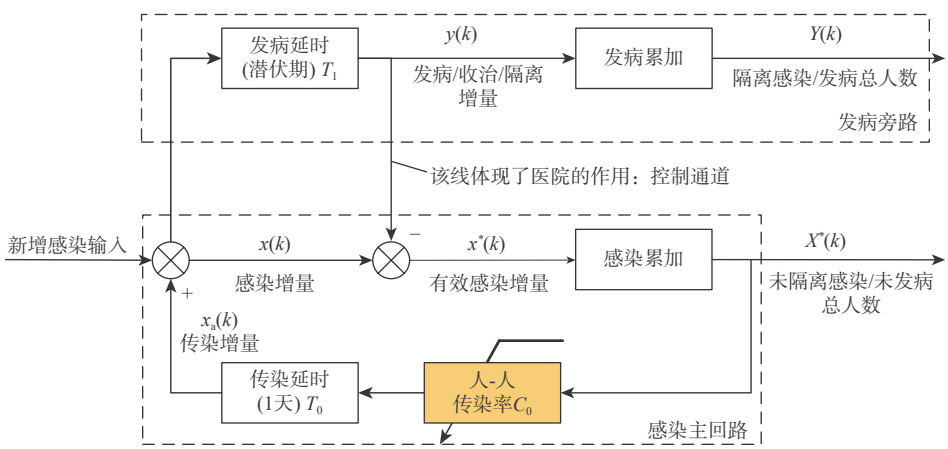


图 5 新冠传染的控制系统模型

Fig. 5 Control system model of COVID-19

了这一事实: 感染者在感染 1 天后, 每日均会感染 C_0 个健康者。其中, C_0 称为每日平均传染率, 其值与 R_0 存在映射关系, 可以通过下式进行关联:

$$C_0 = R_0/T_1 \tag{4}$$

由于潜伏期往往不是固定值, 而是在概率统计上可以用泊松分布进行表达:

$$P(X=k)=\frac{\lambda^k}{k!}\mathrm{e}^{-\lambda} \qquad k=0,1,\cdots \tag{5}$$

式中: λ 为泊松分布的期望和方差, 模型可用这个参数唯一确定潜伏期的概率分布, 如图 6 所示。

因此, 式 (4) 可改写为

$$C_0 = R_0/\lambda \tag{6}$$

由图 5 可知, 感染者经过 T_1 天的潜伏期后出现症状, 之后立即被医院隔离收治, 这是一个负前馈通道。也就是说, 定点医院对于 SARS 起到的是负反馈作用, 而对于新冠起到的是负前馈作用。这 2 种作用的效果是存在本质的区别的, 区别在于, 负反馈引入了系统状态的影响, 而负前馈并没有引入系统状态的影响。这使得负前馈的控制能力要远远低于负反馈, 负前馈仅仅是削弱了输入的影响, 并不能消除。

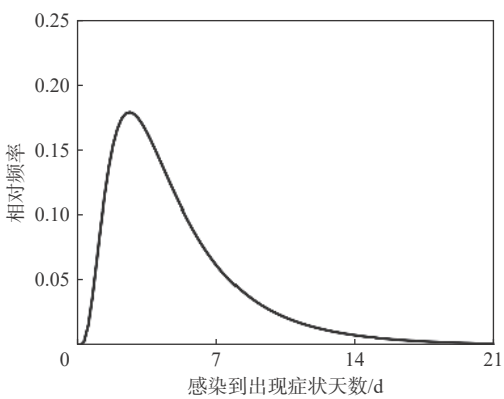


图 6　潜伏期的泊松分布[16]

Fig. 6　Poisson distribution of incubation[16]

根据图 3 和图 5 的比较, 可以看出, 新冠疫情与 SARS 疫情存在模型结构性的不同。由于新冠疫情的感染主回路延迟 T_0 要远小于发病旁路的延迟 T_1, 这意味着感染者从具有感染能力到因出现症状被收治期间存在很长的可感染时间, 因此, 单靠加强定点医院基本上不可能像 SARS 疫情一样得到显著的防控效果。这也就解释了为何在武汉疫情发展之初, 单靠火神山和雷神山医院是难以控制住疫情的原因。随着疫情的发展, 医疗资源的挤兑现象显得愈发严重, 医院所起到的负前馈通道成了可以减少病例数的控制节点。尽管一级响应状态下可以有效地降低 C_0, 但是即使 $R_0<1$ 正反馈通道会使得疫情继续呈指数发展。面对这种严峻的形势, 必须增强隔离作用, 以防止更严重的医疗挤兑, 这也就是武汉市后来的方舱医院。可以看出, 只要获得了控制模型, 就可以根据其结构特点直接推断疫情防控的风险点, 从而取得先手, 节约大量的成本并有效地控制最终的感染规模。这一点, 在数据缺乏的疫情发展早期显得尤为重要。

进一步, 图 5 的模型可以演化为针对不同城市的特定模型, 以满足不同城市的疫情防控需求。例如, 在北京、上海等地, 疫情防控水平较高, 医疗资源抗饱和能力强, 未出现医疗挤兑现象, 早期公布的数据相对准确, 那么就可以利用这些城市的数据辨识拟合出早期新冠病毒的基本参数: R_0、λ 等。图 7 为上海的等效模型, 其中, 考虑了武汉“封城”的影响, 且利用交通大数据引入了每日从武汉市输入的人口及从上海输出的人口, 形成动态的疫情分析模型。为更真实的反映实际情况, 在基础模型之上又加上了交通模型、治愈环节、传染率在一级响应之后的伽马过渡等。尽管模型比较复杂, 但是所

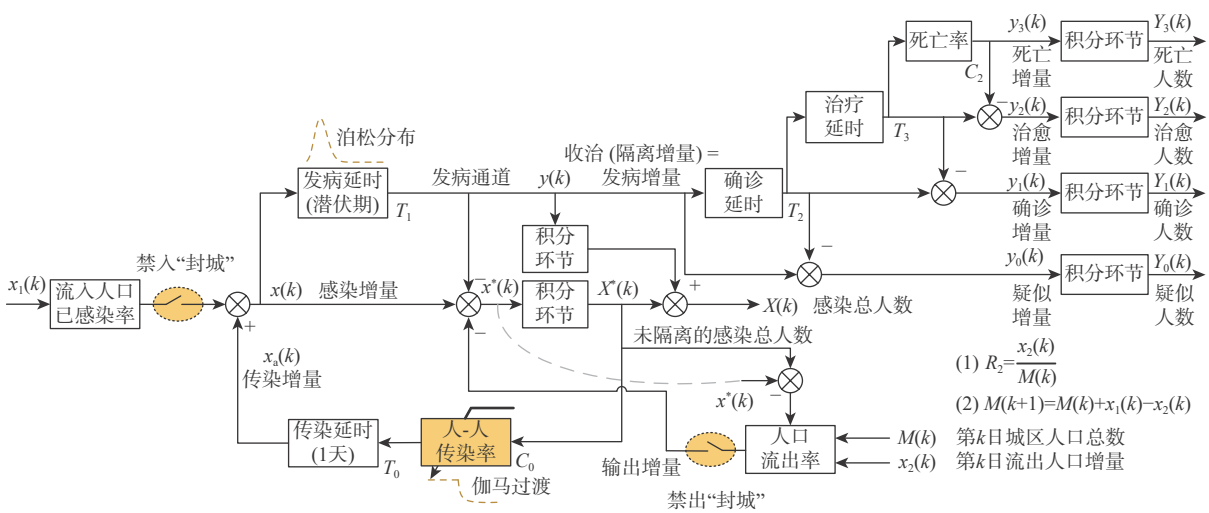


图 7　2020 年 1 月的上海市疫情模型

Fig. 7　Shanghai epidemic model in January 2020

需确定的参数却不是很多。关键的模型参数包括：潜伏期的泊松分布、传染率 R_0、输入输出人口等。其中，输入输出人口可以利用开放的大数据平台直接获得，而潜伏期和传染率则需要利用早期的确诊数据进行参数辨识。由于上海市早期的数据比较准确透明，可以利用这一部分数据对模型的参数进行辨识。辨识的目的不仅在于能够预测该城市的疫情发展，更为重要的是：由于潜伏期仅取决于病毒本身，而在同等的防控措施下不同城市的传染率也应该类似，那么这些参数也就代表了全国其他城市（除武汉市以外）的疫情规律。这就是重要的“城市等效法”规律。

表1给出了上海模型部分仿真参数情况，图8为利用上海市数据拟合得出模型参数之后的确诊人数预测曲线，预测时间为2020年1月28日。由上海市得出的新冠早期疫情的 R_0 为2.7（一级响应后为0.4），潜伏期最长14天，泊松分布系数为5.5。这些数据与之后权威机构发布的数据高度一致，并在官方发布数据之前就能够准确获得。这说明，图5的模型客观真实地反映了新冠疫情的传播本质。并且，上海模型也体现了“模型可解释、结果可吻合、参数可验证”的优点。

有了上海模型的参数数据，就可以等效地验算全国的疫情情况（除武汉市外）。根据“城市等效法”，全国各地除武汉市外，新冠病毒的传播机制是一样的，因此，模型及参数也应该是一样的，区别应该仅仅在于从武汉市输入的人口。据此，本文验算了全国主要城市，图9为部分结果。由图9可知，绝

表1 上海模型仿真参数设置

Table 1 Shanghai model simulation parameters

参数	数值
潜伏期泊松分布参数值λ/d	5.5
人人传染率C_0	2.7（一级响应前）/ 0.4（一级响应后）
伽马过渡参数值γ	0.9（一级响应前）/ 1.08（一级响应后）
确诊延时T_2/d	2
治疗延时T_3/d	14

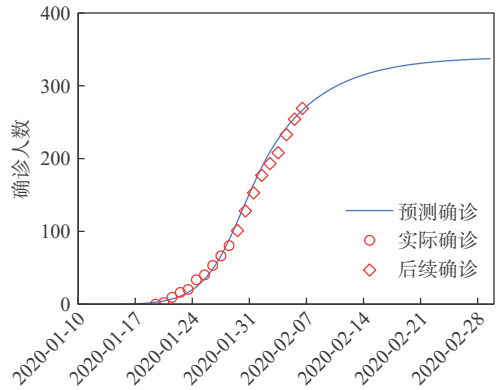


图8 上海模型的拟合与预测曲线（预测时间为2020-01-28）

Fig. 8 Fitting and prediction curve of Shanghai model (predicted on 28th January 2020)

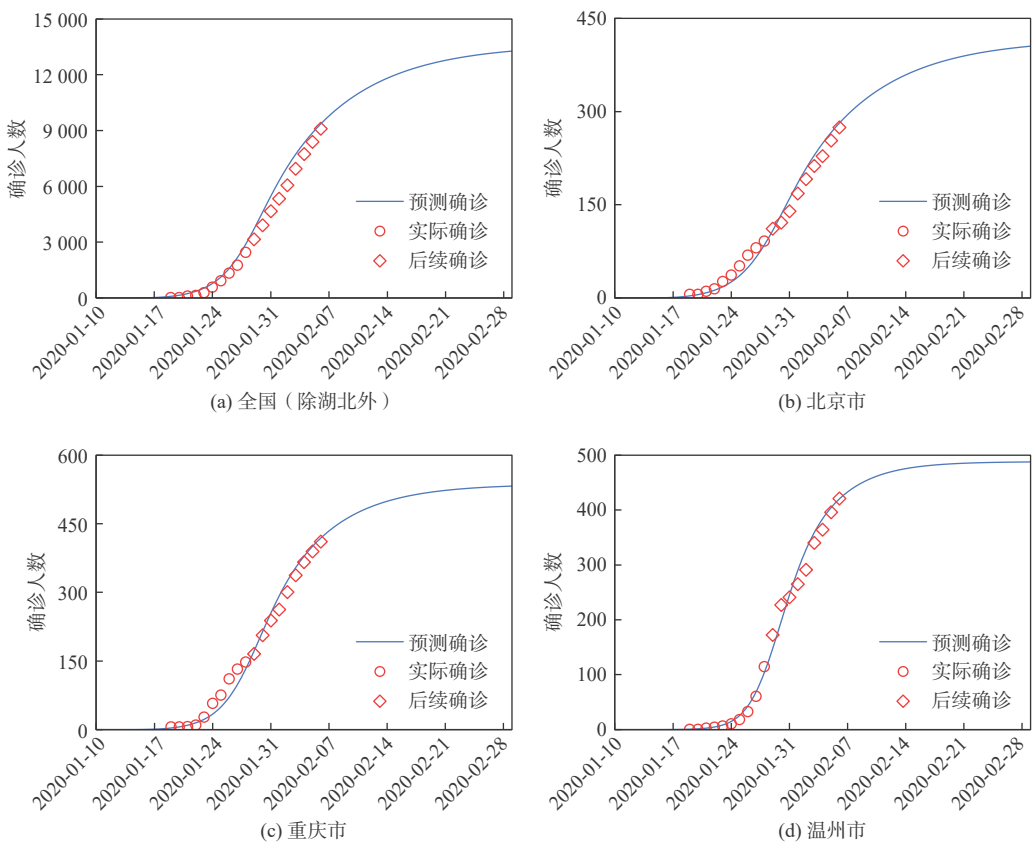


图9 全国（除湖北外）、北京、重庆及温州的疫情发展曲线（预测时间为2020-01-28）

Fig. 9 Epidemic curve in China (except Hubei), Beijing, Chongqing and Wenzhou (predicted on 28th January, 2020)

大多数城市的数据都吻合 R_0=2.7 及潜伏期泊松分布的参数假设。然而, 本文在温州市的预测曲线上却发现了较大的误差。根据单独的参数辨识, 温州市的 R_0 达到了异常的 4.5。通过调研, 发现武汉市的华南海鲜市场附近有一个眼镜城, 其中, 主要都是温州人经营的。时逢春节, 很多人都从武汉回家了, 因此, 温州市疫情其实就是武汉市的抽样。这一分析为武汉市后来的预测提供了重要的依据。武汉市疫情发展的潜伏期与 R_0 参数可以通过上海和温州的数据等效获得, 而无需依赖武汉市本身的确诊数据(存在很多漏报情况)。根据以上推论, 本文即可以构建武汉市的疫情模型, 如图 10 所示。

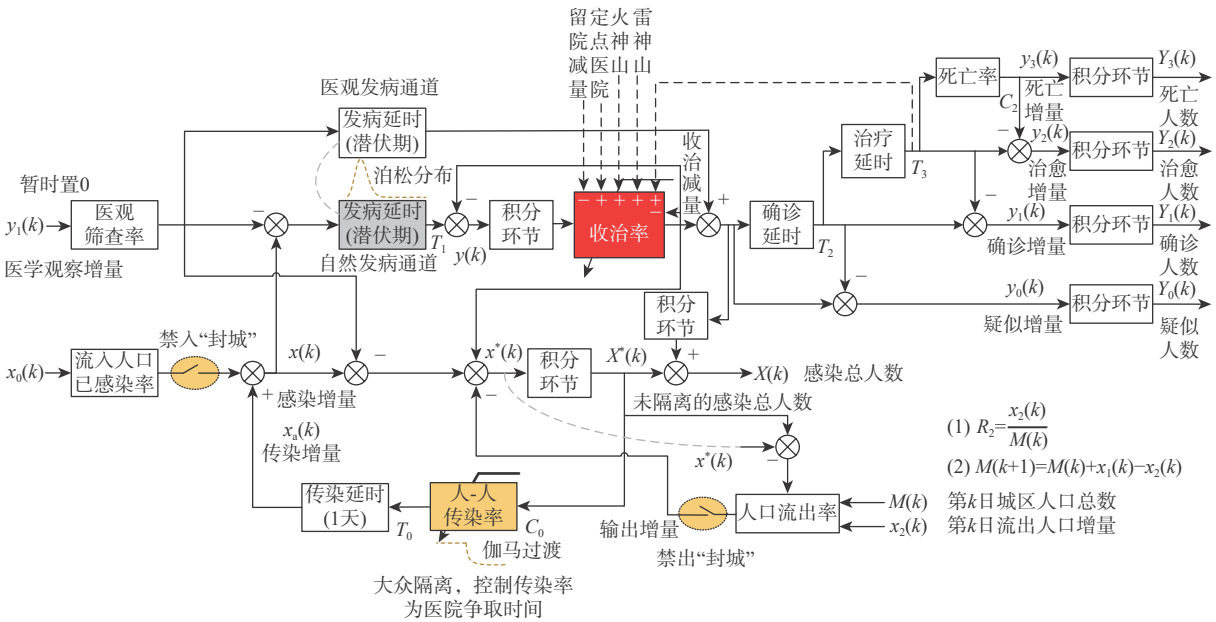


图 10　2020 年 1 月的武汉市疫情模型

Fig. 10　Wuhan epidemic model in January 2020

由于武汉市出现了医疗资源挤兑现象, 本文在发病通道的潜伏期之后加入了一个收治环节, 将武汉市的每个医院的床位数及火神山、雷神山医院建成之后的床位数, 按照确定为地点医院时间为起点线性加入模型当中。此外, 将感染者治愈后空出的床位也动态地纳入到收治率环节, 从而形成了一个典型的抗积分饱和环节。这些医院床位的数据虽然繁琐, 却是透明可信的, 因此, 可以在医院建成之前就可以预判是否能够满足实际需求。表 2 为床位投入计算表格, 给出了计算武汉模型所采用的医院床位数据及投入使用的时间。经过精细的建模, 本文计算出了武汉市的疫情发展曲线, 以其他城市的参数为参考, 采取了最好最坏估计。

如图 11 所示, 如果不采取更大规模的“强制隔离”措施——即方舱医院, 武汉的疫情发展必然呈指数上升, 单靠定点医院还是无法遏制其发展势头。如图 11 (b) 所示, 如果在 2 月 5 日强制隔离措施完全生效, 那么最终的疫情发展可以稳定下来, 最终感染人数的中位数在 15 万人左右。并且, 方舱医院生效越晚, 最终的感染人数将越多。这一分析与武汉市后续的疫情发展完全一致。2020 年 2 月 7 日, 根据对武汉市实际情况的研判, 本文用武

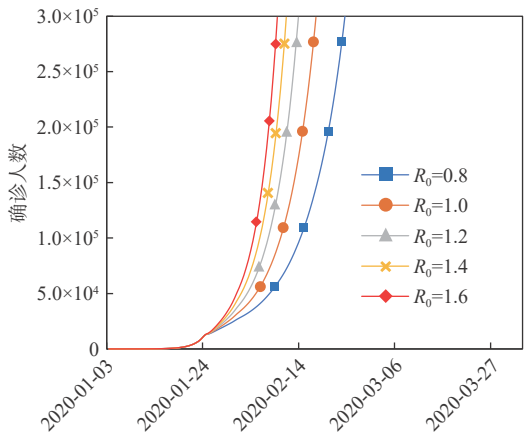
表 2　床位投入计算表格

Table 2　Form for calculating bed inputs

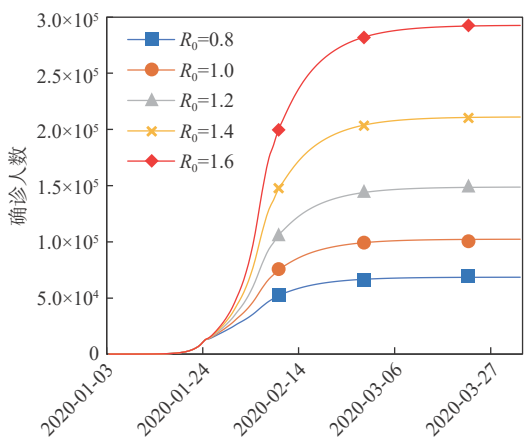
日期	床位数/张	医疗单位(列出时间为被指定为定点医院时间)
2019-12-27	842	第1批定点医院*
⋮	842	
2020-01-22	842	
2020-01-23	1 542	第2批定点医院**
2020-01-24	2 142	
2020-01-25	2 842	
2020-01-26	3 600	
2020-01-27	4 313	第3批定点医院***
2020-01-28	4 800	
2020-01-29	5 300	
2020-01-30	5 800	
2020-01-31	6 300	
2020-02-01	6 754	
2020-02-02	7 259	
2020-02-03	9 149	火神山医院
2020-02-04	9 204	
2020-02-05	9 498	
2020-02-06	19 498	移动方舱
2020-02-07	19 498	
2020-02-08	21 098	雷神山医院
2020-02-09及以后	21 098	

注: * 第1批定点医院: 武汉市金银潭医院、武汉市肺科医院; ** 第2批定点医院: 武汉市汉口医院、武汉市武昌医院、武汉市第五医院、武汉市第七医院、武汉市第九医院、武汉市红十字会医院、武汉市第四医院(西院)、武汉市武钢二医院、武汉市中心医院(后湖)武汉市第三医院(光谷); *** 第3批定点医院: 同济医院(中法新城)、武汉市协和西院、湖北省人民医院(东院)、湖北省中西医结合医院、武汉科技大学天佑医院、武汉市第六医院、武汉市中医医院(汉阳)、湖北六七二中西医结合骨科医院、武汉市黄陂区中医医院、武汉市江夏区中医医院、武汉市新洲区中医医院、武汉紫荆医院、武汉市汉南区中医医院、武汉市蔡甸区妇幼保健院、解放军中部战区总医院。

汉模型计算出，武汉市最终的感染人数在 50 万～70 万人之间。2020 年 12 月 29 日，国家卫健委公布武汉市抗原检测率为 0.49%，保守估计在 50 万人。在 2021 年 3 月，He 等在武汉市的抽样调查中血清抗体阳性比例为 6.92%[17]，根据其他数据可推测武汉市在第 1 轮疫情中总感染人数约为 62 万人[18]。这些数据与武汉模型在 2020 年 2 月份的早期分析基本一致。



(a) 不采取强制隔离措施



(b) 采取强制隔离措施

图 11 2020 年 1 月武汉市疫情分析

Fig. 11 Wuhan epidemic analysis in January 2020

4 混合检测

随着新冠病毒的进一步变异，出现了传染力更强的毒株，如 Beta、Delta 等。如何在常态时间内不以“封城”为代价实现动态清零，成为了疫情防控的主旋律。自 2020 年 5 月开始，健康码、混合检测成为控制疫情主要工具。相应控制模型也需要进行适应性调整，如图 12 所示。

本文在新冠模型的基础上，加入了密接追踪模块和混合检测模块。对应的参数 C_1 为密接追踪率，即检出率。对应的参数 C_2 为单日混检系数，其值为全市检测一轮所需天数的倒数 C_2=1/ T_n。其

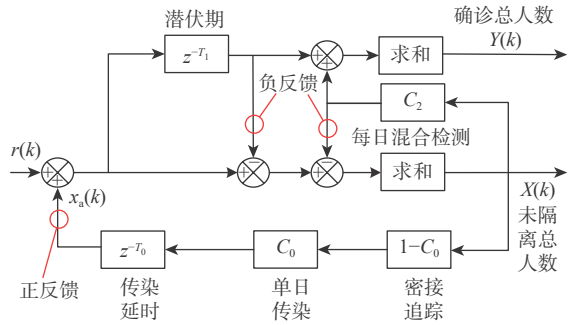


图 12 加入密接追踪与混合检测的新冠疫情模型

Fig. 12 COVID-19 epidemic model with contact tracing and nucleic acid testing

中，混合检测环节起到了改善模型稳定性的决定性作用，其及时地引入了一个延时很低的局部负反馈。根据之前总结的规律，负反馈可以大大提升模型的稳定性。因此，引入混合检测后，疫情一般可以得到迅速地控制。2020 年 6 月发生在北京的新发地疫情就很好地验证了这一结论。图 13 为新发地疫情期间，采用修改的控制模型得出的预测结果，预测结果与最终感染人数高度吻合。由此，可以证明加入密接追踪与混合检测模块的控制模型仍然可以有效客观地反映疫情的防控规律。

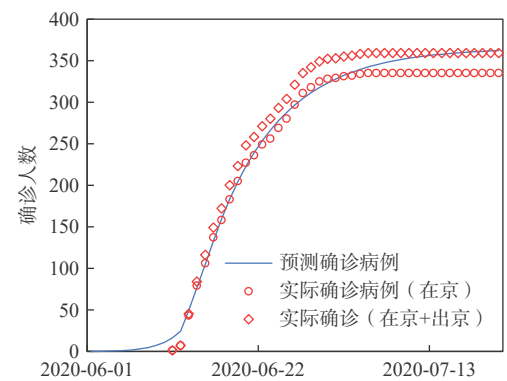


图 13 2020 年 6 月北京新发地疫情分析

Fig. 13 Epidemic analysis of Xinfadi, Beijing in June 2020

5 Delta 病毒与系统辨识

2021 年 7 月，主要分支的病毒已经变异成了 Delta 毒株，并在多地暴发。由于病毒的传染性、潜伏期等基本参数随着变异毒株发生了显著的变化，控制系统模型需要进一步进行参数辨识才能适应新病毒的预测。为此，本文开发了一套根据动态确诊数据进行系统辨识的程序框架。

在控制系统模型中，影响感染人数的参数包括单日传染率 C_0，潜伏期延时 T_1，单日混检系数 C_2，传染延时 T_0，密接追踪率 C_1 等，其中，潜伏期延时 T_1、传染延时 T_0 均由病毒的特性所决定，而单日混检系数 C_2 由政府行动确定，因此，在实际预测中，

单日传染率 C_0 和密接追踪率 C_1 是未知的, 由于 2 个环节串联, 因此, 可以重新定义每日有效传染率 C_e= C_0 (1−C_1), 使用 C_e 来表征当前病毒有效传染率, C_e 越大, 病毒传染能力越强, C_e 越小, 病毒传染能力就越弱。因此, 如果能够通过实际数据动态辨识出 C_e, 就能以此评估当前疫情的风险程度。对 C_e 进行辨识, 即是根据实际数据和建立的模型来确定一组模型的参数值, 使得由模型计算得到的数值结果能最好地贴合实际数据。参数辨识时首先要指定性能评价函数, 通过使得性能评价函数取得极值来获得最优参数。有效感染率 C_e 直接影响的是每日的新增感染者, 但实际数据获得的结果是每日的新增确诊与新增无症状, 由于病毒潜伏期的存在(最长可达 14 天), 每日新增的感染者并不全能在第 2 天被检测出, 因此, 需要设定一定的窗口长度, 即认为使用接下来若干天的数据来辨识本日的 C_e。假设窗口长度为 k,想要预测第 n 天的 C_e, 实际确诊数据为 $y_p i$=1,2,⋯,仿真数据为 $x_p i$=1,2,⋯,则根据不同的需求, 效用评价函数为

$$f_c = \sum_{i=0}^{k} (y_{n+i} - x_{n+i})^2 \tag{7}$$

即希望曲线能够在时间窗口 k 中每日的预测结果与实际数据的最小二乘意义下的最优。

图 14 为南京市和扬州市的参数辨识及预测结果。其中, 从南京与扬州辨识出的 C_e 曲线的比较可以看出, 南京的防疫效果要优于扬州。在响应初期, C_e 值存在一个激烈的上升, 这是因为启动了混合检测之后发现了大量的隐匿传播者。在之后, C_e 值迅速回落, 这代表采取了防控措施后, 病毒的传染力得到了有效地控制。由图 14 可知, 无论从南京市的初期 C_e 突变还是之后的回落速度, 都要好于扬州市的辨识曲线。这就说明, 南京的防疫措施要好于扬州。这一结论在第 13 日就可以确定, 尽管此时两市的确诊人数还相差无几。这一现象可以为疫情防控的过程检验及动态调整提供依据。由此, 可以推理出以下原则: 动态 C_e 参数, 而非确诊人数, 是评判疫情防控效果的最有效指标。

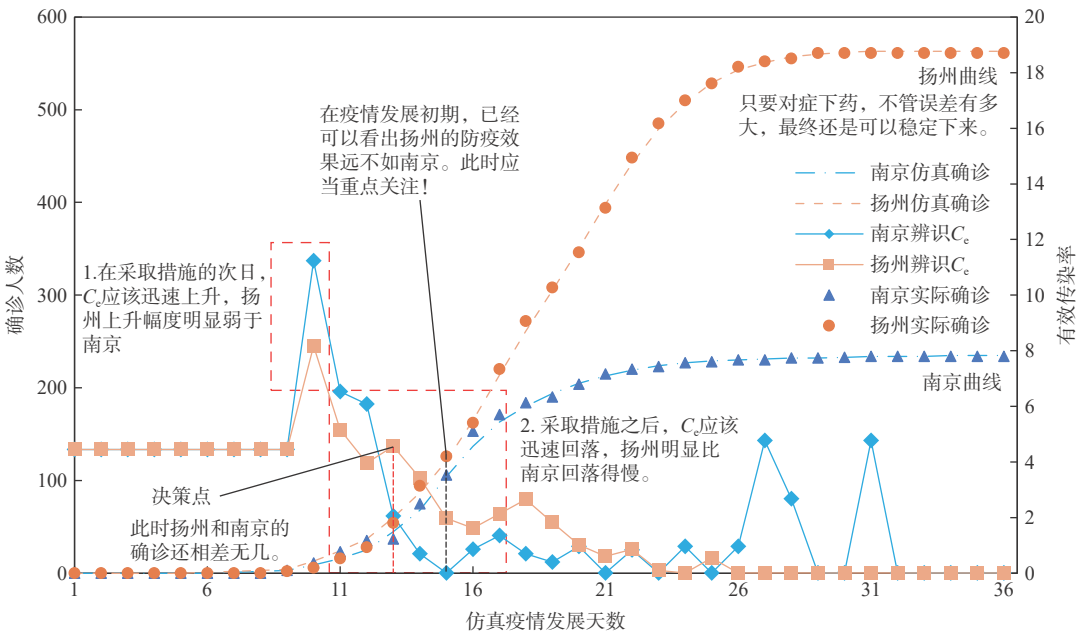


图 14　2021 年 7 月利用动态参数辨识的南京与扬州疫情分析

Fig. 14　Epidemic analysis of Nanjing and Yangzhou using dynamic parameter identification in July 2021

6　Omicron 建模

2022 年 4 月, 在上海暴发的奥密克戎病毒进一步刷新人们对新冠的认知。成功施行了两年多的“密接追踪+混合检测”的策略忽然失效, 动态清零策略受到了前所未有的挑战。这一现象同样可以用控制系统模型加以解释。由于奥密克戎病毒的无症状感染者较多, 造成了控制模型中那条脆弱的负前馈通道的能力被削减, 模型的结构发生了进一步的变化, 如图 15 所示。

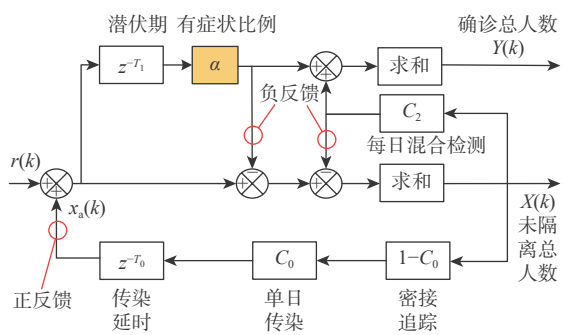
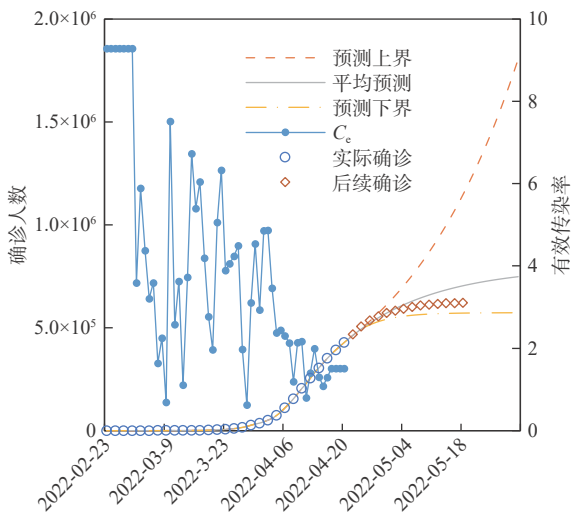


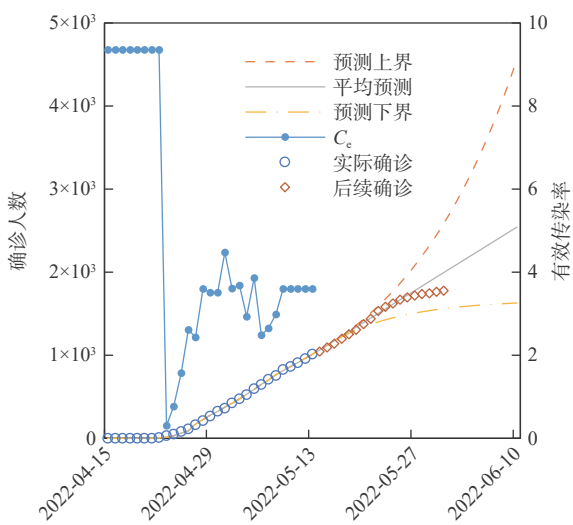
图 15　2022 年 4 月奥秘克戎疫情模型

Fig. 15　Omicron epidemic model in April 2022

对于“动态清零”策略，负前馈通道的作用显得尤其重要。一方面通过负前馈的检测，可以尽早地启动混合检测机制，另一方面负前馈通道又在没有方舱的情况下独自承担了隔离确诊病例的重要作用。此外，由于无法确诊，密接追踪的能力也受到了大大地削弱。由于存在一定比率的无症状感染者，无法做到完全隔离传染病例，因此，只能依赖常态核酸检测，同时加大封控力度以期望将 C_0 尽可能地降低。这就是自 2022 年 5 月以来，全国各地开展常态核酸的根本原因。然而，常态核酸的成本是巨大的，封控时间太长也会极大地影响经济和增加社会焦虑。图 16 为 2022 年 5 月本文利用奥密克戎控制模型预测的上海和北京曲线。



(a) 上海仿真情况



(a) 北京仿真情况

图 16 2022 年 5 月 Omicron 疫情分析

Fig. 16 Omicron epidemic analysis in May 2022

那么，是否可以利用控制系统模型在早期就推演出更为合理的防控措施呢？这个可能性是必然存在的，并值得未来进行深入研究。

7 放开后的疫情分析

放开疫情管控后，疫情就会呈自然发展状态。在这种情况下，SIR/SEIR 与控制模型便成为等效模型。为进行对比，本节给出了疫情放开之后的 SEIR 与控制模型的预测对比。图 17 为自由发展状态时的控制系统模型，其中，C_0 为每日平均感染率，T_0 为传染延时，T_1 为潜伏期，T_r 为自愈时间，M 为城市总人口。在疫情自由发展时，由于感染人数很多时，实际传染率会受到尚未被感染人数的影响，本文使用 $(1-E/M)$ 系数来予以修正，其中，E 为当前累计感染人数。

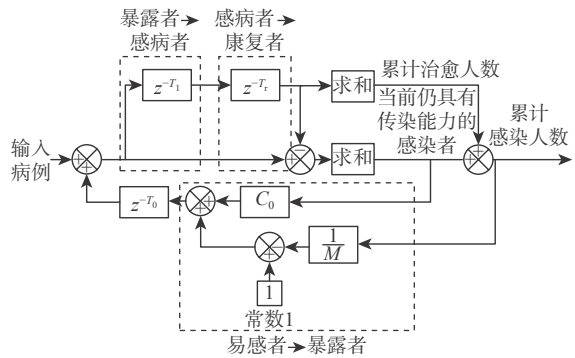


图 17 疫情自由发展期间的控制系统模型

Fig. 17 Epidemic control system model during free development

由图 17 可以看到，在自由发展时期，控制系统模型各个环节实际上也表达了 SIR/SEIR 模型中易感者、暴露者、感病者、康复者之间相互转化的过程。

为此，笔者在 GitHub 上将所开发的控制模型源代码开源（见 https://github.com/GrapeTec/OpenCyberCovid19 RUN: >> python Scenario-Wuhan-202001.py），期望能够对未来的疫情防控研究学者有所帮助。

8 结 束 语

本文通过 3 年的疫情发展及针对性的建模工作，证明了控制系统模型可以有效地对疫情传染过程进行精确建模。相比于传统的 SIR/SEIR 模型，控制系统模型可以更精细地刻画不同病毒的疫情发展过程，以及引入防控策略造成的影响。此外，利用控制模型的稳定性分析可以有效地确定不同疫情防控的关键。既然可以利用控制系统模型对不同的疫情进行多次成功的建模，而且实际情况也证明了不同的疫情需要采取不同的防控措施，那么是否可以提前针对性地制定防控策略，并根据疫情特点进行相应策略的选择？这一点值得未来进行深入思考及纳入真正的防控决策当中去。新冠疫情最终会远去，然而由新冠疫情带来的启示却不应

该被遗忘。2003 年, 在 SARS 疫情中初步发现了控制系统模型在疫情分析中的应用前景, 并在 2020 年新冠疫情发展出了城市动态感染模型。这些经验, 如果能在遥远的未来在新的疫情防控中再次发挥作用, 也许将成为本轮疫情的重要启示之一。

参考文献（References）

[1] 范如国, 王奕博, 罗明, 等. 基于 SEIR 的新冠肺炎传播模型及拐点预测分析[J]. 电子科技大学学报, 2020, 49(3): 369-374.
FAN R G, WANG Y B, LUO M, et al. SEIR-based COVID-19 transmission model and inflection point prediction analysis[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2020, 49(3): 369-374(in Chinese).

[2] 胡云鹤, 孔京, 杨路, 等. 动态增长率模型与海外新冠疫情分析[J]. 应用数学学报, 2020, 43(2): 452-467.
HU Y H, KONG J, YANG L, et al. A dynamic growth rate model and its application in global COVID-19 epidemic analysis[J]. Acta Mathematicae Applicatae Sinica, 2020, 43(2): 452-467(in Chinese).

[3] 盛华雄, 吴琳, 肖长亮. 新冠肺炎疫情传播建模分析与预测[J]. 系统仿真学报, 2020, 32(5): 759-766.
SHENG H X, WU L, XIAO C L. Modeling analysis and prediction on NCP epidemic transmission[J]. Journal of System Simulation, 2020, 32(5): 759-766(in Chinese).

[4] 严阅, 陈瑜, 刘可伋, 等. 基于一类时滞动力学系统对新型冠状病毒肺炎疫情的建模和预测[J]. 中国科学: 数学, 2020, 50(3): 385-392.
YAN Y, CHEN Y, LIU K J, et al. Modeling and prediction for the trend of outbreak of NCP based on a time-delay dynamic system[J]. Scientia Sinica (Mathematica), 2020, 50(3): 385-392(in Chinese).

[5] ANNAS S, ISBAR PRATAMA M, RIFANDI M, et al. Stability analysis and numerical simulation of SEIR model for pandemic COVID-19 spread in Indonesia[J]. Chaos, Solitons & Fractals, 2020, 139: 110072.

[6] HE S B, PENG Y X, SUN K H. SEIR modeling of the COVID-19 and its dynamics[J]. Nonlinear Dynamics, 2020, 101(3): 1667-1680.

[7] LI M T, SUN G Q, ZHANG J, et al. Analysis of COVID-19 transmission in Shanxi Province with discrete time imported cases[J]. Mathematical Biosciences and Engineering, 2020, 17(4): 3710-3720.

[8] LIU Z H, MAGAL P, SEYDI O, et al. Predicting the cumulative number of cases for the COVID-19 epidemic in China from early data[J]. Mathematical Biosciences and Engineering, 2020, 17(4): 3040-3051.

[9] REZAPOUR S, MOHAMMADI H, SAMEI M E. SEIR epidemic model for covid-19 transmission by Caputo derivative of fractional order[J]. Advances in Difference Equations, 2020(1): 490.

[10] YANG C Y, WANG J. A mathematical model for the novel coronavirus epidemic in Wuhan, China[J]. Mathematical Biosciences and Engineering, 2020, 17(3): 2708-2724.

[11] ZHANG Z Z, ZEB A, HUSSAIN S, et al. Dynamics of COVID-19 mathematical model with stochastic perturbation[J]. Advances in Difference Equations, 2020(1): 451.

[12] 赵序茅, 李欣海, 聂常虹. 基于大数据回溯新冠肺炎的扩散趋势及中国对疫情的控制研究[J]. 中国科学院院刊, 2020, 35(3): 248-255.
ZHAO X M, LI X H, NIE C H. Backtracking transmission of COVID-19 in China based on big data source, and effect of strict pandemic control policy[J]. Bulletin of Chinese Academy of Sciences, 2020, 35(3): 248-255(in Chinese).

[13] 王志心, 刘治, 刘兆军. 基于机器学习的新型冠状病毒 (COVID-19) 疫情分析及预测[J]. 生物医学工程研究, 2020, 39(1): 1-5.
WANG Z X, LIU Z, LIU Z J. COVID-19 analysis and forecast based on machine learning[J]. Journal of Biomedical Engineering Research, 2020, 39(1): 1-5(in Chinese).

[14] MALEKI M, MAHMOUDI M R, WRAITH D, et al. Time series modelling to forecast the confirmed and recovered cases of COVID-19[J]. Travel Medicine and Infectious Disease, 2020, 37: 101742.

[15] WANG P P, ZHENG X Q, LI J Y, et al. Prediction of epidemic trends in COVID-19 with logistic model and machine learning technics[J]. Chaos, Solitons & Fractals, 2020, 139: 110058.

[16] LI Q, GUAN X H, WU P, et al. Early transmission dynamics in Wuhan, China, of novel coronavirus-infected pneumonia[J]. New England Journal of Medicine, 2020, 382(13): 1199-1207.

[17] HE Z Y, REN L L, YANG J T, et al. Seroprevalence and humoral immune durability of anti-SARS-CoV-2 antibodies in Wuhan, China: a longitudinal, population-level, cross-sectional study[J]. Lancet, 2021, 397(10279): 1075-1084.

[18] STRUGNELL R, WANG N. Sustained neutralising antibodies in the Wuhan population suggest durable protection against SARS-CoV-2[J]. Lancet, 2021, 397(10279): 1037-1039.

Control system model of COVID-19 and its application in predicting the epidemic outbreak

XIAO Wenlei[1]，LIU Qiang[1,*]，WANG Liuquan[1]，ZANG Chenxin[1]，JING Mingxia[2]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. School of Medicine，Shihezi University，Shihezi 832003，China)

Abstract：Since January 2020, the world has experienced the impact of the once-in-a-century pandemic for over three years. With the variation of the severe acute respiratory syndrome coronavirus 2(SARS-CoV-2), it is commonly known as the variation of COV1D-19, the global prevention and control strategy has also undergone tremendous changes. Reviewing the whole epidemic prevention and control process, every mutation of the COVID-19 probably brings huge challenges to the next epidemic prevention and control policy. Thus, the key to the success or failure of epidemic prevention has gradually changed to identifying the appropriate methods. It is also very valuable to foresee the epidemic's development pattern in advance and to derive plausible measures to avoid epidemics. Based on classical control theory, this paper aims to reveal the internal mechanism of epidemic transmission, and explain the intervention mechanism and effectiveness analysis of various prevention and control measures by constructing the epidemic infection model of severe acute respiratory syndrome (SARS) and the COVID-19 different variants. In contrast to the widely used susceptible-infected-recovered/susceptible-exposed-infected recovered (SIR/SEIR) models in the field of epidemic analysis, the constructed model's strength is in its capacity to effectively prescribe epidemic prevention and control measures and to provide early risk alerts, rather than on its ability to predict the ultimate number of infections. This paper expects that the control system model can be used to reveal some laws of the spread of this round of the COVID-19 epidemic, so that control theory can be introduced into future epidemic prevention and control cases to achieve the purpose of early warning and dynamic prevention and control.

Keywords：COVID-19; control system model; epidemic model; epidemic prediction; Laplace transform

Received：2023-10-14；**Accepted**：2023-12-11；**Published Online**：2023-12-26 14：08

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231225.1430.001

Foundation item：Xinjiang Production and Construction Corps Scientific and Technological Research Project (2021AB034)

* **Corresponding author**. E-mail：qliusmea@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0667

汽车路面附着系数融合观测方法

雍加望[1,*]，董懿瑶[1]，李岩松[2]，陈艳艳[1]，冯能莲[3]

(1. 北京工业大学 城市交通学院，北京 100124；2. 中国铁路北京局集团有限公司 北京动车段，北京 102600；
3. 北京工业大学 机械与能源工程学院，北京 100124)

摘 要：路面附着系数(TRFC)是影响汽车行驶稳定性与动力学控制的关键因素，而采用非线性模型的无迹卡尔曼滤波(UKF)-TRFC观测器在车辆起步或路面条件发生突变时收敛较慢，采用线性模型的强跟踪卡尔曼滤波(STKF)-TRFC观测器在较大侧向加速度工况下精度显著降低。因此，提出一种基于UKF和STKF融合的TRFC观测方法。建立面向控制的线性二自由度和非线性三自由度车辆模型、Dugoff轮胎模型；基于线性车辆模型并引入时变渐消因子，设计了STKF-TRFC观测器；基于非线性车辆模型和轮胎模型建立UKF-TRFC观测器；探索轮胎侧向线性区域与非线性区域之间的临界点，在临界区域利用渐消记忆加权最小二乘法对2种观测器结果进行融合。硬件在环仿真试验结果表明：所提方法对车速与路面条件变化表现出较强的鲁棒性与精确性，相比单一STKF-TRFC观测器和UKF-TRFC观测器，其平均绝对误差最高分别降低了94.9%和78.1%，其均方根误差最高分别降低了59.2%和56.9%。

关 键 词：路面附着系数；融合观测；强跟踪卡尔曼滤波；无迹卡尔曼滤波；硬件在环
中图分类号：U461.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4169-09

为提升自动紧急制动等先进辅助驾驶功能的控制效果，需要实时、准确地感知车辆状态与周边环境信息。其中，环境信息可以通过感知传感器获取；车辆状态信息可以通过自车传感器获取。而路面附着系数(tire-road friction coefficient, TRFC)作为车-路耦合问题中的重要参数，其决定了当前路面所能提供的最大侧向和纵向附着能力，是对智能汽车制动控制效果影响最大的参数之一，却难以通过低成本传感器精确测量[1]。因此，国内外学者关于TRFC观测方法的研究已开展了50余年，总体可分为基于试验与基于模型2类方法[1-5]。

基于试验的观测方法一般通过直接测量TRFC相关影响因素的数据[1]，如路面平整度、路面干湿度状况、轮胎胎压、轮胎扁平率等，并通过拟合或其他方法识别TRFC。余卓平等[6]利用路面材质—激光反射强度分布特征提出一种TRFC鲁棒概率估计模型，通过车载激光雷达获取地面反射点云的强度分布数据，结合反射强度数据库识别TRFC；方剑梅[7]提出车路协同环境下通过路侧感知设备提取路况信息，基于路面构造深度和路面积水程度计算干沥青路面和积水路面附着系数；何中正[8]利用车载摄像头获取前方路面图像，通过图像识别将路面分为干沥青、湿沥青、积雪及冰路面，并标定各类路面的附着系数，作为轮胎线性区域的附着系数估计值；图像识别与车辆动力学融合估计方法也得到了其他学者的关注[9-10]。以上方法在轮胎纵向力较小时能够表现出良好的识别能力，但当轮胎纵向力较大或路面情况比较复杂时，大量的传感器安装、标定、训练等工作导致以上方法难以普及。

基于模型的TRFC观测方法则是间接法，首先

收稿日期：2023-10-17；**录用日期**：2024-01-19；**网络出版时间**：2024-01-23 21:21
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240123.1357.003
基金项目：国家自然科学基金(52002009)；北京市自然科学基金(3222003)；汽车安全与节能国家重点实验室开放基金(KF2010)
* **通信作者**. E-mail：yongjw@bjut.edu.cn

引用格式：雍加望，董懿瑶，李岩松，等. 汽车路面附着系数融合观测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4169-4177.
YONG J W，DONG Y Y，LI Y S，et al. Fusion method for automobile tire-road friction coefficient observation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4169-4177 (in Chinese).

建立附着系数与易于通过低成本传感器精确测量的车辆参数之间的数学模型，再根据模型和传感器测量结果估计附着系数。基于模型的观测方法较多，而其中基于轮胎与车辆动力学模型的观测方法因其较好的鲁棒性、较低的成本而成为研究的重点[11-15]。例如，Hu 等[16] 提出由 1 个扩展卡尔曼滤波器和 2 个无迹卡尔曼滤波器组成的双阶段 TRFC 观测器，第 1 阶段的扩展卡尔曼滤波器用于估计车辆侧向速度与前后轴轮胎的侧偏角，第 2 阶段的 2 个无迹卡尔曼滤波器用于观测前后轴的轮胎力，进而识别各轮胎的路面附着系数；Liu 等[17] 联合迭代卡尔曼滤波器和辅助粒子滤波器，用于对强非线性和非高斯噪声下的前轮胎侧偏角进行估计，同时利用回正力矩迭代算法观测路面附着系数；李绪龙[18] 设计了双重无迹卡尔曼滤波（unscented Kalman filter, UKF）-TRFC 算法，2 个滤波器分别对汽车运动状态参数和路面附着系数进行估计，从而提升观测精度。近年来兴起的模型预测控制、神经网络等也在路面附着系数观测上有所应用[19-20]。上述研究大多基于线性模型或非线性模型建立观测算法，但线性模型在轮胎非线性区域观测精度显著降低，非线性模型的计算量大且在路面突变时观测结果收敛速度慢。

现有研究表明，UKF 以无偏变换为基础，在估计点周围设定合理的采样点并逼近非线性系统，而不是将非线性系统近似成线性系统，从而在非线性系统应用中保证更高滤波精度的同时降低运算量；强跟踪卡尔曼滤波（strong tracking Kalman filter, STKF）是一种可以高精度跟踪目标的递归滤波器，同时具有良好的鲁棒性和自适应性。而实际车辆在运行过程中，轮胎的横向特性经常出现线性、非线性或两者切换过渡的工况，以上单一观测器并不适用于所有工况。因此，本文结合 UKF 和 STKF 的优点，提出融合路面附着系数观测器，旨在解决不同轮胎侧向特性工况下观测器的普适性。具体研究内容包括基于二自由度车辆模型建立用于轮胎侧向线性区域 TRFC 估计的 STKF-TRFC 观测器；基于三自由度 4 轮车辆模型与 Dugoff 轮胎模型构建用于轮胎侧向非线性区域 TRFC 估计的 UKF-TRFC 观测器；根据车速和轮胎转角信号探索轮胎侧向线性区域和非线性区域之间的临界点，在临界区域采用渐消记忆加权最小二乘法对 STKF-TRFC 和 UKF-TRFC 观测结果进行融合；在硬件在环（hardware-in-the-loop, HIL）系统上，联合 CarSim、PreScan 和 MATLAB/Simulink 软件对本文提出的观测器进行仿真试验与验证。

1 车辆及轮胎模型

1.1 线性二自由度车辆模型

建立简化的单轨线性二自由度车辆模型，如图 1 所示[21]。

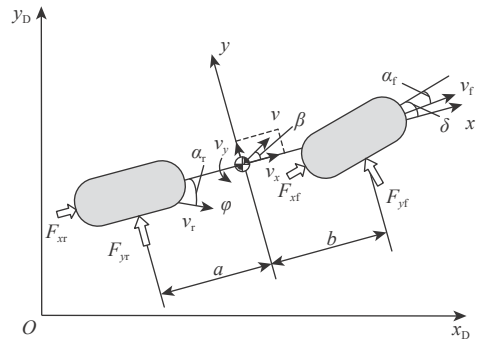


图 1 二自由度车辆模型[21]

Fig. 1 Two-DOF vehicle model[21]

侧向和横摆运动方程如下：

$$ma_y = m(\dot{v}_y + v_x\varphi) = F_{yf}\cos\delta + F_{yr} \tag{1}$$

$$I_z\dot{\varphi} = F_{yf}\cos\delta - aF_{yr} \tag{2}$$

式中：m 为车辆质量；a_y 为横向加速度；F_x 为车轮纵向力；F_y 为车轮侧向力，下标 f 和 r 分别表示前轮和后轮；δ 为轮胎转角；I_z 为车辆的转动惯量；φ 为横摆角速度；a 为质心至后轴的距离。

假设转向角度较小，则前后轮胎的侧偏角可表示为

$$\alpha_f = \beta + b\varphi/v_x - \delta \tag{3}$$

$$I_z\dot{\varphi} = F_{yf}\cos\delta - aF_{yr} \tag{4}$$

式中：β 为车辆的质心侧偏角；b 为质心至前轴的距离；小角度和纵向车速为常数假设下，有

$$\begin{cases}\beta = v_y/v_x \\ \dot{\beta} = \dot{v}_y/v_x\end{cases} \tag{5}$$

1.2 非线性三自由度车辆模型

考虑纵向、侧向和横摆角，建立 3 自由度 4 轮非线性车辆模型，如图 2 所示。

车辆三自由度运动方程及垂向载荷方程如下[22]：

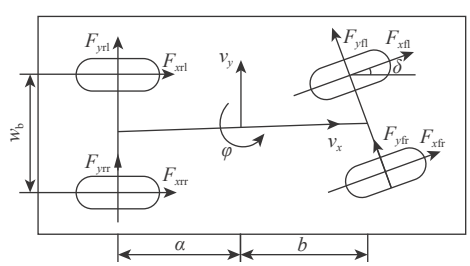


图 2 三自由度车辆模型[22]

Fig. 2 Three-DOF vehicle model[22]

$$ma_x=(F_{xfr}+F_{xfl})\cos\delta-(F_{yfr}+F_{yfl})\sin\delta+F_{xrr}+F_{xrl} \tag{6}$$

$$ma_y=(F_{xfr}+F_{xfl})\sin\delta-(F_{yfr}+F_{yfl})\cos\delta+F_{yrr}+F_{yrl} \tag{7}$$

$$I_z\dot{\varphi}=a(F_{xfr}+F_{xfl})\sin\delta-b\left(F_{yrr}+F_{yrl}\right)+a\left(F_{yfr}+F_{yfl}\right)\cos\delta+\frac{w_b}{2}(F_{xrl}-F_{xrr})+\frac{w_b}{2}(F_{xfr}-F_{xfl})\cos\delta+\frac{w_b}{2}\left(F_{yfr}-F_{yfl}\right)\sin\delta \tag{8}$$

$$F_{zij}=F_{zsij}\pm\frac{h_g ma_x}{2l}\pm\frac{h_g ma_y}{2w_b} \tag{9}$$

式中: a_x 为车辆纵向加速度; w_b 为车辆轮距; l 为车辆轴距; h_g 为车辆质心高度; 下标 fl、rl、fr 和 rr 分别表示左前轮、左后轮、右前轮和右后轮; F_z 为车轮动态垂向载荷; F_{zs} 为轮胎静态垂向载荷; i 表示 f 或 r; j 表示 l 或 r。

1.3　轮胎模型

Dugoff 轮胎模型的纵向力和侧向力表达式分别为

$$F_{xij}=\mu_{ij}F_{zij}C_{kij}\frac{\lambda}{1+|\lambda|}f(\chi) \tag{10}$$

$$F_{yij}=\mu_{ij}F_{zij}C_{\alpha ij}\frac{\tan\alpha}{1+|\lambda|}f(\chi) \tag{11}$$

$$f(\chi)=\begin{cases}\chi(2-\chi) & \chi<1\\ 1 & \chi\geqslant 1\end{cases} \tag{12}$$

$$\chi=\frac{(1+|\lambda|)}{2\sqrt{C_{kij}^2\lambda^2+C_{\alpha ij}^2\tan^2\alpha}} \tag{13}$$

式中: C_{kij} 为车轮纵向刚度; $C_{\alpha ij}$ 为车轮侧向刚度; λ 为车轮滑移率; α 为车轮侧偏角; μ_{ij} 为各车轮路面附着系数。令

$$F_{xij}^z=F_{zij}C_{kij}\frac{\lambda}{1+|\lambda|}f(\chi) \tag{14}$$

$$F_{yij}^z=F_{zij}C_{\alpha ij}\frac{\tan(\alpha_t)}{1+|\lambda|}f(\chi) \tag{15}$$

2　路面附着系数观测器设计

采用非线性模型的 UKF-TRFC 观测器在车辆起步或路面条件发生突变时收敛较慢, 但当轮胎侧向处于非线性区域时具有较高的观测精度; 而采用线性模型的 STKF-TRFC 观测器在较大侧向加速度工况下精度显著降低。因此, 本文综合 2 种观测器的优点, 提出 TRFC 融合观测器, 如图 3 所示。本文方法在车速与路面条件变化的情况下表现出较好的鲁棒性, 同时相比于单一观测器, 其观测结果的准确性更高。

2.1　STKF-TRFC 观测器

联合式(1)～式(5), 运算得到前后轮侧偏角的

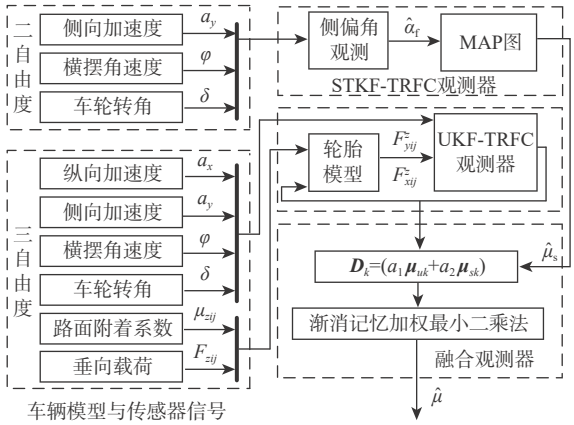


图 3　TRFC 融合观测方法流程

Fig. 3　Flow of TRFC fusion observation method

表达式为

$$\dot{\alpha}_f=(\rho+b\sigma)F_{yf}\cos\delta+(\rho-ab\sigma)F_{yr}-\varphi-\dot{\delta} \tag{16}$$

$$\dot{\alpha}_r=(\rho-a\sigma)F_{yf}\cos\delta+(\rho+a^2\sigma)F_{yr}-\varphi \tag{17}$$

式中: $\rho=1/(mv_x)$; $\sigma=1/(I_zv_x)$。侧偏角较小时, 轮胎侧向力与侧偏角之间存在关系式 $F_y=-C_\alpha\alpha$, 代入式 (16) 和式 (17), 得

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}_f\\ \dot{\alpha}_r\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-C_{\alpha f}(\rho+b\sigma) & C_{\alpha r}(ab\sigma-\rho)\\ C_{\alpha f}(a\sigma-\rho)\cos\delta & -C_{\alpha r}(\rho+a^2\sigma)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha_f\\ \alpha_r\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-1 & -1\\ -1 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varphi\\ \dot{\delta}\end{bmatrix} \tag{18}$$

建立轮胎侧偏角强跟踪卡尔曼观测器, 其观测过程主要包括时间更新和观测更新这 2 个信息更新过程, 同时引进时变渐消因子降低预测累积误差[23-24]。根据式(18)和二自由度车辆模型, 建立线性系统状态空间方程:

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_{k+1}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{B}\boldsymbol{U}_k+\boldsymbol{W}_k\\ \boldsymbol{Y}_{k+1}=\boldsymbol{C}\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{V}_k\end{cases} \tag{19}$$

式中: $\boldsymbol{X}_k=[\alpha_f,\alpha_r]^T$为状态向量; $\boldsymbol{Y}_k=[a_y,\dot{\varphi}]^T$为测量向量, 测量向量中的车辆侧向加速度、横摆角速度利用电子稳定性控制系统内置的惯性测量单元获取, 并设计高频滤波器[25] 提高测量精度; $\boldsymbol{U}_k=[\varphi,\dot{\delta}]^T$为输入向量; $\boldsymbol{W}_k\sim N(0,\boldsymbol{Q})$、$\boldsymbol{V}_k\sim N(0,\boldsymbol{R})$分别为过程噪声与观测噪声, 均服从高斯分布, 且相互独立[26]。

结合式(1)、式(2)、式(18), 可得系数矩阵如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}-C_{\alpha f}(\rho+b\sigma) & C_{\alpha r}(ab\sigma-\rho)\\ C_{\alpha f}(a\sigma-\rho)\cos\delta & -C_{\alpha r}(\rho+a^2\sigma)\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}-1 & -1\\ -1 & 0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{C}=\begin{bmatrix}-\dfrac{C_{\alpha f}\cos\delta}{m} & -\dfrac{C_{\alpha r}}{m}\\ -\dfrac{C_{\alpha f}\cos\delta}{I_z} & \dfrac{aC_{\alpha r}}{I_z}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{20}$$

1）时间更新过程

状态预测方程：

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k+1}^{-}=\boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{X}}_k+\boldsymbol{B}\boldsymbol{U}_k+\boldsymbol{W}_k \tag{21}$$

$\hat{\boldsymbol{X}}_{k+1}^{-}$为 k+1 时刻的预测结果，$\hat{\boldsymbol{X}}_k$为 k 时刻的估计结果，加入渐消因子的协方差矩阵预测方程：

$$\boldsymbol{P}_{k+1}^{-}=\lambda_k\boldsymbol{A}\boldsymbol{P}_k\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q} \tag{22}$$

λ_k 为自适应渐消因子，由下式确定：

$$\lambda_k=\begin{cases}\lambda_{0,k} & \lambda_{0,k}\geqslant 1\\ 1 & \lambda_{0,k}<1\end{cases} \tag{23}$$

$$\lambda_{0,k}=\frac{\mathrm{tr}(\boldsymbol{M}_k)}{\mathrm{tr}(\boldsymbol{N}_k)} \tag{24}$$

$$\boldsymbol{M}_k=\boldsymbol{V}_{0,k}-\boldsymbol{Q}_{k-1}-\sigma\boldsymbol{R} \tag{25}$$

$$\boldsymbol{N}_k=\boldsymbol{A}\boldsymbol{P}_{k-1}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}} \tag{26}$$

$$\boldsymbol{V}_{0,k}=\begin{cases}\boldsymbol{V}_1\boldsymbol{V}_1^{\mathrm{T}} & k=1\\ \dfrac{\rho\boldsymbol{V}_{0,k}+\boldsymbol{V}_k\boldsymbol{V}_k^{\mathrm{T}}}{1+\rho} & k\geqslant 2\end{cases} \tag{27}$$

式中：$0<\rho<1$，为遗忘因子，取 0.95；$\sigma\geqslant 1$，为弱化因子，取 1.2。

2）观测更新过程

增益矩阵：

$$\boldsymbol{K}_{k+1}=\boldsymbol{P}_{k+1}^{-}\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{C}\boldsymbol{P}_{k+1}^{-}\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}]^{-1} \tag{28}$$

状态更新：

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k+1}=\hat{\boldsymbol{X}}_{k+1}^{-}+\boldsymbol{K}_{k+1}(\boldsymbol{Y}_{k+1}-\boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{X}}_{k+1}^{-}) \tag{29}$$

协方差矩阵更新：

$$\boldsymbol{P}_{k+1}=(\boldsymbol{I}_n-\boldsymbol{K}_{k+1}\boldsymbol{C})\boldsymbol{P}_{k+1}^{-} \tag{30}$$

标定实验车辆轮胎侧偏角、回正力矩与 TRFC 之间的特性，轮胎回正力矩采用文献 [17] 的方法实时计算，结合本节轮胎侧偏角观测结果，通过查表实时获取前轮路面附着系数。

2.2 UKF-TRFC 观测器

UKF-TRFC 观测器是利用一系列确定样本逼近状态得到次优结果的后验概率密度滤波算法[27-28]，可以有效解决非线性高斯系统的观测发散问题，其状态与测量方程：

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_k=\boldsymbol{F}_{k-1}\boldsymbol{x}_{k-1}+\boldsymbol{O}_{k-1}\\ \boldsymbol{y}_k=\boldsymbol{G}_k\boldsymbol{x}_k+\boldsymbol{Z}_k\end{cases} \tag{31}$$

式中：$\boldsymbol{x}_k=[\mu_{\mathrm{fl}},\mu_{\mathrm{fr}},\mu_{\mathrm{rl}},\mu_{\mathrm{rr}}]^{\mathrm{T}}$为状态向量；$\boldsymbol{y}_k=[a_x,a_y,\dot{\varphi}]^{\mathrm{T}}$为测量向量；$\boldsymbol{O}_k$和$\boldsymbol{Z}_k$分别为过程噪声和观测噪声；$\boldsymbol{F}_k$和$\boldsymbol{G}_k$分别为状态和测量转换矩阵，令

$$\boldsymbol{F}_k=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&1&0&0\\0&0&1&0\\0&0&0&1\end{bmatrix} \tag{32}$$

由式(6)～式(11)、式(14)、式(15)，可得

$$\boldsymbol{G}_k=\begin{bmatrix}(F_{x\mathrm{fl}}^z\cos\delta-F_{y\mathrm{fl}}^z\sin\delta)/m & (F_{x\mathrm{fr}}^z\cos\delta-F_{y\mathrm{fr}}^z\sin\delta)/m & F_{x\mathrm{rl}}^z/m & F_{x\mathrm{rr}}^z/m\\ (F_{x\mathrm{fl}}^z\sin\delta-F_{y\mathrm{fl}}^z\cos\delta)/m & (F_{x\mathrm{fr}}^z\sin\delta-F_{y\mathrm{fr}}^z\cos\delta)/m & F_{y\mathrm{rl}}^z/m & F_{y\mathrm{rr}}^z/m\\ (F_{x\mathrm{fl}}^z\Gamma+F_{y\mathrm{fl}}^z\Pi)/I_z & (F_{x\mathrm{fr}}^z\Upsilon+F_{y\mathrm{fr}}^z\Psi)/I_z & (w_{\mathrm{b}}F_{x\mathrm{rl}}^z/2-bF_{y\mathrm{rl}}^z)/I_z & (-w_{\mathrm{b}}F_{x\mathrm{rr}}^z/2-bF_{y\mathrm{rr}}^z)/I_z\end{bmatrix} \tag{33}$$

式中：$\Gamma=a\sin\delta-(w_{\mathrm{b}}\cos\delta)/2$；$\Pi=a\cos\delta+(w_{\mathrm{b}}\sin\delta)/2$，$\Upsilon=a\sin\delta+(w_{\mathrm{b}}\cos\delta)/2$；$\Psi=a\cos\delta-(w_{\mathrm{b}}\sin\delta)/2$。状态向量初值设为$\boldsymbol{x}_0=[1,1,1,1]^{\mathrm{T}}$。

2.3 融合观测器

轮胎侧向力由路面附着力和离心力共同决定[29]，而轮胎地面峰值侧向附着力为$\mu_{ij}F_{yij}^z$，因此，各轮胎侧向进入非线性区域满足：

$$mv_x^2/R_{\mathrm{s}}\geqslant\mu_{ij}F_{yij}^z \tag{34}$$

式中：R_{s}为轮胎转向半径，其与轮胎转角存在以下关系式：

$$l/R_{\mathrm{s}}=\tan\delta \tag{35}$$

联合式(34)和式(35)，得

$$v_x^2\tan\delta\geqslant\mu_{ij}F_{yij}^z l/m \tag{36}$$

式(36)为轮胎侧向线性区域和非线性区域的判断公式，当存在纵向车速与轮胎转角满足式(36)，则轮胎侧向工作于非线性区域，反之工作于线性区域。本文选择式(36)左右两边相等时刻作为临界点，通过大量 HIL 仿真试验，在临界点后 0～2.5 s 范围内取点，通过渐消记忆加权最小二乘法对该范围内数据进行融合估计，得到路面附着系数融合观测结果。

渐消记忆加权最小二乘法是在最小二乘法的基础上演化而来，常用于自适应控制系统。该方法不仅具有最小二乘法计算效率和拟合精度较高的优点，同时引入遗忘因子可以减少旧数据对拟合结果的影响，进一步提升估计准确度。其价值代价函数如下：

$$\min J(\hat{\mu})=(\boldsymbol{D}_k-\boldsymbol{H}_k\hat{\mu})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_k(\boldsymbol{D}_k-\boldsymbol{H}_k\hat{\mu}) \tag{37}$$

式中：$\boldsymbol{D}_k=(a_1\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{uk}}+a_2\boldsymbol{\mu}_{sk})$为 UKF-TRFC 观测结果$\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{uk}}$与 STKF-TRFC 观测结果$\boldsymbol{\mu}_{sk}$的加权和；$\boldsymbol{H}_k$为系数矩阵；$\boldsymbol{W}_k=V\Lambda^{k-i}\boldsymbol{I}$为权重矩阵，$V>0$为权重系数，$0<\Lambda<1$为渐消因子，$\boldsymbol{I}$为单位矩阵。

根据求极值原理, 式(37)取最小值的条件为其对的偏导为 0, 即

$$\left.\frac{\partial J}{\partial \mu}\right|_{\mu=\hat{\mu}} = -2\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_k(\boldsymbol{D}_k - \boldsymbol{H}_k\hat{\mu}) = 0 \tag{38}$$

根据式 (38) 可得

$$\hat{\mu} = (\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_k\boldsymbol{H}_k)^{-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_k\boldsymbol{D}_k \tag{39}$$

式中: $\boldsymbol{H}_k$取单位矩阵$\boldsymbol{I}$; a_1 和 a_2 分别为 0.25 和 0.75。

3　HIL 仿真试验与分析

图 4 为验证本文方法的 HIL 系统[22], 其软硬件及接口如图 5 所示。HIL 系统中装配了真实的加速/制动踏板、线控转向系统、线控制动系统等汽车操纵装置和底盘部件; PXI 设备实现底层硬件系统的数据采集与交互; MicroAutoBox 运行路面附着系数识别方法与车辆模型; 工控机运行虚拟场景软件, 设置仿真条件, 并通过人机界面实时输出测试数据。HIL 系统的优势在于车辆模型的所有操纵信号均来自真实的底盘部件, 可以切实表征工程应用中车辆的真实动力学特性, 为实车验证提供基础。车辆模型对标 A00 级纯电动汽车, 具体参数如表 1 所示。为同时验证观测器在轮胎处于线性区域与非线性区域时的性能, 设置汽车行驶在蛇形绕桩工况, 并根据行驶速度与 TRFC 条件分为定车速定路面、变车速定路面、定车速变路面、变车速变路面 4 种场景[30]。对 STKF-TRFC 观测器、UKF-TRFC 观测器及融合观测器进行验证。



图 4　HIL 系统

Fig. 4　HIL system

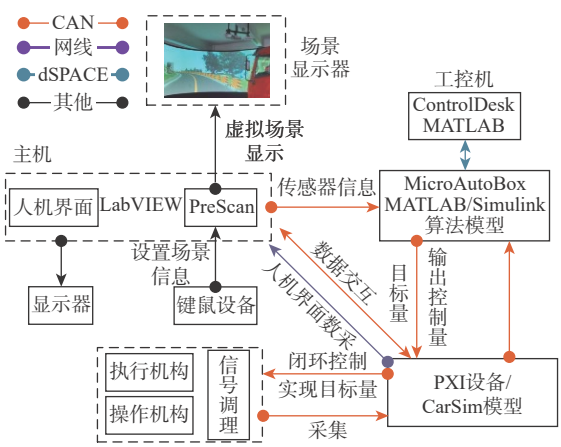


图 5　HIL 系统软硬件及接口

Fig. 5　Sofware, hardware and interface of the HIL system

表 1　仿真车辆模型参数

Table 1　Simulate vehicle model parameters

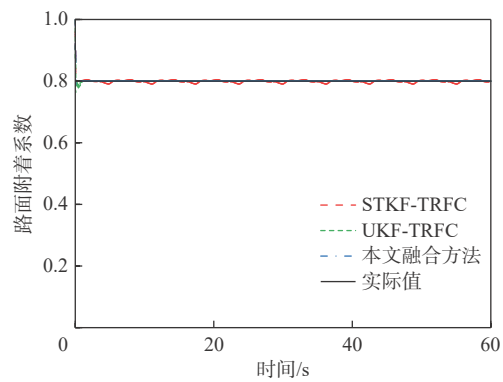
参数	数值
车身绕z-轴转动惯量I_z /(kg·m^2)	700
车辆质量m /kg	600
质心距离前轴的距离b /m	1
质心距离后轴的距离a /m	1.26
前后轴距l /m	2.26
车轮有效滚动半径r_e/m	0.37
质心高度h_g /m	0.45
轮距w_b /m	1.5

3.1　定车速定路面工况

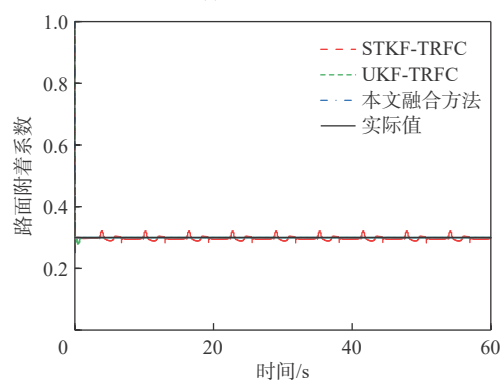
此工况下设置车速为 50 km/h, 路面附着系数分别设置为 0.8(高附着系数)和 0.3(低附着系数) 2 种, 图 6 为 HIL 测试结果。可以看出, 在高附与低附路面上, 本文融合方法在车辆起步后迅速跟踪, 并较稳定地收敛于实际附着系数, 稳态误差小于 2%; 而 UKF-TRFC 观测器在约 2 s 后, 才能将估计误差降低至 5% 以内; STKF-TRFC 观测器能够迅速收敛至实际值, 但由于车辆的蛇形移动, 观测结果始终存在一定波动, 估计效果较差。

3.2　变车速定路面工况

设定路面附着系数为 0.5, 车辆从 5～30 m/s 匀



(a) 高俯着系数路面



(b) 低俯着系数路面

图 6　定车速定路面附着系数 HIL 测试结果

Fig. 6　HIL test results under constant speed and tire-road friction coefficient

加速，HIL 测试结果如图 7 所示。在车速逐渐增加的过程中，绕桩行驶车辆的横向加速度越来越大，轮胎的侧向运动逐渐进入非线性区域，此时基于线性模型的 STKF-TRFC 观测结果开始发散，观测精度显著降低。而本文融合方法针对车速变化表现出较强的适应性，其收敛速度快于 UKF-TRFC 观测器，预测结果更为优秀。

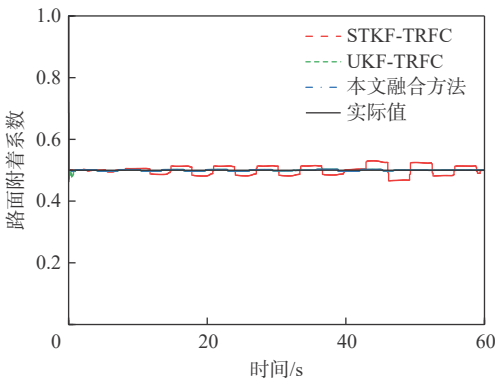
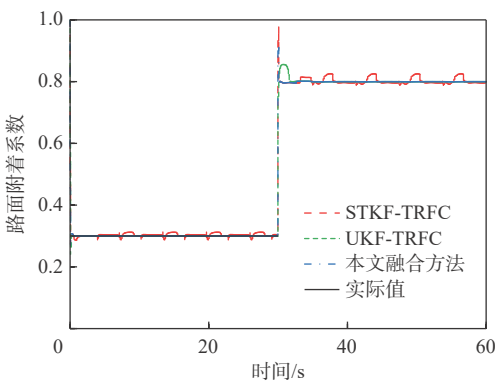


图 7 变车速定路面附着系数 HIL 测试结果

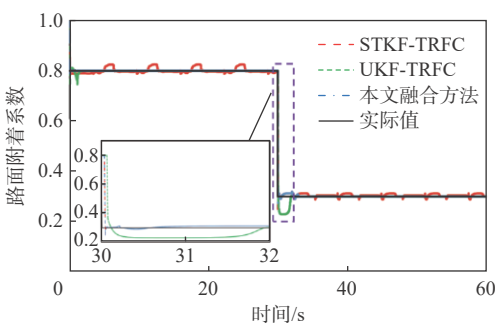
Fig. 7 HIL test results under variable speed and constant tire-road friction coefficient

3.3 定车速变路面工况

设置车速为 50 km/h，路面分“低附(0.3)至高俯(0.8)”和“高俯(0.8)至低附(0.3)”2 种情况，HIL 测试结果如图 8 所示。在路面条件发生阶跃变化时，



(a) 低附到高俯



(b) 高俯到低附

图 8 定车速变路面附着系数 HIL 测试结果

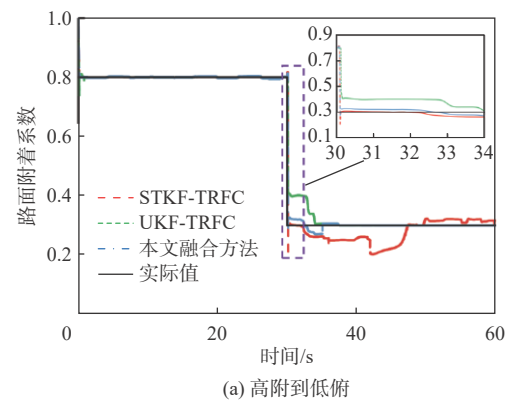
Fig. 8 HIL test results under constant speed and variable tire-road friction coefficient

STKF-TRFC 观测器的最大瞬时观测误差超过 40%；UKF-TRFC 观测器在 2 s 之后才逐渐收敛。而本文融合方法观测器在路面工况突变时对 UKF-TRFC 观测器和 STKF-TRFC 观测器的结果进行了融合，其观测误差更小，同时更迅速地收敛于实际值，表现出更强的稳定性与鲁棒性。

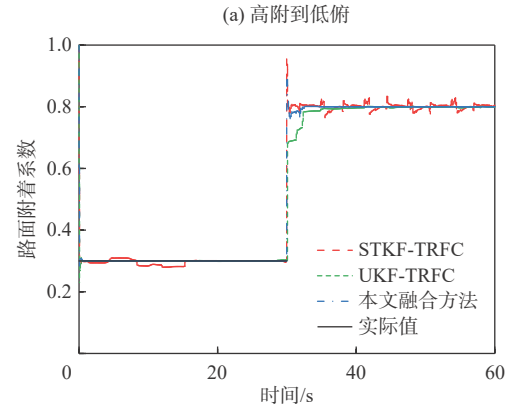
3.4 变车速变路面工况

设置车速从 5 m/s 匀加速至 30 m/s，路面分“高俯(0.8)至低附(0.3)”和“低附(0.3)至高俯(0.8)”2 种阶跃变化情况，阶跃变化时刻 t = 30 s。HIL 测试结果如图 9 所示，在变车速且路面附着条件发生阶跃变化时，STKF-TRFC 观测器出现了 40% 左右的误差，尤其在高俯转低附路面上，该误差持续了 15 s 以上，而在低附转高俯路面上，稳定后仍存在较大的误差；但本文融合方法观测器能够快速准确地估计 TRFC，并在车辆起步以后将最大误差保持在 8% 以内，稳态误差更小。此外，UKF-TRFC 观测器在该工况下的跟随速度明显降低，尤其是 TRFC 从高到低或从低到高突变时，其收敛时间超过了 4 s。相反本文融合方法观测器对路面的突变表现出优秀的响应性能。

对 4 种工况测试数据进行平均绝对误差和均方根误差统计，结果如表 2 和表 3 所示。对于平均



(a) 高附到低俯



(b) 低俯到高附

图 9 变车速变路面附着系数 HIL 测试结果

Fig. 9 HIL test results under variable speed and tire-road friction coefficient

表 2　观测结果平均绝对误差统计

Table 2　Statistics of average absolute error of observation results

工况	平均绝对误差			误差对比/%	
	STKF-TRFC	UKF-TRFC	本文融合方法	本文融合方法与STKF-TRFC	本文融合方法与UKF-TRFC
定车速定路面	0.003 13	0.000 34	0.000 16	−94.9	−52.9
变车速定路面	0.013 51	0.001 83	0.001 69	−87.5	−7.7
定车速变路面	0.006 59	0.001 52	0.000 62	−90.6	−59.2
变车速变路面	0.017 51	0.006 87	0.003 03	−82.7	−55.9

表 3　观测结果均方根误差统计

Table 3　Statistics of root mean square error of observation results

工况	均方根误差			误差对比/%	
	STKF-TRFC	UKF-TRFC	本文融合方法	本文融合方法与STKF-TRFC	本文融合方法与UKF-TRFC
定车速定路面	0.004 75	0.003 08	0.002 61	−55.1	−15.3
变车速定路面	0.017 21	0.006 92	0.006 74	−60.8	−2.7
定车速变路面	0.015 74	0.013 23	0.012 34	−21.6	−6.7
变车速变路面	0.030 85	0.022 86	0.009 85	−78.1	−56.9

绝对误差, 相比于 STKF-TRFC 观测器和 UKF-TRFC 观测器, 本文融合方法观测误差显著降低, 最高分别降低了 94.9% 和 59.2%, 说明本文融合方法观测结果离散程度远小于其他 2 种观测器, 收敛效果良好; 对于均方根误差, 相比其他 2 种观测器, 本文融合方法观测误差分别最高降低了 78.1% 和 56.9%, 证明本文融合方法观测过程中的最大或小误差相对较小, 观测精度更高, 尤其在变车速变路面工况下更为明显。

4　结　论

1) 本文提出的 TRFC 融合观测器显著提升了观测精度与鲁棒性, 不同工况下的观测结果表明, 平均绝对误差和均方根误差相比单一观测器最高分别降低 94.9% 和 78.1%。

2) 本文方法实现了全工况下 TRFC 的实时高精度观测, 为车辆动力学控制与智能汽车技术提供了良好基础。

3) 在实际工程应用时, 若传感器噪声不满足高斯分布, 当前方法的观测精度会降低, 需进一步修正算法, 以提高工程应用中的可靠性。

为使本文方法能够适配高级别自动驾驶汽车的决策和规划任务, 未来将结合环境感知数据与深度学习技术, 探索适用于复杂场景的 TRFC 观测器, 以支撑智能汽车精确控制需求。

参考文献（References）

[1] 李岩松. 汽车自适应多级制动 AEB 控制策略研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2022.
LI Y S. Research on AEB control strategy of vehicle adaptive multi-stage braking[D]. Beijing : Beijing University of Technology, 2022(in Chinese).

[2] 王震坡, 丁晓林, 张雷. 四轮轮毂电机驱动电动汽车驱动防滑控制关键技术综述[J]. 机械工程学报, 2019, 55(12): 99-120.
WANG Z P, DING X L, ZHANG L. Overview on key technologies of acceleration slip regulation for four-wheel-independently-actuated electric vehicles[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(12): 99-120(in Chinese).

[3] KHALEGHIAN S, EMAMI A, TAHERI S. A technical survey on tire-road friction estimation[J]. Friction, 2017, 5(2): 123-146.

[4] ALBINSSON A, BRUZELIUS F, JACOBSON B, et al. Design of tyre force excitation for tyre–road friction estimation[J]. Vehicle System Dynamics, 2017, 55(2): 208-230.

[5] SHAO L, JIN C, EICHBERGER A, et al. Grid search based tire-road friction estimation[J]. IEEE Access, 2020, 8: 81506-81525.

[6] 余卓平, 曾德全, 熊璐, 等. 基于激光雷达的无人车路面附着系数估计[J]. 华中科技大学学报 (自然科学版), 2019, 47(7): 124-127.
YU Z P, ZENG D Q, XIONG L, et al. Road adhesion coefficient estimation for unmanned vehicle based on lidar[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2019, 47(7): 124-127(in Chinese).

[7] 方剑梅. 基于车路协同的路面-轮胎间附着系数估计及应用[D]. 西安: 长安大学, 2022.
FANG J M. Estimation and application of adhesion coefficient between pavement and tire based on vehicle-road coordination[D]. Xi'an: Changan University, 2022(in Chinese).

[8] 何中正. 基于多传感器数据融合的路面附着系数估计[D]. 长春: 吉林大学, 2021.
HE Z Z. Estimation of pavement adhesion coefficient based on multi-sensor data fusion[D]. Changchun: Jilin University, 2021(in Chinese).

[9] GUO H Y, ZHAO X, LIU J, et al. A fusion estimation of the peak tire–road friction coefficient based on road images and dynamic information[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2023, 189: 110029.

[10] LENG B, JIN D, XIONG L, et al. Estimation of tire-road peak adhesion coefficient for intelligent electric vehicles based on camera and tire dynamics information fusion[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2021, 150: 107275.

[11] HEIDFELD H, SCHÜNEMANN M, KASPER R. UKF-based state and tire slip estimation for a 4WD electric vehicle[J]. Vehicle System Dynamics, 2020, 58(10): 1479-1496.

[12] CHEN L, LUO Y G, BIAN M Y, et al. Estimation of tire-road friction coefficient based on frequency domain data fusion[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 85: 177-192.

[13] 张雷, 关可人, 丁晓林, 等. 基于图像识别与动力学融合的路面附着系数估计方法[J]. 汽车工程, 2023, 45(7): 1222-1234.
ZHANG L, GUAN K R, DING X L, et al. Tire-road friction estimation method based on image recognition and dynamics fusion[J]. Automotive Engineering, 2023, 45(7): 1222-1234(in Chinese).

[14] WANG X, GU L, DONG M M, et al. State estimation of tire-road friction and suspension system coupling dynamic in braking process and change detection of road adhesive ability[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2022, 236(6): 1170-1187.

[15] 王其东, 刘伟, 陈无畏, 等. 基于路面识别的汽车稳定系统滑模控制[J]. 汽车工程, 2018, 40(1): 82-90.
WANG Q D, LIU W, CHEN W W, et al. Sliding mode control of vehicle electronic stability program based on road identification[J]. Automotive Engineering, 2018, 40(1): 82-90(in Chinese).

[16] HU J Q, RAKHEJA S, ZHANG Y M. Real-time estimation of tire-road friction coefficient based on lateral vehicle dynamics[J]. Journal of Automobile Engineering, 2020, 234(10-11): 2444-2457.

[17] LIU Y H, LI T, YANG Y Y, et al. Estimation of tire-road friction coefficient based on combined APF-IEKF and iteration algorithm[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 88: 25-35.

[18] 李绪龙. 基于路面附着系数的汽车防碰撞控制算法研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2018.
LI X L. Research on vehicle anti-collision control algorithm based on pavement adhesion coefficient[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2018(in Chinese).

[19] 查云飞, 吕小龙, 陈慧勤, 等. 基于路面附着系数估计的车辆轨迹跟踪控制[J]. 汽车工程, 2023, 45(6): 1010-1021.
ZHA Y F, LÜ X L, CHEN H Q, et al. Vehicle trajectory tracking control based on road adhesion coefficient estimation[J]. Automotive Engineering, 2023, 45(6): 1010-1021(in Chinese).

[20] RASOL M, SCHMIDT F, IENTILE S. FriC-PM: machine learning-based road surface friction coefficient predictive model using intelligent sensor data[J]. Construction and Building Materials, 2023, 370: 130567.

[21] 丁能根. 汽车主动控制系统中参数估计的方法与应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.
DING N G. Method and application of parameter estimation in automobile active control system[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2013(in Chinese).

[22] 雍加望, 李岩松, 冯能莲, 等. 基于 ESHB 系统的自适应自动紧急制动控制策略[J]. 汽车安全与节能学报, 2022, 13(2): 300-308.
YONG J W, LI Y S, FENG N L, et al. Adaptive automatic emergency braking control strategy based on an ESHB system[J]. Journal of Automotive Safety and Energy, 2022, 13(2): 300-308(in Chinese).

[23] 李刚, 解瑞春, 宗长富, 等. 基于强跟踪容积卡尔曼滤波的车辆行驶状态估计[J]. 汽车技术, 2015(9): 53-58.
LI G, XIE R C, ZONG C F, et al. Research on vehicle driving state estimation based on strong tracking cubature Kalman filter[J]. Automobile Technology, 2015(9): 53-58(in Chinese).

[24] DU Z L, LI X M. Strong tracking Tobit Kalman filter with model uncertainties[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2019, 17(2): 345-355.

[25] YONG J W, GAO F, DING N G, et al. Design and validation of an electro-hydraulic brake system using hardware-in-the-loop real-time simulation[J]. International Journal of Automotive Technology, 2017, 18(4): 603-612.

[26] 李凌峰, 宫明辉, 乌江. 采用多模模型的锂离子电池荷电状态联合估计算法[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(1): 78-85.
LI L F, GONG M H, WU J. Joint estimation algorithm for state of charge of Li-ion battery with multi-mode model[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(1): 78-85(in Chinese).

[27] JULIER S, UHLMANN J, DURRANT-WHYTE H F. A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45(3): 477-482.

[28] 李学鋆, 章菊. 考虑路面附着系数和车速的 AFS 可变传动比设计[J]. 汽车安全与节能学报, 2020, 11(3): 329-336.
LI X Y, ZHANG J. Design of AFS variable steering ratio considering road adhesion coefficient and vehicle speed[J]. Journal of Automotive Safety and Energy, 2020, 11(3): 329-336(in Chinese).

[29] 吴晓建. 双模式互联悬架与主动前轮转向集成控制研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2018.
WU X J. Research on integrated control of dual-mode interconnected suspension and active front wheel steering[D]. Changsha: Hunan University, 2018(in Chinese).

[30] 林棻, 王少博, 赵又群, 等. 基于改进 Keras 模型的路面附着系数估计[J]. 机械工程学报, 2021, 57(12): 74-86.
LIN F, WANG S B, ZHAO Y Q, et al. Road friction coefficient estimation based on improved keras model[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(12): 74-86(in Chinese).

Fusion method for automobile tire-road friction coefficient observation

YONG Jiawang[1,*], DONG Yiyao[1], LI Yansong[2], CHEN Yanyan[1], FENG Nenglian[3]

(1. College of Metropolitan Transportation, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China;
2. Beijing EMU Depot, China Railway Beijing Group Co., Ltd., Beijing 102600, China;
3. Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: The tire-road friction coefficient (TRFC) is an essential factor affecting driving stability and dynamic control of the automobile. However, when the car is starting or the road conditions change suddenly, the unscented Kalman (UKF) based TRFC observer using a nonlinear model converges slowly; under conditions of large lateral acceleration, the accuracy of the strong tracking Kalman (STKF) based TRFC observer using a linear model significantly decreases Therefore, a TRFC observation method based on the fusion of UKF and STKF is proposed. The control-oriented two-degree of freedom linear and three-degree-of-freedom nonlinear vehicle models, the Dugoff tire model are established. A STKF-TRFC observer is designed based on a linear vehicle model and a time-varying fading factor, a UKF-TRFC observer is established based on a nonlinear vehicle model and tire model. The critical point between linear and nonlinear tire lateral dynamics is explored, and the fading memory weighted least squares method is used to fuse the two observers in the critical region. The hardware-in-the-loop simulation results show that the proposed fusion observation method exhibits strong robustness and accuracy against changes in vehicle speed and road conditions. Its root mean square error drops by up to 59.2% and 56.9%, respectively, and its mean absolute error drops by up to 94.9% and 78.1% when compared to the single STRK-TRFC or UKF-TRFC observer.

Keywords: tire-road friction coefficient; fusion observation; strong tracking Kalman filtering; unscented Kalman filtering; hardware-in-the-loop

Received: 2023-10-17; **Accepted**: 2024-01-19; **Published Online**: 2024-01-23 21:21

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240123.1357.003

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52002009); Beijing Natural Science Foundation (3222003); The State Key Laboratory of Automotive Safety and Energy(KF2010)

* **Corresponding author**. E-mail: yongjw@bjut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0703

拦截弹复合控制半实物仿真系统设计与实现

邓晨[1,2]，陈功[1,2,*]，敖厚军[1,2]，任斯远[1,2]，杜文涛[1,2]

(1. 成都流体动力创新中心，成都 610072；2. 成都智能空中无人系统创新中心，成都 610072)

摘 要：为验证拦截弹直接力和气动力复合控制系统的功能性，构建一套半实物仿真系统，并开展了仿真验证。搭建拦截弹六自由度动力学数学模型；设计包含直接力控制、气动力控制及控制策略的复合控制系统；通过对系统架构、硬件型号、软件平台、数据交互网络等进行研究，构建小型半实物仿真系统，并进行了半实物仿真置信度评估。在多种拦截场景下，比较全数字仿真和半实物仿真复合控制的控制效果，验证了拦截弹复合控制系统的正确性和有效性，证明了构建的半实物仿真系统具备较高的置信度，可以用于算法和模型的验证。

关 键 词：拦截弹；直接力；复合控制系统；半实物仿真系统；多拦截场景验证

中图分类号：V211.3；TB18

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4178-10

为应对不断出现的新型空中拦截目标，要求新一代防空导弹具备速度更快、机动性更强、末端拦截更准等要求，传统式的仅依靠气动控制舵面和破片式杀伤的拦截弹已经难以满足未来空天对抗要求，采用复合控制的动能拦截技术是当前防空导弹发展的重要关键技术。

目前世界先进的防空导弹均采用了直接力和气动力复合控制系统，典型型号包括美国PAC-III系统的ERINT拦截弹、俄罗斯S-400防御系统的9M96E、9M96E2小型防空导弹和欧洲新一代防空导弹Aster-15和Aster-30等[1-3]。相较传统的纯气动力控制，复合控制可以缩短控制响应时间、增强导弹机动、增大拦截范围能力，从而大幅提高末端命中率。

国内外专家学者对防空导弹的复合控制技术进行了大量研究。尹永鑫等[4]应用混杂发动机建立了切换模型，并设计了大气层内拦截弹的控制律，可以有效节省脉冲发动机使用，提高姿态调整效率；程凤舟等[5]建立了拦截弹侧向喷流和来流的干扰模型，并仿真比较了单一系统和复合系统的控制性能，证明了复合控制系统可有效增大导弹可用过载；Choi等[6]基于动态逆和机电作动器(electro-mechanical actuator, EMA)控制方法设计了非线性复合控制系统，能够较好的适应气动参数的变化，具有较强的鲁棒性；Durham[7]使用了广义逆方法设计直接力和复合力的指令分配算法，通过假设气动舵和直接力相互独立实现了多执行机构的分离控制，能够较好满足过载指令分配需求。

防空导弹复合控制系统结构复杂，仅靠全数字(full digital simulation, FDS)仿真，不能完全保证控制系统设计的正确性和可靠性。真实的导弹控制系统通常要受到飞控计算机、舵机、惯导等控制硬件的影响，飞控计算机解算时间、舵机动态特性、通信延迟等硬件响应和处理信息效率的影响，直接影响控制系统的控制性能。实际工程中，必须开展复合控制系统半实物(hardware-in-the-loop, HIL)仿真验证。本文完成了拦截弹动力学数字建模；设计了气动力和直接力复合控制系统；构建了拦截弹半实物仿真系统；通过半实物仿真试验对复合控制系统控制性能进行了仿真评估和验证。

1 拦截弹动力学建模

1.1 拦截弹质心运动的动力学方程

拦截弹飞行过程中，主要受到发动机推力、气

收稿日期：2023-10-30；录用日期：2023-12-15；网络出版时间：2023-12-28 08:51
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231227.1412.003

*通信作者. E-mail：253605656@qq.com

引用格式：邓晨，陈功，敖厚军，等. 拦截弹复合控制半实物仿真系统设计与实现[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4178-4187.
DENG C，CHEN G，AO H J，et al. Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation system for interceptor composite control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4178-4187 (in Chinese).

动力、重力、轨道发动机直接力等控制, 推导得到发射坐标系下拦截弹的质心动力学方程[8-9] 为

$$m\begin{bmatrix}\dfrac{\mathrm{d}V_x}{\mathrm{d}t}\\ \dfrac{\mathrm{d}V_y}{\mathrm{d}t}\\ \dfrac{\mathrm{d}V_z}{\mathrm{d}t}\end{bmatrix}=R_1^0\begin{bmatrix}P\\0\\0\end{bmatrix}+R_v^0\begin{bmatrix}-C_xqS\\C_yqS\\C_zqS\end{bmatrix}+R_1^0\begin{bmatrix}0\\F_{cy}\\F_{cz}\end{bmatrix}+m\begin{bmatrix}g_x\\g_y\\g_z\end{bmatrix}\tag{1}$$

式中: V_x、V_y、V_z为发射系下导弹速度分量; R_1^0和R_v^0分别弹体系和速度系到发射系的方向余弦阵; C_x、C_y和C_z分别为阻力系数、升力系数和侧向力系数; q为动压, $q=\rho V^2/2$, V为相对大气的速度; S为参考面积; F_{cy}和F_{cz}轨道发动机直接控制力法向和侧向分力; $m\left[g_x,g_y,g_z\right]$为引力分力。

1.2　拦截弹绕质心转动的动力学方程

视拦截弹为刚体, 弹体系下拦截弹绕质心转动的动力学方程[8-9] 为

$$\begin{bmatrix}I_x\dot{\omega}_x\\I_y\dot{\omega}_y\\I_z\dot{\omega}_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}(I_z-I_y)\omega_y\omega_z\\(I_x-I_z)\omega_x\omega_z\\(I_y-I_x)\omega_x\omega_y\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}M_{Rx}\\M_{Ry}\\M_{Rz}\end{bmatrix}\tag{2}$$

式中: I_x、I_y、I_z为拦截弹绕主轴的转动惯量; ω_x、ω_y、ω_z为拦截弹弹体系下角速度分量; M_{Rx}、M_{Ry}、M_{Rz}为力矩在弹体系下的分量。

姿态角运动方程为

$$\begin{cases}\dot{\varphi}=\omega_y\cos\gamma-\omega_z\sin\gamma\\ \dot{\psi}=(\omega_y\sin\gamma+\omega_z\cos\gamma)/\cos\psi\\ \dot{\gamma}=\omega_x+(\omega_y\sin\gamma+\omega_z\cos\gamma)\tan\psi\end{cases}\tag{3}$$

式中: φ、ψ和γ分别为俯仰角、偏航角和滚转角。

2　复合控制系统设计

2.1　拦截过程分析

通常, 拦截弹拦截过程可以分解为飞行至相遇分离区域阶段和分离动能拦截器(kinetic kill vehicle, KKV)进行动能碰撞 2 个阶段, 控制阶段也可以分为: 垂直发射阶段、程序控制阶段、中程控制阶段和 KKV 复合控制阶段, 设计的控制流程框架如图 1 所示。图中, R和R_{max}分别为飞行过程实时弹目距离和 KKV 探测器最大探测距离; T和T_{max}分别为拦截弹飞行时间和拦截弹尾部发动机最大工作时间。

拦截过程中, 首先判断是否进入相遇分离区域, 即R是否小于R_{max}, 如果进入到相遇分离区域, 则不管发动机燃料是否耗尽, KKV 分离; 如果发动机燃料耗尽, 依然未进入到相遇分离区域, KKV 分离。KKV 采用复合控制系统进行控制。

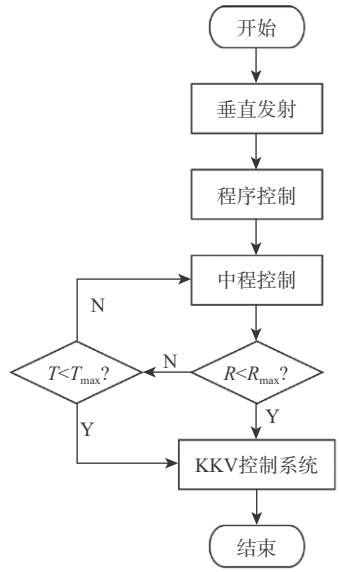


图 1　控制流程框架

Fig. 1　Control framework

2.2　复合控制策略

KKV 末端机动拦截过程中, 控制系统的输入为指令加速度n_c。因为 KKV 存在直接力和气动力 2 套控制系统, 所以需要将控制指令进行解耦分配[10-12], 如图 2 所示。

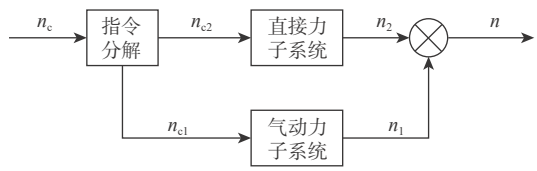


图 2　控制指令分配方式

Fig. 2　Control command assignment method

图中, n_{c1}和n_{c2}分别为气动力控制系统加速度指令和直接力控制系统加速度指令; n_1和n_2分别为两系统产生的实际加速度。实际拦截过程中, 若 KKV 的飞行动压小会造成气动力提供的可用过载不足, 常用控制分配方法如下:

$$\begin{cases}\begin{cases}n_{c1}=n_c\\ n_{c2}=0\end{cases} & n_c<n_k\\ \begin{cases}n_{c1}=n_k\\ n_{c2}=n_c-n_k\end{cases} & n_c>n_k\end{cases}\tag{4}$$

式中: n_k为气动力控制系统能够提供的最大加速度过载。同时, 为防止因为轨道发动机持续燃烧导致质心偏移, 本文设计优先考虑气动力控制的分配方式, 即当需求指令小于气动力能够提供的最大控制过载时, 只采用气动力控制; 当需求指令大于气动力能够提供的最大控制过载时, 气动力控制系统取极限过载, 剩余的过载由直接力控制系统提供。

2.3　直接力控制子系统设计

直接力由拦截弹质心处的轨控发动机产生, 大

小为

$$P_{\text{direct}} = KP \tag{5}$$

式中：P为地面试车静态推力；K为推力缩放比例因子，一般取值为0.6～0.8。

轨道发动机的推力一般不可调，这里采用直接脉宽调制的方式对轨道发动机的开关机时间进行控制。

直接脉宽调制技术[13]的理论基础是冲量等效原理：冲量相等而形状不同的窄脉冲加在具有惯性环节上时，其控制效果相同。图3为直接脉冲调制原理。

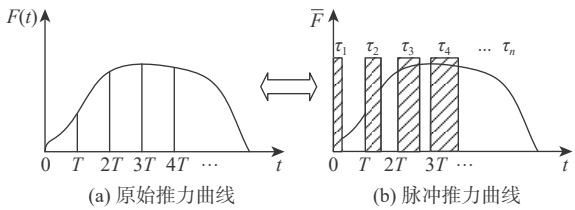


图3 直接脉冲调制原理

Fig. 3 Principle of direct pulse width modulation

利用冲量/面积等效原理，将发动机直接力调制成幅值相同，宽度不同的脉冲序列，从而控制发动机的开机时间，实现脉宽调制 (pulse width modulation, PWM) 控制。直接脉宽调制的等效计算式为

$$F_{\max} t_{\text{on}} = F_{\text{c}} T \tag{6}$$

式中：$F_{\max}$为发动机直接力；T为采样周期；F_{c}为控制系统解算出来的所需控制力；t_{on}为发动机开机时间。由此可解算出，每个周期中，发动机需要开启的时间，完成控制。

考虑到PWM控制的时滞和频响影响，需要针对性设计调制参数。设计的脉冲周期为0.1 s，因为动力学和控制模型推进步长为5 ms，同时在数字仿真时，为模拟真实硬件的通信延迟，人为增加了35 ms通信延迟，以增强控制器的鲁棒性，所以是能够满足飞行控制系统要求的。

2.4 气动力控制子系统设计

气动力控制子系统采用经典的三回路控制方式[14-15]。最外环为过载控制回路，输入为制导系统计算的过载指令和拦截弹实时过载，输出为姿态角指令；外环为姿态角控制回路，输入为姿态角指令和拦截弹实时姿态角，输出为姿态角速率指令；内环为姿态角速率控制回路，也为阻尼回路，用以改善动态过程性能，输入为姿态角速率指令和拦截弹实时姿态角速率，输出为气动舵偏角。图4为俯仰通道气动控制子系统。

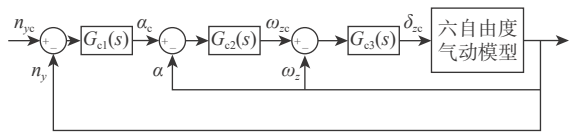


图4 俯仰通道气动控制子系统

Fig. 4 Pitch channel pneumatic control subsystem

采用增益定序方法设计了控制系统控制增益参数，以适应导弹所有的飞行状态和飞行鲁棒性。

3 半实物仿真系统试验

3.1 系统架构

为提高半实物仿真系统的逼真度和置信度，应该将尽量多的实物参与组成仿真系统，拦截弹复合控制半实物仿真系统原理框图如图5所示。

实时仿真机主要是运行目标运动模型、拦截弹的动力学和运动学模型及弹目相对运动模型；三轴转台用于模拟拦截弹三维角运动；电动舵机与力矩负载模拟器作为执行机构，根据控制指令控制舵面的偏转；飞控计算机主要是运行拦截弹的控制程序，根据制导计算结果，输出控制指令；中央控制系统内嵌于一台基于Windows系统运行的高性能计算机，主要用于管理整个仿真系统，仿真运行前，负责拦截弹Simulink数字模型的搭建、动力学模型的

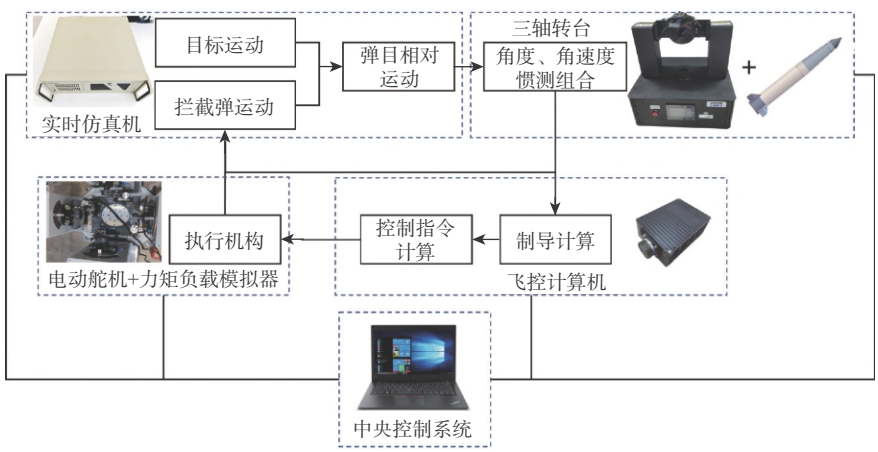


图5 半实物仿真系统原理框架图

Fig. 5 Principle block diagram of HIL simulation system

灌装和控制器模型的烧录上传, 仿真运行后, 负责数据记录、仿真控制和人机交互。

3.2　硬件设计与选型

拦截弹复合控制半实物仿真系统主要硬件包括: 实时仿真机、飞控计算机、三轴转台和电动舵机, 现进行详细概述和选型设计。

1) 实时仿真机

实时仿真机是仿真模型开发的平台, 在选型设计中, 首要考虑其运算能力, 以满足非实时数字仿真的运算要求, 同时需要满足实时解算仿真模型的要求; 其次, 为满足半实物仿真的实时性要求, 还需要支持试验数据的实时传输; 最后, 实时仿真机应该要具备 422/232 串口、以太网口、控制器局域网(controller area network, CAN)总线接口等多路通信接口, 以满足不同硬件设备的数据交互需求。

图 6 为实时仿真机接口。本文半实物仿真系统选用的实时仿真机, 运行 VxWorks 实时操作系统, CPU 为 i7-6700, 解算模型时间小于 1 ms, 具备实时解算仿真模型的能力; 同时具备串口卡, 8 路异步串行通道, 支持 RS-232/422/485 模式配置, 串口通讯速度不小于 900 Kbit/s; 具备 CAN 总线接口, 高速通道数不小于 2, 控制速率不小于 16 MHz, 传输率不小于 1 Mbit/s, 具备数据实时传输和多设备数据交互要求。



图 6　实时仿真机接口

Fig. 6　Real-time simulation machine interface

2) 飞控计算机

飞控计算机运行拦截弹的制导和控制算法, 采用 RS422 串口与实时仿真机进行通信, 基于弹目运动状态解算制导指令, 并基于制导指令解算控制指令, 输出给电动舵机。在选型设计上与实时仿真机需求一致, 需要考虑运算能力、实时传输能力和多设备交互能力。

图 7 为飞控计算机及输出接口。本文半实物仿真系统选用的工业级飞控计算机, 采用数字信号处理器(digital signal processor, DSP)+高级精简指令集处理器(advanced RISC machines, ARM)结构, DSP 运行飞行控制代码, 核心为 C66x fixed and floating-point VLIW, 主频 1 GH, 飞控指令解算时间小于 2 ms, 满足运算要求; ARM 采用 Cortex-A15 芯片, 主频 1 GHz, 负责数据处理和收发, 同时具备多路 422/232 串口、CAN 总线等接口, 传输波特率均小于等于 921 600 bit/s, 满足半实物仿真的实时传输和多设备交互要求。



图 7　飞控计算机及输出接口

Fig. 7　Flight control computer and output interface

3) 三轴转台

三轴转台为拦截弹上惯导元件提供实际的三维姿态角运动环境, 在选型设计中, 主要考虑转台驱动元件的选择, 是否满足负载特性(尺寸、质量等)、稳态特性(定位精度、角度范围等)和动态特性(低速平稳性、最大角速度等)等要求[16]。

图 8 为立式小型三轴转台。本文半实物仿真系统选用的小型三轴转台, 因为负载较轻, 所以选用了电机驱动元件, 立式结构的机械台体。



图 8　立式小型三轴转台

Fig. 8　Vertical small three-axis turntable

4) 电动舵机与力矩负载模拟器

电动舵机与力矩负载模拟器用于模拟真实飞行条件下控制舵面的响应情况, 基于飞控计算机解算的舵面指令进行运动和解算, 然后, 将实际舵偏发送给实时仿真机, 控制拦截弹运动。选型设计时最重要的为舵机的响应速度和控制精度, 如果响应时间不够快, 容易导致控制发散。

图 9 为电动舵机和力矩负载模拟器。本文半实物仿真系统选用的专用航空舵机, 采用 CAN2.0 控制接口, 波特率为 1 Mbit/s, 带宽≥10 Hz, 扭矩上限>25 N·m, 角速率≥150, 满足高精度、快响应的设计要求。

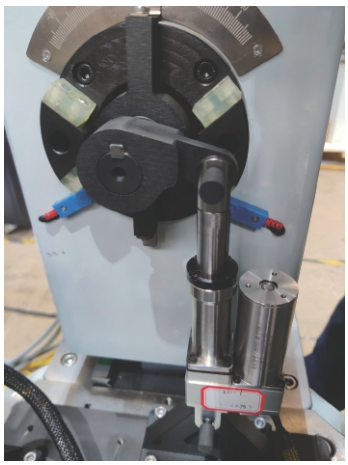


图9 电动舵机和力矩负载模拟器

Fig. 9 Electric servo motor and torque load simulator

3.3 软件平台设计

本文半实物仿真系统的软件平台是Link-RT，Link-RT是灵思创奇科技有限公司开发的通用半实物仿真平台，其以MATLAB/Simulink作为前端建模工具，RTSimPlus作为主控软件，提供了非常友好的交互界面。设计者只需要6个步骤即可完成从建模到半实物仿真的全过程，如图10所示。

1）Simulink下的数字仿真。首先，在Simulink环境下建立数字仿真模型，初步验证模型及算法。

2）加入通信I/O模块。将数字模型拆分为控制器模型和动力学模型，分别增加通信I/O模块，建立半实物仿真模型。

3）自动代码生成。完成半实物仿真模型参数设置后，即可调用代码生成工具，将Simulink模型转换为C代码，最终编译为实时仿真机和飞控计算机可执行的程序。

4）建立仿真工程。RtSimPlus主控软件中，根据软件向导，建立仿真工程，配置监视及保存变量，准备仿真。

5）开始半实物仿真。在RtSimPlus主控软件中，点击“启动”，代码自动下载至目标实时仿真机中，并开始实时仿真。主控软件通过以太网监视仿真运行情况，并支持在线修改参数、启停控制和数据存储等功能。

6）数据后处理。仿真结束后，RtSimPlus进行实时存储数据上传、格式转换、数据回放。

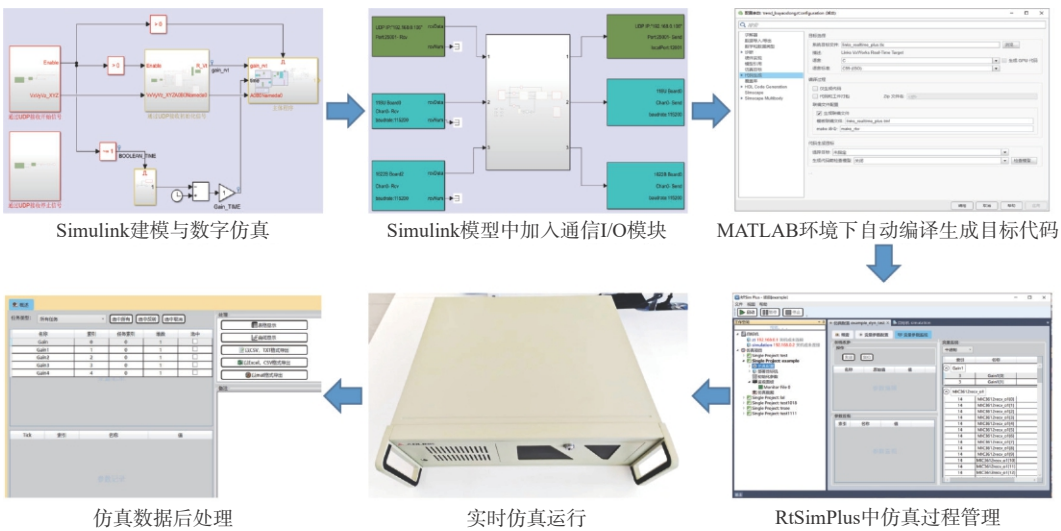


图10 半实物仿真系统软件平台流程

Fig. 10 Software platform process of HIL simulation system

3.4 数据实时交互网络设计

在半实物仿真试验系统中，不同硬件存在不同的通信接口，为有效调度和管理通信数据，需要进行合理连接。设计的数据实时交互网络架构如图11所示。

飞控计算机和实时仿真机作为半实物仿真系统的核心硬件，为保证它们数据传输的稳定性和高效性，需要对其交互协议和运行逻辑进行详细设计。交互协议主要是规范数据传输的数据流，设计的数据流结构如表1和表2所示。

首先，数据流为2个帧头，均为十六进制的0x55、0xAA，用以标识帧的开始；接着为数据长度位；然后为有效数据；最后为校验和，用以验证数据在传输过程是否发生损坏，范围为十六进制的[0x00 0xFF]。

调度逻辑则考虑了2种方式：串行调度逻辑和并行调度逻辑，示意图分别如图12和图13所示。

串行调度逻辑：飞控计算机和实时仿真机串行运算。飞控计算机对实时接收的数据进行判断，如果数据更新则进行递推计算，仿真机也同样如此，两者互相调度。这种方式对通信实时性、稳定性和硬件计算效率要求较高，优点是同步性强，不会漏

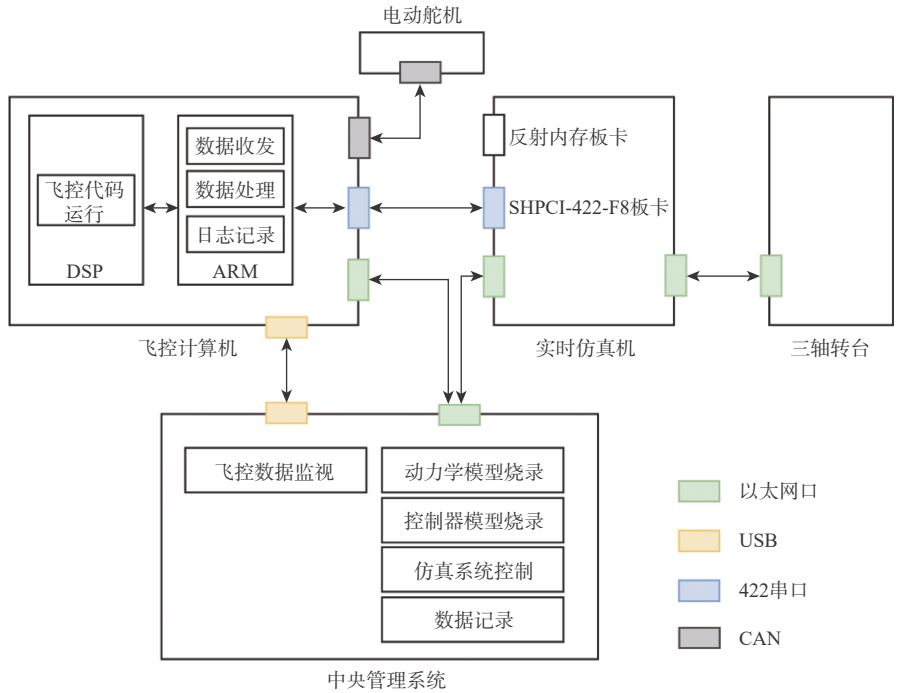


图 11　半实物仿真系统通信网络架构

Fig. 11　Communication network architecture of HIL simulation system

表 1　数据流结构 (实时仿真机至飞控计算机)

Table 1　Data flow structure (real time simulator to flight control computer)

字节序号	信号名称	字长/bit	备注
0	帧头1	8	0x55
1	帧头2	8	0xAA
2	数据长度	8	
3～122	有效数据	30×32	
123	校验和	8	[0x00,0xFF]

表 2　数据流结构 (飞控计算机至实时仿真机)

Table 2　Data flow structure (flight control simulator to real time simulator)

字节序号	信号名称	字长/bit	备注
0	帧头1	8	0x55
1	帧头2	8	0xAA
2	数据长度	8	
3～30	有效数据	7×32	
31	校验和	8	[0x00, 0xFF]

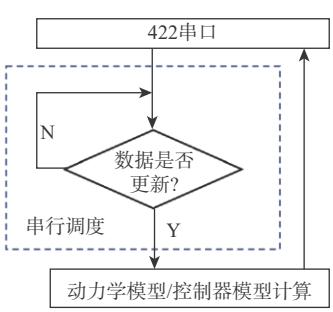


图 12　串行调度逻辑

Fig. 12　Serial scheduling logic

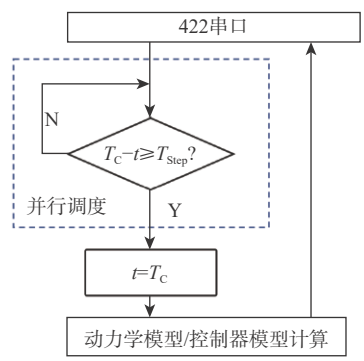


图 13　并行调度逻辑

Fig. 13　Parallel scheduling logic

帧, 但也容易造成较高的延迟, 不能实现实时仿真。

并行调度逻辑: 飞控计算机和实时仿真机根据各自设定的周期T_{step}并行运算。持续判断设备当前的时钟T_C和上次开始计算的时钟t相差是否大于设定的计算周期T_{step}, 是则更新$t = T_C$, 并进行递推计算。这种方式实时仿真机和飞控计算机严格受各自的时钟调度, 按设定的周期运行, 不受数据更新的影响, 实时性强, 缺点是动力学模型和控制器模型计算的同步性得不到保障。

为确保仿真的强实时性, 选择并行调度逻辑。同时根据设备硬件计算性能和通信数据的长度设定各自的计算周期, 来提高同步性。首先, 根据 422 串口传输的波特率和通信数据长度, 设定实时仿真机和飞控计算机的通信周期为 2 ms, 满足通信数据长度要求; 接着, 根据动力学模型的复杂度和实时仿真机的性能, 设定实时仿真机的计算周期为 1 ms;

最后，根据控制器模型的复杂度和飞控计算机的性能，设定飞控计算机的计算周期为 2 ms。其他硬件设备因为不存在模型解算，所以只存在通信延迟。得到主要硬件延迟分析如表 3 所示。

表 3 主要硬件延迟分析

Table 3 Major hardware latency analysis

硬件设备	计算效率/ms	通信延迟/ms	总延迟/ms
实时仿真机	1	7	35
飞控计算机	2	5	
三轴转台		0.2	
电动舵机		20	

3.5 半实物仿真系统的置信度分析

半实物仿真的置信度是指仿真试验与真实拦截情况相比的可信程度。缺乏足够置信度的仿真结果是不具备参考价值的，所以需要进行置信度分析。本文采用层次分析法[17]，构建置信度评估体系，如图 14 所示。

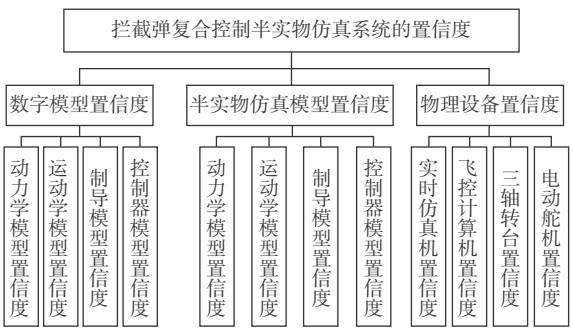


图 14 半实物仿真系统置信度评估体系

Fig. 14 Confidence evaluation system for HIL simulation systems

整个半实物仿真系统的置信度主要包括：数字模型置信度、半实物仿真模型置信度和物理设备置信度。

数字模型置信度。采用已有的试验数据进行评估，对比该型拦截弹的最大马赫数、拦截高度等性能指标的数字仿真数据和真实数据。同时在数字模型构建时，参照真实拦截弹，构建相同的程序迎角发射、摆动喷管控制方式、KKV 分离等过程。基于此对数字模型的置信度进行了定性化评估。

半实物仿真模型置信度。对比不同拦截场景下与数字仿真的拦截效果，完成半实物仿真模型置信度的定性化评估。

物理设备置信度。物理设备的评估主要包括 4 个硬件设备的评估，可分为硬件的性能评估和通信延迟评估。性能评估通过分析硬件设备对给定输入的响应速度和精度来评估；通信延迟评估通过测试连接设备间的连续 2 次收到数据的通信间隔来评估。基于此完成物理设备的置信度评估。

通过上述步骤完成了拦截弹复合控制半实物仿真系统的置信度分析，证明了所设计的仿真系统是可信的。

4 拦截弹半实物仿真试验

针对直线平飞高速目标、侧向飞行高速目标和侧向机动高速目标 3 种典型拦截场景[18~20]，比较全数字仿真和半实物仿真的结果，如图 15～图 20 所

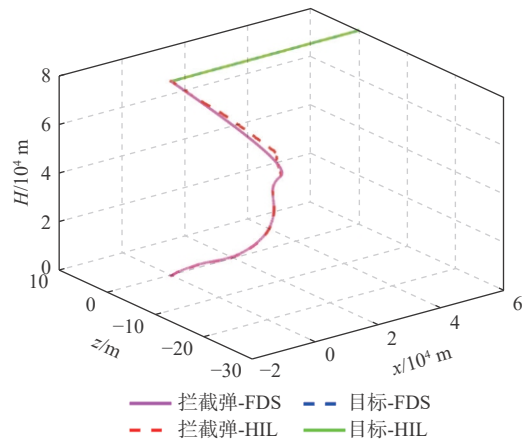


图 15 拦截直线平飞高速目标拦截弹拦截轨迹

Fig. 15 Interceptor trajectory variation during interception high-speed straight-line flying target

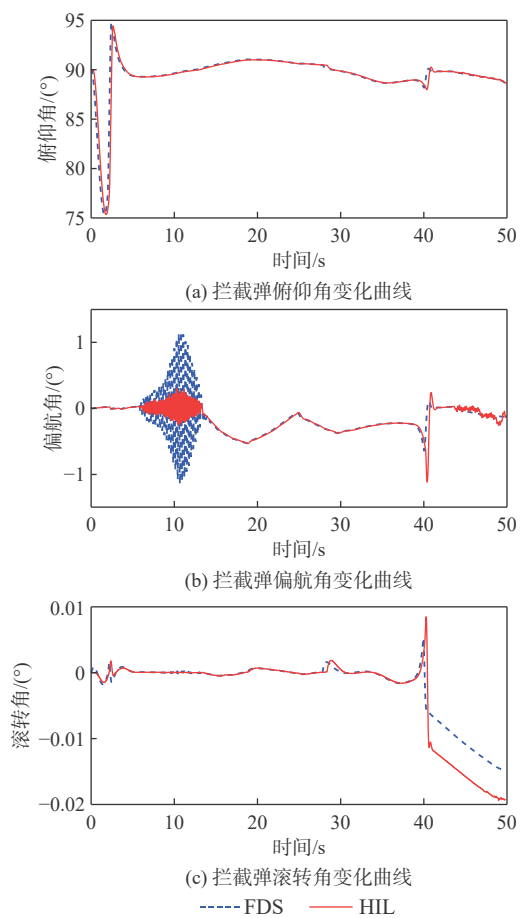


图 16 拦截直线平飞高速目标拦截弹姿态角变化

Fig. 16 Interceptor attitude variation during interception high-speed straight-line flying target

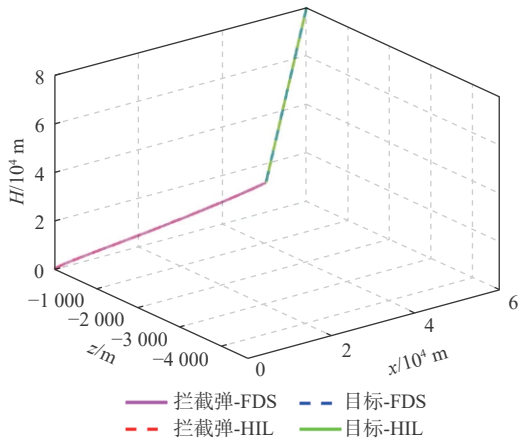


图 17　拦截侧向平飞高速目标拦截弹轨迹

Fig. 17　Interceptor trajectory variation during interception of high-speed sideways flying target

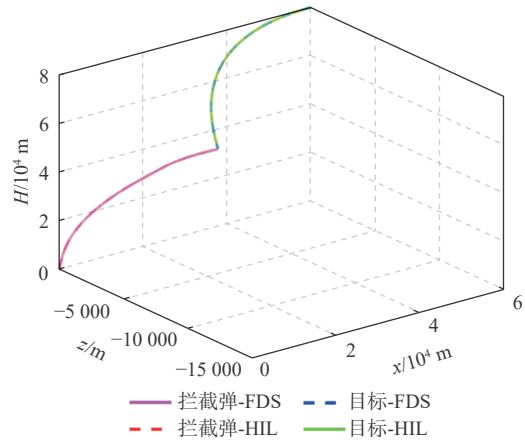


图 19　拦截侧向机动高速目标拦截弹轨迹

Fig. 19　Interceptor trajectory variation during interception of high-speed lateral motion flying target

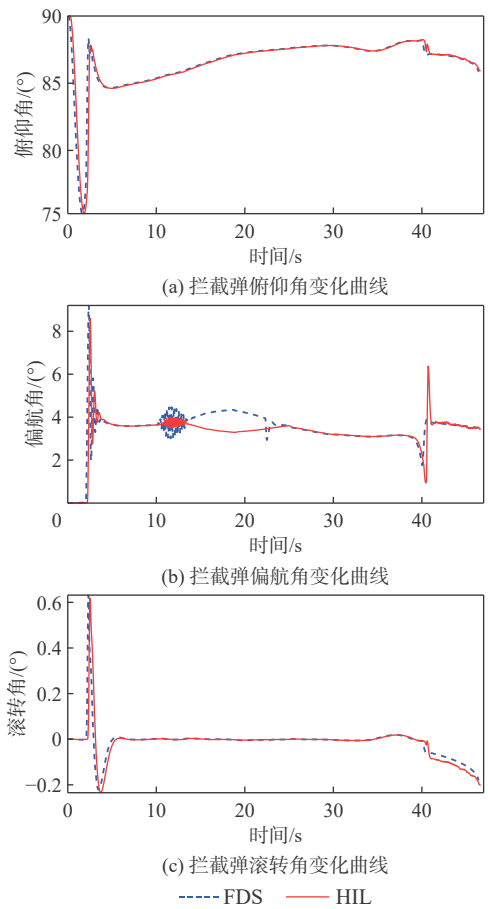


图 18　拦截侧向平飞高速目标拦截弹姿态角变化

Fig. 18　Interceptor attitude variation during interception of high-speed sideways flying target

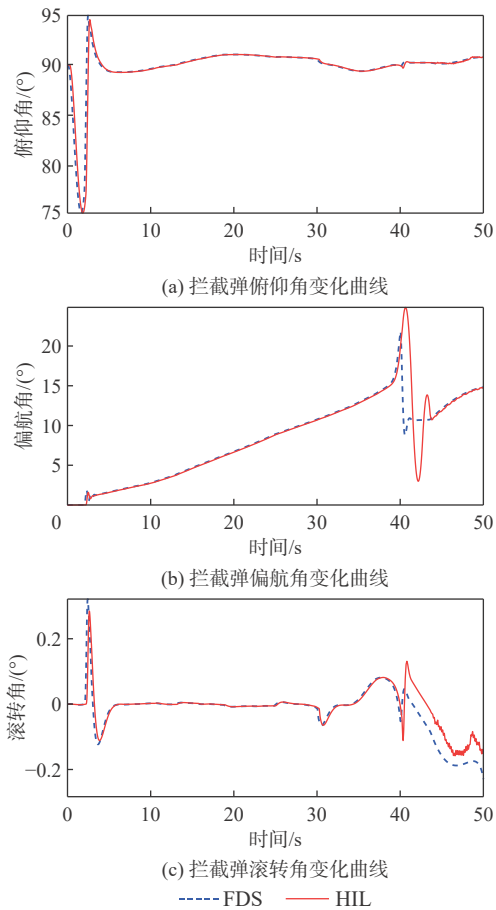


图 20　拦截侧向机动高速目标拦截弹姿态角变化

Fig. 20　Interceptor attitude variation during interception of high-speed lateral motion flying target

示, 图中, H 为海拔高度。

本文同时比较了 3 种仿真场景下, 2 种仿真方式的脱靶量, 结果如表 4 所示。

全数字仿真和半实物仿真表现一致, 均可以准确命中目标, 证明了控制算法的有效性; 半实物仿真由于接入了实物, 受到不稳定的 35 ms 通信延迟

表 4　2 种仿真方式脱靶量对比

Table 4　Comparison of off-target volume between two simulation methods

拦截目标类型	FDS/m	HIL/m
直线平方高速目标	0.86	1.21
侧向平飞高速目标	0.64	1.65
侧向机动高速目标	0.07	0.86

和数据传输丢失等影响，使得控制指令和飞行状态不能完全匹配，导致命中精度低于全数字仿真，控制硬件的通信延迟是提高导弹拦截精度的关键指标。

5 结 论

本文针对拦截弹复合控制系统评估与验证问题，进行了动力学建模、复合控制系统设计、半实物仿真系统设计等研究，并基于全数字仿真和半实物仿真2种仿真方式进行了多个拦截场景的仿真分析和验证，得出结论如下：

1）数字仿真和半实物仿真结果，证明了设计的复合控制系统和构建的半实物仿真系统的正确性；

2）构建的半实物仿真系统置信度高，可以用于其它模型和算法的验证；

3）半实物仿真接入了实物，硬件的通信延迟对导弹的命中精度影响明显，较大的通信延迟会导致KKV末端拦截失效，控制硬件的通信延迟是提高导弹拦截精度的有效手段。

参考文献（References）

[1] 廖新华. 美利坚神箭 爱国者PAC-3反导拦截系统终极报告[J]. 国际展望, 2006(18): 28-35.
LIAO X H. Final report of PAC-3 anti-missile interception system of American Shenjian Patriot[J]. World Outlook, 2006(18): 28-35 (in Chinese).

[2] 陈海建. 先进防空导弹关键技术分析及发展启示[J]. 现代防御技术, 2020, 48(4): 60-66.
CHEN H J. Key technology analysis and development enlightenment of advanced air defense missile[J]. Modern Defence Technology, 2020, 48(4): 60-66(in Chinese).

[3] NA H, LEE J I. Optimal arrangement of missile defense systems considering kill probability[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(2): 972-983.

[4] 尹永鑫, 杨明, 王子才. 直接力与气动力复合控制拦截弹建模与控制[J]. 航天控制, 2006, 24(4): 18-22.
YIN Y X, YANG M, WANG Z C. Modeling and control of the interception missile by combined control of lateral thrust and aerodynamic force[J]. Aerospace Control, 2006, 24(4): 18-22(in Chinese).

[5] 程风舟, 万自明, 陈士橹, 等. 防空导弹直接力与气动力复合控制系统设计[J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 49-52.
CHENG F Z, WAN Z M, CHEN S L, et al. Side jet and aerodynamics compound control system design of air defense missiles[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(2): 49-52(in Chinese).

[6] CHOI Y S, LEE H C, CHOI J W. Autopilot design for agile missile with aerodynamic fin and side thruster[C]//Proceedings of the SICE Annual Conference. Piscataway: IEEE Press, 2003: 1476-1481.

[7] DURHAM W C. Constrained control allocation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1993, 16(4): 717-725.

[8] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000.
QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Missile flight mechanics[M]. Beijing: Beijing Insititute of Technology Press, 2000(in Chinese).

[9] 胡小平, 吴美平, 王海丽. 导弹飞行力学基础[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2006.
HU X P, WU M P, WANG H L. Fundamentals of missile flight mechanics[M]. Changsha: NUDT Publishing House, 2006.

[10] 周荻, 邵春涛. 大气层内拦截弹直接侧向力/气动力混合控制系统设计[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1205-1209.
ZHOU D, SHAO C T. Hybrid control system design for an atmospheric interceptor controlled by lateral jet thrusters and aerodynamic surfaces[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5): 1205-1209(in Chinese).

[11] 刘君, 杨彦广. 带有横喷控制的导弹非定常流场数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(1): 25-28.
LIU J, YANG Y G. Numerical simulation of lateral jet control induced by impulse rocket motor for a supersonic missile[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(1): 25-28(in Chinese).

[12] 李陟, 魏明英, 周荻, 等. 防空导弹直接侧向力/气动力复合控制技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012.
LI Z, WEI M Y, ZHOU D, et al. Direct lateral force/aerodynamic compound control technology of air defense missile[M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2012(in Chinese).

[13] 邵春涛, 周荻. 大气层内拦截弹脉冲发动机消耗量离线计算[J]. 航天控制, 2009, 27(4): 57-61.
SHAO C T, ZHOU D. Off-line calculation for consumed impulse thrusters of endoatmospheric interceptors[J]. Aerospace Control, 2009, 27(4): 57-61(in Chinese).

[14] JOHANSEN T A, FOSSEN T I. Control allocation: a survey[J]. Automatica, 2013, 49(5): 1087-1103.

[15] YANG P F, FANG Y W, CHAI D, et al. Fuzzy control strategy for hypersonic missile autopilot with blended aero-fin and lateral thrust[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2016, 230(1): 72-81.

[16] 苏建刚, 付梦印. 激光末制导炮弹半实物仿真系统[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(9): 2469-2472.
SU J G, FU M Y. Design of hardware-in-the-loop simulation system for laser end-guided shell[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(9): 2469-2472(in Chinese).

[17] 杨惠珍, 康凤举, 阎晋屯. 一种基于AHP的仿真可信度评估方法研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(S2): 52-54.
YANG H Z, KANG F J, YAN J T. A methodology of simulation credibility evaluation based on AHP[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(S2): 52-54(in Chinese).

[18] 康凯. 导弹拦截末段制导律与复合控制研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
KANG K. Research on terminal guidance law and compound control of missile interception[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011(in Chinese).

[19] 雍恩米, 赵良玉, 赵暾. 萨德导弹拦截防御作战弹道设计与仿真分析[J]. 空天防御, 2020, 3(2): 65-71.
YONG E M, ZHAO L Y, ZHAO T. Design and simulation of THAAD missile defence trajectory[J]. Air & Space Defense, 2020, 3(2): 65-71(in Chinese).

[20] 赵季阳, 王忠庆. 防空导弹拦截目标的建模与仿真[J]. 自动化技

术与应用, 2014, 33(4): 47-50.
ZHAO J Y, WANG Z Q. Research on modeling and simulation of anti-aircraft missile interception for target[J]. Techniques of Automation and Applications, 2014, 33(4): 47-50(in Chinese).

Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation system for interceptor composite control

DENG Chen[1, 2], CHEN Gong[1, 2, *], AO Houjun[1, 2], REN Siyuan[1, 2], DU Wentao[1, 2]

(1. Chengdu Fluid Innovation Center, Chengdu 610072, China;
2. Chengdu Innovation Center for Intelligent Unmanned Aerial System, Chengdu 610072, China)

Abstract: In order to verify the functionality of the composite control system of the interceptor, a hardware-in-the-loop simulation system was constructed, and simulation verification was carried out. Firstly, a six-degree-of-freedom dynamic mathematical model of the interceptor. Then the interceptor composite control system was designed, including a direct force control subsystem, an aerodynamic control subsystem and a composite control strategy based on the interception process analysis. We created a tiny hardware-in-the-loop simulation system and examined its confidence by looking at the hardware model, software platform, data interaction network, and system design. Lastly, the control effects of hardware-in-the-loop simulation and full digital simulation were compared under various interception scenarios. The results confirm the accuracy and efficacy of the interceptor's composite control system and demonstrate the high degree of confidence in the hardware-in-the-loop simulation system, which can be used to validate models and algorithms.

Keywords: interceptor; direct force; composite control system; hardware-in-the-loop simulation system; multi-interception scenario validation

Received: 2023-10-30; **Accepted**: 2023-12-15; **Published Online**: 2023-12-28 08:51
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231227.1412.003
* **Corresponding author**. E-mail: 253605656@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0704

基于时变观测器的变体飞行器有限时间鲁棒控制

孙冰[1]，陈伟[2,*]

(1. 吉林化工学院 信息与控制工程学院，吉林 132022；2. 中国工程物理研究院 总体工程研究所，绵阳 621900)

摘 要：变体飞行器在变体过程中具有强非线性、强耦合和强时变等特性，给其飞行控制系统设计带来了较大挑战。针对该问题，提出一种时变增益扩张状态观测器，对系统耦合项进行精确逼近。结合自适应反步控制技术、有限时间控制理论，设计了一种有限时间有界的鲁棒自适应控制器，通过设计障碍 Lyapunov 函数，逐级递推得到实际控制律和自适应网络更新律，保证了系统指令跟踪误差在有限时间内能够收敛到预先给定的范围内。通过姿态控制仿真对所设计控制系统的有效性进行验证，仿真结果表明：变体飞行器在变体过程中能够很好地跟踪指令信号，基本不受变体速率的影响。

关 键 词：变体飞行器；时变增益；扩张状态观测器；有限时间有界；鲁棒控制
中图分类号：V249.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4188-08

变体飞行器是一种能够在飞行过程中改变气动构型的飞行器，以适应不同飞行任务需求，确保以最优气动构型完成飞行任务[1-2]。随着变体技术和新型材料的不断发展，各式各样的变体飞行器应运而生，如可变展长、可变后掠翼、可变弦长等变体飞行器[3-4]。由于变体飞行器在变体过程中，质心和气动焦点会发生改变，其气动特性处于一种不稳定的过渡状态中，较小的气动干扰会给飞行稳定性带来较大影响，给飞行控制系统设计带来了较大挑战[5]。

目前，比例积分微分(proportional integral derivative, PID)控制方法在飞行器控制系统设计中应用较为普遍[6]，但对于可变气动构型的变体飞行器来说，控制参数的优化整定较为麻烦，选取控制参数的优劣直接决定了控制系统性能的好坏。针对上述问题，学者们将滑模控制[7]、反步控制[8]、神经网络控制[9]和自抗扰控制[10]等方法应用于飞行控制系统设计。文献[11]针对可变展长飞行器，进行了线性变参数(linear parameter varying, LPV)建模与内外环鲁棒控制，能够保证飞行器在变体过程中具有良好的稳定性。文献[12]提出一种基于 Kalman 滤波的 T-S 模糊控制方法，该控制器在变体过程中能够实现状态估计，保证飞行器的跟踪性能。文献[13-14]对变体飞行器的稳定性进行了分析，变体飞行器在变体过程中质心位置可能会发生改变，由此会产生额外的惯性力和惯性力矩，同时变体飞行器在变体过程中气动特性处于非定常状态，一般控制方法很难保证变体过程中的飞行稳定性。

有限时间控制具有收敛速度快、精度高等优点，被许多学者应用于飞行器控制。文献[15]针对变体飞行器变体过程中的跟踪控制问题，提出一种有限时间切换 H_∞ 控制方法，对控制器切换和不确定性具有鲁棒性。文献[16]针对一种复合式变体无人机，基于时变障碍 Lyapunov 函数的动态滑模面有限时间控制器，通过衍生定理证明跟踪误差是有限时间稳定的。

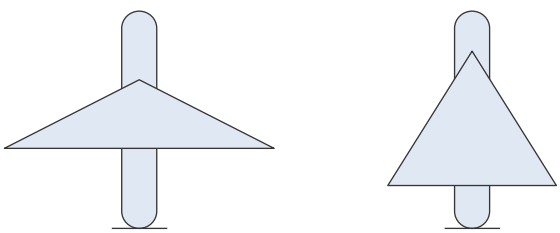
收稿日期：2023-10-30；**录用日期**：2024-01-26；**网络出版时间**：2024-03-07 21:03
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1726.004
基金项目：NSAF 联合基金 (U143010033)
*通信作者. E-mail：chenweifenglaile@163.com

引用格式：孙冰，陈伟. 基于时变观测器的变体飞行器有限时间鲁棒控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4188-4195.
SUN B，CHEN W. Finite time robust control of morphing aircraft based on time-varying gain observer [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4188-4195 （in Chinese）.

本文针对一种可变展长和弦长的变体飞行器, 在文献 [17] 的基础上, 设计了变体飞行器俯仰控制系统的时变抗干扰观测器, 对系统耦合项进行精确逼近; 受到文献 [16] 的启发, 采用一种新的复合型障碍 Lyapunov 函数, 构造出内外环结构已知、可通过自适应网络估计的误差非线性函数, 与反步控制思想结合, 充分利用变体飞行器被控对象的非线性特性, 设计了一种基于时变增益观测器的有限时间有界的鲁棒控制器。通过仿真可以看到, 该控制器在变体过程中具有较高的跟踪控制精度, 基本不受变体所带来的非定常气动特性的影响。

1　变体飞行器姿态运动模型

如图 1 所示, 以可变展长和弦长的变体飞行器为研究对象开展研究。



(a) 构型 Ⅰ　　(b) 构型 Ⅱ

图 1　变体飞行器示意图

Fig. 1　Structure diagram of morphing aircraft

变体飞行器的基本几何参数如表 1 所示。构型 Ⅰ 展长为 3 m, 弦长为 0.4 m, 机翼面积为 1.3 m^2; 构型 Ⅱ 展长为 2 m, 弦长为 0.8 m, 机翼面积为 1.5 m^2。在变体过程中几何参数在构型 Ⅰ 和构型 Ⅱ 对应的上下区间范围内变动。

表 1　变体飞行器几何参数

Table 1　Geometric parameters of morphing aircraft

构型	展长/m	弦长/m	机翼面积/m^2
构型 Ⅰ	3	0.4	1.3
构型 Ⅱ	2	0.8	1.5

变体飞行器纵向控制系统为[14,18-19]

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \dfrac{1}{mV}\left(L + T\sin\alpha - mg\cos\gamma - F_{l_z}\right) \\ \dot{\alpha} = \dfrac{1}{mV}\left(-L - T\sin\alpha + mg\cos\gamma + F_{l_z}\right) + q \\ \dot{q} = -\dfrac{\dot{I}_y}{I_y}q + \dfrac{1}{I_y}(-S_x g\cos\theta + M_{\mathrm{A}} + TZ_T + M_{l_y}) \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \tag{1}$$

式中: γ为航迹角; α为迎角; q为俯仰角速度; θ为俯仰角; m为飞行器质量; g为重力加速度; V为飞行速度; I_y为绕机体y轴转动惯量; T为推力, 与机体x轴方向平行; Z_T为动力位置; S_x为飞行器的静矩沿着机体x轴的分量; F_{l_z}为变体过程中引起的惯性力; M_{l_y}为变体过程引起的惯性力矩; L为升力; M_{A}为空气动力产生的俯仰力矩。

S_x、F_{l_z}、M_{l_y}表达式为

$$\begin{cases} S_x \approx m_1 r_{1x} + m_2 r_{2x} + m_3 r_{3x} \\ F_{l_z} = S_x\left(\dot{q}\cos\alpha - q^2\sin\alpha\right) + 2\dot{S}_x q\cos\alpha + \ddot{S}_x\sin\alpha \\ M_{l_y} = S_x(\dot{V}\sin\alpha + V\dot{\alpha}\cos\alpha - Vq\cos\alpha) \end{cases} \tag{2}$$

式中: m_1为左机翼质量; m_2为右机翼质量; m_3为机身加尾翼质量; r_{1x}为左机翼质心坐标的 x 轴分量; r_{2x}为右机翼质心坐标的 x 轴分量; r_{3x}为机身加尾翼质心坐标的 x 轴分量。当变体飞行器以固定构型飞行时, S_x为常值, $\dot{S}_x$和$\ddot{S}_x$等于 0, F_{l_z}和M_{l_y}等于 0。变体飞行器在变体过程中左右机翼的质心会随之变化, S_x一阶微分$\dot{S}_x$和二阶微分$\ddot{S}_x$不为 0, 从而使得F_{l_z}和M_{l_y}不为 0。当变体速率越大时, S_x变化越快, $\dot{S}_x$和$\ddot{S}_x$的值越大, 基于式(2)可以看出, 变体速率会导致F_{l_z}和M_{l_y}发生改变。

L、M_{A}表达式为

$$\begin{cases} L = QS_{\mathrm{w}}\left(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta_{\mathrm{e}}}\delta_{\mathrm{e}}\right) \\ M_A = QS_{\mathrm{w}}c_{\mathrm{A}}\left(C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_{\mathrm{e}}}\delta_{\mathrm{e}} + C_{mq}\dfrac{qc_{\mathrm{A}}}{2V}\right) \end{cases} \tag{3}$$

式中: $Q = 1/2\rho V^2$, ρ为空气密度; δ_{e}为升降舵面偏角; C_{L0}为零迎角升力系数; C_{L0}、$C_{L\alpha}$、$C_{L\delta_{\mathrm{e}}}$、C_{m0}、$C_{m\alpha}$、$C_{m\delta_{\mathrm{e}}}$、C_{mq}为气动系数; S_{w}为机翼参考面积; c_{A}为机翼的平均几何弦长。

2　时变增益扩张状态观测器设计

变体飞行器的纵向俯仰控制系统为

$$\begin{cases} \dot{q} = -\dfrac{\dot{I}_y}{I_y}q + \dfrac{1}{I_y}(-S_x g\cos\theta + M_{\mathrm{A}} + TZ_T + M_{l_y}) \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \tag{4}$$

当变体飞行器在 2 种气动构型间切换时, 气动参数亦会在相应区间范围内变化, 气动特性的非定常效应会随着变体速率的增大而加剧。针对该问题, 在气动建模时基于中间状态气动构型对应的标称气动参数插值得到不同变体状态对应的气动参数, 考虑建模误差和外界干扰, 将式(4)写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2) + \Delta f(x_1, x_2) + bu + d_0 \\ y = x_1 \end{cases} \tag{5}$$

式中: $x_1 = \theta$; $x_2 = \dot{\theta}$; $u = \delta_{\mathrm{e}}$; $f(x_1, x_2)$为系统非线性项, 如式(6)所示; $\Delta f(x_1, x_2)$为建模误差; d_0为外界干扰; $b = QS_{\mathrm{w}}c_{\mathrm{A}}C_{m\delta_{\mathrm{e}}}$。

$$f(x_1,x_2)=-\frac{\dot{I}_y}{I_y}q+\frac{1}{I_y}(-S_x g\cos\theta+TZ_T+M_{I_y})+$$
$$QS_w c_A\left(C_{m0}+C_{m\alpha}\alpha+C_{mq}\frac{qc_A}{2V}\right) \tag{6}$$

定义系统的广义耦合项为

$$F(x_1,x_2)=f(x_1,x_2)+\Delta f(x_1,x_2)+d_0 \tag{7}$$

将式(5)改写为

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\ \dot{x}_2=F(x_1,x_2)+bu\\ y=x_1\end{cases} \tag{8}$$

定义辅助变量为

$$\begin{cases}z_1=x_1\\ z_2=x_2/s\end{cases} \tag{9}$$

式中：s为缩放因子。

将式(8)进一步改写为

$$\begin{cases}\dot{z}_1=sz_2\\ \dot{z}_2=\frac{1}{s}F(x_1,x_2)+\frac{b}{s}u\\ y=z_1\end{cases} \tag{10}$$

将耦合项$\frac{1}{s^2}F(x_1,x_2)$作为未知的扩张状态变量z_3，令$\dot{z}_3=h(t)$，可将式(10)扩展成如下形式：

$$\begin{cases}\dot{z}_1=sz_2\\ \dot{z}_2=sz_3+\frac{b}{s}u\\ \dot{z}_3=h(t)\\ y=z_1\end{cases} \tag{11}$$

针对式(11)，建立如下时变增益扩张状态观测器[17]：

$$\begin{cases}\tilde{z}_1=z_1-\hat{z}_1\\ \dot{\hat{z}}_1=sz_2-\beta_1\tau(t)s\tilde{z}_1\\ \dot{\hat{z}}_2=sz_3-\beta_2\tau^2(t)s\tilde{z}_1+\frac{b}{s}u\\ \dot{\hat{z}}_3=-\beta_3\tau^3(t)s\tilde{z}_1\end{cases} \tag{12}$$

式中：β_1、β_2、β_3为扩张状态观测器高增益参数；$\hat{z}_1$、$\hat{z}_2$、$\hat{z}_3$分别为z_1、z_2、z_3观测值；$\tilde{z}_1$为对俯仰角的观测误差；$\tau(t)$为时变增益：

$$\tau(t)=\begin{cases}\tau_0 & t\geqslant\frac{1}{\delta\ln(1+\delta)}\ln\tau_0\\ (1+\delta)^{\delta t} & 0\leqslant t<\frac{1}{\delta\ln(1+\delta)}\ln\tau_0\end{cases} \tag{13}$$

式中：τ_0为正常数，用于缩小观测误差；δ为正常数，用于控制$\tau(t)$增长速率。$\tau(t)$从较小的增益值在较短的时间内增大到较大的常值τ_0，可使得观测误差在较短的时间内收敛到可接受范围内。

3 有限时间有界的鲁棒自适应控制

采用反步方法设计一种有限时间有界的鲁棒自适应控制律。针对式(8)，令$\hat{F}(x_1,x_2)$为观测值，$\tilde{F}(x_1,x_2)$为观测误差，可将式(8)改写为

$$\begin{cases}\dot{x}_1=x_2\\ \dot{x}_2=\hat{F}(x_1,x_2)+\tilde{F}(x_1,x_2)+bu\\ y=x_1\end{cases} \tag{14}$$

定义变量跟踪误差为

$$\begin{cases}\tilde{x}_1=x_1-x_{1\mathrm{d}}\\ \tilde{x}_2=x_2-x_{2\mathrm{d}}\end{cases} \tag{15}$$

式中：$x_{1\mathrm{d}}$为指令信号；$x_{2\mathrm{d}}$为虚拟控制信号；$\tilde{x}_1$、$\tilde{x}_2$分别为跟踪误差。

假设 存在未知正常数B_{L}，使得$0<B_{\mathrm{L}}\leqslant|b|$。

引理1 对于任意实数$e>0$，有如下不等式成立：

$$mn\leqslant\frac{e^x}{x}|m|^x+\frac{1}{ye^y}|n|^y \tag{16}$$

式中：m、n为实数；$x>1$、$y>1$为常数且满足$(x-1)(y-1)=1$。

引理2 若$|x|<y$，$y>0$，有如下不等式成立：

$$\ln\frac{y^2}{y^2-x^2}\leqslant\frac{x^2}{y^2-x^2} \tag{17}$$

引理3 对于实数b_i，实数$0<\beta<1$，有如下不等式成立：

$$(|b_1|+|b_2|+\cdots+|b_n|)^\beta\leqslant|b_1|^\beta+|b_2|^\beta+\cdots+|b_n|^\beta \tag{18}$$

引理4 对于实数m、n、x、y、z，有如下不等式成立：

$$|x|^m|y|^n\leqslant\frac{m}{m+n}z|x|^{m+n}+\frac{n}{m+n}z^{-\frac{m}{n}}|y|^{m+n} \tag{19}$$

对式(15)第1个误差子系统进行求导：

$$\dot{\tilde{x}}_1=x_2-\dot{x}_{1\mathrm{d}} \tag{20}$$

设计障碍Lyapunov函数为

$$V_1=\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}\ln\frac{k_{\mathrm{L}1}^2}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_1}\tilde{\mu}_1^2 \tag{21}$$

式中：$k_{\mathrm{L}1}$为大于0的设计参数；λ_1为设计参数；$\tilde{\mu}_1$为对未知参数μ_1的估计值，其具体定义在后面给出。

对V_1求导：

$$\dot{V}_1=\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_1}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}(\tilde{x}_2+x_{2\mathrm{d}}-\dot{x}_{1\mathrm{d}})-\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\dot{\hat{\mu}}_1 \tag{22}$$

根据引理1，有如下不等式成立：

$$\frac{B_{\mathrm{L}}}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}\tilde{x}_1\tilde{x}_2\leqslant\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_1^2}{2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}+\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2}{2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)} \tag{23}$$

将式(23)代入式(22)可得

$$\dot{V}_1\leqslant\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_1}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}(\zeta_1+x_{2\mathrm{d}})+\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2}{2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}-$$
$$\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\dot{\hat{\mu}}_1-e_1\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^\chi}-\tilde{x}_1^2 \tag{24}$$

式中：$e_1>0$；ζ_1为未知的非线性函数：

$$\zeta_1=\frac{\tilde{x}_1}{2}-\dot{x}_{1\mathrm{d}}+\frac{e_1\tilde{x}_1^{2\chi-1}}{B_{\mathrm{L}}\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi-1}}+\frac{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)\tilde{x}_1}{B_{\mathrm{L}}} \tag{25}$$

式中: $0<\chi<1$。

采用 RBF 网络对未知的非线性函数ζ_1进行估计, 有

$$\zeta_1=\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1+\varepsilon_1 \tag{26}$$

式中: $\boldsymbol{w}_1$为 RBF 网络的理想权值; $\boldsymbol{h}_1$为高斯向量; ε_1为估计误差, 有$|\varepsilon_1|\leqslant\varepsilon_{10}$, ε_{10}为有界正常数。

在本节设计的障碍 Lyapunov 函数V_1中, μ_1定义如式(27)所示, 令$\hat{\mu}_1$为μ_1的估计值。

$$\mu_1=\|\boldsymbol{w}_1\|^2 \tag{27}$$

根据式(27)和引理 1, 有如下不等式成立:

$$\begin{aligned}\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_1}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}\zeta_1=&\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_1}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}\left(\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1+\varepsilon_1\right)\leqslant\\&\frac{B_{\mathrm{L}}}{2a^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}\tilde{x}_1^2\mu_1\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}a^2+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}}{2\gamma^2}\left(\frac{\tilde{x}_1}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}\right)^2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2\end{aligned} \tag{28}$$

式中: $a>0$、$\gamma_0>0$为设计参数。

设计虚拟控制律$x_{2\mathrm{d}}$为

$$\begin{aligned}x_{2\mathrm{d}}=&-k_1\frac{\tilde{x}_1}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}-\frac{1}{2a^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}\tilde{x}_1\hat{\mu}_1\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1-\\&\frac{\tilde{x}_1}{2\gamma_0^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}\end{aligned} \tag{29}$$

将式(29)代入式(24)中可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1\leqslant&-k_1B_{\mathrm{L}}\frac{\tilde{x}_1^2}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}-e_1\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi}}-\tilde{x}_1^2+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}a^2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2a^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}\tilde{x}_1^2\tilde{\mu}_1\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2}{2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}-\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\dot{\hat{\mu}}_1\end{aligned} \tag{30}$$

对式(15)第 2 个误差子系统进行求导:

$$\dot{\tilde{x}}_2=\hat{F}(x_1,x_2)+\tilde{F}(x_1,x_2)+bu-\dot{x}_{2\mathrm{d}} \tag{31}$$

设计 Lyapunov 函数为

$$V_2=V_1+\frac{1}{2}\tilde{x}_2^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_2}\tilde{\mu}_2^2 \tag{32}$$

式中: $\lambda_2>0$为设计参数; $\tilde{\mu}_2$类似于$\tilde{\mu}_1$, 为对未知参数μ_2的估计值。

对式(32)求导:

$$\begin{aligned}\dot{V}_2\leqslant&-k_1B_{\mathrm{L}}\frac{\tilde{x}_1^2}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}-e_1\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi}}-\tilde{x}_1^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}a^2+\\&\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2a^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}\tilde{x}_1^2\tilde{\mu}_1\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1+\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2}{2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}+\\&\tilde{x}_2\left(\hat{F}+\tilde{F}+bu-\dot{x}_{2\mathrm{d}}\right)-\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\dot{\hat{\mu}}_1-\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_2}\tilde{\mu}_2\dot{\hat{\mu}}_2\end{aligned} \tag{33}$$

对于观测误差, 有$\left|\tilde{F}\right|\leqslant F_0$, F_0为有界正数。根据引理 1, 有如下不等式成立:

$$\tilde{x}_2\tilde{F}\leqslant\frac{1}{4\gamma_0^2}\tilde{x}_2^2+\gamma_0^2F_0^2 \tag{34}$$

将式(34)代入式(33)可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2\leqslant&-k_1B_{\mathrm{L}}\frac{\tilde{x}_1^2}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}-e_1\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi}}-\tilde{x}_1^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}a^2+\\&\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2a^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}\tilde{x}_1^2\tilde{\mu}_1\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1+\tilde{x}_2\left(\hat{F}+bu+\zeta_2\right)-\\&e_2\tilde{x}_2^{2\chi}+\gamma_0^2F_0^2-\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\dot{\hat{\mu}}_1-\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_2}\tilde{\mu}_2\dot{\hat{\mu}}_2\end{aligned} \tag{35}$$

式中: e_2为任意正实数; ζ_2为非线性函数, 其计算式为

$$\zeta_2=\frac{1}{4\gamma_0^2}\tilde{x}_2-\dot{x}_{2\mathrm{d}}+\frac{B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2}{2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)}+e_2\tilde{x}_2^{2\chi-1} \tag{36}$$

类似于式(26), 采用 RBF 网络对非线性函数ζ_2进行估计, 有

$$\zeta_2=\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2+\varepsilon_2 \tag{37}$$

式中: $\boldsymbol{w}_2$为 RBF 网络的理想权值; $\boldsymbol{h}_2$为高斯向量; ε_2为估计误差, 有$|\varepsilon_2|\leqslant\varepsilon_{20}$, ε_{20}为有界正常数。

定义 Lyapunov 函数V_2中的μ_2如式(38)所示, 令$\hat{\mu}_1$为μ_2的估计值。

$$\mu_2=\frac{1}{B_{\mathrm{L}}}\|\boldsymbol{w}_2\|^2 \tag{38}$$

则有如下不等式成立:

$$\begin{aligned}\tilde{x}_2\zeta_2=&\tilde{x}_2\left(\boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2+\varepsilon_2\right)\leqslant\\&\frac{B_{\mathrm{L}}}{2a^2}\tilde{x}_2^2\mu_2\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2+\frac{1}{2}a^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2\gamma_0^2}\tilde{x}_2^2+\frac{1}{2B_{\mathrm{L}}}\gamma_0^2\varepsilon_{20}^2\end{aligned} \tag{39}$$

设计控制律为

$$u=-\frac{1}{b}\left(\hat{F}+k_2\tilde{x}_2+\frac{1}{2\gamma_0^2}\tilde{x}_2+\frac{1}{2a^2}\tilde{x}_2\hat{\mu}_2\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2\right) \tag{40}$$

根据假设和引理 1, 有如下不等式成立:

$$\tilde{x}_2\left(\hat{F}+bu\right)\leqslant-\left(k_2B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2+\frac{1}{2\gamma_0^2}B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2+\frac{1}{2a^2}B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2\hat{\mu}_2\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2\right) \tag{41}$$

将式(39)和式(41)代入式(33)可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2\leqslant&-k_1B_{\mathrm{L}}\frac{\tilde{x}_1^2}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}-e_1\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi}}-\tilde{x}_1^2-\\&e_2\tilde{x}_2^{2\chi}-k_2B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2a^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}\tilde{x}_1^2\tilde{\mu}_1\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}}{2a^2}\tilde{x}_2^2\tilde{\mu}_2\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{1}{2B_{\mathrm{L}}}\gamma_0^2\varepsilon_{20}^2-\\&\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\dot{\hat{\mu}}_1-\frac{B_{\mathrm{L}}}{\lambda_2}\tilde{\mu}_2\dot{\hat{\mu}}_2+\frac{B_{\mathrm{L}}+1}{2}a^2+\gamma_0^2F_0^2\end{aligned} \tag{42}$$

根据式(42)设计自适应律为

$$\dot{\hat{\mu}}_1=\frac{\lambda_1}{2a^2\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}\tilde{x}_1^2\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1-\sigma_1\hat{\mu}_1 \tag{43}$$

$$\dot{\hat{\mu}}_2=\frac{\lambda_2}{2a^2}\tilde{x}_2^2\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2-\sigma_2\hat{\mu}_2 \tag{44}$$

式中：$\sigma_1>0$、$\sigma_2>0$为设计参数。

控制系统框图如图2所示。

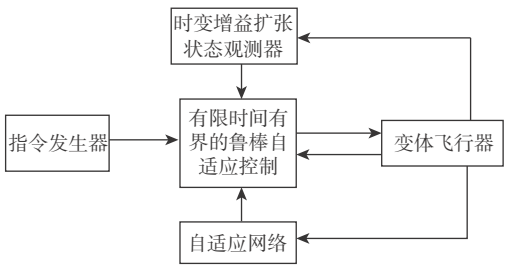


图2 控制系统框图

Fig. 2 Control system block diagram

4 控制系统稳定性分析

将式(43)、式(44)代入式(42)，可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2\leqslant&-k_1B_{\mathrm{L}}\frac{\tilde{x}_1^2}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}-e_1\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi}}-\tilde{x}_1^2-\\&e_2\tilde{x}_2^{2\chi}-k_2B_{\mathrm{L}}\tilde{x}_2^2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{1}{2B_{\mathrm{L}}}\gamma_0^2\varepsilon_{20}^2+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\hat{\mu}_1+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{\lambda_2}\tilde{\mu}_2\hat{\mu}_2+\frac{B_{\mathrm{L}}+1}{2}a^2+\gamma_0^2F_0^2\end{aligned} \tag{45}$$

根据引理2和引理3，可得

$$\begin{aligned}&-e_1\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi}}-e_2\tilde{x}_2^{2\chi}\leqslant-e_{\min}\left(\frac{\tilde{x}_1^{2\chi}}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^{\chi}}+\tilde{x}_2^{2\chi}\right)\leqslant\\&-E_1\left(\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}\ln\frac{k_{\mathrm{L}1}^2}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}\right)^{\chi}-E_2\left(\frac{1}{2}\tilde{x}_2^2\right)^{\chi}\end{aligned} \tag{46}$$

式中：$e_{\min}=\min(e_1,e_2)$；$E_1=\left(\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}\right)^{\chi}e_{\min}$；$E_2=2^{\chi}e_{\min}$。

将式(46)代入式(45)，加减项后整理，可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2\leqslant&-E_1\left(\frac{B_{\mathrm{L}}}{2}\ln\frac{k_{\mathrm{L}1}^2}{k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2}\right)^{\chi}-E_2\left(\frac{1}{2}\tilde{x}_2^2\right)^{\chi}-\\&k_1B_{\mathrm{L}}\frac{\tilde{x}_1^2}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}-\tilde{x}_1^2-e_2\tilde{x}_2^{2\chi}-\\&\sigma_{\min}\left(\frac{B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_1}\tilde{\mu}_1^2+\frac{B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_2}\tilde{\mu}_2^2\right)^{\chi}+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\hat{\mu}_1+\\&\left(\frac{\sigma_1B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_1}\tilde{\mu}_1^2+\frac{\sigma_2B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_2}\tilde{\mu}_2^2\right)^{\chi}+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{\lambda_2}\tilde{\mu}_2\hat{\mu}_2+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}+1}{2}a^2+\gamma_0^2F_0^2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{1}{2B_{\mathrm{L}}}\gamma_0^2\varepsilon_{20}^2\end{aligned} \tag{47}$$

式中：$\sigma_{\min}=\min(\sigma_1,\sigma_2)$。

令$\alpha_1=\min(E_1,E_2,\sigma_{\min})$，且由于$k_1B_{\mathrm{L}}\frac{\tilde{x}_1^2}{\left(k_{\mathrm{L}1}^2-\tilde{x}_1^2\right)^2}>0$、$\tilde{x}_1^2>0$。可将式(47)改写成

$$\begin{aligned}\dot{V}_2\leqslant&-\alpha_1V_2^{\chi}+\left(\frac{\sigma_1B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_1}\tilde{\mu}_1^2+\frac{\sigma_2B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_2}\tilde{\mu}_2^2\right)^{\chi}+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\hat{\mu}_1+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{\lambda_2}\tilde{\mu}_2\hat{\mu}_2+\frac{B_{\mathrm{L}}+1}{2}a^2+\\&\gamma_0^2F_0^2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{1}{2B_{\mathrm{L}}}\gamma_0^2\varepsilon_{20}^2\end{aligned} \tag{48}$$

根据引理1，有如下不等式成立：

$$\begin{aligned}\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{\lambda_1}\tilde{\mu}_1\hat{\mu}_1+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{\lambda_2}\tilde{\mu}_2\hat{\mu}_2\leqslant&-\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{2\lambda_1}\tilde{\mu}_1^2+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{2\lambda_1}\mu_1^2-\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{2\lambda_2}\tilde{\mu}_2^2+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{2\lambda_2}\mu_2^2\end{aligned} \tag{49}$$

根据引理4，有如下不等式成立：

$$\begin{aligned}\left(\frac{\sigma_1B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_1}\tilde{\mu}_1^2+\frac{\sigma_2B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_2}\tilde{\mu}_2^2\right)^{\chi}\leqslant&(1-\chi)\mathrm{e}^{\frac{\chi}{1-\chi}\ln\chi}+\\&\frac{\sigma_1B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_1}\tilde{\mu}_1^2+\frac{\sigma_2B_{\mathrm{L}}}{2\lambda_2}\tilde{\mu}_2^2\end{aligned} \tag{50}$$

将式(49)和式(50)代入式(48)，整理后可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2\leqslant&-\alpha_1V_2^{\chi}+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{2\lambda_1}\mu_1^2+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{2\lambda_2}\mu_2^2+(1-\chi)\mathrm{e}^{\frac{\chi}{1-\chi}\ln\chi}+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}+1}{2}a^2+\gamma_0^2F_0^2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{1}{2B_{\mathrm{L}}}\gamma_0^2\varepsilon_{20}^2\end{aligned} \tag{51}$$

令

$$\begin{aligned}\alpha_2=&\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_1}{2\lambda_1}\mu_1^2+\frac{B_{\mathrm{L}}\sigma_2}{2\lambda_2}\mu_2^2+(1-\chi)\mathrm{e}^{\frac{\chi}{1-\chi}\ln\chi}+\\&\frac{B_{\mathrm{L}}+1}{2}a^2+\gamma_0^2F_0^2+\frac{1}{2}\gamma_0^2\varepsilon_{10}^2+\frac{1}{2B_{\mathrm{L}}}\gamma_0^2\varepsilon_{20}^2\end{aligned}$$

将式(51)改写为

$$\dot{V}_2\leqslant-\alpha_1V_2^{\chi}+\alpha_2 \tag{52}$$

式中：由于$\alpha_1>0$、$0<\chi<1$、$\alpha_2>0$，则，闭环控制系统是半全局实际有限时间稳定[20]。

5 仿真验证

为验证本文设计的控制系统在变体过程中的指令跟踪性能，让变体飞行器以图3(a)所示速率从构型Ⅰ变换到构型Ⅱ，再从构型Ⅱ变换到构型Ⅰ。在已知系统参数的基上施加30%的建模误差，气动参数见文献[18]，仿真结果如图3所示。

将文献[21]的积分反步非线性控制方法作为方法1，将本文控制方法作为方法2，分别在2种变体速率条件下对2种控制方法控制效果进行对比。在变体速率1下，俯仰角跟踪效果如图3(b)所示，2种方法都能基本跟踪上20°的阶跃信号，但从图3(c)所示的俯仰角跟踪误差可以看出，方法1的跟踪误差要大于方法2的跟踪误差，在指令稳定跟踪过程中，方法1的跟踪误差基本是方法2的跟踪误差的2倍，特别是在变体过程中对比效果尤为明显。在变体速率2下，俯仰角跟踪效果如图3(e)所示，俯仰角跟踪误差如图3(f)所示，由于变体速率

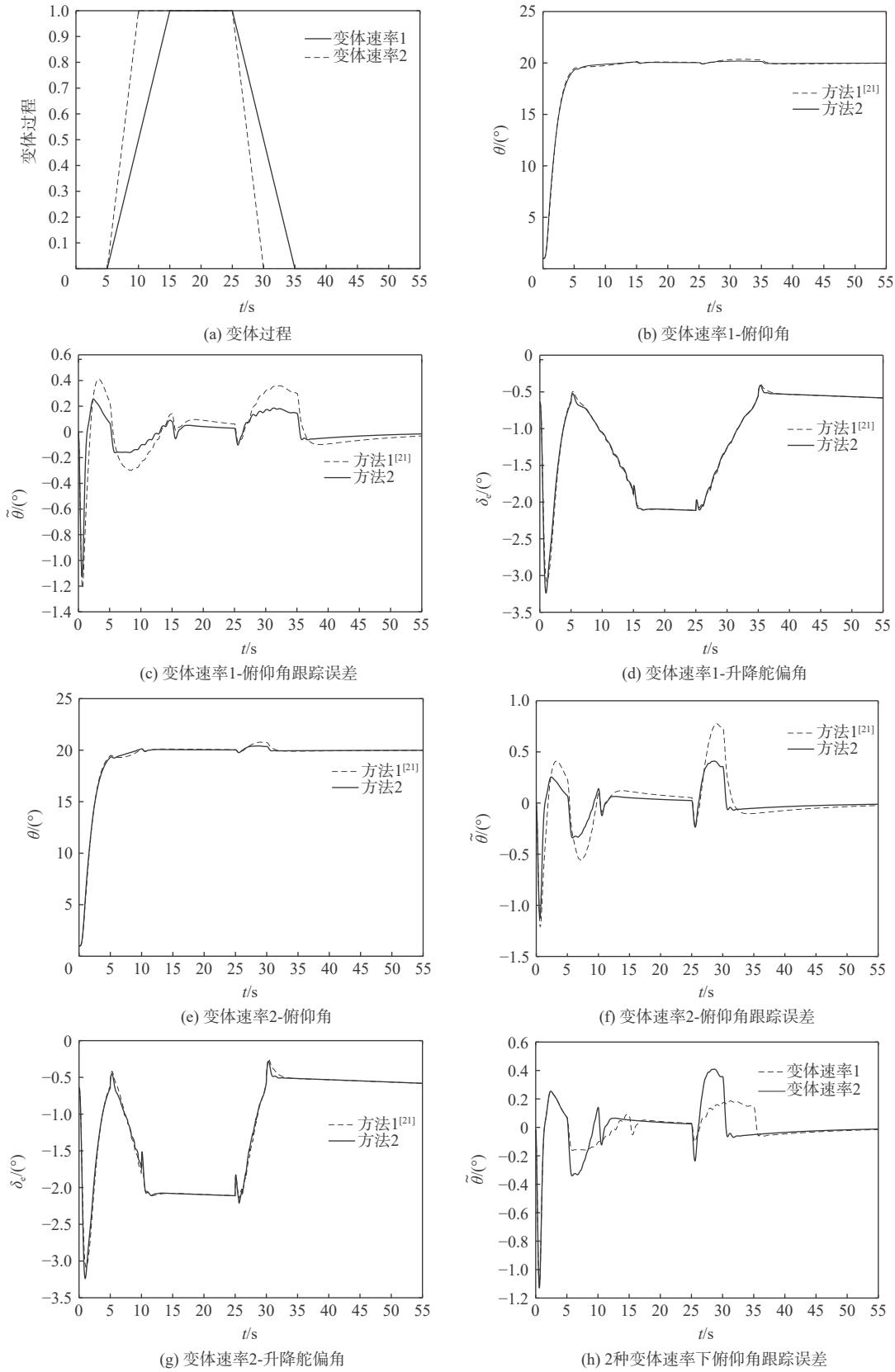


图 3　仿真结果

Fig. 3　Simulation results

加快带来的气动特性变化的影响加剧, 在变体过程中, 指令跟踪误差变大, 但方法 2 的跟踪误差要小于方法 1 的跟踪误差, 且控制在合理范围内。

图 3(h)为方法 2 在变体速率 1 和变体速率 2 下俯仰角跟踪误差, 可以看到, 指令跟踪误差基本保持在±0.5 度范围内, 且在变体过程结束后, 指令跟踪误差能够快速趋向于 0, 具有较好的指令跟踪性能。

6 结 论

1）变体飞行器在变体过程中，质心会随之发生改变，导致飞行器静矩发生变化。当变体速率越大时，静矩变化越快，静矩的一阶微分和二阶微分的值越大，从而在变体过程中产生附带的惯性力和惯性力矩。由于变体过程中气动构型随之改变，导致气动特性处于非定常状态。

2）控制系统采用时变增益观测器对系统耦合项进行逼近，时变增益从较小的增益值在较短的时间内增大到较大的常值，可使得观测误差在较短的时间内收敛到可接受范围内。

3）通过反步设计思想逐级递推得到实际控制律，充分利用了变体飞行器已知的建模特性。通过仿真结果可以看到，本文方法能够更好地确保变体过程中的指令跟踪性能，在变体过程结束后，指令跟踪误差能够快速趋向于0，且基本不受变体速率的影响。

参考文献（References）

[1] YUE T, WANG L X, AI J Q. Gain self-scheduled H_∞ control for morphing aircraft in the wing transition process based on an LPV model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4): 909-917.

[2] CHAKRAVARTHY A, GRANT D T, LIND R. Time-varying dynamics of a micro air vehicle with variable-sweep morphing[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(3): 890-903.

[3] WU Z H, LU J C, ZHOU Q, et al. Modified adaptive neural dynamic surface control for morphing aircraft with input and output constraints[J]. Nonlinear Dynamics, 2017, 87(4): 2367-2383.

[4] YUE T, WANG L X, AI J Q. Longitudinal linear parameter varying modeling and simulation of morphing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(6): 1673-1681.

[5] 邢伯阳, 潘峰, 王位, 等. 基于复合地标导航的动平台四旋翼飞行器自主优化降落技术[J]. 航空学报, 2019, 40(6): 322601.
XING B Y, PAN F, WANG W, et al. Moving platform self-optimization landing technology for quadrotor based on hybrid landmark[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(6): 322601(in Chinese).

[6] SALIH A L, MOGHAVVEMI M, MOHAMED H A F, et al. Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-5.

[7] BESNARD L, SHTESSEL Y B, LANDRUM B. Quadrotor vehicle control via sliding mode controller driven by sliding mode disturbance observer[J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349(2): 658-684.

[8] 王慧东, 周来宏. 四旋翼无人机反步积分自适应控制器设计[J]. 兵工学报, 2021, 42(6): 1283-1289.
WANG H D, ZHOU L H. Design of A backstepping integral adaptive controller for quadrotor UAV[J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(6): 1283-1289(in Chinese).

[9] SHIRZADEH M, ASL H J, AMIRKHANI A, et al. Vision-based control of a quadrotor utilizing artificial neural networks for tracking of moving targets[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2017, 58: 34-48.

[10] 卢凯文, 杨忠, 张秋雁, 等. 推力矢量可倾转四旋翼自抗扰飞行控制方法[J]. 控制理论与应用, 2020, 37(6): 1377-1387.
LU K W, YANG Z, ZHANG Q Y, et al. Active disturbance rejection flight control method for thrust-vectored quadrotor with tiltable rotors[J]. Control Theory & Applications, 2020, 37(6): 1377-1387 (in Chinese).

[11] 张泽鹏, 院老虎, 杜白雨, 等. 变体飞行器 LPV 建模与内外环鲁棒控制[J]. 战术导弹技术, 2023(1): 105-114.
ZHANG Z P, YUAN L H, DU B Y, et al. LPV modeling and robust control of inner and outer loops for morphing aircraft[J]. Tactical Missile Technology, 2023(1): 105-114(in Chinese).

[12] 梁帅, 杨林, 杨朝旭, 等. 基于 Kalman 滤波的变体飞行器 T-S 模糊控制[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 724274.
LIANG S, YANG L, YANG Z X, et al. Kalman filter based T-S fuzzy control for morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 724274(in Chinese).

[13] SEIGLER T M, NEAL D A. Analysis of transition stability for morphing aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(6): 1947-1954.

[14] SEIGLER T M, NEAL D A, BAE J S, et al. Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1077-1087.

[15] 夏川, 董朝阳, 程昊宇, 等. 变体飞行器有限时间切 H_∞跟踪控制[J]. 兵工学报, 2018, 39(3): 485-493.
XIA C, DONG C Y, CHENG H Y, et al. Finite-time H_∞ tracking control for switched morphing aircraft[J]. Acta Armamentarii, 2018, 39(3): 485-493(in Chinese).

[16] 李新凯, 张宏立, 范文慧. 基于时变障碍李雅普诺夫函数的变体无人机有限时间控制[J]. 自动化学报, 2022, 48(8): 2062-2074.
LI X K, ZHANG H L, FAN W H. Finite-time control for morphing aerospace vehicle based on time-varying barrier Lyapunov function[J]. Acta Automatica Sinica, 2022, 48(8): 2062-2074(in Chinese).

[17] 滕青芳, 佐俊, 潘浩, 等. 基于时变增益扩张状态观测器的逆变器系统自适应 super-twisting 电压鲁棒控制[J]. 控制理论与应用, 2020, 37(9): 1880-1894.
TENG Q F, ZUO J, PAN H, et al. Robust voltage control for inverter system using time-varying gain extended state observer-based adaptive super-twisting algorithm[J]. Control Theory & Applications, 2020, 37(9): 1880-1894(in Chinese).

[18] 陈伟, 冯高鹏. 变体飞机建模及自适应动态面控制[J]. 测控技术, 2016, 35(2): 91-95.
CHEN W, FENG G P. Modeling and adaptive dynamic surface control of morphing aircraft[J]. Measurement & Control Technology, 2016, 35(2): 91-95(in Chinese).

[19] 陈伟, 卢京潮, 王晓光, 等. 基于 backstepping/RHO 的变体飞机控制器设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(8): 1060-1065.
CHEN W, LU J C, WANG X G, et al. Design of a controller for morphing aircraft based on backstepping/RHO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(8):

1060-1065(in Chinese).

[20] WANG H H, CHEN B, LIN C, et al. Adaptive finite-time control for a class of uncertain high-order non-linear systems based on fuzzy approximation[J]. IET Control Theory & Applications, 2017, 11(5): 677-684.

[21] EHAB S, AHMED M K. Generic UAV autopilot prototype based on adaptive modified incremental backstepping[C]//Proceedings of the AIAA SciTech Forum and Exposition. Reston: AIAA, 2021.

Finite time robust control of morphing aircraft based on time-varying gain observer

SUN Bing[1]，CHEN Wei[2,*]

(1. School of Information and Control Engineering，Jilin Institute of Chemical Technology，Jilin 132022，China；
2. Institute of Systems Engineering，China Academy of Engineering Physics，Mianyang 621900，China)

Abstract：The morphing aircraft has the characteristics of strong nonlinearity, strong coupling, and strong time variation characteristics in the morphing process, which brings great challenges to the design of the flight control system. To solve this problem, a time-varying gain extended state observer was proposed to accurately approximate the system coupling term. A finite time constrained robust adaptive controller was created by combining finite time control theory with adaptive backstepping control technology. By designing an obstacle Lyapunov function, the actual control law and adaptive network update law were recursively obtained step by step, ensuring that the system command tracking error can converge to a predetermined range in finite time. Finally, the effectiveness of the designed control system was verified through attitude control simulation. According to the simulation results, the morphing aircraft is essentially unaffected by the morphing rate and is capable of tracking command messages during the morphing process.

Keywords：morphing aircraft; time varying gain; extended state observer; finite time bounded; robust control

Received：2023-10-30；**Accepted**：2024-01-26；**Published Online**：2024-03-07 21：03

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1726.004

Foundation item：NSAF Joint Foundation of China (U143010033)

* **Corresponding author**. E-mail：chenweifenglaile@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0658

热载荷环境下金属-陶瓷功能梯度板屈曲特性

李畅[1,2]，万志强[1]，王晓喆[3,*]，杨超[1]，黎珂宇[1]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 北京控制工程研究所，北京 100191；
3. 北京航空航天大学 无人系统研究院，北京 100191)

摘　　要：功能梯度材料(FGM)是一种新型材料，由2种及以上的材料组分连续变化混合而成，由于其优秀的力学性能，被广泛应用于航空航天、生物医学、汽车等领域。但热载荷环境对FGM影响的解析理论研究还很少。针对功能梯度板的力学特性，提出一种基于里兹法和经典板理论的解析方法。重点分析了热载荷环境的影响，主要研究了热应力引起的刚度降低，以及材料属性随温度变化对FGM的影响。通过能量法表示应变能、热应变能，利用哈密顿原理建立运动微分方程，分析功能梯度板在均匀温度场、线性温度场和非线性温度场下的热屈曲特性。分析了梯度指数、温度场和宽厚比、宽长比等几何参数对功能梯度板屈曲特性的影响。结果表明：梯度指数对功能梯度板屈曲特性的影响呈复杂非线性，且温度场分布及材料属性随温度变化特性影响显著。

关 键 词：功能梯度材料；里兹法；经典板理论；热屈曲；热载荷
中图分类号：V250.1；O343.6
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4196-11

随着飞行器设计技术的发展，飞行速度极限逐渐被突破，很多飞行器开始了高超声速飞行。这给飞行器设计带来了很多新的挑战，此时飞行器表面与空气产生剧烈摩擦，气动加热严酷，使飞行器表面达到上千度高温。为抵御高温，通常需要在表面铺设热防护材料，而不同材料之间由于物理属性存在突变，极易导致应力集中、剥离、分层等现象。针对这一现象，日本学者最早在1984年提出了功能梯度材料(functionally graded materials, FGM)的思想，即2种不同的材料通过指定连续函数的分布规律进行混合，使物理属性实现连续变化。因FGM具有的优良力学特性，其逐渐得到学界和工业界的关注，在热防护层、高温涡轮叶片、弹药、医疗等领域得到了广泛应用。

作为一种新型的材料结构，FGM的力学特性分析是一项基础性工作，有助于更好地理解和利用FGM。近年来，国内外学者开展了大量有关FGM力学特性的研究。随着研究的深入，FGM的概念逐渐得到扩展，碳纳米管增强FGM[1-3]、石墨烯增强FGM[4]、功能梯度孔隙材料[5]、双向FGM[6-7]、有裂痕的FGM[8]、功能梯度夹层材料[9-10]等吸引了大批研究者。

传统的飞行器结构形式通常是以板杆结构为主的薄壁结构形式。因此，作为重要的结构组件，板的研究对工程实践有很强的指导意义。仲政等[11]对FGM结构的理论分析、数值计算和断裂力学研究进行了综述。在板理论上，Reddy等[12]对经典板的求解理论和剪切变形板的求解理论做了详细对比，比较了各理论下求解的变形、屈曲载荷和固有频率，并建立了经典板理论与一阶剪切变形理论和三阶剪切变形理论的转换关系，从而可不求解剪切变形微分方程，通过经典剪切变形理论求解出一阶剪切变形理论或三阶剪切变形理论的解。Abrate[13]

收稿日期：2023-10-12；**录用日期**：2023-12-29；**网络出版时间**：2024-01-19 12:53
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1456.005
基金项目：中国科协青年人才托举工程(2022QNRC001)；航空科学基金(2022Z012051001)
*通信作者. E-mail：wangxiaozhemvp@buaa.edu.cn

引用格式：李畅，万志强，王晓喆，等. 热载荷环境下金属-陶瓷功能梯度板屈曲特性[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4196-4206. LI C，WAN Z Q，WANG X Z，et al. Buckling characteristics of metal-ceramic functionally graded plates in thermal loading environments[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4196-4206 (in Chinese).

总结了功能梯度板的振动特性、屈曲与静力分析的研究结果。对于各向同性材料来说,厚度和材料属性对固有频率的影响可以通过放缩系数很快计算出来,并通过均质板直接导出。Thai 等[14] 对 FGM 板壳的分析理论进行了综述,分别对等效单层理论、三维弹性理论和统一理论等进行了介绍。Zhang 等[15] 提出了一种中性面的概念,将通常分析中放置在几何对称面的坐标系原点移动到中性面上,避免了 FGM 中由于材料不对称产生的拉弯耦合效应。Zahari 等[16] 比较了包括经典板理论、一阶剪切变形理论和三阶剪切变形理论在内的多种运动学表示方法在功能梯度板单轴和双轴屈曲问题上的表现。El Meiche 等[17] 使用了一种考虑横向剪切变形效应的双曲剪切变形理论,该理论只有 4 个控制方程,未知函数也只有 4 个,比其他理论都少 1 个,不需要剪切修正因子,横向剪切应力沿厚度呈抛物线变化,封闭形式使用纳维解得到,结果与经典板理论结果相比精确很多,且与其他高阶剪切变形理论相当。

在实际使用中,FGM 通常处于严酷的热环境中,因此,温度场对 FGM 力学性能的影响也不可忽略。一方面,温升会使结构膨胀,在约束条件下产生热应力;另一方面,温度的变化会导致材料属性的变化,使材料的力学性能变差。很多学者也对此开展了研究。Reddy[18] 使用基于三阶剪切变形理论和非线性一阶剪切变形理论的有限元法分析了沿厚度方向呈幂函数规律的功能梯度板,根据分析结果,在给定 2 种组分材料和相同的载荷作用下,有一种体积比会使变形达到最小,热变形产生向上的变形,而外力引起向下的变形,因此,在静力载荷下的初始条件下,会在一个正方向位移的平衡位置附近发生振动,因为弯曲刚度和热应变都不同,功能梯度板的响应也不会位于纯金属与纯陶瓷之间。Shahrjerdi 等[19] 使用二阶剪切变形理论分析了温度依赖的太阳能功能梯度板的振动特性,分析了不同温度场对功能梯度板热振动响应的影响。El-Haina 等[20] 通过正弦剪切变形理论和应力函数理论分析了 FGM 夹层厚板的热屈曲行为,并研究了梯度指数、载荷类型和板厚的影响。Javaheri 等[21] 基于经典层合板理论推导了热载荷作用下功能梯度矩形板的平衡和稳定性方程,得到了 4 种热载荷下屈曲分析的封闭解,相对于均匀金属板,功能梯度板的屈曲临界载荷更小,而用力和力矩表示的平衡方程则与用于均质板上的经典板理论的形式相同。夏巍等[22] 基于 Midlin 板理论建立了 3 结点三角形单元分析功能梯度板的屈曲和后屈曲行为。

但是,目前的解析研究通常只考虑了结构由于受热产生的热应力带来的热载荷,未能进一步考虑温度变化对材料属性的影响并形成解析形式。而有限元法可以考虑不同温度下的材料属性,但是由于 FGM 的属性在厚度方向上随位置而改变,使用有限元离散会导致材料属性在不同单元间形成“阶跃”的效果,与 FGM 的初衷相悖,且若想更准确表征材料属性,需要划分的单元数更多,计算耗时更长,并且得不出响应量与温度变化的显式表达式,无法更直观得到材料属性与温度相关的影响。

本文以功能梯度板为对象,通过经典板理论建立应变与挠度的关系,通过能量法建立板的热屈曲分析等的运动微分方程,并采用里兹法将微分方程离散化。为了得到基本规律,选择最基本的四边简支条件,通过双正弦函数作为位移函数,使结果更简洁,更有利于分析各变量的影响。对功能梯度板进行热屈曲分析,并分析宽长比、宽厚比、梯度指数等的影响。

1　功能梯度材料的物理性能

FGM 作为一种新的材料形式,与传统的均匀材料相比,区别如下:

1) 在 FGM 中,材料属性不再是一个常值,而是随着空间位置而发生变化,需要先将 FGM 的材料属性通过 2 种组分材料的属性表示出来。

2) 由于材料属性在厚度方向上不均匀,导致在受载下,对称面的应变并不为 0,即中性面并不在对称面上,经典板理论中,面内位移为 0 的假设并不成立,不能直接使用现有的均匀板理论。

3) FGM 的热传导系数也同样随空间位置而变化,稳态热传导微分方程中的热传导系数不再为常数,微分方程的性质从线性微分方程变化为非线性微分方程,需要对 FGM 的温度场进行表征。

4) 由于 FGM 材料属性并不是均匀的,而是与空间位置相关,在积分时,形式更加复杂,导致很多有关 FGM 的物理量会有很复杂的响应。

下文针对 FGM 的特性,选用与之适应的方法,对 FGM 的性能进行表示和分析。

1.1　功能梯度材料的材料属性表征

FGM 与传统的均匀材料不同,材料属性不再是一个常值,而是由 2 种组分混合而成,对于飞行器最常使用的金属-陶瓷 FGM,通常通过组分的变化实现属性的连续梯度变化。

在 FGM 的属性关系模型中,Voigt 模型应用广泛,其将 FGM 的属性 $P(z)$通过陶瓷材料属性 P_c和金属材料属性 P_m按照所占体积比例加权表征。下

文中，下标为 c 的物理量表示陶瓷组分的属性，下标为 m 的物理量表示金属组分的属性，下标为 cm 的物理量表示陶瓷属性与金属属性的差值，即

$$P_{\mathrm{cm}} = P_{\mathrm{c}} - P_{\mathrm{m}} \tag{1}$$

设陶瓷组分所占体积比为 V_{c}，则金属组分所占的比例为 $1-V_{\mathrm{c}}$。根据 Voigt 模型，FGM 材料属性可表示为

$$P(z) = P_{\mathrm{m}}(1-V_{\mathrm{c}}) + P_{\mathrm{c}}V_{\mathrm{c}} \tag{2}$$

功能梯度板的坐标定义如图 1 所示。陶瓷组分在厚度上按幂函数规律分布。设板长为 a，板宽为 b，板厚为 h，板的顶部即陶瓷侧的 z 坐标为 $h/2$，板的底部即金属侧的 z 坐标为 $-h/2$，则陶瓷组分所占体积比 V_{c} 与 z 坐标的关系可表示为

$$V_{\mathrm{c}} = \left(\frac{1}{2} + \frac{z}{h}\right)^{k} \tag{3}$$

式中：k 为梯度指数。

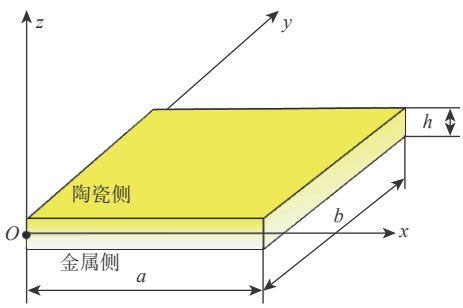


图 1 功能梯度板坐标定义示意图

Fig. 1 Schematic definition of the coordinate of functionally graded plates

因此，在功能梯度板中，材料属性与厚度方向位置的关系为

$$P(z) = P_{\mathrm{m}} + P_{\mathrm{cm}}\left(\frac{1}{2} + \frac{z}{h}\right)^{k} \tag{4}$$

1.2 功能梯度板的物理建模

飞行器通常使用薄壁结构，横向剪切效应很小，故可以选择经典板理论分析，求解速度快，形式简单。挠度函数设为 $w(x,y)$，则板的斜率 β_x、β_y 和曲率 C_x、C_y、C_{xy} 可分别表示为

$$\begin{cases} \beta_x = -\dfrac{\partial w}{\partial x} \\ \beta_y = -\dfrac{\partial w}{\partial y} \end{cases} \tag{5}$$

$$\begin{cases} C_x = \dfrac{\partial \beta_x}{\partial x} = -\dfrac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ C_y = \dfrac{\partial \beta_y}{\partial y} = -\dfrac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ C_{xy} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial \beta_x}{\partial y} + \dfrac{\partial \beta_y}{\partial x}\right) = -\dfrac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{cases} \tag{6}$$

在均质材料经典板理论中，有 3 条基本假设：①垂直于中面方向的正应变可忽略不计，即 $\varepsilon_z = 0$；②面外应力分量 τ_{zx}、τ_{zy}、σ_z 相对其余 3 个应力分量很小，引起的形变可忽略不计，即 $\varepsilon_{zx} = 0$、$\varepsilon_{yz} = 0$；③薄板中面的各点没有平行于中面的位移，即 $u_{z=0} = 0, v_{z=0} = 0$。

因为 FGM 在厚度方向上不对称，在受载时，几何对称面的应变不为 0，即第③条假设并不成立。而受载时会存在一个应变为 0 的平面，称为物理中面，在此平面上，只受弯曲载荷时，只受轴向力，无力矩。物理中面与几何中面的距离 z_0 可表示为

$$z_0 = \frac{\int_{-h/2}^{h/2} zE(z)\,\mathrm{d}z}{\int_{-h/2}^{h/2} E(z)\,\mathrm{d}z} = \frac{(E_{\mathrm{c}} - E_{\mathrm{m}})hk}{2(E_{\mathrm{c}} + E_{\mathrm{m}}k)(k+2)} \tag{7}$$

式中：$E(z)$ 为 FGM 的弹性模量。

基于该物理中面概念，均质材料经典板理论的第③条假设可变为薄板物理中面的各点没有平行于中面的位移，即 $u_{z=z_0} = 0, v_{z=z_0} = 0$。

因此，功能梯度板的应变 ε_x、ε_y、ε_{xy} 可表示为

$$\begin{cases} \varepsilon_x = C_x(z - z_0) \\ \varepsilon_y = C_y(z - z_0) \\ \varepsilon_{xy} = 2C_{xy}(z - z_0) \end{cases} \tag{8}$$

根据平面应力假设，板内应力 σ_x、σ_y、τ_{xy} 可表示为

$$\begin{cases} \sigma_x = \dfrac{E(z)}{1-\nu^2}\left(\varepsilon_x + \nu\varepsilon_y\right) \\ \sigma_y = \dfrac{E(z)}{1-\nu^2}\left(\varepsilon_y + \nu\varepsilon_x\right) \\ \tau_{xy} = \dfrac{E(z)}{2(1+\nu)}\varepsilon_{xy} \end{cases} \tag{9}$$

式中：ν 为泊松比。

2 热环境对功能梯度材料的影响

在 FGM 的使用环境中，常常会遇到高温环境，而极高的温度给结构也带来了极大的考验，会使在低温环境中运行良好的结构失效。热环境对结构的影响通常体现在 2 方面：①温度变化带来的热应力；②随着温度改变，材料属性也随之改变。

2.1 功能梯度材料的热应力

材料随着温度的变化会发生热胀冷缩，而在边界条件的约束下，这种趋势受到限制，因此，在温度变化时，会在结构内部产生热应力 σ_T，这种应力与温度 T、热膨胀系数 α 和弹性模量 E 等有关，可表示为

$$\sigma_T = -\frac{E(z)}{1-\nu}\alpha(z)T(z) \tag{10}$$

温度载荷对结构的影响可通过面内压缩载荷

考虑, 热内力N_T为

$$N_T=\int_{-h/2}^{h/2}\sigma_T\mathrm{d}z \tag{11}$$

而从能量的角度出发, 热应力所作的功W_T可表示为

$$W_T=-\frac{1}{2}\int_0^a\int_0^b N_T\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}\right)\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{12}$$

功能梯度板内的温度场分布可选定为均匀温度场、线性温度场及非线性温度场, 在不同的温度场中, 热环境对功能梯度板的影响也不相同, 下文列出不同温度场下的热内力N_T。

2.1.1　均匀温度场下的热应力

均匀温度场是指在功能梯度板内的温升是一致的, 均为ΔT。

此时的热内力N_T为

$$N_T=-\frac{h\Delta T}{1-\nu}\left(\alpha_{\mathrm{m}}E_{\mathrm{m}}+\frac{\alpha_{\mathrm{m}}E_{\mathrm{cm}}+\alpha_{\mathrm{cm}}E_{\mathrm{m}}}{1+k}+\frac{\alpha_{\mathrm{cm}}E_{\mathrm{cm}}}{1+2k}\right) \tag{13}$$

2.1.2　线性温度场下的热应力

当板上下表面温度不一致时, 即当热从板的一面传至另一面时, 无内热源, 温度场保持恒定, 即稳态热传导时, 根据傅里叶定律, 有

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}z}\left(\lambda(z)\frac{\mathrm{d}T(z)}{\mathrm{d}z}\right)=0 \tag{14}$$

在均质板中, 热传导系数λ为常数, 此时, 该微分方程为二阶线性微分方程, 得到的温度场的解沿厚度方向线性分布, 为

$$T(z)=T_{\mathrm{m}}+(T_{\mathrm{c}}-T_{\mathrm{m}})\left(\frac{1}{2}+\frac{z}{h}\right) \tag{15}$$

该温度场形式简单, 与材料属性无关, 并能表示出温度场的主要部分, 在功能梯度板的分析中也经常使用。

此时的热内力N_T为

$$N_T=-\frac{h\Delta T}{1-\nu}\left[T_{\mathrm{cm}}\left(\frac{\alpha_{\mathrm{m}}E_{\mathrm{m}}}{2}+\frac{\alpha_{\mathrm{m}}E_{\mathrm{cm}}+\alpha_{\mathrm{cm}}E_{\mathrm{m}}}{2+k}+\frac{\alpha_{\mathrm{cm}}E_{\mathrm{cm}}}{2+2k}\right)+T_{\mathrm{m}}\left(\alpha_{\mathrm{m}}E_{\mathrm{m}}+\frac{\alpha_{\mathrm{m}}E_{\mathrm{cm}}+\alpha_{\mathrm{cm}}E_{\mathrm{m}}}{1+k}+\frac{\alpha_{\mathrm{cm}}E_{\mathrm{cm}}}{1+2k}\right)\right] \tag{16}$$

2.1.3　非线性温度场下的热应力

而在 FGM 中, 由于材料属性在厚度方向上不均匀, 热传导系数$\lambda(z)$与空间位置相关, 为

$$\lambda(z)=\lambda_{\mathrm{m}}+(\lambda_{\mathrm{c}}-\lambda_{\mathrm{m}})\left(\frac{1}{2}+\frac{z}{h}\right)^k \tag{17}$$

此时, 微分方程 (14) 不再是线性的, 解得的温度场也是非线性的。由于热传导系数$\lambda(z)$与梯度指数k相关, 不易寻找原函数, 采用泰勒展开的方式可以将其转化为幂函数的形式, 则可以求得功能梯度板内的非线性温度场:

$$T(z)=T_{\mathrm{m}}+d_T T_{\mathrm{cm}}\left(\frac{1}{2}+\frac{z}{h}\right)\cdot\sum_{i=0}^{s}\frac{1}{ik+1}\left(-\frac{\lambda_{\mathrm{cm}}}{\lambda_{\mathrm{m}}}\right)^i\left(\frac{1}{2}+\frac{z}{h}\right)^{ik} \tag{18}$$

式中: s为泰勒阶数选取的最大阶数; d_T为温度场系数, 表示为

$$d_T=\sum_{i=0}^{s}\frac{1}{ik+1}\left(-\frac{\lambda_{\mathrm{c}}-\lambda_{\mathrm{m}}}{\lambda_{\mathrm{m}}}\right)^i \tag{19}$$

当梯度指数k为确定值时, 积分值可以确定, 当$k=1$时, 准确的非线性温度场为

$$T(z)=T_{\mathrm{m}}+T_{\mathrm{cm}}\frac{\ln[h(\lambda_{\mathrm{c}}+\lambda_{\mathrm{m}})+2(\lambda_{\mathrm{c}}-\lambda_{\mathrm{m}})z]-\ln(2h\lambda_{\mathrm{m}})}{\ln\lambda_{\mathrm{c}}-\ln\lambda_{\mathrm{m}}} \tag{20}$$

考虑泰勒展开最大阶数s对非线性温度场的准确性影响, 当$\lambda_{\mathrm{c}}=1.78$, $\lambda_{\mathrm{m}}=6.1$, $k=1$, $T_{\mathrm{c}}=600$ K, $T_{\mathrm{m}}=300$ K时, 功能梯度板沿厚度方向上的温度分布如图 2 所示。以非线性温度精确解板中央温度与底面温度的差值为基准计算相对误差ΔT_{r}, 即

$$\Delta T_{\mathrm{r}}=\frac{T_{(z=0)}-T_{\mathrm{nonlinear}(z=0)}}{T_{\mathrm{nonlinear}(z=0)}-T_{\mathrm{m}}} \tag{21}$$

式中: 下标(z=0)表示板中央位置; nonlinear 表示非线性温度精确解。

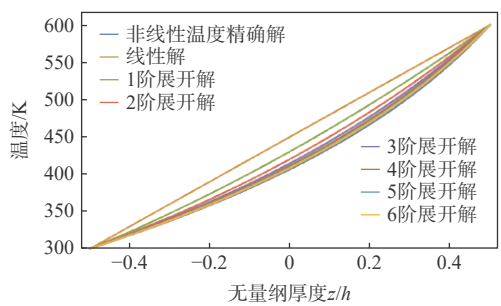


图 2　功能梯度板非线性温度场与泰勒阶数的关系

Fig. 2　Nonlinear temperature field versus Taylor-orders for functionally graded plates

从图 2 可以看出, 线性解与非线性温度场的精确解相差很大, 线性温度场的误差可达 40.89%, 6 阶展开解的误差为 1.81%, 误差较小, 故下文非线性温度场算例解均用 6 阶展开解表示。

采用 6 阶展开解时, 梯度指数不同, 板内的温度分布也不同。如图 3 所示, 梯度指数较小时, 陶瓷的体积较大, 与线性温度场的相对差距, 在靠近底部即富金属侧的位置更大; 而梯度指数较大时, 金属的体积较大, 与线性温度场的相对差距, 在靠近顶部即富陶瓷侧的位置明显增大。

非线性温度场对 FGM 的影响更加复杂, 可通过同样方式获得。

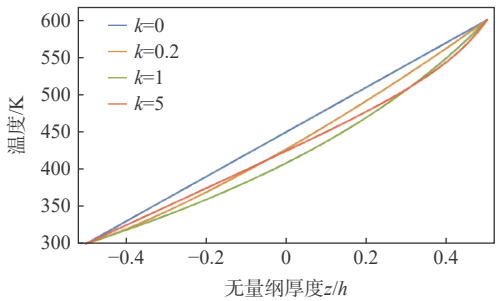


图3 功能梯度板非线性温度场与梯度指数的关系

Fig. 3 Nonlinear temperature field versus gradient index for functionally graded plates

2.2 温度对功能梯度材料的材料属性的影响

温度对FGM的影响还体现在材料属性会随着温度变化而改变的特性，而材料属性的改变会对结构产生很大影响，通常可将材料属性与温度 T 的关系表示为

$$P(T)=P_0\left(P_{-1}T^{-1}+1+P_1T+P_2T^2+P_3T^3\right) \tag{22}$$

式中：下标0、−1、1、2、3分别表示温度常数项、−1次项、1次项、2次项、3次项属性。下文同理。

为了既说明问题，又能使结果表达式形式更加简洁，只考虑温度对材料属性的1次项影响，即

$$P(T)=P_0(1+P_1T) \tag{23}$$

FGM的属性不是直接与温度 T 呈线性相关，而是在当前温度下，通过组分材料属性随温度改变计算后，再通过Voigt模型，根据体积比计算FGM的材料属性。以弹性模量 $E(T)$ 为例，由陶瓷组分的弹性模量 $E_{\mathrm{c}}(T)$ 和金属组分的弹性模量 $E_{\mathrm{m}}(T)$ 计算，即

$$\begin{cases}E_{\mathrm{c}}(T)=E_{\mathrm{c0}}(1+E_{\mathrm{c1}}T)\\ E_{\mathrm{m}}(T)=E_{\mathrm{m0}}(1+E_{\mathrm{m1}}T)\\ E(T)=E_{\mathrm{m}}(T)+E_{\mathrm{cm}}(T)\left(\dfrac{1}{2}+\dfrac{z}{h}\right)^k\end{cases} \tag{24}$$

陶瓷组分温度相关属性与金属组分温度相关属性简记为

$$E_{\mathrm{cm}}(T)=E_{\mathrm{c}}(T)-E_{\mathrm{m}}(T) \tag{25}$$

材料属性改变主要是对弹性模量 $E(T)$ 和热传导系数 $\alpha(T)$ 的影响，从而对结构产生影响，其中，对应变能和热应力所作的功都会因材料属性与温度的相关性而发生改变。

当金属组分为Ti-6Al-4V、陶瓷组分为 ZrO_2 时，材料性能如表1所示。

表1 Ti-6Al-4V和 ZrO_2 的材料性能

Table 1 Material properties for Ti-6Al-4V and ZrO_2

材料	弹性模量/Pa		热膨胀系数		密度/(kg·m^{-3})		热传导系数/(W·(m·K)$^{-1}$))	
	常数项	1次项	常数项	1次项	常数项	1次项	常数项	1次项
Ti-6Al-4V	122.70×10^9	-4.605×10^{-4}	7.430×10^{-6}	7.483×10^{-4}	4 429	0	7.82	0
ZrO_2	132.20×10^9	-3.805×10^{-4}	13.300×10^{-6}	-1.421×10^{-3}	3 000	0	1.8	0

2.2.1 均匀温度场下温度对材料属性的影响

考虑材料属性(以弹性模量为例)在均匀温度场中随空间位置的变化。当该功能梯度板位于均匀温度场中，板内温升均为300 K时，弹性模量随空间位置的变化如图4所示。可以看到，与无温度场影响的弹性模量和空间位置的关系趋势相同，在均匀温度场中，纯陶瓷和纯金属的材料属性(以弹性模量为例)在板中均为定值，为该组分在该温度下的材料属性；而功能梯度板由于各组分的比例在厚度方向上随空间位置而改变，弹性模量也会随空间位置而改变，且位于纯陶瓷与纯金属之间，从底部至顶部，弹性模量逐渐变大；且梯度指数 k 不同时，在厚度方向的变化规律也不同，梯度指数 k=1时为线性分布，在同一位置上，梯度指数 k 越大，弹性模量越小；且梯度指数 k 越大，功能梯度板的弹性模量越接近纯金属，反之越接近纯陶瓷。

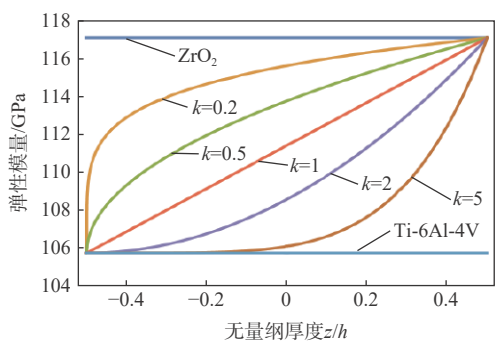


图4 均匀温度场下弹性模量与空间位置的关系

Fig. 4 Elastic modulus versus spatial position under uniform temperature field

在均匀温度场中，考虑材料属性随温度变化后，热内力 N_T 变化为

$$N_T=-\frac{h}{1-\nu}\left[\frac{(\alpha_{\mathrm{cm}}(T)E_{\mathrm{m}}(T)+\alpha_{\mathrm{m}}(T)E_{\mathrm{cm}}(T))T}{1+k}+\alpha_{\mathrm{m}}(T)E_{\mathrm{m}}(T)T+\frac{\alpha_{\mathrm{cm}}(T)E_{\mathrm{cm}}(T)T}{1+2k}\right] \tag{26}$$

由于弹性模量 $E(T)$ 也与温度相关，物理中面的位置同样会发生改变，表示为

$$z_0=\frac{(E_c(T)-E_m(T))hk}{2(2+k)(E_c(T)+E_m(T)k)} \tag{27}$$

在应变能计算中, 由于本构方程中包含弹性模量$E(T)$, 与不考虑材料属性和温度相关时的应变能不同, 应变能的计算中会涉及具体的挠度函数形式的选择, 形式复杂, 故不在本节列出。

2.2.2　线性温度场下温度对材料属性的影响

当该功能梯度板位于线性温度场中, 板顶部的温升ΔT_c为 600 K, 板底部的温升ΔT_m为 300 K 时, 弹性模量随空间位置的变化如图 5 所示。可以看到, 纯金属板和纯陶瓷板由于温度由底部向顶部线性增高, 弹性模量也由底部向顶部线性降低。而功能梯度板中, 由于各组分体积比随空间位置而变化, 在厚度方向上则表现为非线性变化, 底部的弹性模量与纯金属一致, 顶部的弹性模量与纯陶瓷一致, 并且变化范围位于纯金属与纯陶瓷之间。即使在线性温度场下, 同一位置处, 不同梯度指数 k 的功能梯度板的温度相同, 而由于金属组分与陶瓷组分的弹性模量不同, 各组分弹性模量随温度的变化关系也不同, FGM 的弹性模量在空间位置的变化规律也不同, k<1 时, 弹性模量自底部向顶部先增大后减小, k>1 时, 弹性模量自底部向顶部先减小后增大。

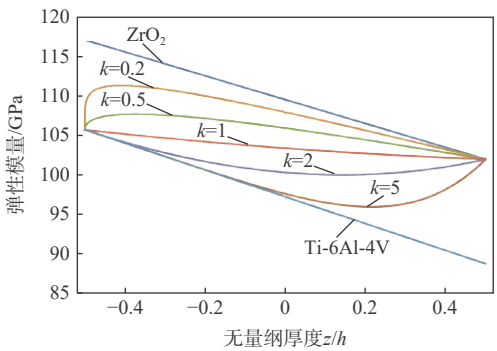


图 5　线性温度场下弹性模量与空间位置的关系

Fig. 5　Elastic modulus versus spatial position under linear temperature field

在线性温度场中, 考虑材料属性随温度的变化后, 可得到功能梯度板热内力和物理中面位置表达式。

2.2.3　非线性温度场下温度对材料属性的影响

当该功能梯度板位于非线性温度场中, 即考虑功能梯度板的热传导由于热传导系数随空间位置变化带来的非线性影响时, 给定板的顶部温升ΔT_c为 600 K, 板的底部温升ΔT_m为 300 K, 弹性模量随空间位置的变化如图 6 所示。可以看到, 纯金属板和纯陶瓷板因为在板内的热传导系数为常值, 热传导方程仍然为线性方程, 无非线性效应, 温度仍由底部向顶部而线性增高, 弹性模量也仍由底部向顶部线性降低。功能梯度板在非线性温度场中, 不仅组分比例随空间位置而变化, 温度场也因热传导系数随空间位置而变化为非线性, 与图 5 中线性温度场下的结果相比, 温度场的刻画更加精细, 弹性模量的变化趋势也更加复杂, 且变化的幅度和规律也有所差异。

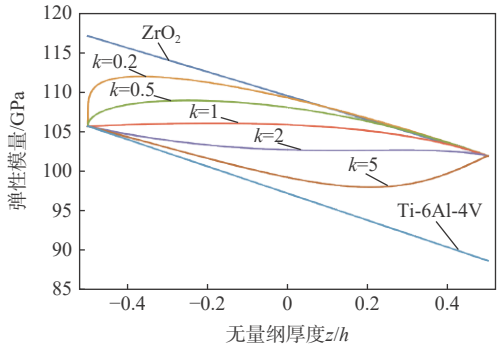


图 6　非线性温度场下弹性模量与空间位置的关系

Fig. 6　Elastic modulus versus spatial position under nonlinear temperature field

在非线性温度场中, 将温度场代入属性温度关系式, 可同样得到热内力和物理中面位置。

3　基于里兹法的热屈曲分析

3.1　里兹法求解框架

采用里兹法求解功能梯度板的力学特性, 并使用经典板理论, 只需要一个未知函数, 即挠度函数$w(x,y)$, 便可表示出其他物理量。根据四边简支的边界条件, 可采用双正弦函数作为基函数, 则挠度函数$w(x,y)$可表示为

$$w(x,y)=\sum c_{mn}\sin\left(\frac{m\pi x}{a}\right)\sin\left(\frac{n\pi y}{b}\right) \tag{28}$$

式中: c_{mn}为未知位移系数; m、n 分别为 m、n 阶。通过里兹法可将偏微分方程转化为关于位移系数c_{mn}的代数方程, 便于求解。

可通过挠度函数$w(x,y)$表示应变能 U 和热应力所作的功W_T, 在均匀温度场下, 材料属性与温度无关时, 分别为

$$U=\frac{1}{2}\int_0^a\int_0^b\int_{-h/2}^{h/2}\left(\sigma_x\varepsilon_x+\sigma_y\varepsilon_y+\tau_{xy}\varepsilon_{xy}\right)\mathrm{d}x\mathrm{d}y\mathrm{d}z=\sum c_{mn}^2\left[(b/a)^2m^2+n^2\right]^2L_1 \tag{29}$$

$$W_T=-\frac{1}{2}\int_0^a\int_0^b N_T\left(\frac{\partial^2w}{\partial x^2}+\frac{\partial^2w}{\partial y^2}\right)\mathrm{d}x\mathrm{d}y=\sum c_{mn}^2T\left[(b/a)^2m^2+n^2\right]L_2 \tag{30}$$

$$L_1=a\left\{12E_c^2+4E_cE_mk[7+k(4+k)]+E_m^2k^2[7+k(4+k)]\right\}\pi^4/[96(b/h)^3(2+k)^2(3+k)(E_c+E_mk)(1-\nu^2)] \tag{31}$$

$$L_2=\frac{a[\alpha_c(E_c+E_ck+E_mk)+\alpha_mk(E_c+2E_mk)]\pi^2}{8(b/h)(1+k)(1+2k)(1-\nu)} \tag{32}$$

3.2 热屈曲分析

根据最小势能原理，在无其他外力作用下，可得到系统应变能 U 与热应力所作的功 W_T 的关系为

$$\delta(U-W_T)=0 \tag{33}$$

可得到关于 c_{mn} 的代数方程，当系统发生屈曲时，有

$$\boldsymbol{Kc}=\boldsymbol{0} \tag{34}$$

式中：$\boldsymbol{K}$ 为 c_{mn} 的系数矩阵，也是包含热刚度在内的刚度阵；$\boldsymbol{c}$ 为位移系数矩阵。当 $\boldsymbol{K}$ 的行列式为 0 时，发生屈曲。

将式 (29) 和式 (30) 代入式 (34)，便可得到临界屈曲温升。下文的结果表达式均以均匀温度场下材料属性与温度无关的结果为例。临界屈曲温升 T_{cr} 为

$$T_{cr}=\frac{L_1}{L_2}\left[(b/a)^2m^2+n^2\right] \tag{35}$$

4 算例分析

本节对 2 个特定的四边简支的功能梯度板算例进行热屈曲分析，分别计算均匀温度场、线性温度场和非线性温度场下的响应结果，分析考虑材料属性与温度相关时结构的影响。

算例 1[21] Al_2O_3/Al金属-陶瓷功能梯度板。Al 的弹性模量 $E_m=70$ GPa，热膨胀系数 $\alpha_m=23\times10^{-6}$/K，Al_2O_3 的弹性模量 $E_c=380$ GPa，热膨胀系数 $\alpha_c=7.4\times10^{-6}$/K，泊松比均为 $\nu=0.3$，板的底部温度 $T_m=5$ K，宽长比为 $b/a=1$。

算例 2 ZrO_2/Ti-6Al-4V金属-陶瓷功能梯度板。板的长度 $a=0.5$ m，宽度 $b=0.5$ m，厚度 $h=0.01$ m，宽长比为 1，宽厚比为 50，ZrO_2 和 Ti-6Al-4V 的材料属性如表 1 所示。有限元模型在长度方向和宽度方向均分为 50 份，厚度方向分为 10 份，共 250 000 个单元。

4.1 结果验证

采用文献 [21] 中的算例 1，与本文中线性温度场和非线性温度场下，不考虑材料属性随温度变化的结果进行对比验证。由于文献 [21] 中没有给出 Al_2O_3 和 Al 的热传导系数，现给定 Al_2O_3 的热传导系数 $\lambda_c=29.3$ W/(m·K)，Al 的热传导系数 $\lambda_m=237$ W/(m·K)。

分别求解线性温度场和非线性温度场下的临界屈曲温升，结果如表 2 所示。可以看到，在不同梯度指数下，本文计算结果与文献值吻合很好，验证了本文方法的正确性。线性温度场下的屈曲温升与文献值极为接近，非线性温度场下，由于文献 [21] 中没有给出材料的热传导系数，本文算例选取的热传导系数值与文献 [21] 有差异，因此，结果稍有差异。

表 2 线性/非线性温度场下功能梯度板的临界屈曲温升

Table 2 Critical buckling temperature difference of functionally graded plates under linear and nonlinear temperature field

梯度指数	b/h	温度场类型	临界屈曲温升/℃	
			计算值	文献值[21]
0	20	线性	844.955 3	844.955 3
		非线性	844.955 3	844.955 3
	40	线性	203.738 8	203.738 8
		非线性	203.738 8	203.738 8
	100	线性	24.198 2	24.198 2
		非线性	24.198 2	24.198 2
1	20	线性	363.079 6	363.079 6
		非线性	493.912 5	503.987 9
	40	线性	83.736 9	83.736 9
		非线性	113.910 8	116.234 5
	100	线性	5.520 9	5.520 9
		非线性	7.510 4	7.663 5
5	20	线性	304.054 0	304.054 0
		非线性	372.030 1	380.261 3
	40	线性	69.558 7	69.558 6
		非线性	85.109 6	86.992 6
	100	线性	3.900 0	3.899 9
		非线性	4.771 9	4.877 4

4.2 热屈曲特性分析

对算例 2 的 ZrO_2/Ti-6Al-4V金属-陶瓷功能梯度板进行热屈曲分析，并对均匀温度场、线性温度场、非线性温度场等不同温度场下的热屈曲临界温升进行分析与对比，并对温度对材料属性的影响进行分析，分析了宽长比 b/a、宽厚比 b/h 和梯度指数 k 对临界屈曲温升的影响。

临界屈曲温升与梯度指数 k 之间的关系如图 7 所示。均匀温度场下，临界屈曲温升的表达式如式 (35) 所示，当梯度指数 k 为 0 时，即为均匀材料板的临界屈曲温升，表示为

$$T_{cr}=\frac{\left[1+(b/a)^2\right]\pi^2}{12\alpha(b/h)^2(1+\nu)} \tag{36}$$

可知，均匀板的临界屈曲温升与热膨胀系数

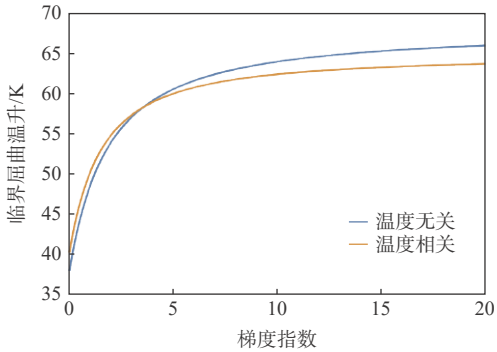


图 7　临界屈曲温升与梯度指数的关系

Fig. 7　Relationship between critical buckling temperature difference and gradient index

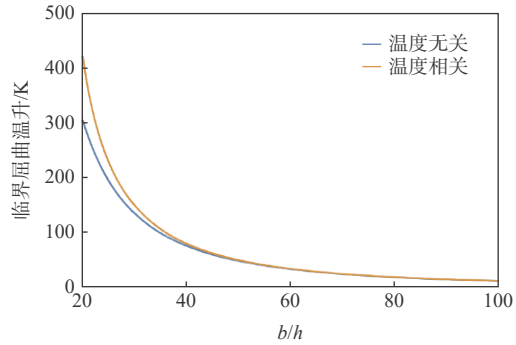


图 8　临界屈曲温升与宽厚比的关系

Fig. 8　Critical buckling temperature difference versus width-to-thickness ratio

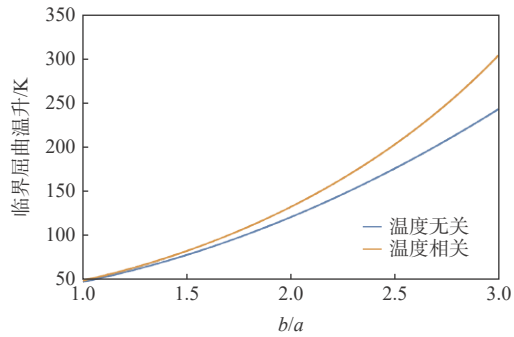


图 9　临界屈曲温升与宽长比的关系

Fig. 9　Critical buckling temperature difference versus width-to-length ratio

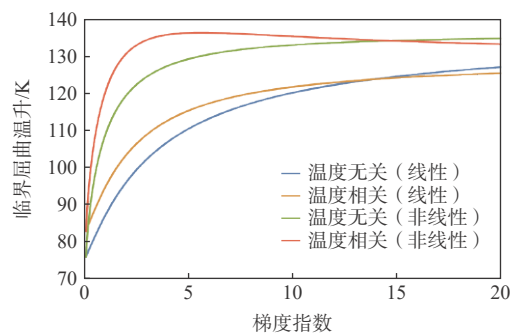


图 10　线性/非线性温度场下临界屈曲温升与梯度指数的关系

Fig. 10　Critical buckling temperature difference versus gradient index under linear/nonlinear temperature field

α成反比，与宽厚比b/h的平方成反比，与宽长比b/a正相关。

而功能梯度板中，因为ZrO_2的热膨胀系数更大，临界屈曲温升更低，随着梯度指数 k 的增大，ZrO_2的比例越来越低，功能梯度板的临界屈曲温升也越来越高，如图 7 所示。此外，无论是否考虑材料属性与温度的相关性，临界屈曲温升与梯度指数的关系趋势均一致，都随梯度指数的增大而增大。考虑材料属性与温度相关后，结果与不考虑时有一定差别，在梯度指数$k<3.55$时，考虑温度相关的临界屈曲温升更大，而$k>3.55$时，考虑温度相关的临界屈曲温升更小。这是因为ZrO_2的热膨胀系数随温度的升高而降低，考虑温升后，临界屈曲温升更高，而 Ti-6Al-4V 的热膨胀系数随温度的升高而升高，考虑温升后，临界屈曲温升更低。

以梯度指数$k=1$、宽长比$b/a=1$、宽厚比$b/h=50$为基准，分别改变宽厚比和宽长比，得到临界屈曲温升与宽厚比和宽长比的关系，如图 8 和图 9 所示。可以看出，临界屈曲温升随宽厚比的增大而减小，与式 (36) 中临界屈曲温升与宽厚比b/h的平方成反比的结论一致，临界屈曲温升随宽长比的增大而增大，与式 (36) 中临界屈曲温升与宽长比b/a正相关的结论一致。考虑材料属性与温度相关后，临界屈曲温升更高，并且在临界屈曲温升更高时与不考虑材料属性与温度相关时的临界屈曲温升相比更大，这是因为温度越高，材料属性的变化也越大，临界屈曲温升的差距也越大。

而在线性温度场和非线性温度场下，临界屈曲温升与梯度指数的关系也与均匀温度场下大致一致，如图 10 所示。值得注意的是，非线性温度场下，考虑材料属性随温度变化的关系后，临界屈曲温升随梯度指数的变化呈现出先增大后减小的趋势，这是因为ZrO_2的热膨胀系数与温度成正相关，而 Ti-6Al-4V 的热膨胀系数与温度成负相关，如图 6 所示，梯度指数越低时，在厚度方向上，靠近顶部处陶瓷组分体积比更大，热膨胀系数越低，并且如图 2 和图 3 所示，非线性温度场温度较线性温度场更低，随梯度指数的增大，非线性温度场与线性温度场的相对差距由底部向顶部逐渐变大。因此，在梯度指数较低时，陶瓷体积比更大，体积比对热膨胀系数的影响更大，临界屈曲温升更高；而梯度指数较高时，金属体积比更大，顶部富陶瓷侧更低的温度导致热膨胀系数减小更少，临界屈曲温升更低。因此，综合这 2 方面影响，非线性温度场下，考虑材料属性随温度的变化关系，临界屈曲温升随梯

度指数的增大先增大后减小。非线性温度场的临界屈曲温升在 k=5.5 时达到最大值，最大临界屈曲温升为 136.333 K，可通过设计梯度指数使临界屈曲温升达到最大。

针对算例 2 中的ZrO_2/Ti-6Al-4V金属-陶瓷功能梯度板，在梯度指数 k=1 时，不同温度场下的临界屈曲温升如表 3 所示。可得出以下结论：

1）均匀温度场下的临界屈曲温升最低。因为在线性/非线性温度场下，本算例假定功能梯度板顶部输入热载荷，而底部无热载荷；在均匀温度场下，功能梯度板内的温升是一致的，热载荷作用更大，临界屈曲温升更低。

2）在功能梯度板顶部和底部的温度分别相同的情况下，如图 2 所示，非线性温度场下，功能梯度板内部的温度比线性温度场下更低，同等边界温度下，热载荷的影响更小，临界屈曲温升更高。

3）考虑材料属性与温度相关后，由于ZrO_2和Ti-6Al-4V的热膨胀系数随温度升高分别减小和增大，在梯度指数较低时，ZrO_2的体积比更大，临界屈曲温升更高，在梯度指数较高时，Ti-6Al-4V的体积比更大，临界屈曲温升更低。

表 3　不同温度场下的临界屈曲温升（k=1）

Table 3　Critical buckling temperature difference under various temperature fields (k=1)

温度场类型	临界屈曲温升/K
均匀温度场(温度无关)	48.637 3
均匀温度场(温度相关)	50.285 5
线性温度场(温度无关)	87.917 0
线性温度场(温度相关)	95.487 7
非线性温度场(温度无关)	109.793 7
非线性温度场(温度相关)	122.944 6

5　结　论

本文提出一种基于里兹法的、适用于功能梯度板的力学分析方法，并对热环境对结构的影响做重点分析，通过算例与文献数据对比验证，得到以下结论：

1）基于里兹法的、适用于功能梯度板的理论分析方法可应用于热屈曲分析，并与文献解进行了对比，验证本文方法的正确性。

2）热环境对功能梯度板的影响主要集中于热应力及材料属性的改变。其中，热应力的影响通过减小结构刚度实现，而材料属性与温度变化的关系主要影响热膨胀系数和弹性模量的大小，在本文算例 2 中，Ti-6Al-4V的热膨胀系数随温度升高而增大，而ZrO_2的热膨胀系数随温度升高而减小，导致在不同梯度指数下，考虑温度影响前后效果相反。在温升越高时，温度影响越明显。

3）由于 FGM 的热传导系数在厚度方向上的非均匀分布，功能梯度板内部温度场的非线性影响很大，在给定板两侧温度的第一类边界条件下，板中心温度比线性温度场下温升小 40.89%，内部更低的温度场引起的刚度减小更低。

4）梯度指数、几何参数和温度载荷对功能梯度板的力学特性影响都很大。梯度指数通过材料组分比例变化，改变功能梯度板的结构特性；几何参数改变了功能梯度板的刚度；温度载荷也主要通过刚度影响，并且在不同温度场下，板内部温度分布不同，影响程度也不同，均匀温度场下影响最大，而非线性温度场下影响最小。

参考文献（References）

[1] DAIKH A A, HOUARI M S A, BELARBI M O, et al. Static and dynamic stability responses of multilayer functionally graded carbon nanotubes reinforced composite nanoplates via quasi 3D nonlocal strain gradient theory[J]. Defence Technology, 2022, 18(10): 1778-1809.

[2] LIEW K M, PAN Z Z, ZHANG L W. The recent progress of functionally graded CNT reinforced composites and structures[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2019, 63(3): 234601.

[3] WANG P, GAO Z J, PAN F, et al. A couple of GDQM and iteration techniques for the linear and nonlinear buckling of bi-directional functionally graded nanotubes based on the nonlocal strain gradient theory and high-order beam theory[J]. Engineering Analysis with Boundary Elements, 2022, 143: 124-136.

[4] KIANI Y, ŻUR K K. Free vibrations of graphene platelet reinforced composite skew plates resting on point supports[J]. Thin-Walled Structures, 2022, 176: 109363.

[5] LI Z C, ZHANG Q, SHEN H, et al. Buckling performance of the encased functionally graded porous composite liner with polyhedral shapes reinforced by graphene platelets under external pressure[J]. Thin-Walled Structures, 2023, 183: 110370.

[6] VAN VINH P, VAN CHINH N, TOUNSI A. Static bending and buckling analysis of bi-directional functionally graded porous plates using an improved first-order shear deformation theory and FEM[J]. European Journal of Mechanics-A/Solids, 2022, 96: 104743.

[7] GHATAGE P S, KAR V R, SUDHAGAR P E. On the numerical modelling and analysis of multi-directional functionally graded composite structures: a review[J]. Composite Structures, 2020, 236: 111837.

[8] GAYEN D, TIWARI R, CHAKRABORTY D. Static and dynamic analyses of cracked functionally graded structural components: a review[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 173: 106982.

[9] VAN VINH P, HUY L Q. Finite element analysis of functionally graded sandwich plates with porosity via a new hyperbolic shear deformation theory[J]. Defence Technology, 2022, 18(3): 490-508.

[10] CHO J R. Numerical study on the thermal buckling of functionally graded sandwich plates[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2023, 37(4): 1913-1922.

[11] 仲政, 吴林志, 陈伟球. 功能梯度材料与结构的若干力学问题研究进展[J]. 力学进展, 2010, 40(5): 528-541.
ZHONG Z, WU L Z, CHEN W Q. Progress in the study on mechanics problems of functionally graded materials and structures[J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(5): 528-541(in Chinese).

[12] REDDY J N, WANG C M. An overview of the relationships between solutions of the classical and shear deformation plate theories[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(12-13): 2327-2335.

[13] ABRATE S. Free vibration, buckling, and static deflections of functionally graded plates[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(14): 2383-2394.

[14] THAI H T, KIM S E. A review of theories for the modeling and analysis of functionally graded plates and shells[J]. Composite Structures, 2015, 128: 70-86.

[15] ZHANG D G, ZHOU Y H. A theoretical analysis of FGM thin plates based on physical neutral surface[J]. Computational Materials Science, 2008, 44(2): 716-720.

[16] ZAHARI K, HILALI Y, MESMOUDI S, et al. Review and comparison of thin and thick FGM plate theories using a unified buckling formulation[J]. Structures, 2022, 46: 1545-1560.

[17] EL MEICHE N, TOUNSI A, ZIANE N, et al. A new hyperbolic shear deformation theory for buckling and vibration of functionally graded sandwich plate[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2011, 53(4): 237-247.

[18] REDDY J N. Analysis of functionally graded plates[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2000, 47(1-3): 663-684.

[19] SHAHRJERDI A, MUSTAPHA F, BAYAT M, et al. Free vibration analysis of solar functionally graded plates with temperature-dependent material properties using second order shear deformation theory[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2011, 25(9): 2195-2209.

[20] EL-HAINA F, BAKORA A, BOUSAHLA A A, et al. A simple analytical approach for thermal buckling of thick functionally graded sandwich plates[J]. Structural Engineering and Mechanics, 2017, 63(5): 585-595.

[21] JAVAHERI R, ESLAMI M R. Thermal buckling of functionally graded plates[J]. AIAA Journal, 2002, 40(1): 162-169.

[22] 夏巍, 赵东伟, 冯宇鹏. 基于 Mindlin 横剪变形理论的功能梯度板热屈曲分析[J]. 应用力学学报, 2016, 33(1): 13-18.
XIA W, ZHAO D W, FENG Y P. Thermal buckling analysis of functionally graded plates based on Mindlin transverse shear deformable theory[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2016, 33(1): 13-18(in Chinese).

Buckling characteristics of metal-ceramic functionally graded plates in thermal loading environments

LI Chang[1, 2], WAN Zhiqiang[1], WANG Xiaozhe[3, *], YANG Chao[1], LI Keyu[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100191, China;
3. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Because of its exceptional mechanical qualities, functionally graded material (FGM)— a unique material made up of a constantly changing mixture of two or more components—has earned respect in both academics and industry. Nonetheless, there are limited studies on the analytical approach to the impact of thermal loading on FGM. In this paper, a mechanical characterization method applicable to functionally graded plates is proposed, which is based on the Ritz method and classical plate theory. The study focuses on investigating the effects of thermal loading on the reduction of stiffness caused by thermal stresses, and the effects of material property changes at different temperatures on FGM. The thermal buckling of functionally graded plates is analyzed under the uniform, linear, and nonlinear temperature fields. Strain energy and thermal strain energy are used to establish differential equations of motion through the energy method and Hamilton's principle. Furthermore, the functionally graded plates' mechanical characteristics are examined in connection with the width-to-thickness ratio, temperature field, gradient index, and width-to-length ratio. The results indicate that the gradient index exerts a complex nonlinear influence on the buckling characteristics of functionally graded plates, with significant effects arising from the temperature field distribution and the temperature-dependent properties.

Keywords: functionally graded materials; Ritz method; classical plate theory; thermal buckling; thermal loading

Received: 2023-10-12; **Accepted**: 2023-12-29; **Published Online**: 2024-01-19 12:53

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1456.005

Foundation items: Young Elite Scientists Sponsorship Program by CAST (2022QNRC001); Aeronautical Science Foundation of China (2022Z012051001)

* **Corresponding author**. E-mail: wangxiaozhemvp@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0681

21天禁食下成人记忆与注意功能变化的脑电特征

殷瑛，董乐，周前祥*，柳忠起
(北京航空航天大学 生物与医学工程学院，北京 100191)

摘 要：航天救援任务中，被救援人员可能出现食物短缺的现象，因此，研究健康成年人在21天完全禁食状态下执行短时记忆和注意任务时行为绩效和脑电(EEG)信号变化的规律，对确定救援任务十分重要。招募了13名志愿者，全过程参与某实验舱内分为4个实验阶段的21天完全禁食实验，期间采集志愿者完成Two-back范式短时记忆任务的绩效数据和静息态EEG数据；通过功率谱分析得到EEG信号中各节律成分的特征，评估志愿者记忆和注意力的变化。结果表明：长时间禁食过程中，任务反应时显著延长(P<0.05)，正确率变化不显著，即志愿者的反应速度、注意力集中程度逐渐减弱，在第16天左右受影响最显著；禁食过程中，δ波活动增加，α波活动下降，$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$、$\theta/\alpha$比值增大，变化均出现在禁食第10～16天期间，并在恢复期回归正常。基于EEG和绩效数据，认为在21天的禁食状态下，δ波、α波、$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$、$\theta/\alpha$等指标会发生显著变化，根据各节律成分的特性，这些指标反映了禁食状态下注意力的分散和工作记忆能力的下降，志愿者的基本认知功能受到影响，主要变化出现在禁食第10～16天。研究结果可作为长时间禁食时人的认知能力变化评估的支撑数据，也为未来航天及其他领域进一步探索禁食的作用机制提供参考。

关 键 词：长时间禁食；脑电信号；功率谱分析；记忆；注意功能
中图分类号：R318
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4207-09

食物对人的生存至关重要，但是在某些情况下可能会出现食物短缺。例如，载人航天器回舱的着陆地点与预测地点有出入，降落在沙漠、戈壁、海洋等恶劣环境，以及发生诸如地震、矿难等紧急情况时，事后被救援人员可能会出现食物短缺的情况。因此，他们在长时间禁食状态下保持正常的认知能力对救援任务的成功完成至关重要。一直以来，记忆和注意都是认知研究领域中备受关注的两大课题。注意是人们的心理反应对一定对象的指向与集中，能使机体在面对突发事件时采取有效措施，具有非常重要的保护作用[1-2]；工作记忆对人员执行任务至关重要。工作记忆与注意密切相关，相互影响[3-4]。因此，本文以注意力和工作记忆作为主要研究对象。

目前，国内外学者对于禁食对认知的影响暂未达成一致[5-8]，可能有几种原因，包括禁食时长、禁食类型及评估方式的差异，而常见的评估方式主要有主观评价法、行为学评价法、生理信号评价法。Yang等[7]在深圳市绿航星际太空科技研究院进行了一项10天完全禁食后的认知研究，这也是此前国内时间较长的禁食研究，通过设计精神警觉任务、多规则任务、连续加法任务来评估志愿者的注意力、认知灵活性和计算能力，根据研究得出结论，10天完全禁食并未影响基本认知功能。然而，实验不足是缺乏生理信号采集，完全依托于行为绩效，结果存在一定的偏差。而当前脑电(electroencephalogram, EEG)技术的不断发展，凭借其实时性、无创性、时间分辨率高和低成本等特点，在一些脑神经

收稿日期：2023-10-24；录用日期：2023-11-10；网络出版时间：2023-12-11 11:54
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231208.1826.004
*通信作者. E-mail：zqxg@buaa.edu.cn

引用格式：殷瑛，董乐，周前祥，等. 21天禁食下成人记忆与注意功能变化的脑电特征[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4207-4215. YIN Y，DONG L，ZHOU Q X，et al. EEG characteristics of changes in adult memory and attention function under 21 days fasting[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4207-4215 (in Chinese).

研究中被用来分析与认知变化的关系[9-11]。EEG信号中包含着情感、思维、心理等丰富的大脑活动信息，不同的思维状态及脑部病变情况会表现出不同的EEG信号，国际上一些学者正通过对不同导联、不同认知任务期间的信号进行处理，来揭示大脑的工作模式[12]。

Yamamoto[13]为研究禁食疗法是否引起中枢神经系统的变化，开展了10天完全禁食和6天复食实验，通过功率谱分析，发现禁食后α波能量百分比显著高于禁食前，而β波相反，认为α波的变化反映了禁食条件下注意力集中程度的减弱。Mostafavi等[14]结合EEG和行为测试研究正常志愿者在早餐前后认知功能的变化和差异，结果显示，针对视觉任务期间，餐后的α波功率高于餐前，对于所有个体，进行视觉任务时调用的皮层资源和α波功率之间存在反比关系[15-16]。因此，α波可在一定程度上反映禁食状态下大脑皮层资源的调用情况，可为后续认知的评估提供参考。1999年，Klimesch[17]实验认为α波功率和记忆能力成正相关，而θ波和δ波功率则相反。此外，Leon-Carrion等[18]认为通过功率谱分析可得知脑功能损害的程度，脑功能损害程度越高，则功率谱上的慢波频带(δ、θ)比重越大，快波频带(α、β)比重越小。国内学者也得出相应结论，如$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$，$\theta/\alpha$值与认知功能成负相关[19]。因此，研究者们认为可根据脑节律波δ、θ、α、β功率的变化判断认知功能的损伤程度。

目前，国内外对长时禁食状态下脑认知功能的研究仍较少，对禁食过程中不同频段EEG活动分析也不够全面。本文基于长时间禁食引起认知功能变化的应用背景，以21天禁食作为模拟情况，设置了禁食前期(基线期)、禁食期和恢复期等测试点。通过行为绩效、EEG功率谱等指标，研究人在完全禁食状态下行为特征和EEG信号变化的规律，探索不同禁食阶段EEG特征差异及与前额叶皮层功能相关的工作记忆、注意[20]等认知功能变化，分析人的基本认知功能在长时间禁食条件下的变化特征，为提高被救援人员在极端情况下的救援效率和生存概率，以及制定更科学的禁食疗法提供参考依据。

1 方 法

1.1 受试者

本文实验得到深圳市太空科技南方研究院伦理委员会的批准(伦理批准号为SISC-JK-21-002)，面向社会招募志愿者，选取标准为：身体质量指数(body mass index, BMI)介于18.5～32之间，体重为60～90 kg，身高范围为160～190 cm，无认知功能障碍和不良嗜好；身体健康，无恶性肿瘤、严重的心血管疾病、代谢功能障碍、精神障碍、低血压、糖尿病、胃肠道溃疡等病史。最终共招募15名健康志愿者，年龄为(39.27±9.28)岁。整个实验在完备的医学保障条件下进行，有专业医疗团队密切监护志愿者的身体及心理情况，确保志愿者的安全。志愿者们在了解整个实验流程后均签署了知情同意书，并被告知若在实验期间感到不适，可立即停止实验。实验期间，2名志愿者因个人原因中途退出，因此，实际人数为13人。

1.2 实验任务

在注意和记忆功能评估中，采用认知心理学经典范式Two-back[21]，由美国心理学软件工具公司的E-Prime 3.0软件编写而成，选取志愿者操作任务时的反应时和正确率作为评价标准。实验任务如图1所示，任务由连续的字母组成。实验开始后，屏幕先出现红色十字“+”，之后屏幕中随机呈现一个字母，持续时间为1 000 ms，需要在最短时间内判断当前字母与间隔1个试次之前的字母是否相同，若相同按下鼠标左键，不同则按右键，第1、第2试次不需做任何反应。按下鼠标或1 000 ms之后自动进入下1试次，共600试次。绩效数据均以.edat形式储存在E-Prime文件中。

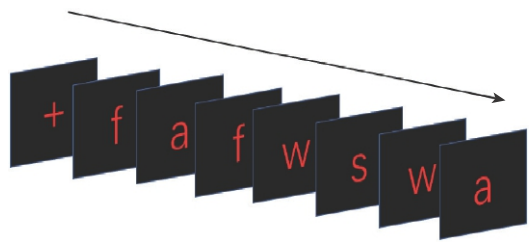


图1 Two-back实验范式

Fig. 1 Two-back experimental paradigm

1.3 实验流程

实验总时长约33天，场地位于深圳市绿航星际太空科技研究院，分为4个阶段：基础生理数据采集(baseline, BL)期，3天；完全禁食(complete fasting, CF)期，21天，除饮水外，不摄入任何能量物质；缓慢复食(calorie restriction, CR)期，5天，少量饮食；恢复(recovery, R)期，4天，恢复至正常饮食。设置CR期的目的是为了适应正常饮食习惯，防止解除禁食后暴饮暴食引起事故。

每位志愿者需要参加7次实验，对应不同禁食阶段，为方便表述，后续将用字母和数字缩写代替各实验阶段：完全禁食第4天(CF4)、完全禁食第10天(CF10)、完全禁食第16天(CF16)、完全禁食

第 21 天(CF21)、缓慢复食期第 5 天(CR5)、恢复期第 4 天(R4), 时间安排如图 2 所示。在正式实验前 3 天向所有志愿者解释了实验流程, 并且进行了预实验, 减少因不熟悉实验产生的影响。为确保 EEG 信号纯净, 志愿者需在实验前一晚洗头, 并保证充足的睡眠时间。在所有志愿者都熟悉了流程之后, 正式采集第 1 次数据作为基线对照组。志愿者每次实验的时间固定, 具体流程如图 3 所示。

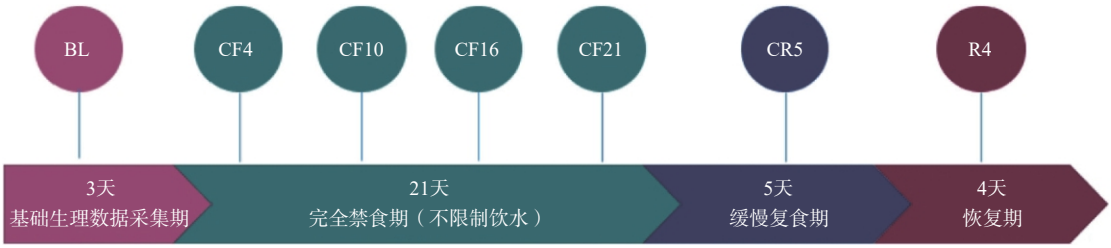


图 2　测试时间安排

Fig. 2　Test schedule

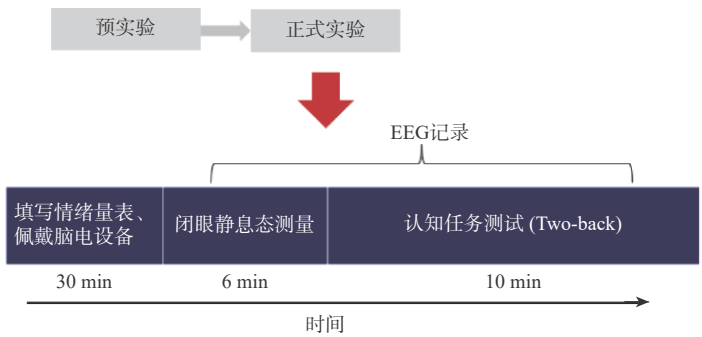


图 3　实验流程

Fig. 3　Experimental process

1) 志愿者来到实验室后, 坐在舒适稳定的椅子上, 填写情绪量表, 确认情绪稳定后进行下一步。

2) 佩戴 EEG 帽, 大约耗时 30 min。电极按照国际标准导联 10-20 系统安放, 以双侧乳突为参考电极。佩戴完成后, 观察信号是否稳定, 稳定后进行下一步。

3) 志愿者闭眼静坐 6 min, 采集静息态 EEG。

4) 指导志愿者执行电脑上的 E-Prime 范式: Two-back, 实验时长约 10 min。

5) 实验结束, 保存数据。

每位志愿者每次实验总时长约 50 min。

1.4　数据提取

1.4.1　EEG 记录

采用德国 Brain Products (BP) 公司生产的 32 导 EEG 设备, 包括: BrainAmps 放大器和 32 导 Ag/AgCl 电极帽, 电极按照国际标准导联 10-20 系统安放, 采样频率设置为 1 000 Hz。通过 Brain Vision Recorder 软件实时记录 EEG, 将双侧乳突 TP9、TP10 作为重参考电极, 恢复 Fz 电极, 前额作为接地电极, 通过注射导电凝胶控制电极阻抗在 5 kΩ 以下。

1.4.2　EEG 预处理

利用 MATLAB 2017a 和软件内工具包 EEGLAB 14.1.1 进行原始信号的预处理[22]。将文件格式为 *.vhdr 的原始信号导入 EEGLAB, 依次进行电极定位、电极重参考、滤波、分段和基线校正、剔除坏段、插值坏导、独立成分分析 (independent component analysis, ICA)、剔除眨眼、眼瞟等 ICA 成分。其中, 通过有限脉冲响应 (finite impulse response, FIR) 滤波器进行 0.1～40 Hz 带通滤波, 去除肌电等高频成分, 由于低通滤波低于 50 Hz, 不需要进行凹陷滤波去除工频干扰。以刺激前−200 ms到刺激后 800 ms 为一段进行 EEG 信号分段。通过 ICA 剔除噪声成分如眨眼、眼瞟等伪迹[23], 并将数据以 *.set 格式导出。

1.4.3　EEG 功率谱特征提取

EEG 的功率谱分析是使用最多的频域分析方法, 也称为功率谱估计。通过计算功率谱, 可以观察到 EEG 中 δ、θ、α、β、γ 等各个节律成分的分布和变化情况, 不同频段节律波直接反映了不同的生理意义和认知的不同状态, 广泛用于临床中神经系统疾病的诊断和脑认知的研究当中。

功率谱估计方法主要有经典谱估计和现代谱估计 2 种[24]。经典谱估计在 EEG 信号分析中应用广泛, 采用针对其中周期图法的缺点改进后的 Welch 法进行功率谱分析, 将信号进行分段, 重叠 50%, 并将窗函数 ω 加在每一段信号上, 对每一段

的功率谱进行平均得到整个信号的功率谱。

在研究过程中，提取EEG的4种节律成分δ(0.5～3 Hz)、θ(4～7 Hz)、α(8～13 Hz)、β(14～30 Hz)，使用Welch法分别计算这4个频段的绝对功率p_δ、p_θ、p_α、p_β及总功率p[25]。为降低个体差异的影响，使用相对功率值(各个节律波功率与总功率的比值)进行统计分析，主要分析δ、θ、α、β波的相对功率及相对功率比值$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$、$\theta/\alpha$等6个指标在各个脑区的分布和变化情况。对应的电极如表1所示。

表1 10-20电极导联系统电极名称

Table 1 10-20 electrode lead system electrode names

脑区	英文缩写	电极名称
额叶	F	F3、Fz、F4
中央叶	C	C3、Cz、C4
顶叶	P	P3、Pz、P4
枕叶	O	O1、Oz、O2
颞叶	T	T7、T8

1.4.4 统计分析

应用SPSS 24.0软件进行统计分析，其中，超过3个标准差以上的异常值会被剔除，将各阶段数据与基线期进行配对t检验。如果违反球形假设，使用Greenhouse-Geisser进行自由度校正，认为P<0.05时差异具有统计学意义。

2 结 果

2.1 数据处理

绩效数据为任务的反应时和正确率，计算所有志愿者在任务期间的正确率和反应时的平均值。通过采用SPSS 24.0统计软件对任务正确率和反应时分别进行重复测量方差分析，存在主效应显著时，将各阶段数据与基线期进行配对t检验，绩效统计结果如表2所示。

表2 不同时间段下Two-back平均正确率和反应时结果

Table 2 Two-back average accuracy and reaction time results at different time periods

时间段	平均正确率/%	反应时/ms
BL	88.74(24.03)	318.99(39.8)
CF4	88.27(13.16)	346.32(55.65)
CF10	86.18(21.28)	361.01*(24.52)
CF16	83.85(13.81)	391.81*(58.17)
CF21	87.98(11.67)	381.87*(41.15)
CR5	89.51(10.39)	343.72(64.02)
R4	91.82(13.49)	320.37(69.07)

注："*"表示P<0.05；括号中数值表示标准差。

从表2可以看出，从实验开始直到CF16，反应时逐渐延长，在CF16达到最大(BL：(318.99±39.8) ms；CF16：(391.81±58.17) ms，P<0.05)，后续逐渐恢复，表明在禁食期间，志愿者的注意力集中程度逐渐减弱，在禁食第16天左右受影响最显著；虽然任务正确率的变化并不显著，但也随禁食时间呈现一定的变化规律，在开始禁食至CF16呈下降趋势，并在CF16下降至最低(83.85%±13.81%)，之后逐渐上升，表明短时记忆能力随禁食逐渐下降，在禁食第16天达到最低值，与反应时相似。

2.2 功率谱特征分析结果

2.2.1 EEG相对功率

分别将各个实验阶段与基线阶段进行配对t检验，结果如表3所示。从配对t检验结果来看，相较于禁食前的基础数据值，α波和β波在各脑区均有显著变化；δ波在额叶和中央叶变化显著，但在其他3个脑区无显著变化；θ波在顶叶和枕叶变化显著。

表3 脑电节律波相对功率配对t检验结果

Table 3 Paired t-test results of relative power of EEG rhythm waves

EEG参数	实验条件	t检验结果				
		额叶	中央叶	顶叶	枕叶	颞叶
δ波	BLvsCF4	0.065	0.428	0.732	0.943	0.942
	BLvsCF10	0.288	0.409	0.407	0.821	0.915
	BLvsCF16	0.017*	0.041*	0.158	0.633	0.366
	BLvsCF21	0.080	0.196	0.242	0.558	0.722
	BLvsCR5	0.013*	0.036*	0.113	0.690	0.598
	BLvsR4	0.408	0.698	0.593	0.812	0.638
θ波	BLvsCF4	0.178	0.072	0.037*	0.009**	0.093
	BLvsCF10	0.943	0.453	0.637	0.645	0.671
	BLvsCF16	0.980	0.397	0.239	0.258	0.543
	BLvsCF21	0.386	0.775	0.719	0.603	0.223
	BLvsCR5	0.385	0.766	0.506	0.509	0.202
	BLvsR4	0.324	0.897	0.491	0.287	0.074
α波	BLvsCF4	0.203	0.476	0.531	0.374	0.788
	BLvsCF10	0.140	0.103	0.103	0.709	0.212
	BLvsCF16	0.014*	0.010*	0.015*	0.067	0.009**
	BLvsCF21	0.141	0.087	0.279	0.901	0.194
	BLvsCR5	0.003**	0.001**	<0.001**	0.010*	0.005**
	BLvsR4	0.307	0.411	0.409	0.985	0.347
β波	BLvsCF4	0.142	0.074	0.112	0.121	0.214
	BLvsCF10	0.551	0.619	0.436	0.611	0.181
	BLvsCF16	0.068	0.049*	0.021*	0.206	0.033*
	BLvsCF21	0.866	0.525	0.966	0.461	0.104
	BLvsCR5	0.031*	0.081	0.005**	0.035*	0.034*
	BLvsR4	0.176	0.275	0.267	0.487	0.139

注："*"表示P<0.05；"**"表示P<0.01。

为了解各成分的变化情况，做出整个实验期间相对功率的变化趋势，如图4所示。

结合表3可以得出以下结果：禁食前10天，只有θ波相对功率发生显著变化，表现在禁食第4天的顶叶(P=0.037)和枕叶(P=0.009)显著增加，之后又恢复至基线水平。θ波与精神和情绪状态有关，

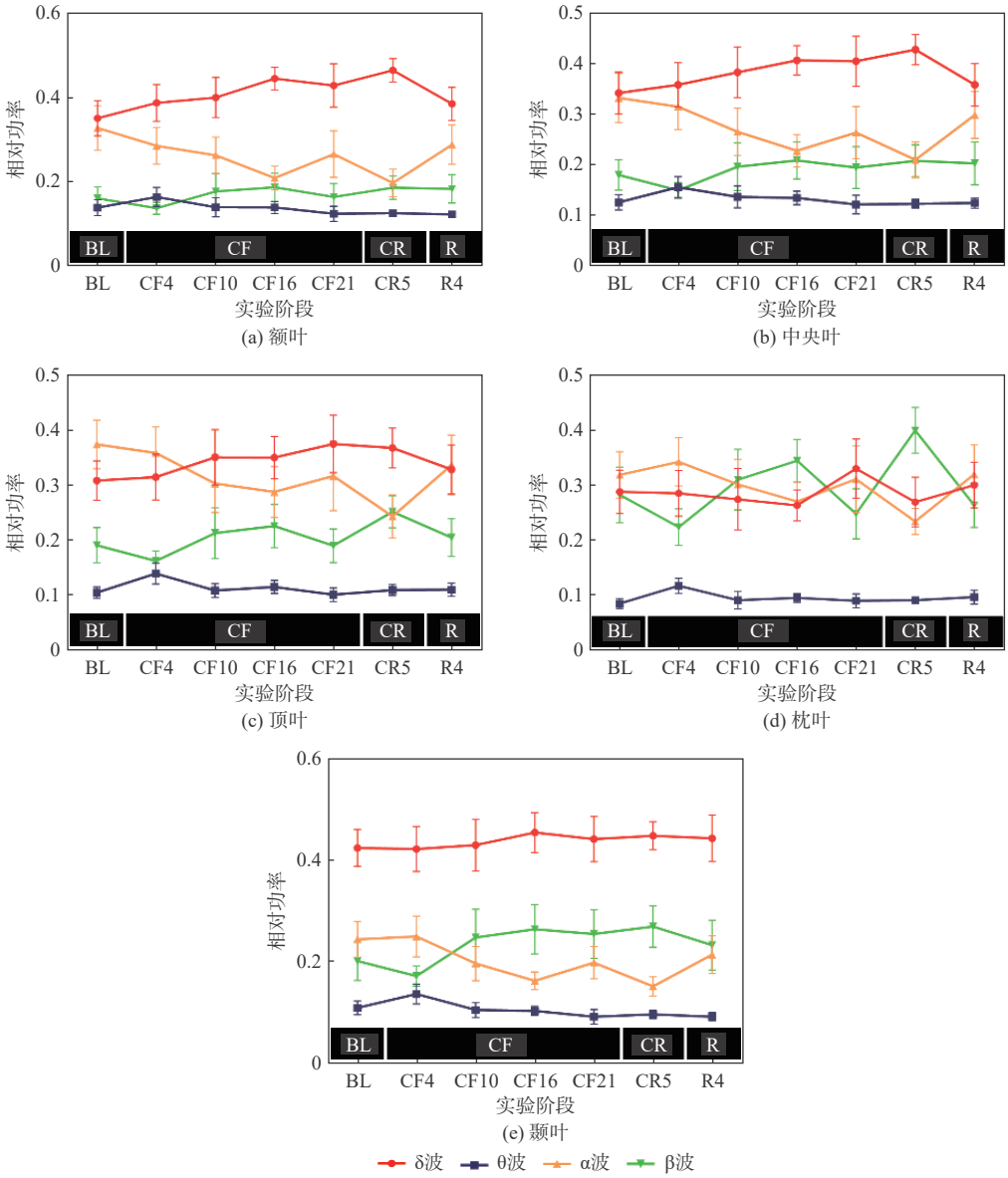


图 4　实验期间不同脑区节律波相对功率

Fig. 4　Relative power of rhythmic waves in different brain regions during the experiment

θ 波的增加通常反映了焦虑和抑郁状态, 在整个实验期间, 只在禁食第 4 天观察到 θ 波的短暂上升, 表明被试的精神状态在实验期间较稳定, 可以排除疲劳、消极情绪对 EEG 数据的影响; 禁食 10 天后, 其余 4 种节律波开始出现显著变化, δ 波在额叶和中央叶变化情况一致, 均呈总体上升趋势, 禁食第 16 天开始显著增加, 而在禁食第 21 天出现回转; α 波在各个脑区变化情况基本一致, 与 δ 波相反, 呈总体下降趋势, 在禁食第 16 天显著降低, 第 21 天向基线期恢复。由于 δ 波和 α 波分别与注意、记忆功能呈负相关和正相关[18], 实验中 δ 波的上升和 α 波的下降反映了注意和记忆功能的减退, 体现在禁食 10 天以后, 而在 10 天内的变化并不显著; β 波在顶、枕、颞 3 个区域变化一致, 呈现先下降再上升趋势, 禁食第 16 天显著增加, 在禁食第 21 天出现恢复趋势。一般认为, 慢波的增加是大脑处于抑制状态时的主要表现, 功率谱中高频成分的减少和低频成分的增加表明了大脑的活跃度降低, 认知水平下降。

2.2.2　EEG 相对功率比值

将各实验阶段相对功率比值与基线期进行配对 t 检验, 结果如表 4 所示。发现相对功率比值 $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 和 θ/α 在枕叶和颞叶均无显著变化, 而在其余脑区变化一致。为方便观察整体变化情况, 做出变化趋势, 如图 5 所示。

结合图 5 中相对功率比值变化折线图, 得到结果: 对于 $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$, 在额叶、中央叶变化趋势一致, 总体呈现上升趋势, 而在顶叶、枕叶和颞叶呈不规则变化, 并未达到显著。对于 θ/α, 在中央叶和顶叶也呈现总体上升趋势, 其中, 在禁食第 4 天就已

表 4 脑电节律波相对功率比值配对 t 检验结果

Table 4 Paired t-test results of relative power ratio of EEG rhythm waves

EEG参数	实验条件	t检验结果				
		额叶	中央叶	顶叶	枕叶	颞叶
$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$	BLvsCF4	0.035*	0.099	0.060	0.331	0.251
	BLvsCF10	0.274	0.235	0.267	0.811	0.876
	BLvsCF16	0.063	0.035*	0.067	0.619	0.244
	BLvsCF21	0.201	0.147	0.185	0.383	0.756
	BLvsCR5	0.007**	0.009**	0.048*	0.635	0.699
	BLvsR4	0.683	0.374	0.146	0.451	0.474
θ/α	BLvsCF4	0.066	0.023*	0.012*	0.072	0.064
	BLvsCF10	0.335	0.027*	0.037*	0.395	0.112
	BLvsCF16	0.060	0.023*	0.019*	0.227	0.323
	BLvsCF21	0.592	0.119	0.049*	0.358	0.979
	BLvsCR5	0.012*	0.013*	0.004**	0.091	0.085
	BLvsR4	0.722	0.083	0.066	0.200	0.343

注：“*”表示P<0.05；“**”表示P<0.01。

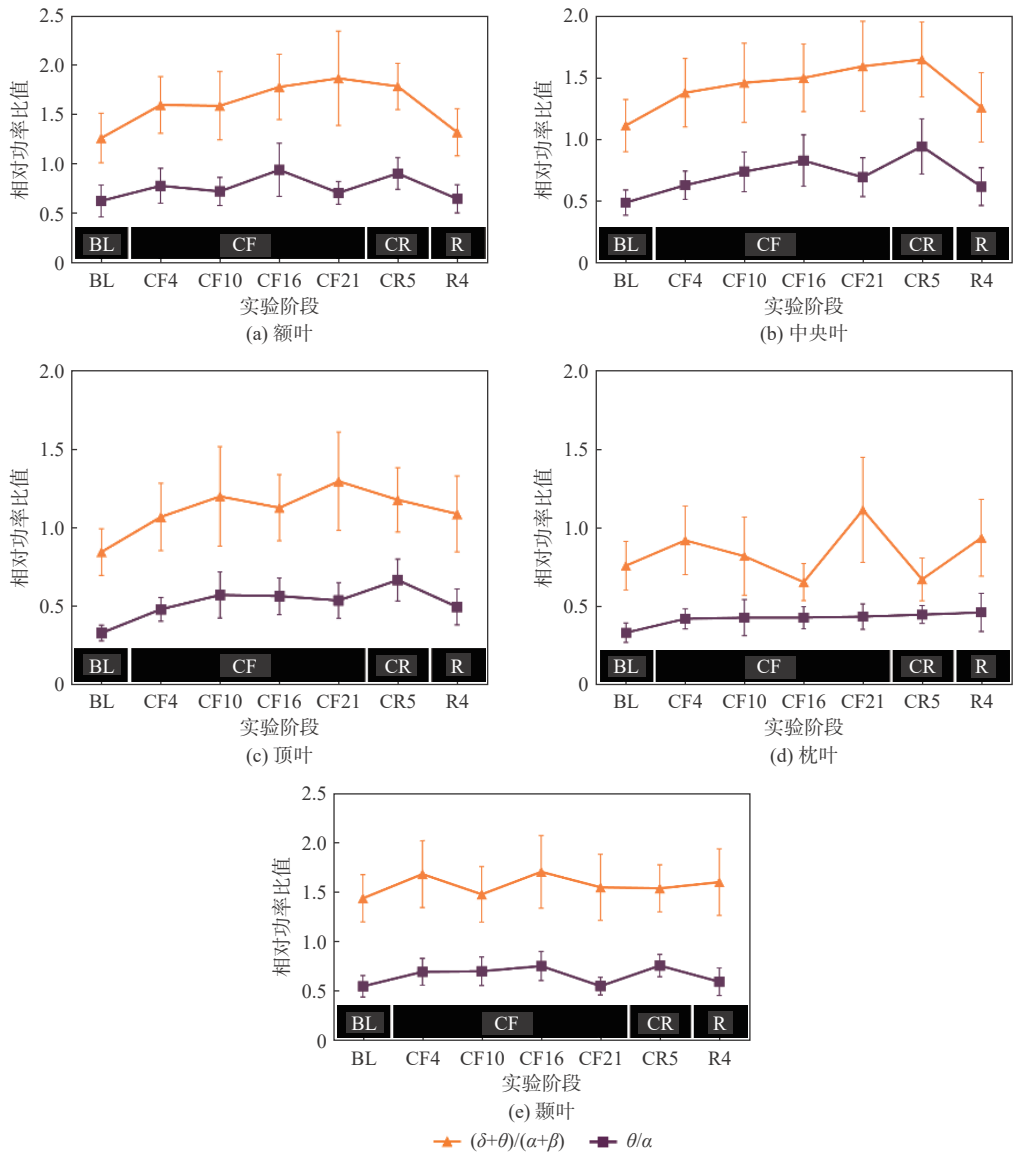


图 5 实验期间不同脑区节律波相对功率比值

Fig. 5 Relative power ratio of rhythmic waves in different brain regions during the experiment

经观察到位于中央叶和顶叶的显著上升, 直到第 21 天开始出现下降。综上所述, 长时间禁食对 $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 相对功率比值的影响主要体现在大脑额叶、中央叶, 对 θ/α 的影响主要体现在中央叶和顶叶, 而对其余 3 个脑区并无较大影响。$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 和 θ/α 比值反映了 EEG 信号中慢波与快波的占比。比值大小与记忆呈负相关, 实验中慢波越来越多, 因此, 可认为大脑活跃度越来越低, 记忆功能在禁食期间逐渐下降, 而在正常饮食后可恢复至原水平, 与相对功率统计结果一致。

3　分析与讨论

Two-back 任务绩效表明, 长时间禁食后志愿者的反应时延长, 在第 10～16 天达到最大, 表明在禁食中后期志愿者的反应速度、注意力集中程度下降; 任务正确率虽无显著变化, 但从整体趋势来看, 在实验开始后到禁食第 16 天, 呈下降趋势, 表明工作记忆能力受到了一定影响, 在第 16 天达到最低值。在禁食第 16 天后, 任务正确率和反应时出现好转, 推测此现象属于大脑的代偿效应。

EEG 不同成分反映不同的认知功能, 一些研究[26-27] 表明, 不同频段的 EEG 波活动与注意力、工作记忆等认知功能相关, 因此, 本文围绕 EEG 中的 δ、θ、α、β 这 4 个节律波进行讨论。对于 θ 波成分, 禁食第 4 天在顶叶和枕叶观察到显著增加, 但之后又恢复至基线水平。θ 波与精神和情绪状态有关, 人在疲劳昏昏欲睡时 θ 波较多, 在整个实验期间, 只在禁食第 4 天观察到 θ 波的短暂上升, 表明被试的精神和情绪状态在实验期间较稳定, 可以排除消极情绪对 EEG 数据的影响。δ 波的变化体现在在额叶和中央叶, 均呈总体上升趋势; α 波在各个脑区变化情况基本一致, 与 δ 波相反, 呈总体下降趋势, 均在禁食第 16 天达到极值, 第 21 天向基线期恢复。各节律成分的变化反映了禁食状态下自我平衡的电生理相关特征, EEG 信号由高频向低频转移, 慢波比例的增加表明了皮层活跃程度降低。根据以往研究, δ 波和 α 波与记忆功能和注意力关系密切[13,17], 因此, 实验中 δ 波的上升和 α 波的下降说明了记忆功能和注意力集中能力的减退, 集中体现在禁食 10 天以后。

另外, 对于相对功率比值 $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$, 变化主要集中在额叶、中央叶, 总体呈现先上升后下降的趋势。对于 θ/α, 在中央叶和顶叶呈现总体上升趋势, 变化情况与 $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 相似。总的来说, 长时间禁食对 $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 相对功率比值的影响主要体现在大脑额叶、中央叶, 对 θ/α 的影响主要体现在中央叶和顶叶, 而对其余 3 个脑区并无较大影响。$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 和 θ/α 比值代表了大脑中快波与慢波的含量, 通常情况下, 快波反映了大脑的活跃度, 而慢波常出现在脑力疲劳或大脑处于抑制状态时。因此, 从相对功率比值来看, 可认为记忆功能在禁食期间呈缓慢下降的趋势, 而在正常饮食后可恢复至原水平。

本文存在一些不足之处, 由于实验有一定难度, 样本量较少, 采取的是自身对照, 因此, 数据难以避免存在些许偏差, 今后随着条件的改善可加大样本量细化实验。

4　结　论

1) 本文完成了对不同禁食状态下的自发 EEG 功率谱特征的分析, 评价大脑的基本活动水平。结果与已有结论进行对比, 验证了实验和数据的有效性, 为后续进一步分析做基础。

2) 提取了反映人基本认知能力的 4 种节律波 δ、θ、α、β, 经分析, δ 波、α 波、$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 和 θ/α 受禁食状态的影响较大, 变化主要出现在禁食第 10～16 天期间。禁食后, δ 波增加, α 波下降, $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$、$\theta/\alpha$ 比值增大, 功率谱结果从一定程度上反映了禁食状态下注意力的分散和工作记忆能力的下降, 志愿者的基本认知功能受到影响。

3) 根据本文结果, δ 波、α 波、$(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$ 和 θ/α 可作为禁食过程中反映基本认知功能的 EEG 指标, 在长时间禁食过程中, 禁食第 10～16 天存在一定风险, 会对人脑基本认知造成一定影响。因此, 本文结果可为极端条件下的生存及医院禁食疗法、后续的康复治疗提供参考依据, 制定干预措施。

致谢　感谢航天医学专家、国际宇航科学院院士、航天员科研训练中心研究员、中国载人航天工程航天员系统副总设计师、航天医学基础与应用国家重点实验室主任李莹辉及其团队的大力支持。

参考文献（References）

[1] POLICH J, CRIADO J R. Neuropsychology and neuropharmacology of P3a and P3b[J]. International Journal of Psychophysiology, 2006, 60(2): 172-185.

[2] POLICH J. Updating P300: an integrative theory of P3a and P3b[J]. Clinical Neurophysiology, 2007, 118(10): 2128-2148.

[3] 张明, 张阳. 工作记忆与选择性注意的交互关系[J]. 心理科学进展, 2007, 15(1): 8-15.
ZHANG M, ZHANG Y. The relationship between working memory and selective attention[J]. Advances in Psychological Science, 2007, 15(1): 8-15(in Chinese).

[4] AWH E, JONIDES J. Overlapping mechanisms of attention and spatial working memory[J]. Trends in Cognitive Sciences, 2001, 5(3): 119-126.

[5] SOLIANIK R, SUJETA A, TERENTJEVIENĖ A, et al. Effect of 48 h fasting on autonomic function, brain activity, cognition, and mood in amateur weight lifters[J]. BioMed Research International, 2016, 2016: 1503956.

[6] SOLIANIK R, SUJETA A. Two-day fasting evokes stress, but does not affect mood, brain activity, cognitive, psychomotor, and motor performance in overweight women[J]. Behavioural Brain Research, 2018, 338: 166-172.

[7] YANG C, MA Q Y, ZHANG H Y, et al. Ten days of complete fasting affected subjective sensations but not cognitive abilities in healthy adults[J]. European Journal of Nutrition, 2021, 60(5): 2747-2758.

[8] JAMES D, SEARS D, LARKEY L, et al. Prolonged nightly fasting among older adults: a pilot study exploring changes in cognitive function[J]. Innovation in Aging, 2022, 6(Supplement_1): 823.

[9] ENRIQUEZ-GEPPERT S, HUSTER R J, HERRMANN C S. EEG-neurofeedback as a tool to modulate cognition and behavior: a review tutorial[J]. Frontiers in Human Neuroscience, 2017, 11: 51.

[10] DERAMBURE P, LABIDI J, BOURRIEZ J L, et al. O-40 EEG-mine: EEG as a prognosis tool of cognitive decline in routine clinical practice[J]. Clinical Neurophysiology, 2019, 130(7): e34.

[11] WESTWOOD S J, BOZHILOVA N, CRIAUD M, et al. The effect of transcranial direct current stimulation (tDCS) combined with cognitive training on EEG spectral power in adolescent boys with ADHD: a double-blind, randomized, sham-controlled trial[J]. IBRO Neuroscience Reports, 2022, 12: 55-64.

[12] KUNHIMANGALAM R, JOSEPH P K, SUJITH O K. Nonlinear analysis of EEG signals: surrogate data analysis[J]. IRBM, 2008, 29(4): 239-244.

[13] YAMAMOTO H. An electroencephalographical study of fasting therapy with special reference to EEG power spectral changes[J]. Japanese Journal of Psychosomatic Medicine, 1980, 20(4): 325-335.

[14] MOSTAFAVI S A, KHALEGHI A, VAND S R, et al. Neuro-cognitive ramifications of fasting and feeding in obese and non-obese cases[J]. Clinical Psychopharmacology and Neuroscience, 2018, 16(4): 481-488.

[15] BRIER M R, FERREE T C, MAGUIRE M J, et al. Frontal theta and alpha power and coherence changes are modulated by semantic complexity in Go/NoGo tasks[J]. International Journal of Psychophysiology, 2010, 78(3): 215-224.

[16] SAUSENG P, KLIMESCH W, SCHABUS M, et al. Fronto-parietal EEG coherence in theta and upper alpha reflect central executive functions of working memory[J]. International Journal of Psychophysiology, 2005, 57(2): 97-103.

[17] KLIMESCH W. EEG alpha and theta oscillations reflect cognitive and memory performance: a review and analysis[J]. Brain Research Reviews, 1999, 29(2-3): 169-195.

[18] LEON-CARRION J, MARTIN-RODRIGUEZ J F, DAMAS-LOPEZ J, et al. Brain function in the minimally conscious state: a quantitative neurophysiological study[J]. Clinical Neurophysiology, 2008, 119(7): 1506-1514.

[19] 张奕文, 牛建平, 陈丽虹. 脑电功率谱分析对轻度认知障碍的诊断价值[J]. 齐齐哈尔医学院学报, 2010, 31(17): 2699-2700.
ZHANG Y W, NIU J P, CHEN L H. Diagnostic value of EEG power spectrum analysis in mild cognitive impairment[J]. Journal of Qiqihar Medical College, 2010, 31(17): 2699-2700(in Chinese).

[20] MILLER E K, ERICKSON C A, DESIMONE R. Neural mechanisms of visual working memory in prefrontal cortex of the macaque[J]. The Journal of Neuroscience, 1996, 16(16): 5154-5167.

[21] DIAMOND A. Executive functions[J]. Annual Review of Psychology, 2013, 64: 135-168.

[22] DELORME A, MAKEIG S. EEGLAB: an open source toolbox for analysis of single-trial EEG dynamics including independent component analysis[J]. Journal of Neuroscience Methods, 2004, 134(1): 9-21.

[23] ALBERA L, KACHENOURA A, COMON P, et al. ICA-based EEG denoising: a comparative analysis of fifteen methods[J]. Bulletin of the Polish Academy of Sciences-Technical Sciences, 2012, 60(3): 407-418.

[24] 李颖洁, 邱意弘, 朱贻盛. 脑电信号分析方法及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2009.
LI Y J, QIU Y H, ZHU Y S. Analysis method of EEG signal and its application[M]. Beijing: Science Press, 2009(in Chinese).

[25] BACIGALUPO F, LUCK S J. Lateralized suppression of alpha-band EEG activity as a mechanism of target processing[J]. The Journal of Neuroscience, 2019, 39(5): 900-917.

[26] MARSHALL T R, DEN BOER S, COOLS R, et al. Occipital alpha and gamma oscillations support complementary mechanisms for processing stimulus value associations[J]. Journal of Cognitive Neuroscience, 2018, 30(1): 119-129.

[27] CLARKE A R, BARRY R J, KARAMACOSKA D, et al. The EEG theta/beta ratio: a marker of arousal or cognitive processing capacity?[J]. Applied Psychophysiology and Biofeedback, 2019, 44(2): 123-129.

EEG characteristics of changes in adult memory and attention function under 21 days fasting

YIN Ying，DONG Le，ZHOU Qianxiang*，LIU Zhongqi

(School of Biological Science and Medical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：In space rescue missions, the rescued personnel may experience food shortages. In order to determine rescue missions, it is essential to examine the behavioral performance and electroencephalogram (EEG) signal changes of healthy adults completing short-term memory and concentration activities while fasting for 21 days. This paper recruited 13 volunteers and had them participate in a 21-day complete fasting experiment divided into 4 experimental stages in an experimental cabin. During this time, volunteers who completed the Two-back paradigm short-term memory task had their performance and resting state EEG data collected. Power spectrum analysis was used to determine the characteristics of the different rhythmic components in the EEG signals in order to assess the volunteers' memory and attention changes. The results showed that the task response time was significantly prolonged during prolonged fasting (P<0.05), and the change in accuracy was not significant. The reaction speed and concentration level of volunteers gradually weaken, and the impact is most significant around the 16th day; During fasting, δ activity increased, α activity decreased, $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$, θ/α ratio increased, and changes occur during the 10th to 16th day of fasting, and return to normal during the recovery period. Based on EEG and performance data, this paper believes that after 21 days of fasting δ, α, $(\delta+\theta)/(\alpha+\beta)$, θ/α changes significantly in the long period of fasting. Based on the features of each rhythmic element, these markers show how volunteers' basic cognitive function will be impacted by attentional distraction and working memory loss during fasting. The main changes occur from the 10th to the 16th day of fasting. The research results of the paper can be used as supporting data for the assessment of cognitive ability changes during long fasting, and it also provides a reference for further exploring the mechanism of fasting in future aerospace and other fields.

Keywords：long-term fasting；electroencephalogram signal；power spectrum analysis；memory；attention function

Received：2023-10-24；**Accepted**：2023-11-10；**Published Online**：2023-12-11 11：54

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231208.1826.004

* **Corresponding author**. E-mail：zqxg@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0706

基于异构图的天基光学传感器智能调度方法

彭厚吾[1]，田景峰[1,*]，吴晓杰[1]，马鹤洋[2]
(1. 中国空间技术研究院 遥感卫星总体部，北京 100094；2. 北京理工大学 机械与车辆学院，北京 100081)

摘 要：随着空间环境日益复杂，如何在线调度有限的天基光学传感器资源以观测更多的空间目标成为紧迫的问题。基于此，提出一种基于异构图的传感器智能调度方法。该方法将传感器调度方案的求解过程建模为马尔可夫决策过程(MDP)，并将传感器调度方案表征为由目标、传感器和可视窗口3类节点构成的异构图结构，采用异构图神经网络对异构图结构进行编码，通过强化学习对传感器调度智能体开展训练。消融实验表明：提出的异构图神经网络编码方案比多层感知机编码方案的策略收益高7.5%。在不同目标数量和传感器数量的仿真场景中对比了所提方法与模拟退火方法和势博弈方法，结果表明：相较于2种对比方法，所提方法更好地兼顾了在线求解速度和目标容量2个方面。

关 键 词：深度强化学习；遥感卫星；传感器网络；图神经网络；多目标跟踪
中图分类号：V443+.5; TP212.6
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4216-10

近年来，由于空间环境日益复杂，空间态势感知变得越来越重要[1]。天基光学传感器在观测条件、覆盖范围和时效性等方面都优于地面传感器[2]。但是，如何利用有限的天基光学传感器资源对更多空间目标进行观测跟踪，仍是空间态势感知领域尚未解决的难题，该难题被称为天基光学传感器调度问题。该问题是一个特殊的组合优化问题，科研人员主要围绕目标函数设计和求解算法设计开展相关研究。

在目标函数设计方面，早期的传感器调度研究聚焦于提升目标跟踪精度，可分为基于信息量的方法和协方差控制方法。基于信息量的方法的目标函数是最大化信息增益[3]或最小化后验克拉美-罗下界[4]。而在协方差控制方法中，目标函数通常是最小化后验协方差与期望协方差之间的差距[5]。这些方法是目标跟踪问题的通用理论方法，在其基础上可以开展针对特殊工程问题的设计。例如，针对传感器资源稀缺情况下如何提升目标容量的问题，可以采用文献[6]在克拉美-罗下界的基础上设计出的一种目标函数。

与建模技术同时发展的还有求解技术。为了提升解的质量，模拟退火方法[7]、遗传算法[8]等元启发式算法被广泛应用于组合优化领域。这些算法虽然提高了解的质量，但是普遍存在计算成本过高的问题。一种替代思路是将问题建模为其他形式，进而使用其他求解算法。例如，文献[9]将天基光学传感器调度问题建模为势博弈，进而应用博弈动力学求解问题，在保证解的质量为纳什均衡解的同时，计算成本较低。

近年来，随着人工智能技术的发展，深度强化学习方法在片上网络消息调度[10]、车间调度[11]、交通信号灯配时[12]等调度问题上取得超越传统方法的表现。而基于深度强化学习的天基光学传感器调度方法还尚待研究，难点在于如何将这种特殊的组合优化问题建模为马尔可夫决策过程(markov decision process, MDP)，并设计相应的智能体神经网络。

因此，本文从天基光学传感器调度问题的目标函数出发，设计MDP的奖励。为保证智能体制定

收稿日期：2023-10-31；录用日期：2024-02-29；网络出版时间：2024-03-12 14:13
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240311.1407.002
*通信作者. E-mail：tutortianjingfeng@gmail.com

引用格式：彭厚吾，田景峰，吴晓杰，等. 基于异构图的天基光学传感器智能调度方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4216-4225. PENG H W，TIAN J F，WU X J，et al. Intelligent scheduling method for space-based optical sensors based on heterogeneous graph[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4216-4225 (in Chinese).

的调度方案满足天基光学传感器调度问题的约束条件, 提出基于异构图的状态表征方法和状态转移方法。在此基础上, 设计基于异构图注意力网络(heterogeneous graph attention network, HGAT) 的编码器网络, 使智能体能够适应场景中目标数量、传感器数量及可视关系的不确定性。为了训练智能体, 建立了面向天基光学传感器调度场景的智能体训练环境, 仿真实验表明, 本文方法在传感器资源稀缺的情况下, 相较势博弈方法和模拟退火方法具有更优的综合表现。

1　问题描述

1.1　天基光学传感器的观测能力

天基光学传感器需要在深空背景下观测目标, 因此, 传感器与目标的连线应高于大气临边高度, 不被地球遮挡, 并且规避阳光[13]。天基光学传感器的灵敏度是有限的, 传感器与目标的距离不能大于最大的探测距离。传感器如果对目标在某段时间内满足这 2 种空间观测约束条件, 则称这段时间为传感器对目标的可视窗口。

在可视窗口内, 天基光学传感器可以对空间目标提供 2 种测角信息: 方位角和俯仰角。因为单个传感器不具备测距能力, 所以需要由 2 个传感器进行双重观测, 才能使目标定位精度收敛。在目标定位精度收敛后, 如果目标不进行轨道机动, 则其运动轨迹可以依靠轨道动力学进行预测, 在一定时间内, 跟踪精度可以保持。

在多目标跟踪情况下, 更合理的传感器调度方案意味着更高的目标容量, 即保持更多目标的跟踪精度在可接受范围内。

1.2　天基光学传感器调度问题

考虑一个多目标跟踪场景, 其中, 共有 M 个空间目标和 N 颗卫星, 每颗卫星搭载一个天基光学传感器。设传感器的集合为 S, 空间目标的集合为 T。每个传感器在其空域覆盖范围内可以有多个目标, 但每一时刻只能观测一个目标。同一个目标可以在多个传感器的空域覆盖范围中, 为节约资源, 调度不超过 2 个传感器对其进行观测。天基光学传感器的调度问题是指如何调度多个传感器观测多个空间目标, 以获得最大的观测效益。

该问题可以用背包形式描述[9], 其中, 是否调度传感器 j 观测目标 i 用一个二值变量 $d_{ij}\in\{0,1\}$ 表示。调度问题每 $\Delta\tau$ 秒求解一次, 以获得下一段时间的调度方案, 其中, $\Delta\tau$ 为每 2 段之间的间隔, 称为调度周期。调度的传感器将在相应的可视窗口内提供目标的测量信息。

对于空间目标 i, 以其跟踪精度 η^i 衡量传感器调度收益 $U(\eta^i)$[6]:

$$U(\eta^i)=1-\exp\left[-\left(\frac{\eta_{\text{ref}}}{\eta^i}\right)^2\right] \tag{1}$$

式中: η_{ref} 为参考精度。当 $\eta^i\gg\eta_{\text{ref}}$ 时, $U(\eta^i)$ 趋近于 0, 反之, 当 $\eta^i\ll\eta_{\text{ref}}$ 时, $U(\eta^i)$ 趋近于 1。

天基光学传感器调度问题的目标函数是 M 个空间目标的调度收益的总和, 如式(2)所示。求解的过程就是在满足约束条件式(3)～式(6)的情况下, 寻找使目标函数最大的解。

$$J=\max\sum_{i\in T}U(\eta^i) \tag{2}$$

约束条件如下:

$$\sum_{i\in T}d_{ij}\leqslant 1 \tag{3}$$

$$\sum_{j\in S}d_{ij}\leqslant 2 \tag{4}$$

$$\sum_{i\notin F_j}d_{ij}\leqslant 0 \tag{5}$$

$$d_{ij}\in\{0,1\} \tag{6}$$

目标函数的上限为 M, 式(2)越接近该上限, 意味着调度方案具有越高的目标容量。式(3)表示每个传感器不能同时观测多个目标; 式(4)表示最多调度 2 个传感器观测同一个目标; 式(5)中的 F_j 为传感器 j 空域覆盖范围中所有目标的集合, 式(5)的物理含义为不能调度传感器观测其覆盖范围以外(即不具备可视窗口)的目标。

2　决策方法

解决天基光学传感器调度问题的过程可以被视为一个序列决策过程, 过程中迭代地进行任务分配和冲突消解, 直到形成无冲突的调度方案。任务分配是指将某个目标的观测任务分配给某个具有可视窗口的传感器。冲突消解有 2 个目的: ①保证已被调度的传感器不被重复调度; ②保证每个目标至多被双重观测。整体的决策过程如图 1 所示。

在每次迭代中, 传感器、目标、可视窗口的信息被表征为异构图结构, 神经网络根据该异构图结构进行任务分配决策, 在冲突消解后, 转入下一次迭代。该迭代过程可以依照 MDP 的范式进行建模, 并应用强化学习方法对传感器调度智能体进行训练, 进而提升决策质量。

2.1　马尔可夫决策过程

MDP 由 6 要素组成[14]: 状态 s_t、动作 a_t、状态转

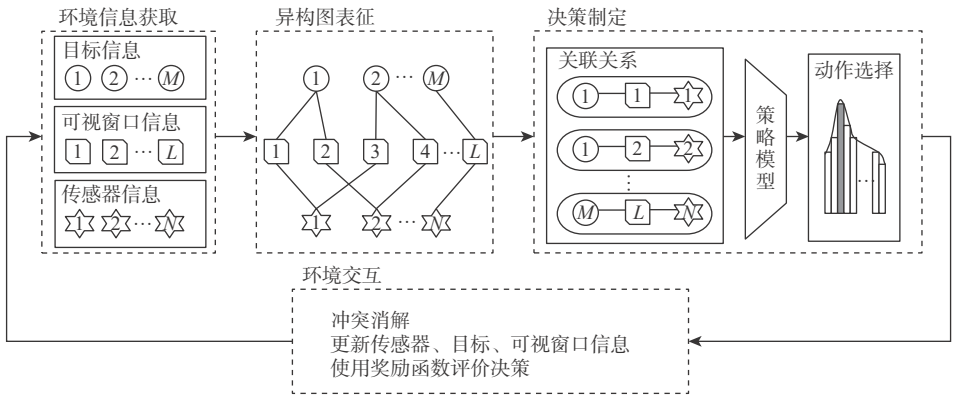


图1 天基光学传感器调度问题的决策过程

Fig. 1 The decision process of space-based optical sensor scheduling

移、策略模型π、奖励r_t和折扣因子γ，其中，下标t为决策步数。与调度周期$\Delta\tau$不同，决策步数t仅代表MDP内部决策的次数。在MDP的初始步骤（即$t=0$），调度方案的集合$P_0=\varnothing$，而随着动作a_t的产生，调度方案也逐渐产生，如下：

$$P_t = P_{t-1} \cup \{a_t\} \tag{7}$$

2.1.1 状 态

状态s_t由包含3类节点的无向异构图结构$s_t=<S_t,T_t,K_t,E_t>$表征，其中，S_t为传感器节点集合，T_t为目标节点集合，K_t为可视窗口节点集合，E_t表示节点的关联关系（即图中的无向边）。例如，A、B、C这3个传感器中的任意一个对Ⅰ和Ⅱ2个目标都有可视窗口，则该状态下的异构图如图2所示。

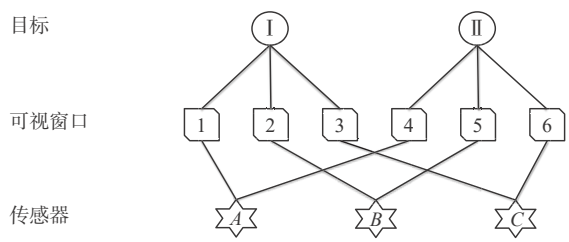


图2 冲突消解前的异构图示例

Fig. 2 The heterogeneous graph before conflict resolution

目标节点i的特征由x_t^i四元组$<o^i,q^i,c_t^i,g_t^i>$表示，其中，o^i为前一调度周期末尾时刻目标i的跟踪精度，q^i为前一调度周期末尾时刻目标i的观测资源数量，c_t^i为当前调度方案中已分配给目标i的观测资源数量，g_t^i为节点i的度（即与其相连接的边的条数）。

传感器节点j的特征x_t^j由二元组$<L_t^j,g_t^j>$表示，其中，L_t^j为当前调度方案中传感器j是否空闲的0-1编码，g_t^j为节点j的度。

可视窗口节点k的特征x_t^k由七元组$<f^k,h^k,u^k,y_t^k,\alpha^k,\beta^k,z^k>$表示，其中，$f^k$为是否需要切换目标的0-1编码，$h^k$为窗口开始时间，$u^k$为窗口结束时间，$y_t^k$为窗口是否被占用的0-1编码，$\alpha^k$、$\beta^k$、$z^k$分别为窗口开始时刻对应的目标观测俯仰角、方位角、距离。

上述节点特征中，无下标t代表为节点的固有属性，不受决策影响，反之，则随决策变化。

2.1.2 动 作

动作a_t为单次任务分配操作，即分配某一目标i的观测任务至某一传感器j，任务的开始时间为对应可视窗口k的开始时间。值得注意的是，如果可视窗口k需要传感器进行目标切换（即$f^k=1$），则在开始观测前，传感器j需要先进行目标捕获才能进行稳定观测跟踪。

定义异构图结构s_t中，一组目标节点i、传感器节点j和可视窗口节点k为一个可选动作(i,j,k)，当且仅当此刻分配给目标i的观测资源数量小于2个，传感器j空闲，可视窗口k未被占用，且i和j都与k邻接，该可选动作对应可以调度传感器j在可视窗口k对目标i开展观测。第t步的所有可选动作构成集合Z_t如下：

$$\begin{aligned} Z_t = \{(i,j,k) | & i \in T_t, j \in S_t, k \in K_t, \quad ij \in E_t, jk \in E_t, c_t^i < 2, \\ & L_t^j = 1, y_t^k = 0\} \end{aligned} \tag{8}$$

如果集合$Z_t=\varnothing$，代表MDP结束，最终的调度方案确定为P_{t-1}。

2.1.3 策略模型

策略模型π表示在状态s_t下，从可选动作集合Z_t中选择动作a_t的概率$p(a_t|s_t)$。受文献[11]的启发，策略模型可以是一种用神经网络表达的调度规则，而这种规则中的训练参数一经确定，就可以像人工设计的各种启发式规则（如空间目标优先级越高，可视窗口开始时间最早，越优先调度）一样用于各种场景。

由神经网络表达的调度规则包括编码器网络和演员网络2个部分。对于给定的MDP，编码器网

络负责处理状态s_t中的原始特征, 形成输入给演员网络的嵌入信息。演员网络基于可选动作的嵌入信息, 计算选择每个可选动作的概率。

对于天基光学传感器调度这一特定 MDP, 状态s_t即前文所述的异构图结构。在异构图结构中, 设所有目标节点的特征构成目标特征集合$x_t^T=\{x_t^i|i\in T\}$, 同理, 设传感器特征集合为$x_t^S=\{x_t^j|j\in S\}$, 可视窗口特征集合为$x_t^K=\{x_t^k|k\in K\}$。编码器网络基于节点之间的关联关系E_t, 将 3 类节点的特征编码形成 3 类节点的嵌入集合$v_t^T=\{v_t^i|i\in T\}$、$v_t^S=\{v_t^j|j\in S\}$和$v_t^K=\{v_t^k|k\in K\}$。在此基础上, 演员网络基于Z_t中可选动作(i,j,k)对应的 3 类节点的嵌入$\{v_t^i,v_t^j,v_t^k\}$, 计算选择动作(i,j,k)的概率。

$$p(a_t=(i,j,k)|s_t)=\text{actor}(v_t^i,v_t^j,v_t^k|Z_t) \tag{9}$$

2.1.4　状态转移

在利用策略模型选择动作后, MDP 的下一步是执行动作与环境交互, 如图 1 所示, 交互的结果是环境状态发生转移并获得相应的奖励。传感器调度问题中, 状态转移由冲突消解和信息更新 2 步组成。设执行动作为$a_t=(i,j,k)$, 则执行效果为: 分配给目标i的观测资源数量增加(即$c_{t+1}^i=c_t^i+1$), 传感器j不再空闲(即$L_{t+1}^j=0$), 可视窗口k被占用(即$y_{t+1}^k=1$)。

在动作$a_t=(i,j,k)$执行后, 为保证调度方案无冲突, 需要进行冲突判断, 如果存在冲突, 则使用相应的冲突消解操作。传感器调度问题存在 2 种冲突形式, 设计了 2 种冲突消解操作。一种是针对已被占用的传感器j, 为了避免重复调度该传感器, 需要消解该传感器其他的可视窗口, 该操作的触发条件是$g_t^j>1$, 即传感器j可能被重复调度。在图 2 的例子中, 如果调度传感器 A 在可视窗口 1 观测目标Ⅰ, 则需要消解传感器 A 对目标Ⅱ的可视窗口 4, 如图 3 所示。

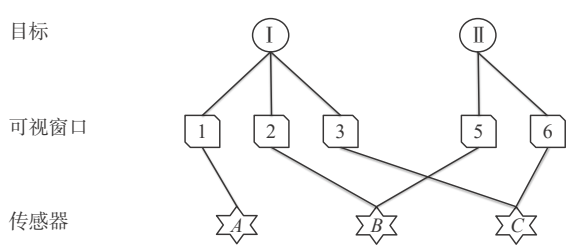


图 3　冲突消解后的异构图示例

Fig. 3　The heterogeneous graph after conflict resolution

另一种冲突消解操作针对已获得双重观测的目标i, 为了避免浪费资源, 需要消解该目标多余的可选可视窗口, 该操作的触发条件是$c_{t+1}^i=2$且$g_t^i>2$, 物理意义是目标i已获得双重观测且存在多余的可选可视窗口。在图 3 的例子中, 如果继续调度传感器 B 在可视窗口 2 观测目标Ⅰ, 则不仅需要消解传感器 B 对目标Ⅱ的可视窗口 5, 还需要消解传感器 C 对目标Ⅰ的可视窗口 3, 如图 4 所示。

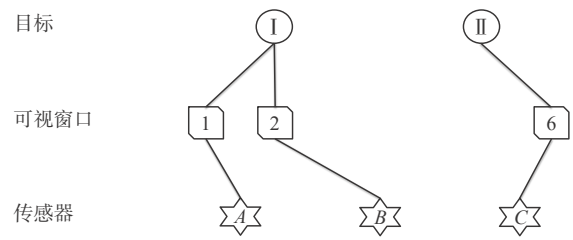


图 4　代表最终调度方案的异构图示例

Fig. 4　The heterogeneous graph representing the final scheduling result

冲突消解后, 需要更新异构图中传感器、目标和可视窗口 3 类节点及边的对应信息, 形成新的异构图$s_{t+1}=<S_{t+1},T_{t+1},K_{t+1},E_{t+1}>$。

2.1.5　奖励与折扣因子

由式(8)可以得出状态s_{t+1}对应的可选动作集合Z_{t+1}。对于目标i, 所有已调度和可能调度的传感器资源及其对目标i的可视窗口可以表示为

$$C_{t+1}^i=\{(j,k)|(i,j,k)\in Z_{t+1}\cup P_t,\ \ j\in S_{t+1},k\in K_{t+1}\} \tag{10}$$

如果调度C_{t+1}^i中所有的传感器j在对应的可视窗口k对目标i进行观测, 可以基于状态估计理论, 预估目标i能够达到的跟踪精度η_{t+1}^i[15]。

在 MDP 中, 从状态s_t选择动作a_t达到状态s_{t+1}会获得奖励$r_t=r(s_t,a_t,s_{t+1})$, 奖励r_t和折扣因子γ共同构成累计奖励G_t。强化学习的训练目的就是最大化累计奖励[14]。

$$G_t=r_t+\gamma r_{t+1}+\gamma^2 r_{t+2}+\cdots=\sum_{\zeta=0}^{l-t}\gamma^\zeta r_{t+\zeta} \tag{11}$$

式中: ζ为决策步数; l为回合长度。

为了使后续强化学习的训练效果与最优化传感器调度问题的目标函数 (2) 保持一致, 设计奖励为

$$r_t=\sum_i U(\eta_{t+1}^i)-\sum_i U(\eta_t^i) \tag{12}$$

式中: η_t^i和η_{t+1}^i分别为选择a_t前后目标i能够达到的跟踪精度。

冲突消解后, 异构图中与目标i连接的可视窗口节点可能会减少, 这代表着目标i能够达到的跟踪精度可能会降低。因为星座设计保证了目标的多重覆盖, 在没有冲突消解的情况下, 每个目标i都可以满足$U(\eta_i^0)=1$, 所以, 当折扣因子$\gamma=1$时, 易证长度为l的回合的累计奖励如式(13)所示, 这表示当奖励设计为式(12)时, 最大化累计奖励与最大化

目标函数(2)等效。

$$G_l=\sum_i U(\eta_i^l)-\sum_i U(\eta_i^0)=\sum_i U(\eta_i^l)-M \tag{13}$$

2.2 智能体模型与训练

传感器调度智能体模型由编码器网络、演员网络和评论家网络3部分组成，如图5所示，其中，⊕代表“串联”操作。编码器网络和演员网络共同组成策略模型用于选择动作，评论家网络仅用于辅助训练。

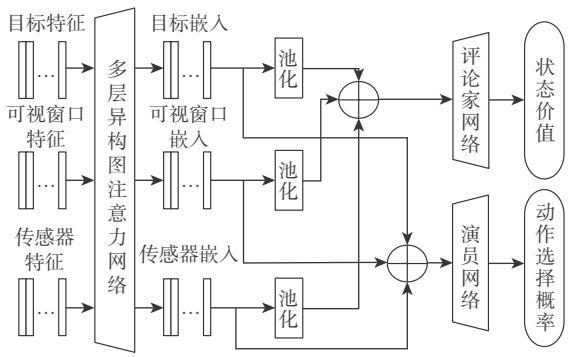


图5 智能体模型示意图

Fig. 5 Schematic diagram of intelligent agent model

2.2.1 编码器网络

受文献[11]启发，采用HGAT作为编码器，对异构图结构进行编码。因为HGAT是图注意力网络(graph attention network, GAT)的推广，所以先介绍同构图中的GAT[16]。

在同构图中，假设所有节点具有D维特征，最终需要的编码维数为H。则对于特征为x_t^i的节点i及其邻居节点j，GAT先对两者进行线性变换$W\in\mathbf{R}^{H\times D}$并进行串连，形成$2H$维的向量，再将该向量喂入权重为$\kappa$、激活函数为LeakyReLU的单层前馈神经网络，形成节点i对邻居j的注意力因子e_t^{ij}：

$$e_t^{ij}=\text{LeakyReLU}(\kappa^T[Wx_t^i\|Wx_t^j]) \tag{14}$$

式中：‖表示串连。

然后，使用softmax函数对节点i邻域内的所有注意力因子进行归一化形成注意力系数：

$$\omega_t^{ij}=\frac{\exp(e_t^{ij})}{\sum_{iq\in E_t}\exp(e_t^{iq})} \tag{15}$$

最后，GAT对节点i邻域内的所有节点信息进行聚合，并应用激活函数ReLU得到节点i的嵌入：

$$v_t^i=\text{ReLU}\left(\sum_{ij\in E_t}\omega_t^{ij}Wx_t^j\right) \tag{16}$$

因为异构图结构中存在传感器、目标和可视窗口3类节点，所以需要对适用于同构图的GAT进行推广，以形成适用于异构图的HGAT。推广之处在于2点：

1) HGAT在计算注意力因子时不使用共享的线性变换W，而是对传感器、目标和可视窗口节点分别使用不同的线性变换$W_S\in\mathbf{R}^{H\times 2}$、$W_T\in\mathbf{R}^{H\times 4}$和$W_K\in\mathbf{R}^{H\times 7}$。例如，对于特征为$x_t^i$的传感器节点$i$，计算其对可视窗口邻居节点$j$的注意力因子的公式为

$$e_t^{ij}=\text{LeakyReLU}(\kappa^T[W_S x_t^i\|W_K x_t^j]) \tag{17}$$

2) HGAT在计算可视窗口节点k的嵌入时，需要对目标邻居节点和传感器邻居节点的信息分别进行聚合：

$$\omega_t^{ki}=\frac{\exp(e_t^{ki})}{\sum_{kp\in E_t,p\in T_t}\exp(e_t^{kp})} \tag{18}$$

$$\omega_t^{kj}=\frac{\exp(e_t^{kj})}{\sum_{kq\in E_t,q\in S_t}\exp(e_t^{kq})} \tag{19}$$

$$v_t^k=\text{ReLU}\left(\sum_{ki\in E_t,i\in T_t}\omega_t^{ki}W_T x_t^i+\sum_{kj\in E_t,j\in S_t}\omega_t^{kj}W_S x_t^j\right) \tag{20}$$

通过上述2点推广，HGAT可以完成对传感器、目标和可视窗口3类节点的编码，得到3类节点对应的嵌入集合v_t^T、v_t^S和v_t^K。为了增强编码器的表达能力，可以叠加多层结构相同但训练参数各自独立的HGAT，并引入残差项[17]。

2.2.2 评论家网络

评论家网络负责计算MDP当前的状态价值V_t(即在当前状态下，后续决策可获取的累计回报值的期望)，而状态价值的计算是辅助后续的强化学习训练[18]。

具体而言，对异构图中M个目标、N个传感器、K个可视窗口节点的嵌入分别进行平均池化，将池化后的3个平均值串连形成状态表征B_t：

$$B_t=\left[\frac{\sum_{i\in T}v_i}{M}\left\|\frac{\sum_{j\in S}v_j}{N}\right\|\frac{\sum_{k\in K}v_k}{K}\right] \tag{21}$$

将状态表征B_t喂入多层感知机Φ_c获得状态价值V_t：

$$V_t=V(s_t)=\Phi_c(B_t) \tag{22}$$

2.2.3 演员网络

演员网络负责计算选择每个可选动作的概率，将某一可选动作$a_t=(i,j,k)\in Z_t$对应的目标节点i、传感器节点j和可视窗口节点k的嵌入信息v_i、v_j和v_k串连，并输入多层感知机Φ_a，可以计算出该可选动作的优先级指标：

$$\mathrm{git}(a_t)=\Phi_{\mathrm{a}}(v_i\|v_j\|v_k) \tag{23}$$

通过对状态s_t下所有可选动作的优先级指标应用softmax函数, 可以计算每个可选动作的执行概率:

$$p(a_t|s_t)=\frac{\exp(\mathrm{git}(a_t))}{\sum\limits_{\mu_t\in Z_t}\exp(\mathrm{git}(\mu_t))} \tag{24}$$

式中: μ_t为Z_t中的任一个元素。

2.2.4　训练算法

采用近端策略优化(proximal policy optimization, PPO)算法[18]训练由编码器网络、评论家网络和演员网络组成的传感器调度智能体模型。

PPO算法中对于长度为l的一个回合, 优势函数[19]为

$$\hat{A}_t=\delta_t+(\lambda\gamma)\delta_{t+1}+\cdots+(\lambda\gamma)^{l-t+1}\delta_{l-1} \tag{25}$$

式中: $\lambda\in[0,1]$为优势估计因子, 一般取值为0.95; δ_t为时序差分误差[14], 计算方法为

$$\delta_t=r_t+\gamma V_{t+1}-V_t \tag{26}$$

在优势函数的基础上, PPO算法[16]定义演员目标函数为

$$J^{\mathrm{A}}(\theta)=\sum_{(s_t,a_t)}\min\left[\frac{p(a_t|s_t,\theta)}{p(a_t|s_t,\tilde{\theta})}\hat{A}_t,\mathrm{clip}\left(\frac{p(a_t|s_t,\theta)}{p(a_t|s_t,\tilde{\theta})},1-\varepsilon,1+\varepsilon\right)\hat{A}_t\right] \tag{27}$$

式中: $\varepsilon\in[0,1]$为裁剪因子, 一般取值为0.2; clip为裁剪操作符; θ、$\tilde{\theta}$分别为新、旧智能体模型的学习参数。

除演员目标函数外, PPO算法[18]定义评论家目标函数为

$$J^{\mathrm{C}}(\theta)=\sum_{(s_t,a_t)}[V(s_t|\theta)-\hat{A}_t-V(s_t|\tilde{\theta})]^2 \tag{28}$$

PPO算法的训练目标是最大化演员目标函数$J^{\mathrm{A}}(\theta)$并最小化评论家目标函数$J^{\mathrm{C}}(\theta)$, 因此, 神经网络的最终损失函数定义为[18]

$$J^{\mathrm{Total}}(\theta)=J^{\mathrm{C}}(\theta)-J^{\mathrm{A}}(\theta) \tag{29}$$

通过优化(29), 由编码器网络、评论家网络和演员网络组成的神经网络会得到训练提升。

3　实验与分析

3.1　场景设计与参数设置

搭建仿真环境对模型进行训练, 该环境的软件架构如图6所示。智能体利用环境中提供的强化学习接口与环境进行交互, 具体而言, 智能体能够获取环境中的传感器、目标和可视窗口信息, 并据此做出单步任务分配动作, 在动作执行后, 环境会根据暂时的调度方案进行尝试性的目标状态估计, 并向智能体反馈奖励。该过程直到传感器调度方案无冲突时结束, 此时, 环境将根据最终的传感器调度方案产生最终的目标状态估计结果。环境的历元时刻将后移至下一次调度时刻, 产生新一轮的传感器、目标和可视窗口信息, 智能体也将进行新一轮的序列决策过程。

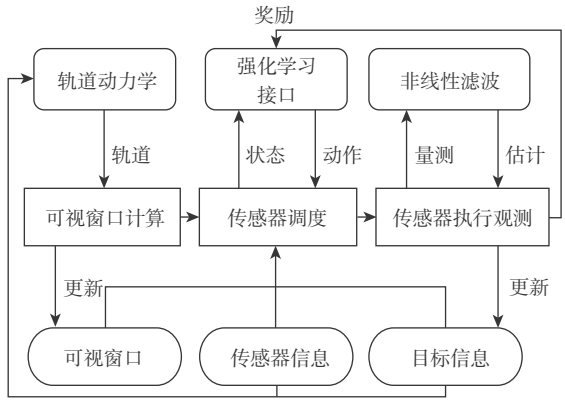


图6　天基光学传感器智能调度方法训练环境架构

Fig. 6　The architecture of training environment of space-based optical sensor intelligent scheduling method

在训练场景中, 存在一个由36颗低轨卫星组成的空间态势感知系统。系统中的每颗卫星都搭载一个天基光学传感器, 俯仰角和方位角的测量误差标准差均设为1×10^{-4} rad。场景中的待观测空间目标来源于一个非合作的低轨卫星星座, 星座规模设置为81颗。考虑到空间态势感知系统的目标容量限制和场景的多样性需求, 单个训练场景中仅包含30个待观测空间目标, 这30个目标从81颗非合作目标中随机选择。在初始时刻, 所有空间目标的位置误差为2 km, 速度误差为100 m/s。单个场景的持续时间为300 s, 每隔$\Delta\tau=30$ s求解一次传感器调度方案。当某目标的跟踪精度发散至30 km, 判定该目标捕获失败, 后续不再调度传感器观测该目标。其余参数设置如表1所示。实验与训练的软硬件条件为: CPU使用英特尔12400F, GPU使用英伟达RTX2060(12 GB), RAM为32 GB, 机器学习框架使用Pytorch(1.7.0)。

3.2　消融实验

为了验证HGAT编码的必要性, 在3.1节所述的训练场景中开展消融实验, 实验组采用HGAT编码。

在对照组中, 对于每个可执行动作, 将其对应的传感器、目标和可视窗口的原始特征直接串连, 形成该动作的原始特征, 特征维度为13。将可选动作的原始特征输入由2层多层感知机构成的编码器网络, 形成192维的可选动作嵌入。保持演员网

表 1 参数设置

Table 1 Parameter settings

参数	数值
学习率	0.000 1
折扣因子	1
参考精度/km	10
节点嵌入维数	64
编码器网络层数	2
评论家网络层数	2
演员网络层数	2
多层感知机单层尺寸	192

络和评论家网络的结构不变，演员网络的输入即单个可选动作嵌入，评论家网络的输入为平均池化后的可选动作嵌入。

实验组和对照组的训练曲线如图 7 所示。图中，纵轴为测试 100 个回合测得的回合累计奖励平均值。可以看出，实验组和对照组的训练曲线都具有上升趋势，并且实验组的回合奖励高于对照组，训练结束时，实验组的回合奖励值为−1.73，对照组为−1.87，实验组比对照组高 7.5%。消融实验体现出 HGAT 编码的必要性。

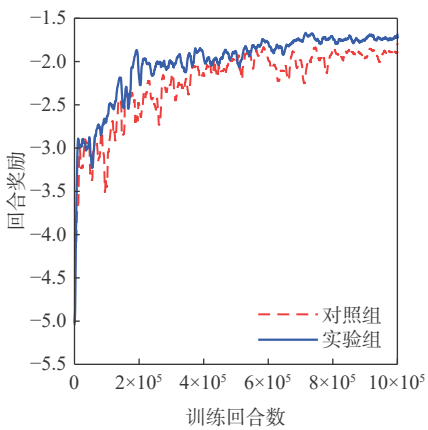


图 7 实验组和对照组的训练曲线

Fig. 7 Training curves of experimental group and control group

3.3 方法对比

将深度强化学习方法与另 2 种典型方法进行对比，一种是用模拟退火方法[7]求解式(2)中数学模型，另一种方法是文献 [9] 中的势博弈方法。

3.3.1 空间目标数量的影响

为考察空间目标数量对 3 种方法的影响，传感器数量与训练场景中相同为 36 个，而目标数量由 20 个逐渐增加到 60 个。在每个测试的目标数量下，均设置 10 个随机场景，每个场景连续求解 10 个调度方案，最终每种目标数量对应的实验结果为 100 次测试的平均值。

对比式 (2) 中的目标函数，结果如图 8 所示。可知，当目标数量为 20 个时，3 种方法的目标函数没有明显差距，均接近极限值 20，这说明 3 种方法均能生成较好的调度方案；当空间目标数量逐渐由 25 增加到 45 时，本文方法和势博弈方法接近，两者与模拟退火方法的差距逐渐由 4% 增加到 12%；当空间目标数量继续由 45 逐渐增加到 60 时，本文方法的目标函数比势博弈方法高 7%～8%，比模拟退火方法低 12%～13%。由此可知，在目标函数方面，本文方法优于势博弈方法，次于模拟退火方法。空间目标数量越多，这种优势关系越明显；反之，当空间目标数量相对较少时，目标函数的差异程度越小。

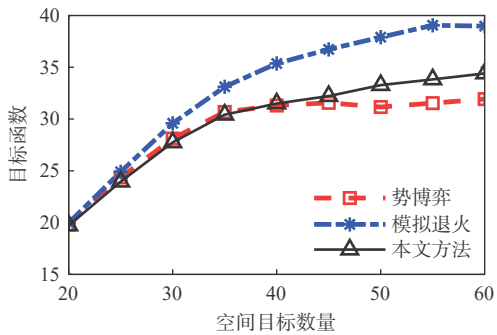


图 8 空间目标数量对 3 种方法的目标函数值的影响

Fig. 8 The influence of the number of space targets on the objective function values of the three methods

除较高的目标函数外，传感器调度方法还必须具有较快的在线求解速度，否则，将难以在调度周期内实时响应任务需求，输出调度方案。因此，第 2 个对比指标是传感器调度问题的在线求解时间。3 种方法的求解时间变化趋势如图 9 所示。可知，本文方法的在线求解平均耗时在秒级，比模拟退火方法低 2 个数量级，比势博弈方法高 1 个数量级。随着目标数量的增加，本文方法与势博弈方法在运算耗时方面的差距逐渐缩小。

3.3.2 传感器数量的影响

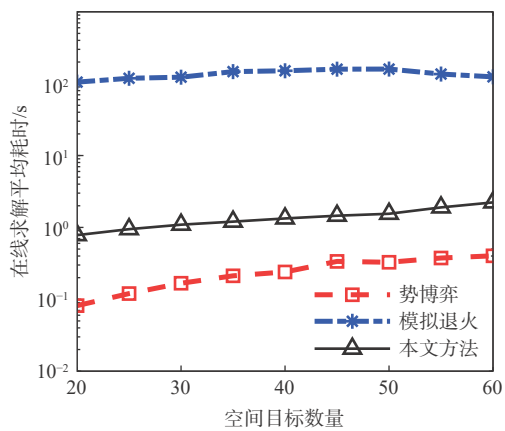


图 9 空间目标数量对 3 种方法的在线求解平均耗时的影响

Fig. 9 The influence of the number of space targets on the average time required for online solution using three methods

考察天基光学传感器数量对 3 种方法的影响，保持目标数量与训练场景中相同为 30 个，设计空间态势感知系统的轨道面数量乘以每一轨卫星的数量从3×3逐渐增加到10×10，使系统中的天基光学传感器数量从 9 逐渐增加到 100。测试结果仍是 10 个随机场景中 100 次测试的平均值。同样，对比目标函数，结果如图 10 所示。可知，当传感器数量为 9、16 和 25 个时，本文方法的目标函数比势博弈方法分别高 11%、37% 和 3%，但是低于模拟退火方法 34%、20% 和 12%。当传感器数量为 36 个时，本文方法和势博弈方法接近，两者均低于模拟退火方法 7%。当传感器数量为 49、64 和 100 个时，3 种方法的目标函数已无明显差异。由此可知，在目标函数方面，模拟退火表现最佳，本文方法次之，两者均优于势博弈方法。传感器资源越稀缺，这种优势关系越明显；反之，传感器资源越丰富，目标函数的差异程度越小。

对比传感器调度问题的在线求解时间，结果如图 11 所示。可以看出，本文方法的在线求解平均耗时在秒级，比模拟退火方法的在线求解平均耗时低 2 个数量级，比势博弈方法高 1 个数量级。随着天基光学传感器数量的增加，本文方法与势博弈方法在求解速度方面的差距逐渐缩小。

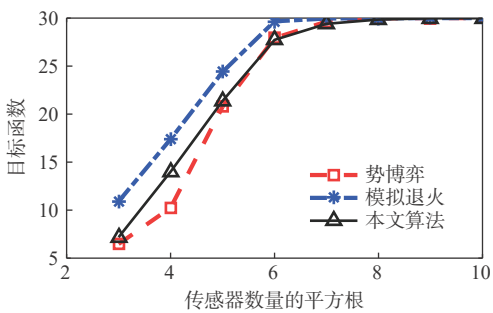


图 10　天基光学传感器数量对 3 种方法的目标函数值的影响

Fig. 10　The influence of the number of space-based optical sensors on the objective function values of the three methods

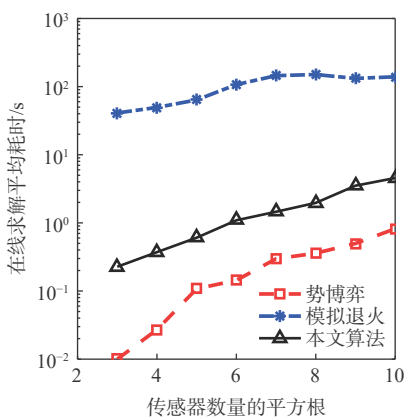


图 11　天基光学传感器数量对 3 种方法的在线求解平均耗时的影响

Fig. 11　The influence of the number of space-based optical sensors on the average time required for online solution using the three methods

综上所述，模拟退火方法在目标函数（对应目标容量）方面具有优势，但其在线求解速度是短板，使其在调度周期 $\Delta\tau = 30$ s 的任务场景中可行性较低。势博弈方法的在线求解速度是其长处，但在目标容量方面表现不如本文方法和模拟退火方法。而本文方法做到了在线求解速度和目标容量 2 方面更好的兼顾。

4　结　论

1）提出了传感器调度方案的异构图表征方法和对应的冲突消解方法，保证了智能体求解出的传感器调度方案具有可行性。

2）在 36 个天基传感器观测跟踪 30 个空间目标的训练场景中，提出的基于 HGAT 的编码方案相较基于多层感知机的编码方案，能够提升 7.5% 的训练效果。

3）本文方法所需的在线求解时间在秒级，比模拟退火方法小 2 个数量级，比势博弈方法大 1 个数量级，满足系统秒级实时响应需求。

4）随着场景中空间目标数量的增多，或传感器数量的减少，即传感器资源愈加稀缺的情况下，本文方法的目标容量愈加优于势博弈方法，但本文方法与模拟退火方法仍有差距。

随着强化学习训练算法和图神经网络的继续发展，未来的工作是进一步缩小方法与模拟退火方法在目标容量方面的差距。同时，为使本文方法能调度天基光学传感器观测跟踪更多类型的空间目标，仍需要面向更多不同的空间态势感知场景开展针对性训练。

参考文献（References）

[1] BOROWITZ M. Examining the growth of the global space situational awareness sector: a network analysis approach[J]. Space Policy, 2022, 59: 101444.

[2] DU J L, CHEN J Y, LI B, et al. Tentative design of SBSS constellations for LEO debris catalog maintenance[J]. Acta Astronautica, 2019, 155: 379-388.

[3] NEEMA K, SUBRAMANIAN S V, DELAURENTIS D. Dual phase consensus algorithm for distributed sensor management[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2016, 52(4): 1893-1907.

[4] THARMARASA R, KIRUBARAJAN T, SINHA A, et al. Decentralized sensor selection for large-scale multisensor-multitarget tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(2): 1307-1324.

[5] KALANDROS M. Covariance control for multisensor systems[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(4): 1138-1157.

[6] XIONG K, ZHANG T X, CUI G L, et al. Coalition game of radar network for multitarget tracking via model-based multiagent reinforcement learning[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023, 59(3): 2123-2140.

[7] YU V F, SUSANTO H, JODIAWAN P, et al. A simulated annealing algorithm for the vehicle routing problem with parcel lockers[J]. IEEE Access, 2022, 10: 20764-20782.

[8] ALI I M, SALLAM K M, MOUSTAFA N, et al. An automated task scheduling model using non-dominated sorting genetic algorithm II for fog-cloud systems[J]. IEEE Transactions on Cloud Computing, 2022, 10(4): 2294-2308.

[9] PENG H W, LI J D, TIAN J F, et al. A game theoretic self-organization for satellite-based optical sensor allocation[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 133: 108149.

[10] 李国梁, 李峭, 徐亚军, 等. 基于 DDQN 的片上网络混合关键性消息调度方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(7): 1233-1241.
LI G L, LI Q, XU Y J, et a1. A DDQN-based mixed-criticality messages scheduling method for network-on-chip[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(7): 1233-1241(in Chinese).

[11] SONG W, CHEN X Y, LI Q Q, et al. Flexible job-shop scheduling via graph neural network and deep reinforcement learning[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2023, 19(2): 1600-1610.

[12] 吴兰, 吴元明, 孔凡士, 等. 基于深度强化学习与扩展卡尔曼滤波相结合的交通信号灯配时方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(8): 1353-1363.
WU L, WU Y M, KONG F S, et al. Traffic signal timing method based on deep reinforcement learning and extended Kalman filter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(8): 1353-1363(in Chinese).

[13] 张晟宇, 朱振才, 胡海鹰. 红外低轨星座突发任务多重策略调度方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(12): 2405-2414.
ZHANG S Y, ZHU Z C, HU H Y. Burst tasks scheduling method for infrared LEO constellation based on multi-strategies[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(12): 2405-2414(in Chinese).

[14] LI S E. Reinforcement learning for sequential decision and optimal control[M]. Singapore: Springer Nature Singapore, 2023: 93-94.

[15] 刘建业, 王华, 周晚萌. 基于 GA-SA 的低轨星座传感器资源调度算法[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(11): 2476-2481.
LIU J Y, WANG H, ZHOU W M. LEO constellation sensor resources scheduling algorithm based on genetic and simulated annealing[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(11): 2476-2481(in Chinese).

[16] VELIČKOVIĆ P, CUCURULL G, CASANOVA A, et al. Graph attention networks[EB/OL]. (2018-02-04)[2023-10-18]. https://arxiv.org/abs/1710.10903.

[17] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[EB/OL]. (2015-12-10)[2023-10-18]. https://arxiv.org/abs/1512.03385.

[18] SCHULMAN J, WOLSKI F, DHARIWAL P, et al. Proximal policy optimization algorithms[EB/OL]. (2017-08-28)[2023-10-18]. https://arxiv.org/abs/1707.06347.

[19] SCHULMAN J, MORITZ P, LEVINE S, et al. High-dimensional continuous control using generalized advantage estimation[EB/OL]. (2015-06-08)[2023-10-18]. https://arxiv.org/abs/1506.02438.

Intelligent scheduling method for space-based optical sensors based on heterogeneous graph

PENG Houwu[1]，TIAN Jingfeng[1,*]，WU Xiaojie[1]，MA Heyang[2]

(1. Institute of Remote Sensing Satellite，China Academy of Space Technology，Beijing 100094，China；
2. School of Mechanical Engineering，Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China)

Abstract：With the increasingly complex orbital environment, how to schedule the limited space-based optical sensor resources to observe more space targets has become an urgent problem. To solve this problem, an intelligent sensor scheduling method based on heterogeneous graphs is proposed. In this method, the solution process of the sensor scheduling scheme is modeled as a Markov decision process (MDP), and the sensor scheduling scheme is characterized as a heterogeneous graph structure composed of three kinds of nodes: targets, sensors and visible time windows. The sensor scheduling agent is taught via reinforcement learning, while the heterogeneous graph neural network encodes the heterogeneous graph topology. According to the ablation study, the multi-layer perceptron encoder has a 7.5% lower return than the suggested heterogeneous graph neural network encoder. The proposed method is compared with the simulated annealing method and potential game method in test scenarios with different numbers of targets and sensors. The results show that compared with the two methods, the proposed algorithm has a more balanced performance in terms of online solving speed and target capacity.

Keywords：deep reinforcement learning; remote sensing satellite; sensor network; graph neural network; multi-target tracking

Received：2023-10-31；**Accepted**：2024-02-29；**Published Online**：2024-03-12 14：13
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240311.1407.002

* **Corresponding author**. E-mail：tutortianjingfeng@gmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0654

弹射座椅-假人系统建模及出舱稳定性分析

杨海峰[1]，李志刚[2,*]，谭跃东[1]，肖鹏辉[3]，孔伟[3]

(1. 北京交通大学 机械与电子控制工程学院，北京 100044；2. 北京科技大学 机械工程学院，北京 100083；
3. 航空防护救生技术航空科技重点实验室，襄阳 441000)

摘　　要：为了研究弹射座椅的出舱稳定性，以某弹射座椅为对象，建立包括椅盆组件、伞箱组件及弹射装置的弹射座椅的细致有限元模型，并通过耦合假人模型建立人椅系统模型；开展人椅系统的弹射出舱试验，得到弹射姿态、座椅加速度、座椅角速度及俯仰角等试验结果，基于这些数据对人椅系统仿真模型进行试验验证，结果表明，模型具有较高的精度；进一步从座椅关键组件的厚度、滑块的布置形式及限腿带力3个方面进行人椅系统出舱稳定性的影响因素分析，结果表明，滑轨滑动槽的厚度、滑轨本体厚度、座椅侧板厚度、滑块布置形式、限腿带力作用时间对出舱稳定性影响较明显，而弹射内筒的厚度和限腿带力的大小对出舱稳定性影响较小。研究结果为高稳定性弹射座椅的设计提供了依据。

关　键　词：弹射座椅；人椅系统；出舱稳定性；角速度；俯仰角
中图分类号：V244.212
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4226-09

弹射座椅作为弹射救生的主体设备，是在危急时刻保证飞行员安全的关键设备，目前几乎所有的战斗机都配置了弹射座椅[1]。弹射座椅-假人系统(以下简称“人椅系统”)弹射过程持续时间小于1.5 s(动力工作段为0.5 s)，角速度和过载瞬时峰值可超过300 (°)/s和20g[2]，弹射座椅稳定性是弹射救生成败的关键。弹射过程主要分为弹射出舱、空中自由飞、救生伞拉直、救生伞张满和人椅系统稳降5个阶段[3]，其中，弹射出舱稳定性尤为重要，会对后续阶段的弹射座椅稳定性产生直接影响。

目前，对于弹射座椅稳定性的研究多数通过建立动力学模型或流体力学的方式进行座椅本身和姿态控制的仿真。例如，Kowaleczko等[4]基于K-36DM弹射座椅建立了座椅弹射过程的动力学模型，主要用于模拟分析人椅系统在飞行阶段的运动。韩冰等[5]借助多体动力学仿真软件DYTRAN对弹射座椅进行冲击动力学仿真模拟，真实再现了弹射冲击试验的过程。李宝峰[6]以第3代弹射救生系统为仿真对象，建立弹射座椅各子系统及人椅系统的动力学模型，实现了二维图形动态显示的人椅系统运动仿真。郁嘉等[7]分析指出不利姿态下弹射座椅救生性能不佳的主要原因是座椅高速稳定性差及飞机向下的牵连速度和飞机滚转角的影响。田佳林[8]分析了自由飞行阶段座椅气动力、稳定装置作用力及座椅稳定伞作用力对座椅稳定的影响。雷森[9]通过动力学模型对3种稳定方案进行稳定性研究，得出采用稳定杆装置的座椅稳定性更好。吴亮等[10]以三向角速度为指标对座椅稳定性进行评估分析，得出不同百分位质量的人椅系统偏心距不同，导致弹射座椅俯仰角角速度与弹射质量成反比。闵婕[11]对射伞过程中伞系统和稳定杆的空间运动轨迹进行了仿真。吴晓君等[12]对影响人椅系统轨

收稿日期：2023-10-12；**录用日期**：2024-02-23；**网络出版时间**：2024-04-19 12:15
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240418.1042.001
基金项目：航空科学基金 (20200029010002)
* **通信作者**. E-mail：zhigangli@ustb.edu.cn

引用格式：杨海峰，李志刚，谭跃东，等. 弹射座椅-假人系统建模及出舱稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4226-4234. YANG H F，LI Z G，TAN Y D，et al. Model and seat tip-off stability analysis of ejection seat-dummy system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4226-4234 (in Chinese).

迹高度的因素进行分析计算, 结果表明, 常规姿态火箭配合火箭包延时点火对提高弹射座椅在不利姿态下弹射时的性能具有显著效果。Bielat[13] 和 Habchi[14] 等均采用计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)方法分析了稳定翼在座椅上的稳定作用。罗经纬[15] 和刘愿[16] 等采用 CFD 方法研究了稳定杆、减速伞等稳定装置对弹射座椅稳定性的影响。刘富等[17] 采用 CFD 数值计算结合试验验证的方法, 开展了弹射座椅偏航稳定性能研究。郁嘉等[18] 基于 CFD 及 MATLAB 的 Simulink 仿真工具箱对弹射座椅的减速性能进行了评估预测。冯星等[19] 对 3 级弹射筒和 2 级弹射筒从出舱受载、出舱姿态等方面进行了对比分析, 发现采用 2 级弹射筒的座椅较 3 级弹射筒具有一定的改善效果。

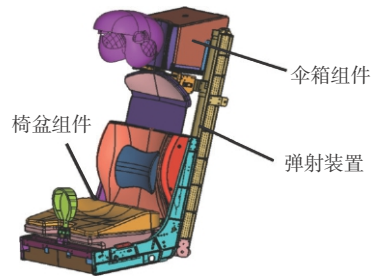
上述研究采用的动力学和流体分析方法主要是分析弹射后座椅整体的运动轨迹、稳定性状态等, 未能分析弹射阶段各部位的变形, 尤其是弹射出舱阶段弹射装置及座椅的变形信息。为此, 少量文献开始基于刚柔混合模型或有限元模型开展研究工作。周昊等[20] 建立了弹射座椅的刚柔耦合模型, 分析了弹射筒在出舱过程中的变形, 表明建立的刚柔耦合模型比全刚性的模型更符合真实情况。弹射筒的变形会使人椅系统在出舱时具有较大的角加速度和加速度, 增大出舱的俯仰角, 从而影响系统的出舱姿态。Dufour 等[21] 针对 ACES Ⅱ 型弹射座椅滑轨顶部出现失效的问题, 建立了人椅系统和滑轨顶部的有限元模型, 模拟了座椅沿轨道的弹射过程, 通过对仿真结果进行分析, 得出了导致滑轨顶部出现失效的原因。

综上, 目前对于弹射座椅稳定性的研究主要是通过动力学和 CFD 方法研究弹射后座椅的稳定性状态, 已有的少量基于有限元模型开展座椅出舱稳定性的研究中仿真模型未通过弹射试验的验证, 也未分析关键参数对座椅稳定性的影响特点。因此, 本文以某弹射座椅为研究对象, 建立人椅系统精细有限元模型, 并通过弹射试验验证, 进而分析弹射装置和座椅关键参数对弹射座椅稳定性的影响特点, 为高稳定性的弹射座椅设计提供依据。

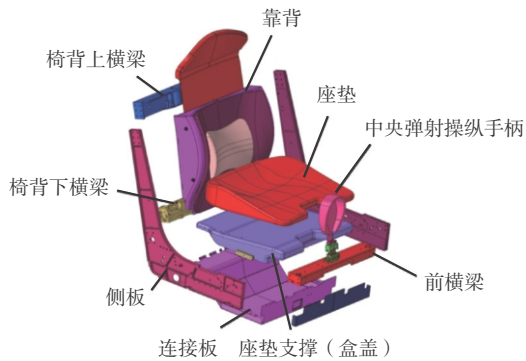
1　弹射座椅-假人仿真模型的建立

1.1　弹射座椅的结构组成

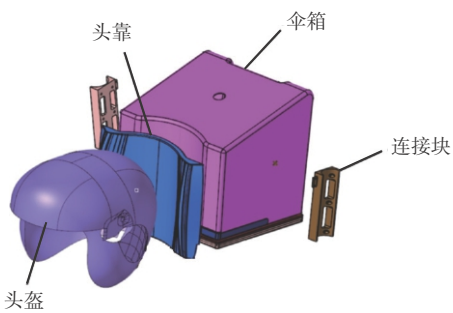
弹射座椅主要由椅盆组件、伞箱组件和弹射装置 3 个部分构成, 如图 1 所示。椅盆组件由靠背、座垫、侧板等组成, 侧板和底部的连接板相连, 前横梁、椅背上横梁、椅背下横梁与两侧板相连, 座垫支撑(盒盖)前端与前横梁连接, 后端与椅背下横梁连接, 靠背与侧板上端两侧相连。伞箱组件由伞箱、头靠、头盔、连接块等组成, 伞箱通过两侧的连接块与弹射外筒相连接, 头靠外层是泡沫软材料。弹射装置包括弹射内筒、弹射外筒、滑块、滑轨等部件, 滑轨与座舱连接, 弹射筒夹装在 2 根滑轨之间, 滑块与弹射筒的外筒固连, 弹射时, 内筒及滑轨留在飞机座舱内, 弹射外筒及与其连接的弹射座椅其他组件通过滑块一起沿滑轨内侧梯形槽向上滑动, 弹射出舱。



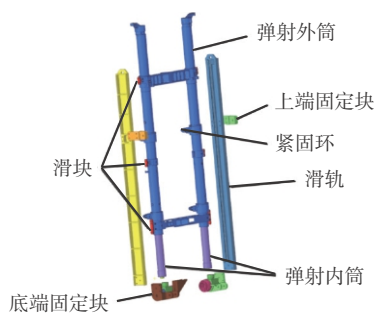
(a) 弹射座椅结构组成



(b) 椅盆组件



(c) 伞箱组件



(d) 弹射装置

图 1　弹射座椅各部分组成

Fig. 1　The components of ejection seat

1.2 弹射座椅网格划分及连接

首先，对模型进行几何处理，包括结构拆分、几何清理及合理的简化等；然后，根据模型各部件的实际尺寸和厚度进行网格划分。对于侧板、连接板、盒盖、伞箱、紧固环和弹射筒等较薄的结构，使用壳单元进行建模。对于座垫和靠背泡沫、头盔和头靠等较厚的结构，使用体单元网格进行划分，整个模型的网格大小控制在4～10 mm。网格划分后，通过翘曲度、长宽比、扭曲度、雅可比等指标对网格质量进行检查，确保模型具有高质量的网格。弹射座椅各部分之间的连接共包含2种连接方式：螺栓连接和粘接。粘接主要是泡沫与泡沫支撑结构之间的连接，包括头靠、靠背和座垫。其余结构均使用螺栓连接，如横梁与侧板之间的连接、横梁与连接板之间的连接、侧板与椅盆骨架的连接、伞箱与弹射筒之间的连接等。在弹射座椅建模中，由于泡沫与支撑结构之间接触面积大，处于贴合状态，且弹射过程中不发生分离，因此，采用Tie连接的方式（*CONTACT_TIED_SURFACE_TOSURFACE）进行建模。从弹射试验中发现，弹射座椅的螺栓连接并未发生失效，因此，螺栓连接使用典型的rigid刚性连接方式进行建模。

最终得到的完整弹射座椅有限元模型如图2所示，该模型包括33个组件、204 820个节点、324 352个单元，其中，3D单元共115 464个，2D单元共208 888个。

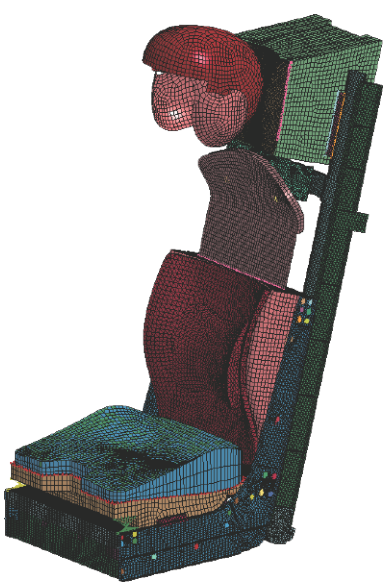


图2 弹射座椅的有限元网格模型

Fig. 2 The finite element model of an ejection seat

1.3 弹射座椅材料属性

弹射座椅中，椅盆整体的骨架、弹射装置（滑块除外）为铝合金材料。滑块使用高强度合金钢。包裹在椅盆外的座垫、靠背垫及头靠和头盔为泡沫材料。座椅弹射出舱过程中，滑块为高强钢，不会发生变形，因此，为了节省计算时间，将滑块处理成刚体。

使用LS-DYNA中的*MAT_PIECEWISE_LINEAR_PLASTICITY弹塑性材料模型（24号材料）进行铝合金模拟，航空防护救生技术航空科技重点实验室通过开展铝合金材料拉伸试验获取的材料的真实塑性应力-应变曲线如图3所示，其基本力学参数如表1所示。

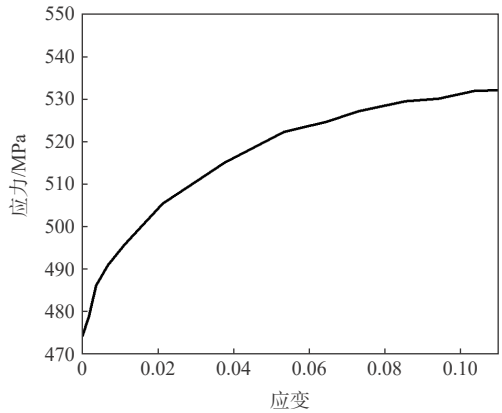


图3 铝合金塑性段曲线

Fig. 3 The plastic curve of aluminum alloy

表1 铝合金材料参数

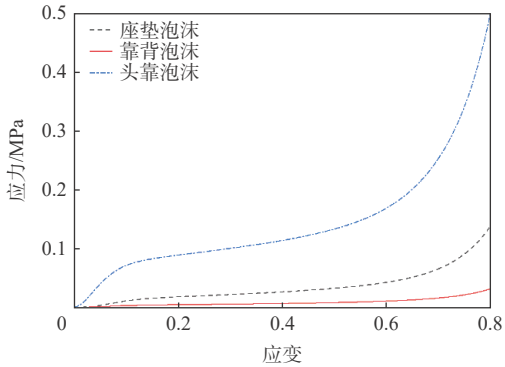
Table 1 The material parameters of aluminum alloy

参数	数值
密度/(g·cm^{-3})	2.8
弹性模量/GPa	70
泊松比	0.3
屈服强度/MPa	474
抗拉强度/MPa	530

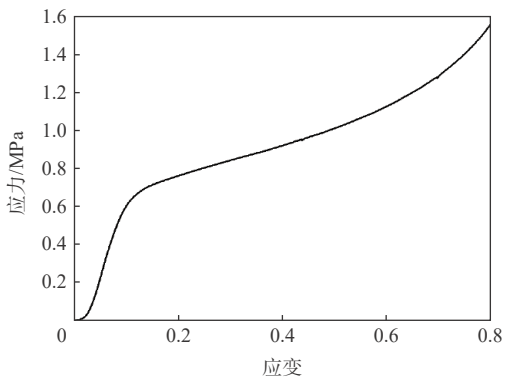
为准确获取弹射座椅上座垫、靠背、头靠、头盔4种泡沫材料的力学属性，参考ASTM D3574—17标准[22]，从各自泡沫上取出相应的试样进行压缩试验，试件规格为50 mm×50 mm×25 mm，每种泡沫都开展4次重复试验。得到的4种泡沫的平均应力-应变曲线如图4所示。可以看出，4种泡沫中，靠背泡沫强度最低，头靠泡沫强度最高。使用LS-DYNA中的*MAT_LOW_DENSITY_FOAM材料模型（57号材料）模拟泡沫材料，将每种泡沫的应力-应变曲线作为输入。

1.4 弹射座椅-假人仿真模型

由于本文的研究目的是对弹射座椅稳定性进行分析，并不对人体的损伤进行研究，假人模型在座椅稳定性分析中主要起到配重的作用，因此，试验采用的是刚体假人，仿真中同样选用计算速度较快的LSTC公司开发的50百分位混Ⅲ假人模型（LSTC_H3_50TH_FAST）。首先，根据试验中飞行



(a) 座椅各部分泡沫



(b) 头盔泡沫

图 4　不同泡沫应力-应变曲线

Fig. 4　Stress-strain curves of different foams

员坐姿进行假人定位并调整假人姿态，使假人的背部、髋关节、腿部等贴合座椅表面，与试验中假人保持一致。为了模拟飞行员人体自重导致座垫的变形，建模时使用假人模型对座椅座垫进行预压处理。使用面面接触定义假人与座椅及滑块与滑轨之间的接触，同时分别给假人与座椅设置自接触。试验中，假人上半身躯干被牢固约束在座椅靠背上，与座椅没有发生相对运动，因此，在建模时对安全带模型进行简化，将假人背部与座椅进行约束。最终建立的弹射座椅-假人仿真模型如图 5 所示。

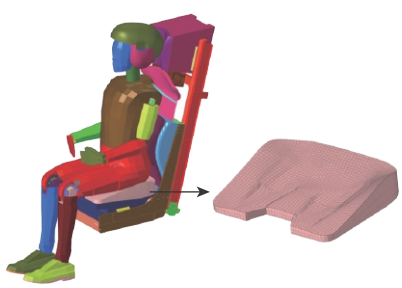


图 5　弹射座椅-假人仿真模型

Fig. 5　Ejection seat-dummy simulation model

2　弹射座椅-假人仿真及试验验证

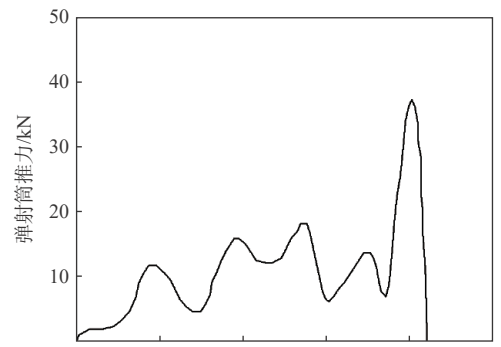
2.1　弹射座椅弹射试验

为了验证建立的人椅系统模型的有效性，开展了弹射座椅试验。试验通过地面弹射试验台进行（见图 6），人椅系统的弹射方向与垂直方向成 17°夹角。弹射筒内的高压推动外筒沿着滑轨弹射，随着弹射过程的推进，弹射内筒与弹射外筒发生分离，弹射外筒与座椅一起弹射出舱，弹射筒内的推力曲线如图 7(a)所示。

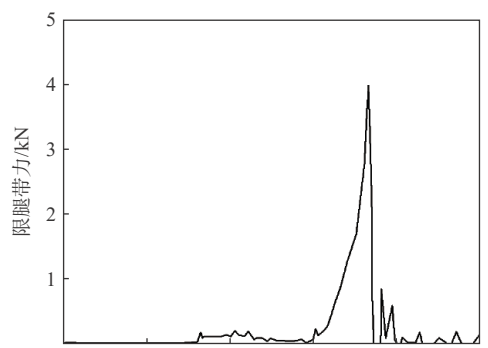


图 6　弹射试验台及人椅系统

Fig. 6　Ejection test bench and seat-dummy system



(a) 弹射筒内的推力



(b) 限腿带力

图 7　弹射筒内的推力曲线和限腿带力曲线

Fig. 7　The propulsive force curve of ejection guns and the force curve of leg-limiting belt

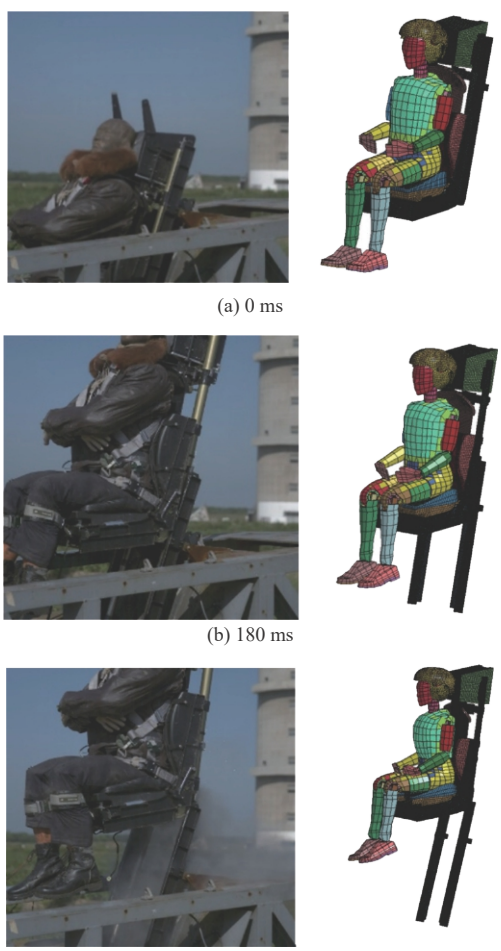
弹射过程中，除了系统自身的重力和弹射筒中燃料燃烧产生的推力外，为了约束腿部的运动，使用限腿带一端与假人腿部相连，另一端穿过座椅前横梁上面的 2 个孔与底板上的剪断螺栓相连接。弹射时，限腿带会使假人的腿部收紧，且当限腿带受力达到剪断螺栓的限值后，螺栓会剪断，限腿带

对座椅的力也消失，因此，还存在作用于座椅前端的限腿带力（见图7(b)），方向与座椅弹射方向相同。试验采集座椅的加速度、角速度和座椅俯仰角。

2.2 弹射座椅出舱仿真及试验验证

按照弹射试验工况对仿真模型设置相应的边界条件并施加载荷曲线进行仿真，按照座椅系统的3对滑块与滑轨的接触关系，将弹射过程分为3个阶段：第1阶段为前130 ms，人椅系统在滑轨上运动相对较慢，滑动的距离也很短，130 ms时第1对滑块脱离滑轨；130～190 ms是出舱的第2个阶段，此时，人椅系统的滑动速度逐步增加，190 ms时第2个滑块脱离轨道；190～215 ms是出舱的第3阶段，期间滑动速度达到最大。人椅系统弹射出舱典型时刻仿真结果与试验的运动过程对比如图8所示。可以看出，在180 ms时，试验和仿真的人椅系统均已开始有小幅的转动趋势。215 ms出舱时刻，只剩1对滑块留在滑轨的槽内，在重力作用下，人椅系统绕着第3对滑块向前发生明显的转动，此时弹射筒与座椅滑轨的夹角达到最大。从仿真与试验弹射出舱的典型运动变化对比可以看出，仿真得到的人椅系统整体运动姿态与试验保持了良好的一致性。

仿真输出和试验采集的座椅弹射方向的加速度、俯仰角速度和俯仰角曲线对比如图9所示。可以看出，无论在峰值上还是曲线时序变化趋势上，仿真曲线与试验曲线都能够较好吻合。综合仿真与试验的弹射出舱运动过程及座椅加速度、角速度、出舱俯仰角曲线对比验证可以看出，本文建立的人椅系统模型能够较为准确地模拟真实的弹射出舱过程，可以用于下一步的座椅稳定性因素分析。



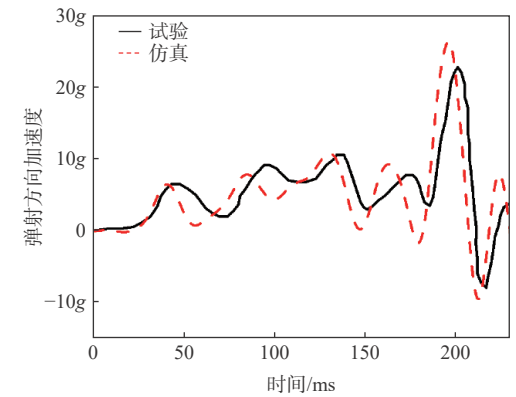
(a) 0 ms

(b) 180 ms

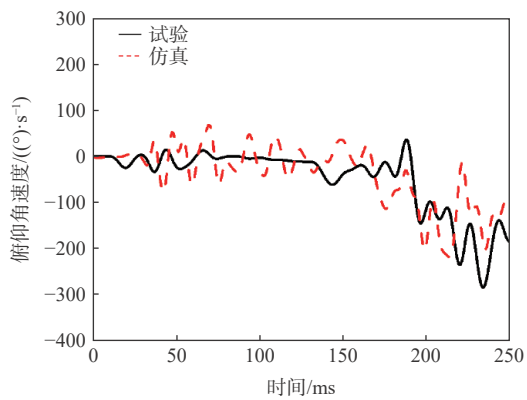
(c) 215 ms

图8 弹射出舱运动过程对比

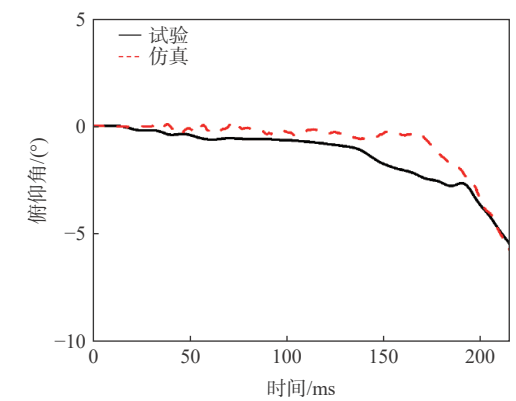
Fig. 8 Comparison of ejection motion process



(a) 弹射方向加速度曲线对比



(b) 俯仰角速度曲线对比



(c) 俯仰角曲线对比

图9 仿真与试验的对比结果

Fig. 9 Comparison of simulation and experiment

3　出舱稳定性影响因素分析

进一步基于验证后的模型对影响弹射座椅稳定性的弹射部分结构参数进行分析以得到敏感性参数, 便于以后通过参数优化提高弹射座椅的稳定性。

滑块-滑轨结构是弹射结构中的主要承载和传力结构, 滑块处于滑轨内部。滑轨在弹射过程中固定在下方, 滑块随弹射座椅向上运动。当临近出舱时刻, 只有 1 组滑块在滑轨内时, 通过分析可以发现, 在重力的作用下, 滑轨承受较大的弯矩, 在弯矩的作用下, 滑轨会产生一定的变形, 此时, 滑轨的最大位移/变形量在 5 mm 附近, 最大应变约为 0.035, 当滑轨发生变形后, 会使滑块发生偏转, 从而使弹射座椅整体发生偏转, 影响弹射出舱的稳定性。另外, 考虑到限腿带力作用于座椅前横梁上, 会对人椅系统产生一个转动的力矩, 其大小也可能会影响弹射过程中的俯仰角。因此, 将影响滑块滑轨整体刚度的因素(厚度、滑轨与滑块接触数量)及限腿带力相关的作用力大小和作用时间作为影响因素进行分析, 并将与弹射装置和座椅刚度相关的弹射内筒和座椅侧板作为分析因素, 在初始模型的基础上, 结合实际工程设定的各个因素及相应的水平如表 2 所示。

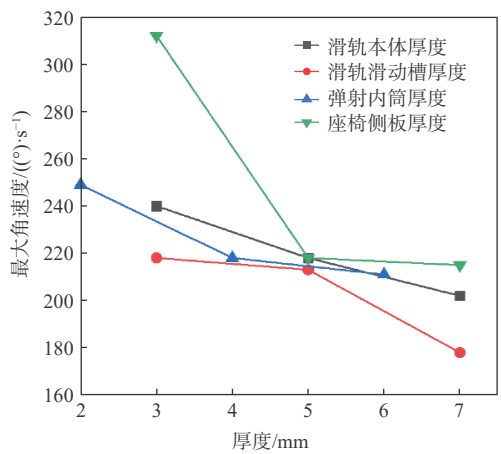
表 2　各个因素的取值及水平

Table 2　The value and level of each factor

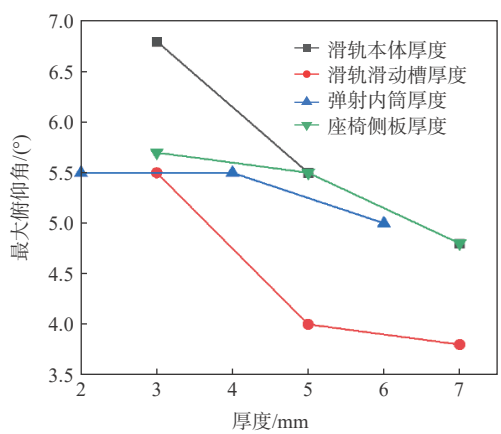
水平	滑轨滑动槽厚度/mm	滑轨本体厚度/mm	弹射内筒厚度/mm	座椅侧板厚度/mm	滑块布置形式	限腿带力大小/kN	限腿带力作用时间/ms
1	3	3	2	3	形式1	3	140
2	5	5	4	5	形式2	4	160
3	7	7	6	7	形式3	5	180

3.1　不同部件厚度的影响

根据表 2 开展仿真分析, 计算得到的关键部件的厚度(滑轨滑动槽厚度、滑轨本体厚度、弹射内筒厚度、座椅侧板厚度)对弹射座椅最大角速度和最大俯仰角的影响如图 10 所示。随着滑轨本体厚度、滑轨滑动槽厚度、弹射内筒厚度及座椅侧板厚度的增加, 最大角速度和最大俯仰角都会不同程度的降低。当滑轨本体厚度从 3 mm 增加到 7 mm 时, 最大角速度从 240 (°)/s 降低到 202 (°)/s, 降低了 15.8%, 最大俯仰角从 6.8°降低到 4.8°, 降低了 29.4%。当滑轨滑动槽厚度从 3 mm 增加到 7 mm 时, 最大角速度从 218 (°)/s 降低到 178 (°)/s, 降低了 18.3%, 最大俯仰角从 5.5°降低到 3.8°, 降低了 30.9%。当弹射内筒厚度从 2 mm 增加到 6 mm 时, 最大角速度从 249 (°)/s 降低到 211 (°)/s, 降低了 15.3%, 最大俯仰角从 5.5°降低到 5°, 降低了 9%。当座椅侧板厚度从 3 mm 增加到 7 mm 时, 最大角速度从 312 (°)/s 减小到 215 (°)/s, 降低了 31.1%, 最大俯仰角从 5.7° 减小到 4.8°, 降低了 15.8%。综合最大角速度和最大俯仰角可以看出, 由于滑轨滑动槽与滑块直接接触, 其厚度对出舱稳定性影响最显著, 滑轨本体厚度和座椅侧板厚度也有较为显著的影响, 而弹射内筒的厚度对出舱稳定性影响很小。



(a) 对最大角速度的影响



(b) 对最大俯仰角的影响

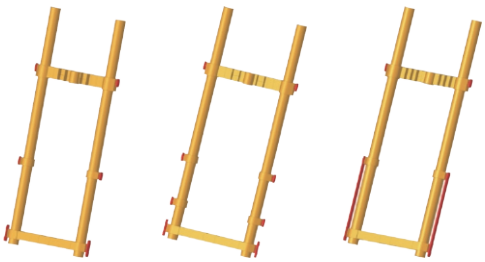
图 10　部件厚度对弹射座椅最大角速度和最大俯仰角的影响

Fig. 10　Influence of component thickness on maximum angular velocity and maximum pitch angle of ejection seat

3.2　滑块布置形式的影响

人椅系统发生偏转主要是因为在出舱的第 3 阶段只有第 3 对滑块还受到滑轨滑动槽的约束,

系统自身的重力及弹射筒推力都会在这一点产生弯矩。因此，在滑块原始的布置形式(图 11(a))基础上，进一步设计了 2 种新的布置形式，分别是 4 对滑块式(图 11(b))和滑块连接式(图 11(c))。布置形式 2 是在原来的第 2 对滑块与第 3 对滑块的中间再加入 1 对滑块，保证大部分时间滑轨滑动槽内都有 2 对滑块，布置形式 3 是将原有的 2 对滑块连接合并成 1 对。



(a) 布置形式1 (b) 布置形式2 (c) 布置形式3

图 11 滑块布置形式的设计

Fig. 11 The arrangements of the slider

3 种滑块布置形式的最大角速度和最大俯仰角的输出对比如图 12 所示。可见，布置形式 3 的稳定性效果最好，相比于初始布置形式 1，最大角速度降低了 20.2%，最大俯仰角降低了 58.2%。布置形式 2 在最大角速度上没有明显变化，但是在最大俯仰角方面降低了 30.9%。

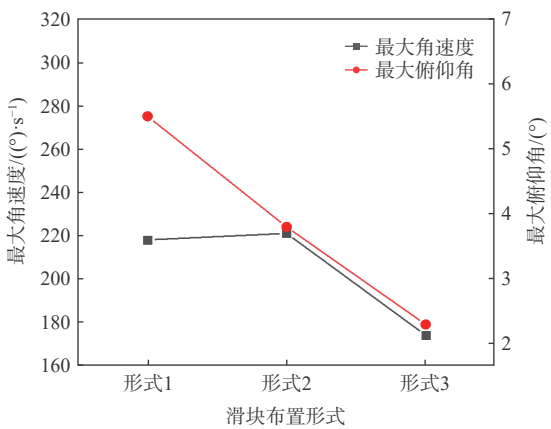
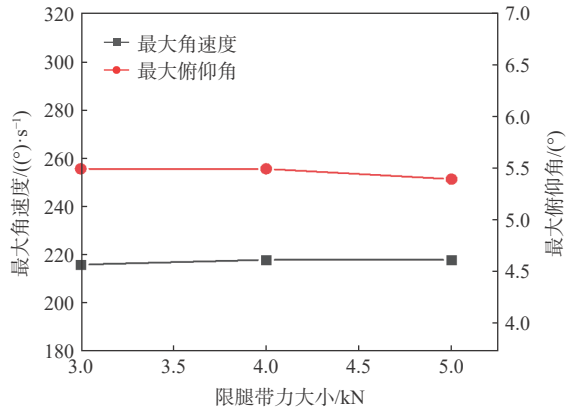


图 12 3 种滑块布置形式下的最大角速度和最大俯仰角对比

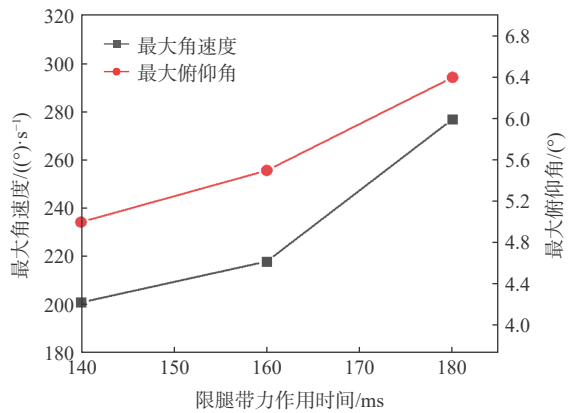
Fig. 12 Comparison of maximum angular velocity and maximum pitch angle in three slider arrangements

3.3 限腿带力大小和作用时间的影响

3 组不同大小的限腿带力仿真输出的最大角速度和最大俯仰角如图 13(a)所示。当限腿带力从 3 kN 增加到 5 kN 时，最大角速度几乎没有变化，仅提高了 0.9%，最大俯仰角仅降低了 1.8%，因此，限腿带力的大小对最大角速度和最大俯仰角影响很小。限腿带力作用时间对最大角速度和最大俯仰角的影响如图 13(b)所示。可以看出，最大角速度和最大俯仰角对座椅的稳定性影响较为显著，随着作用时间从 140 ms 增加到 180 ms，最大角速度和最大俯仰角都在逐渐增加，最大角速度增加了 37.8%，最大俯仰角增加了 28%。说明限腿带力作用时间应该是在滑轨约束中间段时能把腿收紧，如果作用时间较晚，则会加剧座椅的不稳定性。



(a) 限腿带力大小影响



(b) 限腿带力作用时间影响

图 13 限腿带力大小和限腿带力作用时间对最大角速度和最大俯仰角的影响

Fig. 13 The influence of leg-limiting belt force and time on maximum angular velocity and maximum pitch angle

4 结 论

1) 本文建立了包括椅盆组件、伞箱组件及弹射装置 3 个部分的某弹射座椅的完整有限元模型，定义了各部分的材料属性及各部分之间的连接，进一步将假人模型按照弹射时的姿态与座椅进行耦合建立了人椅系统模型。

2) 开展了人椅系统的弹射出舱试验，采集了人椅系统弹射过程姿态、座椅加速度、座椅角速度及俯仰角。基于试验结果，从弹射过程姿态和定量数据 2 方面对人椅系统模型进行了验证，结果表明，人椅系统的仿真结果与试验结果吻合度较好，具有较高的精度。

3) 分别从座椅关键组件的厚度、滑块的布置形式及限腿带力 3 个方面进行了人椅系统出舱稳定性的影响因素分析。结果表明, 在组件厚度方面, 滑轨滑动槽的厚度对出舱稳定性影响最为显著, 滑轨本体厚度和座椅侧板厚度也有较为显著的影响, 而弹射内筒的厚度对出舱稳定性影响较小。在滑块布置形式方面, 设计的 4 对滑块式和滑块连接式均能改善座椅稳定性, 尤其是滑块连接式对出舱稳定性的改善最明显。在限腿带力方面, 限腿带力大小对出舱稳定性的影响很小, 而限腿带力的作用时间较晚会使出舱稳定性变差。

在识别了敏感性参数的基础上, 以后将在考虑实际座椅结构轻量化的前提下进一步对结构参数进行优化并改进, 制作稳定性最优的弹射座椅。

参考文献（References）

[1] EPSTEIN D, MARKOVITZ E, NAKDIMON I, et al. Injuries associated with the use of ejection seats: a systematic review, meta-analysis and the experience of the Israeli Air Force, 1990-2019[J]. Injury, 2020, 51(7): 1489-1496.

[2] 魏东, 李伟, 刘书岩. 基于 AR 技术的弹射救生模拟训练系统[J]. 测控技术, 2021, 40(1): 27-33.
WEI D, LI W, LIU S Y. Simulation training system of ejection rescue based on AR technology[J]. Measurement & Control Technology, 2021, 40(1): 27-33(in Chinese).

[3] 李慧. 航空弹射救生发射过程视景仿真技术研究[D]. 太原: 中北大学, 2015.
LI H. Visual simulation of ejection escapes lifesaving system on launch process[D]. Taiyuan: North University of China, 2015(in Chinese).

[4] KOWALECZKO G, DŁUGOŁĘCKI A, SOSNOWSKI M. The mathematical model of the pilot's ejection process by using the K-36DM ejection seat[J]. Journal of KONBiN, 2018, 48(1): 515-541.

[5] 韩冰, 刘更, 吴立言, 等. 弹射座椅冲击特性试验及仿真研究[J]. 中国机械工程, 2016, 27(9): 1165-1168.
HAN B, LIU G, WU L Y, et al. Experiments and simulation of ejection seat impact dynamics[J]. China Mechanical Engineering, 2016, 27(9): 1165-1168(in Chinese).

[6] 李宝峰. 战斗机弹射救生人椅系统的数字仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
LI B F. Simulation research of the ejection seats[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005(in Chinese).

[7] 郁嘉, 林贵平, 毛晓东. 弹射救生数值仿真及不利姿态下救生性能分析[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1927-1932.
YU J, LIN G P, MAO X D. Numerical simulation of ejection seat and analysis of performance under adverse attitudes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1927-1932(in Chinese).

[8] 田佳林. 航空弹射座椅结构设计与仿真分析研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2011.
TIAN J L. Research on structural design and simulation analysis of aviation ejection seat[D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2011(in Chinese).

[9] 雷森. 火箭弹射座椅高速稳定系统选型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
LEI S. Research on the lectotype of high speed stabilization system of ejection seat[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007(in Chinese).

[10] 吴亮, 吴铭. 火箭弹射座椅运动稳定性能数值仿真研究[J]. 科技资讯, 2015, 13(10): 4.
WU L, WU M. Numerical simulation research on motion stability of rocket ejection seat[J]. Science & Technology Information, 2015, 13(10): 4(in Chinese).

[11] 闵婕. 基于 Adams 的弹射座椅运动仿真分析[J]. 科技创新导报, 2013, 10(26): 61-65.
MIN J. Motion simulation analysis of ejection seat based on Adams[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2013, 10(26): 61-65(in Chinese).

[12] 吴晓君, 冯光辉, 张岩. 基于姿态火箭的弹射座椅轨迹控制技术研究[J]. 舰船电子工程, 2015, 35(11): 133-136.
WU X J, FENG G H, ZHANG Y. Ejection seat trajectory amendment based on attitude rocket[J]. Ship Electronic Engineering, 2015, 35(11): 133-136(in Chinese).

[13] BIELAT R P. A transonic wind-tunnel investigation of the performance and of the static stability and control characteristics of a model of a fighter-type airplane which embodies partial body indentation: NACA RM L59F21a[R]. Washington, D. C.: National Advisory Committee for Aeronautics, 1959.

[14] HABCHI S D, PRZEKWAS A J, MARQUETTE T, et al. CFD analysis of ejection seat escape systems[J]. SAE Transactions, 1992, 101: 1566-1579.

[15] 罗经纬, 冯光辉, 张大林, 等. 密闭式弹射座椅稳定减速技术研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(12): 62-66.
LUO J W, FENG G H, ZHANG D L, et al. Research on the stabilization and deceleration technology of closed ejection seat[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(12): 62-66(in Chinese).

[16] 刘愿, 陈川, 钱战森. 空天飞行器整体式救生座舱的稳定减速与分离特性数值模拟[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 124059.
LIU Y, CHEN C, QIAN Z S. Numerical simulation of stable deceleration and safe separation of integral escape module for aerospace vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 124059(in Chinese).

[17] 刘富, 童明波, 宋杰, 等. 带稳定板装置弹射座椅偏航稳定性能研究[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(2): 203-208.
LIU F, TONG M B, SONG J, et al. Research of yaw-stabilization performance of ejection seat with stabilization fins[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(2): 203-208(in Chinese).

[18] 郁嘉, 林贵平, 吴铭. 弹射座椅减速性能的数值仿真计算[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1033-1038.
YU J, LIN G P, WU M. Numerical simulation of deceleration performance of ejection seat[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1033-1038(in Chinese).

[19] 冯星, 谭率. 两级弹射筒与三级弹射筒座椅性能的对比分析[J]. 航空科学技术, 2018, 29(12): 1-7.
FENG X, TAN S. Comparative analyzing performance between the two-stage ejection gun and three-stage ejection seat[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(12): 1-7(in Chinese).

[20] 周昊, 宋亚丽, 冯志杰, 等. 基于 ADAMS 的弹射座椅弹射出舱姿

态研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(2): 66-73.
ZHOU H, SONG Y L, FENG Z J, et al. Research on ejection attitude of ejection seat based on ADAMS[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(2): 66-73(in Chinese).
[21] DUFOUR P, MCGILLIVARY S. Explicit dynamics simulation of ejection sequence and analysis of seat support structure for F-15 aircraft[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2007: 2213.
[22] ASTM International. Standard test methods for flexible cellular materials—slab, bonded, and molded urethane foams: ASTM D3574—17[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2017.

Model and seat tip-off stability analysis of ejection seat-dummy system

YANG Haifeng[1], LI Zhigang[2,*], TAN Yuedong[1], XIAO Penghui[3], KONG Wei[3]

(1. School of Mechanical, Electronic and Control Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
2. School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;
3. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Life-Support Technology, Xiangyang 441000, China)

Abstract: To study the tip-off stability of ejection seat, a finite element model was constructed based on an ejection seat, which includes the components of the seat basin, umbrella box, and ejection device, and then the seat-dummy system model was obtained by combining the seat model with a dummy model. The ejection experiment was carried out and the movement process, acceleration, angular velocity, and pitch angle were collected. The established ejection seat-dummy model has a rather high accuracy, as demonstrated by the simulation results of the seat-dummy model that were verified using these data. Sensitive analysis on the seat tip-off stability was carried out using the validated seat-dummy model. Three aspects were explored, including the thickness of the seat components, the configuration of the slider, and the force of the leg-limiting belt. The results show that seat tip-off stability is sensitive to the thicknesses of the rail groove, rail itself, and seat side plate, and the configuration of the slider, as well as the starting time of the leg-limiting force. Nonetheless, there is very little impact on the seat tip-off stability from the force of the limited leg belt and the thickness of the ejection inner cylinder.

Keywords: ejection seat; seat-dummy system; seat tip-off stability; angular velocity; pitch angle

Received: 2023-10-12; **Accepted**: 2024-02-23; **Published Online**: 2024-04-19 12:15
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240418.1042.001
Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20200029010002)
* **Corresponding author**. E-mail: zhigangli@ustb.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0676

粗晶组织材料的超声检测有限元仿真

杨功鹏[1]，周正干[1,2]，马腾飞[3]，王俊[1]，李洋[2]，周文彬[1,*]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学宁波创新研究院，宁波 315800；
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191)

摘　　要：粗晶组织金属材料具有晶粒粗大、声学各向异性、结构非均匀性等特点，超声波在其内部传播时，会引起强烈的波形畸变、声能衰减及结构声散射，导致超声检测回波信号信噪比差。为掌握超声波在粗晶组织材料中的传播规律，并为超声检测方案提供理论指导，研究粗晶组织材料的超声检测有限元仿真方法。基于维诺图算法生成材料二维晶粒模型，通过材料弹性张量的形式对晶粒的各向异性取向进行定义，建立可实现参数化计算的有限元声学仿真模型。基于提出的有限元声学仿真模型，从单声束超声检测和阵列超声检测2个方面展开仿真方法研究：以具备等轴晶结构特征的镍基高温合金GH4169和具备柱状晶结构特征的增材制造钛合金为例，建立单声束声衰减反射法测量仿真模型和阵列超声全矩阵采集(FMC)数据采集仿真模型；仿真分析不同各向异性指数及平均晶粒尺寸下不同频率超声波的声衰减规律，计算不同各向异性指数及不同检测方向下全聚焦方法(TFM)成像的信噪比，并进行相位相干因子(PCF)成像降噪。仿真和实验的PCF成像结果相对于TFM的信噪比分别提升了23.52 dB和24.72 dB。对GH4169试样及增材制造钛合金试样的实验结果证明了该规律，验证了仿真方法的有效性。

关　键　词：无损检测；粗晶材料；维诺图；有限元；声衰减；阵列超声；增材制造
中图分类号：V467; TB553
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4235-11

高温合金、增材制造钛合金等粗晶组织金属材料以其高热稳定性、抗腐蚀等优势，广泛应用于涡轮盘、机体结构件等航空航天关键部件中[1-2]。为避免由内部缺陷导致的部件结构及性能失效，需要对粗晶组织金属材料进行有效的无损检测评价。超声检测具备检测灵敏度高、穿透力强等一系列优势，广泛应用于各类型金属结构件的无损检测中[3-4]。

粗晶组织金属材料由于晶粒粗大、声学各向异性、结构非均匀性等特征，具备特殊的声学特性[5]。超声波在其内部传播时，伴随着强烈的波形畸变、声能衰减及结构声散射，反映在超声检测信号及图像上为强烈的背景噪声，信噪比较差[6]。为提高超声检测的信噪比，有必要根据检测对象特性建立粗晶组织材料的声学模型，研究材料晶粒组织特性对超声波传播的影响，从而指导粗晶组织材料高信噪比超声检测方案的设计。

基于弹性动力学波动方程的有限元数值仿真方法相对于解析和半解析方法，能够高保真模拟超声波在粗晶组织材料中的传播，计算更为复杂的晶粒散射现象[7-8]。相对于实验研究，有限元方法可以通过参数化的重复多次计算，以相对低的成本得出具备统计意义的结论，指导实验检测方案的制定，避免制备数量庞大的高成本粗晶组织金属试样。目前，有限元数值仿真方法在奥氏体不锈钢及其焊

收稿日期：2023-10-18；**录用日期**：2024-01-12；**网络出版时间**：2024-02-05 10:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240202.1719.004
基金项目：国家自然科学基金(52275516)
* **通信作者**. E-mail：zhouwb@buaa.edu.cn

引用格式：杨功鹏，周正干，马腾飞，等. 粗晶组织材料的超声检测有限元仿真[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4235-4245.
YANG G P，ZHOU Z G，MA T F，et al. Finite element simulation for ultrasonic testing of materials with coarse-grained tissue[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4235-4245 (in Chinese).

缝[9]、柱状结构多晶金属材料[10-11]、增材制造材料[12]等的声学仿真建模中得到了广泛应用。

阵列超声是一种多通道超声检测技术，其相对于常规超声检测在空间上能获得更加丰富的信息，具备更强大的检测能力[13-14]。然而，当其应用于粗晶组织材料时，由于晶粒微观组织影响，容易产生成像畸变、高结构噪声等问题，需要结合声学模型对阵列超声检测的参数进行优化研究。

本文基于维诺图算法在COMSOL有限元平台中建立了二维粗晶组织材料超声检测参数化计算方案。基于建立的有限元仿真方法，从单声束超声检测和阵列超声检测2个方面开展仿真研究。以具备等轴晶结构特征的镍基高温合金GH4169为例，建立粗晶组织材料声衰减仿真测量模型，以声衰减系数表征材料晶粒散射程度，分析不同各向异性程度、平均晶粒尺寸对声衰减的影响，通过热处理方式制备不同平均晶粒尺寸的GH4169试样，实验测量声衰减证明了模型的有效性。以具备柱状晶结构特征的增材制造钛合金为例，建立粗晶组织材料的阵列超声全矩阵采集(full matrix capture, FMC)数据采集仿真模型，对不同材料弹性常数、检测方向的仿真模型进行全聚焦方法(total focusing method, TFM)成像，并对信噪比进行分析。对仿真和实验TFM成像结果应用相位相干因子(phase coherence factor, PCF)成像降噪，显著压制了晶粒噪声。

1 粗晶组织材料有限元仿真模型

1.1 维诺图晶粒模型

维诺图算法通过对其生成点元分布和随机参数的设置来生成不同尺寸、形状、分布方式的晶粒几何模型[15]。在空间X中，点P_k对应的维诺单元R_k的计算方法如下：

$$R_k=\bigcap_{r\neq k}\{x\in X|d(x,P_k)\leqslant d(x,P_r)\} \tag{1}$$

式中：x为R_k中的点；$d(x,P_{k,r})$为点x与点元$P_{k,r}$之间的欧氏距离。

空间X中的n个生成点元集合P对应生成的n个维诺单元集合R。二维空间中由100个生成点元计算的维诺图晶粒模型如图1所示。

镍基高温合金GH4169中晶粒的排布方式为随机分布的多边形晶粒(等轴晶)，而增材制造钛合金则为柱状晶结构。根据不同研究对象的金相图像中的晶粒排布形式、尺寸，调整生成点元集合P中的点元总数、随机排布形式，生成对应的晶粒尺度几何模型。

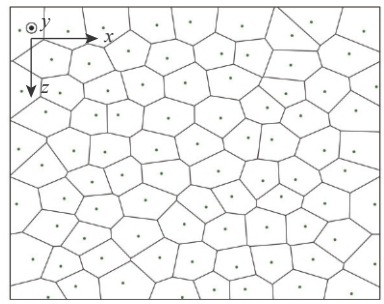


图1 维诺图算法生成晶粒模型

Fig. 1 Grain model generated by Voronoi diagram algorithm

1.2 粗晶组织材料的有限元建模

在COMSOL有限元平台上对超声波在粗晶组织材料中的传播过程进行仿真。使用有限元方法求解以应力和位移速度表征的弹性动力学方程，模拟超声波在各向异性非均匀固体介质中的传播。如图1所示的晶粒二维模型，假设超声波的传播在y方向不变，需要求解的方程组简化为仅含未知数x、z[9]：

$$\begin{cases}\dfrac{\partial}{\partial t}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\sigma}_{xx}\\ \boldsymbol{\sigma}_{zz}\\ \boldsymbol{\sigma}_{yz}\\ \boldsymbol{\sigma}_{xz}\\ \boldsymbol{\sigma}_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{11}&C_{13}&C_{14}&C_{15}&C_{16}\\ C_{13}&C_{33}&C_{34}&C_{35}&C_{36}\\ C_{14}&C_{34}&C_{44}&C_{45}&C_{46}\\ C_{15}&C_{35}&C_{45}&C_{55}&C_{56}\\ C_{16}&C_{36}&C_{46}&C_{56}&C_{66}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\dfrac{\partial \boldsymbol{u}}{\partial x}\\ \dfrac{\partial \boldsymbol{w}}{\partial z}\\ \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial \boldsymbol{v}}{\partial z}\right)\\ \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial \boldsymbol{u}}{\partial z}+\dfrac{\partial \boldsymbol{w}}{\partial x}\right)\\ \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial \boldsymbol{v}}{\partial x}\right)\end{bmatrix}\\ \rho\dfrac{\partial}{\partial t}\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{v}\\ \boldsymbol{w}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{\boldsymbol{\sigma}_{xx}}{\partial x}+\dfrac{\boldsymbol{\sigma}_{xz}}{\partial z}\\ \dfrac{\boldsymbol{\sigma}_{xy}}{\partial x}+\dfrac{\boldsymbol{\sigma}_{yz}}{\partial z}\\ \dfrac{\boldsymbol{\sigma}_{xz}}{\partial x}+\dfrac{\boldsymbol{\sigma}_{zz}}{\partial z}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\sigma}$为应力张量；$\boldsymbol{u}$、$\boldsymbol{v}$、$\boldsymbol{w}$为位移速度的分量；ρ和C_{mn}分别为材料的密度和弹性张量的分量。

超声波在粗晶组织材料内传播时出现的散射、衰减现象，在晶粒尺度上来自于相邻晶粒的弹性张量取向不一致。通过对维诺图晶粒模型内各晶粒单元设置不同取向的弹性张量，对其进行仿真模拟。在假设沿y方向不变的二维晶粒模型中，将弹性张量$\boldsymbol{C}$沿y轴旋转角度ξ后得到旋转后的弹性张量$\boldsymbol{C}_\xi$，计算方法如下[16]：

$$\boldsymbol{C}_\xi=\boldsymbol{M}\boldsymbol{C}\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{M}$ 为变换矩阵。

晶粒模型中所有晶粒弹性张量的旋转角度ξ的分布由材料晶粒的实际生长情况决定。当旋转轴为笛卡儿坐标系中的 y 轴时, $\boldsymbol{M}$ 为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix} \cos^2\xi & 0 & \sin^2\xi & 0 & 2\sin\xi\cos\xi & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sin^2\xi & 0 & \cos^2\xi & 0 & -2\sin\xi\cos\xi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos\xi & 0 & -\sin\xi \\ -\sin\xi\cos\xi & 0 & \sin\xi\cos\xi & 0 & -\sin^2\xi+\cos^2\xi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin\xi & 0 & \cos\xi \end{bmatrix} \tag{4}$$

基于 MATLAB 与 COMSOL 联合完成对粗晶组织材料的声学仿真计算, 其计算流程如图 2 所示。

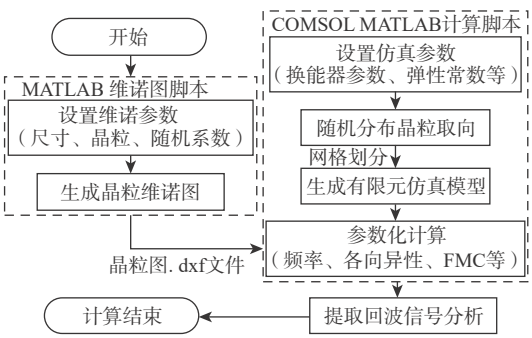


图 2　粗晶组织材料声学仿真模型计算流程

Fig. 2　Flowchart of calculation for coarse grain materials acoustic simulation model

具体仿真计算步骤如下:

1) 在 MATLAB 脚本中, 根据材料金相中的晶粒特性设置生成晶粒模型的相关维诺图参数, 包括模型尺寸、生成点元数量、晶粒点元位置随机分布系数等, 计算生成.dxf 格式的晶粒模型文件。

2) 利用 COMSOL 的 MATLAB 接口, 设置材料的弹性常数、换能器、密度、声速等参数, 按照材料的金相特征对晶粒模型的晶粒取向进行随机分布, 设置激励源并根据需求设置缺陷, 计算生成 COMSOL 有限元声场仿真模型。

3) MATLAB 环境下读取声场计算模型, 参数化设置仿真分析需要的换能器中心频率、材料各向异性参数、FMC 数据采集参数等, 实现模型的批量化计算。

4) 提取参数化计算中的底面回波、缺陷响应的全波数据, 用于后续材料衰减分析和基于 FMC 数据的成像分析。

2　等轴晶结构单声束超声检测仿真

2.1　GH4169 声衰减反射法测量模型

在 COMSOL 有限元仿真平台上建立了镍基高温合金 GH4169 的声衰减反射法测量二维仿真模型, 材料密度设置为 8 240 kg/m^3, 如图 3 所示。从微观晶粒角度上分析, 等轴晶结构单个晶粒取向在空间上是随机高斯分布, 从而造成相邻微观晶粒的取向往往不一致, 当平均晶粒尺寸大于 1/10 波长时, 这种不一致导致了超声波在材料内部传播时的晶粒噪声。因此, 根据 GH4169 的等轴晶晶粒特征, 晶粒的取向设置为随机高斯分布。为激发近似平面波, 降低扩散衰减的影响, 换能器紧贴晶粒模型布置, 并设置为线形激励源。粗晶组织材料的声衰减情况可反映材料中的晶粒散射程度。通过采集底面多次回波的方式, 计算材料的衰减系数, 对粗晶组织 GH4169 中各向异性程度、平均晶粒尺寸因素对声衰减的影响进行分析。仿真模型左右边界设置为边界吸收层, 上下边界除换能器位置处为力边界条件外, 均设置为自由边界条件。

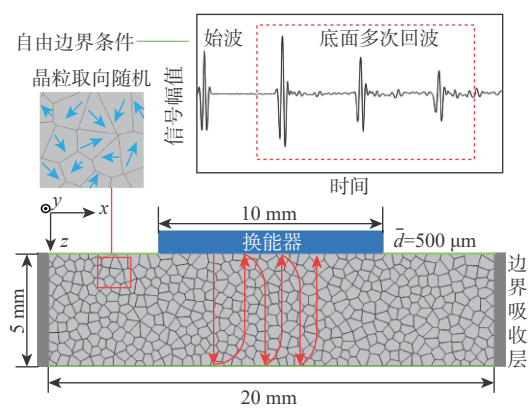


图 3　声衰减反射法测量仿真模型

Fig. 3　Simulation model for measurement of acoustic attenuation by pulse reflection method

基于以上仿真模型采集到的回波信号, 计算粗晶材料衰减系数 α(dB·mm^{-1})如下:

$$\alpha=\frac{20}{2l}\lg\left(\frac{B_{1\mathrm{st}}}{B_{2\mathrm{nd}}}\right) \tag{5}$$

式中: l 为材料厚度; $B_{1\mathrm{st}}$ 和 $B_{2\mathrm{nd}}$ 分别为底面第 1 次和第 2 次回波幅值。

2.2　声衰减-各向异性程度仿真分析

晶粒的各向异性指数 A 反映材料的各向异性程度, 如下[9]:

$$A=\frac{2C_{44}}{C_{11}-C_{12}} \tag{6}$$

式中：C_{11}、C_{12}、C_{44} 为式 (2) 中体心立方弹性张量 $\boldsymbol{C}$ 中的晶粒弹性常数。

表 1 为计算使用的 GH4169 的晶粒弹性常数及对应的各向异性指数[17]。

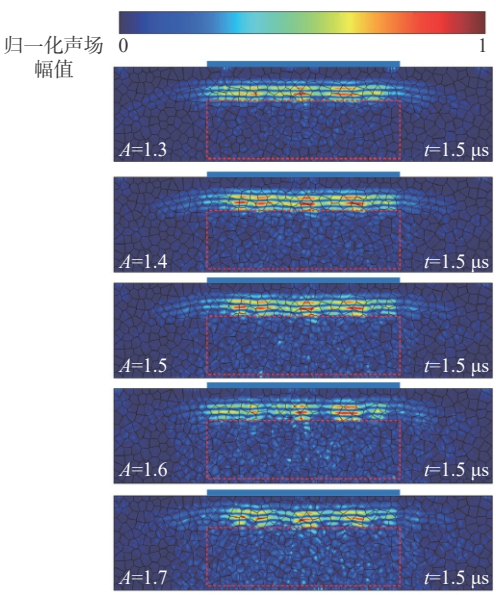
表 1　GH4169 的晶粒弹性常数和各向异性指数

Table 1　Single-crystal elastic constants and anisotropy index of GH4169

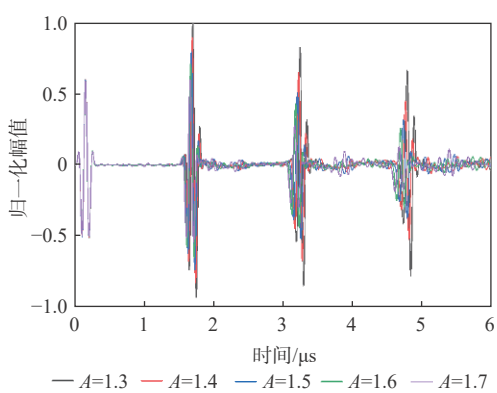
晶粒弹性常数/GPa			各向异性指数
C_{11}	C_{12}	C_{44}	
181.73	77.88	51.92	1.00

为分析 GH4169 晶粒的各向异性程度对材料总体声衰减的影响，基于表 1 中的弹性常数，C_{11} 和 C_{12} 保持不变，对 C_{44} 设置相应的放大系数，简化得到各向异性指数为 1.3～1.7 的 5 组晶粒弹性参数组，输入图 3 中模型进行计算。

图 4 表示在中心频率 10 MHz 下，超声波在平均晶粒尺寸 $\bar{d}$ = 500 μm的 GH4169 中的同一时刻动态声场及换能器采集到的回波信号。如图 4(a) 所示，在 t = 1.5 μs 时刻，声波经过底面第 1 次反射后，到达模型接近上表面位置。受晶粒粗大影响，超声波波前发生了散射畸变，红框内的声场产生了散射波。随着晶粒各向异性指数的增大，波前散射畸变程度和散射波的强度随之增大。而图 4(b) 中采集到的回波信号中的晶粒噪声随之增大，底面回波幅值随之减小。



(a) 同一时刻动态声场



(b) 仿真回波信号

图 4　不同各向异性指数下 10 MHz 超声波的传播 ($\bar{d}$=500 μm)

Fig. 4　Propagation of ultrasonic waves at 10 MHz with different anisotropy indexes ($\bar{d}$ = 500 μm)

参数化计算不同各向异性指数 GH4169 在不同检测中心频率下 (2～15 MHz) 的声场，提取相应回波信号，根据式 (5) 计算衰减系数，如图 5 所示。由于激励超声波为近似平面波，且模型厚度较小，声衰减主要来源于晶粒散射，当各向异性指数较低 (A=1.3) 时，仿真模型中频率与声衰减无明显相关性。当各向异性指数增大 (A=1.4, 1.5, 1.6, 1.7) 时，晶粒散射增大，随着频率的增大，衰减系数增大。当在同一频率下，各向异性指数增大，衰减系数也随之增大。

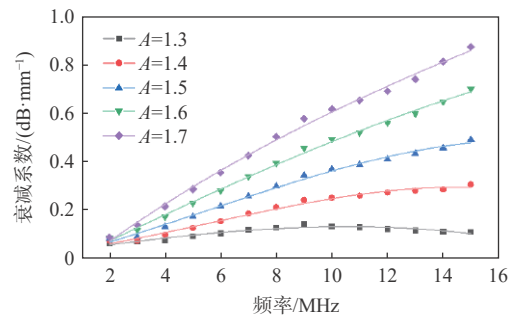


图 5　不同频率下声衰减与各向异性指数的关系 ($\bar{d}$ = 500 μm)

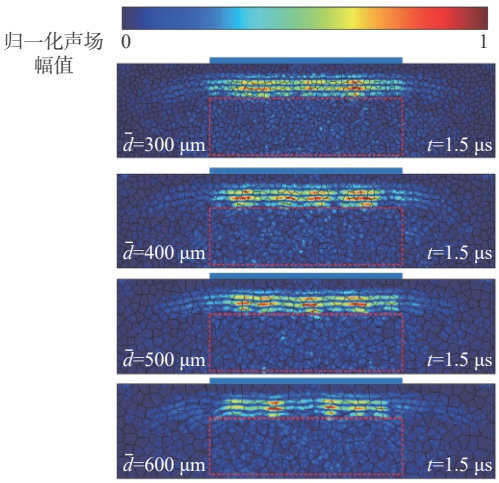
Fig. 5　Curves of acoustic attenuation versus anisotropy index at different frequencies ($\bar{d}$ = 500 μm)

2.3　声衰减-平均晶粒尺寸仿真分析

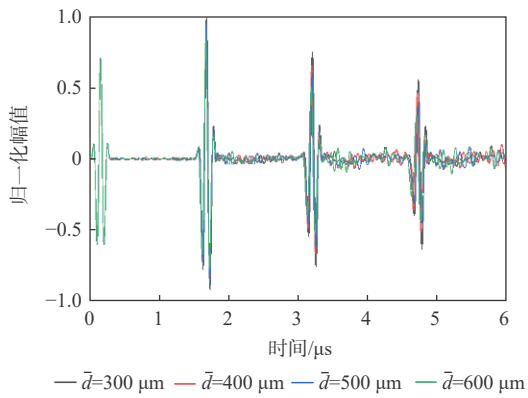
为分析 GH4169 平均晶粒尺寸对材料总体声衰减的影响，基于 A=1.5 的材料弹性常数，计算不同平均晶粒尺寸下图 3 所示的声场模型。

图 6 为在中心频率 10 MHz 下，超声波在不同平均晶粒尺寸的 GH4169 中的同一时刻动态声场及换能器采集到的回波信号。如图 6(a) 所示，在 t= 1.5 μs 时刻，声波经过底面第 1 次反射，到达模型接近上表面位置。随着平均晶粒尺寸的增大，波前散射畸变程度增大。而由于平均晶粒尺寸为总体统计，在局部的随机性较大，红框内的散射波随平均晶粒尺寸的变化不明显。图 6(b) 中采集到的回波信号中的底面回波幅值随平均晶粒尺寸的增大而减小。

参数化计算不同平均晶粒尺寸 GH4169 在不同



(a) 同一时刻动态声场



(b) 仿真回波信号

图 6　不同平均晶粒尺寸下 10 MHz 超声波的传播 (A=1.5)

Fig. 6　Propagation of ultrasonic waves at 10 MHz with different average grain sizes (A=1.5)

检测中心频率下 (2～15 MHz) 的声场, 提取相应回波信号, 根据式 (5) 计算衰减系数, 如图 7 所示。总体上, 随着频率的增大, 衰减系数增大。在低频区域 (<4 MHz), 由于超声波波长相对较长, 晶粒散射在随机散射区域, 平均晶粒尺寸的梯度没有数量级差距, 因此, 平均晶粒尺寸与衰减系数之间没有明显规律。而在高频区域 (≥4 MHz) 时, 随着超声波波长的减小, 平均晶粒尺寸与波长比值增大, 高频

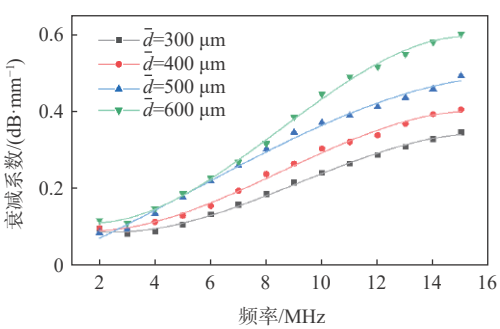
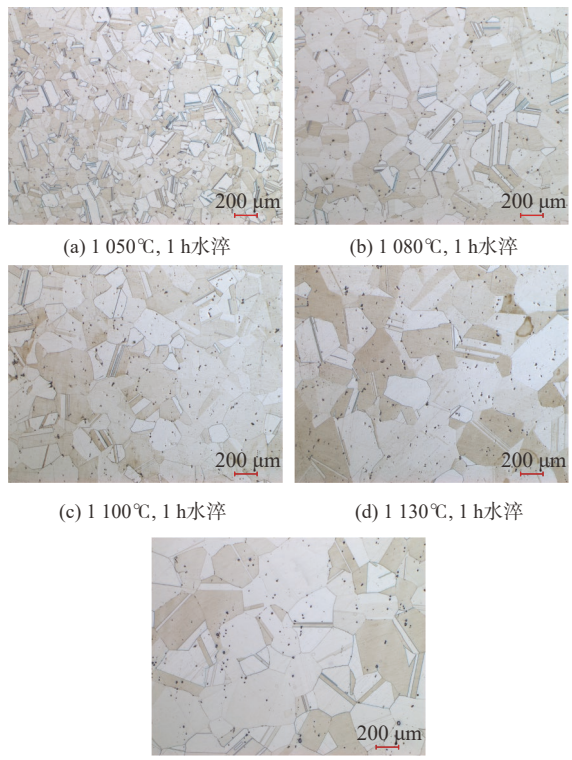


图 7　不同频率下声衰减与平均晶粒尺寸的关系 (A = 1.5)

Fig. 7　Curves of acoustic attenuation versus average grain size at different frequencies (A=1.5)

对晶粒散射更为敏感, 随着平均晶粒尺寸的增大, 衰减系数也随之增大。

为验证以上仿真计算得出的声衰减规律, 制备了不同平均晶粒尺寸的 GH4169 试样。将不同 GH4169 试样放入马沸炉中进行热处理, 设置不同的保温温度, 保温 1 h 后水淬冷却, 固定由于热处理而发生变化的晶粒。热处理温度分别设置为 1 050 ℃、1 080 ℃、1 100 ℃、1 130 ℃ 及 1 150 ℃。为避免高温下试样表面氧化层对声衰减反射法测量的影响, 在热处理后将试样的表面粗糙度打磨至小于 3.2 μm。图 8 为不同热处理参数下 GH4169 晶粒组织金相图, 随着热处理温度的增加, 平均晶粒尺寸增大。



(a) 1 050℃, 1 h水淬　(b) 1 080℃, 1 h水淬

(c) 1 100℃, 1 h水淬　(d) 1 130℃, 1 h水淬

(e) 1 150℃, 1 h水淬

图 8　不同热处理参数下 GH4169 晶粒组织金相图

Fig. 8　Metallographic photos of GH4169 grain structure under different heat treatment parameters

表 2 为在超声检测系统下对以上 5 组热处理后的 GH4169 试样进行声衰减反射法测量的实验结果。平均晶粒尺寸根据图 8 中金相图进行计算, 计算方法为总面积除以晶粒数量后取等效直径。低频换能器 (2.25 MHz) 的声衰减反射法测量值与平均晶粒尺寸不相关。而对于其余相对高频换能器, 平均晶粒尺寸越大, 声衰减反射法测量值越大。对于同一试样, 检测频率越高, 声衰减反射法测量值越大。以上规律总体上与仿真数据得出的规律一致, 证明了粗晶组织 GH4169 声衰减反射法测量仿真模型的有效性。除声衰减研究外, 基于以上粗晶

表 2 不同热处理参数下 GH4169 试样声衰减反射法测量实验数据

Table 2 Acoustic attenuation measurement experiment data of GH4169 specimens by pulse reflection method under different heat treatment parameters

热处理参数	平均晶粒尺寸/μm	2.25 MHz测量衰减系数/(dB·mm^{-1})	5 MHz测量衰减系数/(dB·mm^{-1})	10 MHz测量衰减系数/(dB·mm^{-1})	15 MHz测量衰减系数/(dB·mm^{-1})
1 050 ℃, 1 h水淬	120	0.191 5	0.201 1	0.241 9	0.343 0
1 080 ℃, 1 h水淬	188	0.205 4	0.239 7	0.274 9	0.374 0
1 100 ℃, 1 h水淬	271	0.204 4	0.258 6	0.292 9	
1 130 ℃, 1 h水淬	320	0.182 5	0.265 6	0.302 9	
1 150 ℃, 1 h水淬	360	0.210 8	0.271 2	0.317 8	

组织材料单声束超声检测仿真模型，可根据需求设置不同的缺陷，从研究缺陷响应的角度对相关检测方案的制定提供仿真依据。

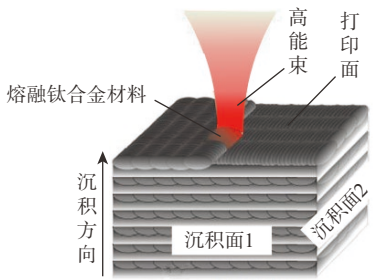
3 柱状晶结构阵列超声检测仿真

3.1 全矩阵数据采集有限元模型

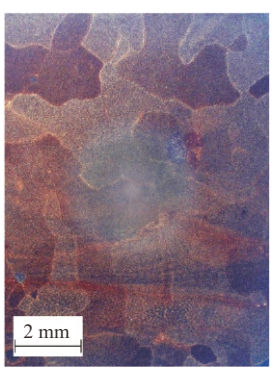
钛合金增材制造试样由于其制造过程特性，具有典型的柱状晶结构特征。以增材制造 TC11 钛合金立方体试样为例，其制造过程如图 9(a) 所示，按照其表面与制造沉积方向的相对位置将表面分为 1 个打印面与 2 个沉积面。在低倍镜下，打印面与沉积面的柱状晶结构分别如图 9(b) 和图 9(c) 所示。打印面上随机分布平均晶粒尺寸约为 2 mm 的多边形晶粒结构，沉积面上为柱状晶条状结构。

基于打印面与沉积面的柱状晶结构，使用线阵换能器对增材制造钛合金试样采集 FMC 数据的有限元模型简化后分为 3 类，如图 10 所示。图 10(a) 为换能器在各检测面的相对位置示意图。图 10(b) 为线阵换能器布置在沉积面，换能器与沉积方向垂直的 FMC 数据采集有限元模型，晶粒模型为平均晶粒尺寸为 2 mm 的多边形晶粒结构，晶粒取向为随机分布；图 10(c) 为线阵换能器布置在沉积面，换能器与沉积方向一致时的模型，晶粒模型为平均宽度为 2 mm、平均长度为 10 mm 的柱状结构，晶粒取向沿沉积方向±8°范围随机分布；图 10(d) 为线阵换能器布置在打印面时的模型，晶粒模型为图 10(c) 顺时针旋转 90°后获得。此外，为通过缺陷响应分析信噪比，均在以上模型的中心位置处设置直径为 0.8 mm 的通孔缺陷。TFM 成像时对材料进行均质化处理，用于计算传播时间的材料声速设置为 6 100 m/s，密度设置为 4 480 kg/m^3。

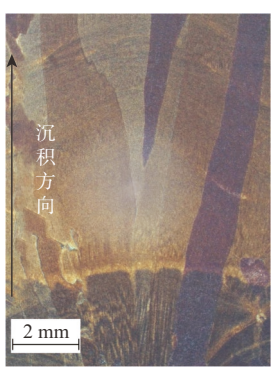
表 3 为换能器参数。在 COMSOL 的 MATLAB



(a) 钛合金增材制造示意图



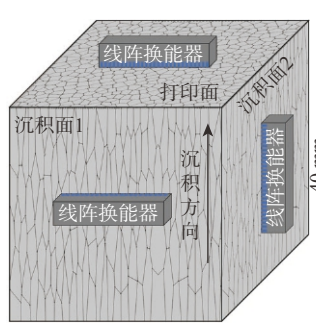
(b) 打印面柱状晶结构



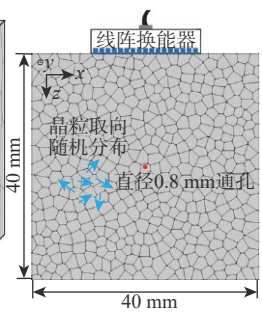
(c) 沉积面柱状晶结构

图 9 增材制造钛合金柱状晶结构

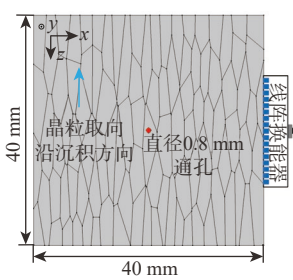
Fig. 9 Columnar crystal structure of titanium alloy by additive manufacturing



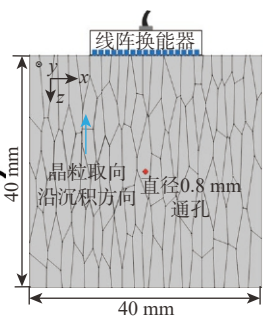
(a) 换能器位置示意图



(b) 沉积面1



(c) 沉积面2



(d) 打印面

图 10 增材制造钛合金全矩阵数据采集有限元模型

Fig. 10 Finite element model of FMC for titanium alloy by additive manufacturing

表 3　线阵换能器参数

Table 3　Parameters of the linear array transducer

参数	数值
中心频率/MHz	5
阵元数量	32
阵元间距/mm	0.6
阵元宽度/mm	0.5

接口中, 以激发阵元换能器编号为控制参数, 计算 32 组激发接收序列, 组成 FMC 数据 $\gamma(t)$。

3.2　全聚焦方法成像仿真分析

TFM 为应用最广泛的 FMC 数据后处理成像算法, 其应用于一维线阵换能器的成像原理如图 11 所示。TFM 可对成像区域的各个点进行聚焦, 按照一定的空间分辨率构造检测成像区域的图像矩阵 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{TFM}}$, 矩阵中特定聚焦点 (x,z) 对应的成像像素幅值如式 (7) 所示[18]:

$$\boldsymbol{I}_{\mathrm{TFM}}(x,z)=\left|H\left(\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N}\boldsymbol{\gamma}_{ij}\left(t_{ij}(x,z)\right)\right)\right| \tag{7}$$

式中: H 为希尔伯特变换; N 为阵元总数; $\boldsymbol{\gamma}_{ij}$ 为 FMC 数据 $\gamma(t)$ 中阵元 i 发射时阵元 j 所接收到的回波信号; $t_{ij}(x,z)$ 为阵元 i 发射声波经过点 (x,z) 后到达阵元 j 的传播时间, 表示为

$$t_{ij}(x,z)=\frac{\sqrt{(x_i-x)^2+z^2}+\sqrt{(x_j-x)^2+z^2}}{c} \tag{8}$$

其中: x_i 和 x_j 分别为发射和接收换能器的 x 坐标; c = 6 100 mm/s 为传播介质的声速。

表 4 为文献 [19] 中 4 种不同钛/钛合金的晶粒弹性常数, 其具备不同的各向异性指数, 用于后续 TFM 成像仿真分析。

将表 4 中不同各向异性指数的晶粒弹性常数设置到图 10 的 FMC 数据采集有限元模型, 对横通孔缺陷进行 TFM 成像, 所有成像结果均以缺陷中心最大幅值进行归一化处理, 如图 12(a)～12(c) 所示。以通孔缺陷信噪比反映晶粒背景噪声的强

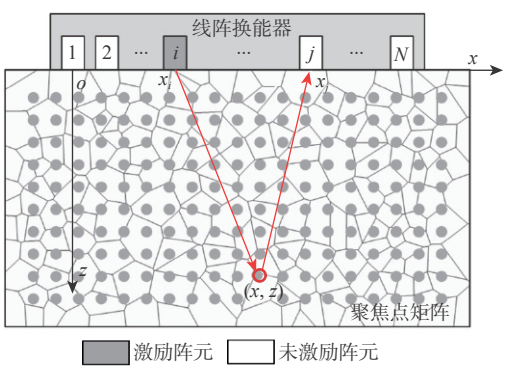


图 11　全聚焦方法成像示意图

Fig. 11　Schematic of TFM imaging

表 4　不同钛/钛合金的晶粒弹性常数和各向异性指数

Table 4　Single-crystal elastic constants and anisotropy index of pure titanium and alloys

材料	晶粒弹性常数/GPa			各向异性指数
	C_{11}	C_{12}	C_{44}	
Ti-17	174	116	41	1.4
Ti-17	167	115	44	1.7
Ti-5533	100	70	36	2.4
纯钛	134	110	36	3

度, 图 12(d) 为对 3 种模型下不同各向异性指数的 TFM 成像结果中通孔缺陷信噪比(单位: dB)的统计, 计算方法如下:

$$r_{\mathrm{SN}}=20\lg\left(\frac{E_{\mathrm{defect}}}{E_{\mathrm{std}}}\right) \tag{9}$$

式中: r_{SN} 为通孔缺陷信噪比; E_{defect} 为通孔缺陷中心最大幅值; E_{std} 为 TFM 成像中除缺陷、底面、近场以外区域的幅值标准差。

由图 12(a)～12(c) 所示, 在沉积面 1、沉积面 2 及打印面 3 个检测方向上, 随着材料各向异性程度的增大, 晶粒背景噪声增大, 图像中缺陷伪像增多, 缺陷成像发生显著畸变, 通孔缺陷信噪比降低。由于受各向异性的影响, 超声波在材料内部发生波形畸变与散射, 导致图像中底面位置信号相对于理论值 40 mm 有一定程度偏移。由图 12(d) 可知, 当各向异性指数 $A\geqslant 1.7$ 时, 沉积面 1 的 TFM 成像信噪比低于沉积面 2 和打印面。因此, 对增材制造钛合金检测对象进行 TFM 成像检测时, 为提高信噪比, 可沿沉积面 2 和打印面进行检测成像。

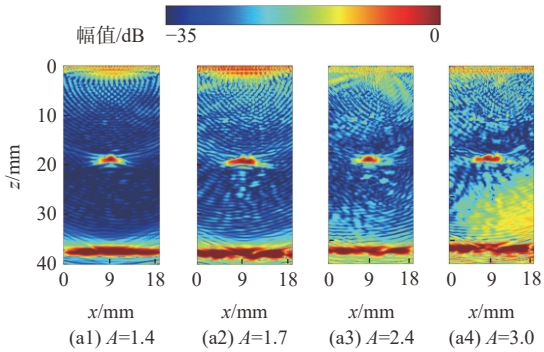
3.3　仿真与实验对比

如图 13(a) 所示, 在激光增材制造 TC11 试样的沉积面加工了直径为 0.8 mm、深度为 5 mm 的平底孔缺陷。使用图 13(b) 所示阵列超声检测系统和表 3 所示线阵换能器垂直晶粒生长(沉积)方向采集 FMC 数据, 并进行 TFM 成像, 对应的平底孔缺陷仿真模型如图 13(c) 所示。

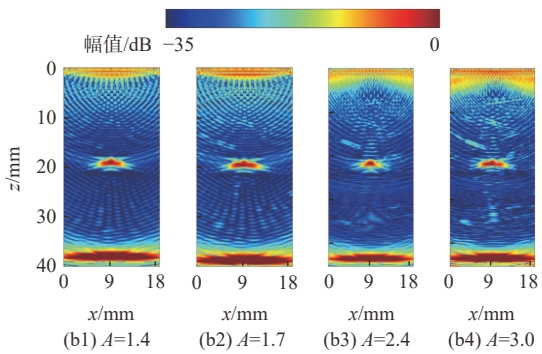
平底孔缺陷仿真和实验的 TFM 成像如图 14 所示, 均以平底孔缺陷中心最大幅值进行归一化处理。仿真模型的 TFM 成像结果的粗晶结构噪声特性与实验结果具备良好的一致性, 证明了增材制造钛合金 FMC 数据采集有限元模型的有效性。基于该仿真模型进行参数化研究, 可对粗晶组织材料的阵列超声检测方案的制定提供仿真依据。

3.4　相位相干因子成像降噪

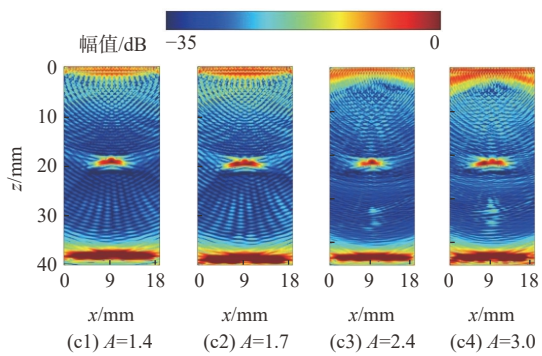
使用 PCF 对 TFM 成像进行降噪处理, 降低由粗晶组织特性产生的晶粒噪声, 提高缺陷信噪比。在对 TFM 成像进行 PCF 降噪时, 每个聚焦点 (x,z) 的权重因子 W_{PCF} 如下[20]:



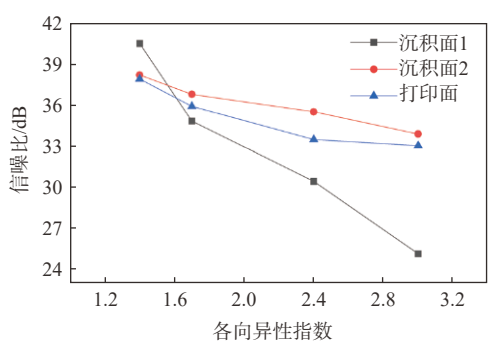
(a) 沉积面1横通孔TFM成像



(b) 沉积面2横通孔TFM成像



(c) 打印面横通孔TFM成像



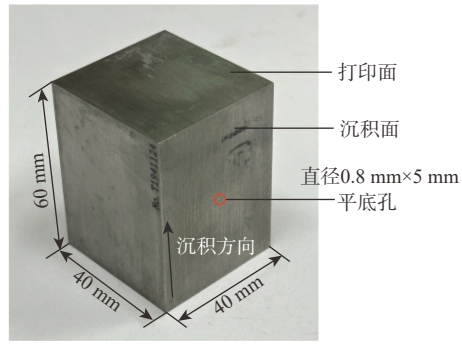
(d) 通孔缺陷信噪比统计

图 12 不同各向异性指数下的横通孔缺陷仿真成像

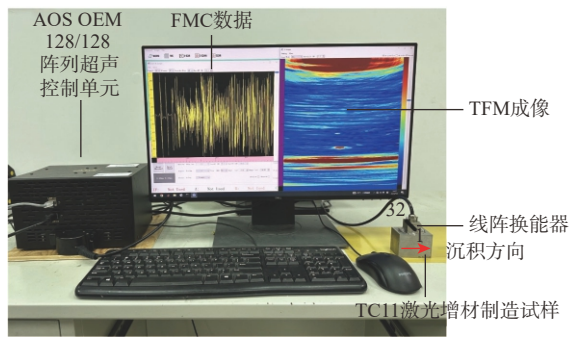
Fig. 12 Simulation imaging of drill hole defects under different anisotropy indexes

$$W_{\mathrm{PCF}}(x,z)=1-\sqrt{\mathrm{var}\left(\cos\varphi_{ij}(x,z)\right)+\mathrm{var}\left(\sin\varphi_{ij}(x,z)\right)} \tag{10}$$

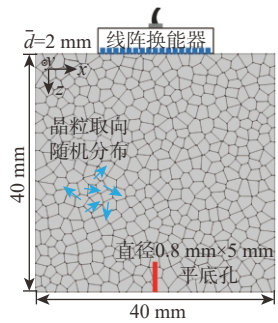
式中：var(·) 为标准差计算；φ_{ij} 为阵元 i 发射时阵元 j 接收信号的相位，由欧拉公式从 FMC 数据 U_{ij} 中



(a) 激光增材制造TC11试样



(b) 阵列超声检测系统



(c) 平底孔缺陷仿真模型

图 13 增材制造粗晶试样超声检测实验和有限元仿真模型

Fig. 13 Ultrasonic testing experiment and FE simulation model of coarse-grained specimen by additive manufacturing

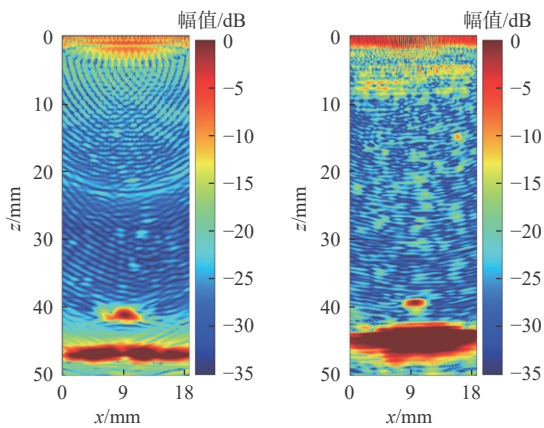


图 14 平底孔缺陷仿真与实验的 TFM 成像对比

Fig. 14 Comparison of TFM imaging for simulation and experiment of flat bottom hole defects

提取:

$$H(\boldsymbol{\gamma}_{ij}) = |\boldsymbol{\gamma}_{ij}| e^{j\varphi_{ij}} = |\boldsymbol{\gamma}_{ij}| (\cos\varphi_{ij} + j\sin\varphi_{ij}) \quad (11)$$

将 W_{PCF} 代入式 (7), 则 TFM 的 PCF 降噪成像方法如下:

$$I_{\mathrm{PCF}}(x,z) = \left| W_{\mathrm{PCF}}(x,z) \sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N} \boldsymbol{\gamma}_{ij}(t_{ij}(x,z)) \right| \quad (12)$$

激光增材制造 TC11 试样中平底孔缺陷的仿真及实验 TFM 成像的 PCF 降噪成像结果如图 15 所示。对比图 14, 其晶粒背景噪声得到了显著压制, 按照式 (9) 计算平底孔缺陷信噪比(表 5), 仿真模型和实际实验的 PCF 成像结果相对于常规 TFM 分别提升了 23.52 dB 和 24.72 dB。

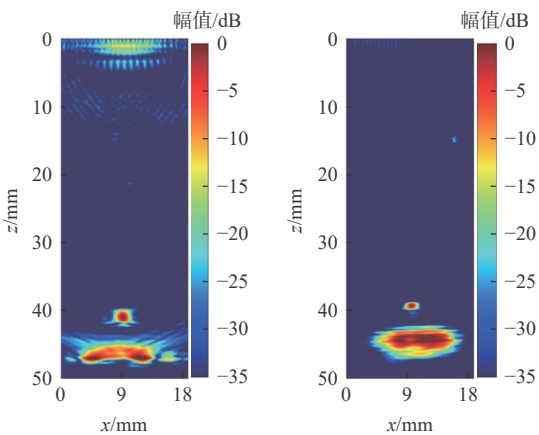


图 15　平底孔缺陷的 PCF 降噪成像结果

Fig. 15　PCF denoising imaging results of flat bottom hole defects

表 5　平底孔缺陷 TFM 和 PCF 成像信噪比

Table 5　Signal-to-noise ratios for TFM and PCF imaging of flat bottom hole defects

方法	信噪比/dB		信噪比提升/dB
	TFM	PCF	
仿真	31.67	55.19	23.52
实验	31.46	56.18	24.72

4　结　论

1) 基于维诺图晶粒模型, 以数值有限元方法建立了在复杂声学特性的粗晶组织金属材料中超声波传播模型; 基于该模型对粗晶 GH4169 的声衰减及粗晶增材制造钛合金的阵列超声 TFM 成像进行了仿真分析。

2) 在粗晶 GH4169 材料的常规单声束超声检测声衰减仿真中, 随着材料各向异性指数的增大, 声衰减系数增大; 当检测中心频率在 4～15 MHz 时, 随着材料平均晶粒尺寸的增大, 声衰减系数增大; 对不同平均晶粒尺寸的 GH4169 试样开展了声衰减实验, 证明了声衰减仿真模型的有效性。

3) 在增材制造钛合金阵列超声检测仿真中, 随着材料各向异性指数的增大, TFM 缺陷成像信噪比降低; 当由材料弹性常数计算的各向异性指数 $A \geqslant 1.7$ 时, 沿沉积面 1 的 TFM 成像缺陷信噪比显著低于沿沉积面 2 和打印面。

4) 对仿真和实验 TFM 成像结果进行了 PCF 成像降噪, 压制了由晶粒散射造成的背景结构噪声, 平底孔缺陷的信噪比分别提升了 23.52 dB 和 24.72 dB。

参考文献 (References)

[1] HONARVAR F, VARVANI-FARAHANI A. A review of ultrasonic testing applications in additive manufacturing: defect evaluation, material characterization, and process control[J]. Ultrasonics, 2020, 108: 106227.

[2] 林珊珊, 康达, 王宏宝, 等. 增材制造高温合金的相控阵超声检测[J]. 无损检测, 2021, 43(4): 62-65.
LIN S S, KANG D, WANG H B, et al. Phased array ultrasonic testing of high temperatrue alloy fabricated by additive manufacturing[J]. Nondestructive Testing Technologying, 2021, 43(4): 62-65 (in Chinese).

[3] 马立印, 李洋, 周正干. 整体叶盘叶片焊缝裂纹相控阵超声检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9): 1900-1908.
MA L Y, LI Y, ZHOU Z G. Detection of welding crack in blisk blade based on ultrasonic phased array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9): 1900-1908(in Chinese).

[4] 徐娜, 何方成, 周正干. 基于动态孔径聚焦的 L 型构件相控阵超声检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1000-1006.
XU N, HE F C, ZHOU Z G. Ultrasonic phased array inspection of L-shaped components based on dynamic aperture focusing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1000-1006(in Chinese).

[5] ROKHLIN S I, BOLLAND T K, ADLER L. High-frequency ultrasonic wave propagation in polycrystalline materials[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1992, 91(1): 151-165.

[6] BLOXHAM H A, VELICHKO A, WILCOX P D. Combining simulated and experimental data to simulate ultrasonic array data from defects in materials with high structural noise[J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2016, 63(12): 2198-2206.

[7] VAN PAMEL A, HUTHWAITE P, BRETT C R, et al. Numerical simulations of ultrasonic array imaging of highly scattering materials[J]. NDT & E International, 2016, 81: 9-19.

[8] 陈尧, 罗忠兵, 张东辉, 等. 基于 EBSD 技术构建弹性各向异性粗晶材料超声仿真模型的研究[J]. 机械工程学报, 2016, 52(18): 24-30.
CHEN Y, LUO Z B, ZHANG D H, et al. Research on modeling of ultrasonic propagation in anisotropic coarse-grained materials based on EBSD technique[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(18): 24-30(in Chinese).

[9] LHUILLIER P E, CHASSIGNOLE B, OUDAA M, et al. Investigation of the ultrasonic attenuation in anisotropic weld materials with finite element modeling and grain-scale material description[J]. Ultrasonics, 2017, 78: 40-50.

[10] NAKAHATA K, SUGAHARA H, BARTH M, et al. Three dimensional image-based simulation of ultrasonic wave propagation in polycrystalline metal using phase-field modeling[J]. Ultrasonics, 2016, 67: 18-29.

[11] GEZAEI ABERA A, SONG S J, KIM H J, et al. Prediction of grain orientation in dissimilar metal weld using ultrasonic response of numerical simulation from deliberated scatterers[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2018, 168: 1-10.

[12] LI W T, ZHU B G, ZHOU Z G, et al. Simulation and experiment of ultrasonic phased array for additive manufacturing titanium alloy with columnar crystal structure[J]. Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 2022, 64(5): 262-269.

[13] 李文涛, 周正干. 激光增材制造钛合金构件的阵列超声检测方法研究[J]. 机械工程学报, 2020, 56(8): 141-147.
LI W T, ZHOU Z G. Research on ultrasonic array testing methods of laser additive-manufacturing titanium alloy[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(8): 141-147(in Chinese).

[14] 周正干, 王俊, 李洋, 等. 多层黏接结构的阵列超声检测评价方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(12): 3207-3214.
ZHOU Z G, WANG J, LI Y, et al. Ultrasonic array testing and evaluation method of multilayer bonded structures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(12): 3207-3214(in Chinese).

[15] ERWIG M. The graph Voronoi diagram with applications[J]. Networks, 2000, 36(3): 156-163.

[16] AULD B A. Acoustic fields and waves in solids[M]. New York: Wiley, 1973.

[17] YUAN G J, WANG R Z, GONG C Y, et al. Investigations of micro-Notch effect on small fatigue crack initiation behaviour in nickel-based alloy GH4169: experiments and simulations[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 136: 105578.

[18] HOLMES C, DRINKWATER B, WILCOX P. The post-processing of ultrasonic array data using the total focusing method[J]. Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 2004, 46(11): 677-680.

[19] WU J G, ZHAO H W, WANG Y, et al. Micro mechanical property investigations of Ni-based high-temperature alloy GH4169 based on nanoindentation and CPFE simulation[J]. International Journal of Solids and Structures, 2022, 258: 111999.

[20] ZHU W F, XIANG Y X, ZHANG H Y, et al. Super-resolution ultrasonic Lamb wave imaging based on sign coherence factor and total focusing method[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2023, 190: 110121.

Finite element simulation for ultrasonic testing of materials with coarse-grained tissue

YANG Gongpeng[1], ZHOU Zhenggan[1, 2], MA Tengfei[3], WANG Jun[1], LI Yang[2], ZHOU Wenbin[1, *]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Ningbo Institute of Technology of Beihang University, Ningbo 315800, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The acoustic characteristics of coarse-grained metal materials are complex due to the coarse grain, anisotropy, and non-uniformity. Ultrasonic testing has a poor signal to noise ratio because of severe waveform distortion, energy attenuation, and structural scattering that occur when ultrasonic waves propagate inside it. To investigate the propagation law of ultrasonic waves in coarse-grained materials and provide theoretical guidance for the ultrasonic testing scheme, a finite element simulation modeling method for ultrasonic testing of coarse-grained materials was proposed. A two-dimensional grain model of the material was generated based on the Voronoi diagram algorithm. The anisotropic orientation of the grains was defined through the form of the material elasticity tensor. A finite element acoustic simulation method that enables parametric calculations was established. The simulation modeling research was carried out in terms of both acoustic attenuation and full matrix capture (FMC). A simulation model of the acoustic attenuation measurement of nickel-based high-temperature alloy GH4169 was established. A comprehensive matrix capture data acquisition simulation model was developed for titanium alloys using additive manufacturing, and the acoustic attenuation patterns of ultrasonic waves of various frequencies at various anisotropy indexes and grain sizes were simulated and examined. The signal-to-noise ratios of total focusing method (TFM) imaging at different anisotropy indexes and different detection directions were simulated and analyzed. The phase coherence factor (PCF) denoising imaging was performed on the TFM imaging results of flat bottom hole defects. The signal-to-noise ratio of simulated and experimental flat bottom hole defects is improved by 23.52 dB and 24.72 dB, respectively. GH4169 specimens with different average grain sizes were prepared by heat treatment. The simulation approach's validity is confirmed by the results of the acoustic attenuation measurement experiments conducted on GH4169 specimens and the TFM imaging studies conducted on a titanium alloy specimen employing additive manufacturing.

Keywords: non-destructive testing; coarse-grained material; Voronoi diagram; finite element; acoustic attenuation; ultrasonic array; additive manufacturing

Received: 2023-10-18; **Accepted**: 2024-01-12; **Published Online**: 2024-02-05 10:00
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240202.1719.004
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (52275516)
* **Corresponding author**. E-mail: zhouwb@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0650

高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计

叶一樵，沈海东*，刘燕斌，高泽鹏，孔祥，陈金宝
(南京航空航天大学 航天学院，南京 211106)

摘 要：针对传统多学科设计优化(MDO)模型复杂导致计算量大、收敛困难等问题，以高超声速飞机为研究对象，提出一种基于贝叶斯优化理论的飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计优化方法。构建包含翼面特征参数的气动特性代理模型，在此基础上，以高超声速飞机翼面特征参数为输入，以 *hp* 自适应 Radau 伪谱法求解得到的最优飞行轨迹燃油消耗量为输出，基于贝叶斯优化方法构建翼面布局-轨迹一体化迭代设计流程，通过期望改进(EI)策略更新样本点参数，实现面向特定飞行任务的高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化优化设计。仿真结果表明：所提方法能够在满足优化结果收敛精度的前提下，显著提升迭代设计效率，具有较强的工程应用价值。

关 键 词：高超声速飞机；一体化设计；轨迹优化；代理模型；贝叶斯优化
中图分类号：V221
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4246-12

基于吸气式组合动力的高超声速飞机具备可重复使用、高超声速巡航的能力，可凭借速度和高度优势实现战略威慑和远程快速打击，是近年来世界各航空航天强国竞争的焦点[1]。由于高超声速飞机具有宽速域、大空域的飞行特点，其气动布局设计需在整个飞行包线范围内进行综合匹配。具体而言，主要包括机体与推进系统之间的推阻匹配、气动焦点与重心位置的匹配，以及操纵控制能力的匹配等方面[2-3]。为满足飞机在巡航状态下对高升阻比及超声速条件下对低波阻的设计要求，高超声速飞机通常采用大后掠角、小展弦比的翼面布局[1]。然而，此类布局设计参数的改变会显著影响翼面气动力分布，进而对飞机的稳定性和飞行性能产生重要影响[4]。因此，在强约束条件下，如何有效提升高超声速飞机在爬升-巡航阶段的飞行任务性能，已成为翼面布局优化中亟待解决的关键问题。

然而，高超声速飞机的概念设计优化是一个复杂的优化求解过程，各学科模型(如气动、推进、轨迹和控制)通常是独立开发的，并且每个学科选择的设计变量不同[5]。例如，制导与控制相关研究专注于在气动外形设计固定情况下飞行轨迹和控制律的设计优化[6]。

多学科设计优化(multidisciplinary design optimization, MDO)方法能够协调各学科模型，寻找满足多学科约束的最优解，在航空航天领域获得广泛研究与发展[7]。然而，传统的单级整体式 MDO 方法只关注优化过程中耦合信息之间的传递和协同方式，对搜索策略本身的忽视导致各子学科缺乏优化自主权，存在计算量大、收敛困难等问题。

基于上述问题，多级分布式 MDO 方法中，对协同优化(collaborative optimization, CO)算法、并行子空间优化(concurrent subspace optimization, CSSO)算法、双层级集成系统综合(bilevel integrated system synthesis, BLISS)算法的研究较多[7]。CO 算法按层级完成系统分解，规定子系统只能与上级系统进行数据传递，基于一致性约束机制协调各子系统同步

收稿日期：2023-10-10；**录用日期**：2024-02-02；**网络出版时间**：2024-02-27 15:36
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240227.0935.001
基金项目：国家自然科学基金(52402475,52272369)；中央高校基本科研业务费专项资金(NS2022081)；南京航空航天大学研究生科研与实践创新计划(xcxjh20221507,xcxjh20231503)
* **通信作者**. E-mail：shenhaidong@nuaa.edu.cn

引用格式：*叶一樵，沈海东，刘燕斌，等. 高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4246-4257. YE Y Q，SHEN H D，LIU Y B，et al. Integrated design of hypersonic aircraft wing layout and mission trajectory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4246-4257 (in Chinese).*

优化, 该算法具备子学科优化自治性高的优势, 但系统优化问题并不满足卡鲁什-库恩-塔克(Karush-Kuhn-Tucker, KKT)最优化条件, 数学收敛性尚未得到严格论证[8]; CSSO 算法通过利用近似模型代替耦合输入变量, 各子学科仅需优化本学科所涵盖的设计变量, 但系统分解对子学科设计变量集互不相交要求性较高, 从而限制了该算法在工程上的实际应用[7]; BLISS 算法将设计变量分为全局和局部设计变量, 基于泰勒展开近似目标函数表达形式, 结合梯度指导的方法, 实现全局和局部学科设计变量的交替优化, 直至满足最优解, 但求解过程中大量的偏导数计算会造成优化计算成本高等问题[9]。因此, 为了提高复杂设计问题的 MDO 效率, 需要建立清晰的学科变量关系网络和高效的优化求解策略[10]。

贝叶斯优化作为一种数据驱动进化优化算法, 具有很强的自适应和自学习特征[11]。该方法通过构建高斯过程回归概率代理模型代替获取耗时的真实目标函数, 根据采样函数不断获取样本点更新重构代理模型, 从而逼近全局最优解, 能够有效提升优化效率, 广泛应用于气动优化设计领域[12-14]。

作为飞行性能评估的关键组成部分, 轨迹建模和分析需要在概念设计阶段与其他学科相结合, 以满足复杂飞行任务轨迹的要求[15]。基于以上分析, 本文提出了一种基于贝叶斯优化框架的高超声速飞机翼面布局与飞行任务轨迹一体化设计优化方法, 结合特定的任务目标, 快速生成符合任务剖面要求的最优翼面布局, 提升高超声速飞机面向任务的 MDO 效率。本文创新点主要如下:

1) 以 SR-72 高超声速飞机为参考对象, 基于参数化建模方法, 设计了一种大后掠双三角翼无平尾式气动布局的高超声速飞机, 并基于多项式拟合方法构建了包含翼面布局设计参数的气动特性代理模型。

2) 面向高超声速飞机定动压爬升-巡航飞行任务, 基于贝叶斯优化方法构建了高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计流程。

3) 基于改善期望改进策略, 求解高斯过程回归概率代理模型, 优化得到满足多约束条件的高超声速飞机最优翼面布局, 优化结果能够兼顾收敛精度和收敛速度。

1　数学模型

1.1　高超声速飞机参数化模型

常用的外形参数化方法包括二次曲线、自由变形 (free form deformation, FFD) 建模方法[16]、类别函数/形状函数变换 (class shape transformation, CST) 方法[17] 等, 其中, CST 方法具有控制参数少、形状表达直接等优势, 被广泛应用于各类飞机设计。

本文基于 CST 方法, 以 SR-72 高超声速飞机为参考对象设计了一种大后掠双三角翼无平尾布局的高超声速飞机[18]。其中, 机身截面为尖侧缘脊背构型, 机身两侧为双后掠三角型机翼, 两侧有一对升降舵面控制俯仰通道和单垂尾式设计控制飞行航向通道。发动机采用传统的机腹进气方式, 安装位置位于机身下侧中部并延伸到尾部。高超声速飞机基准几何构型如图 1 所示, 基准几何特征参数如表 1 所示。

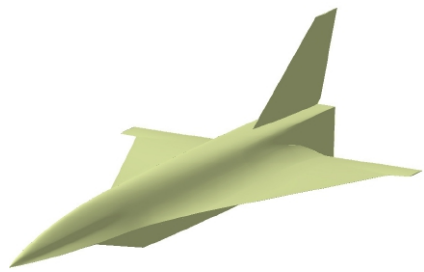


图 1　高超声速飞机基准几何构型

Fig. 1　Reference geometry configuration of hypersonic aircraft

表 1　高超声速飞机基准几何特征参数

Table 1　Reference parameters of geometric features of hypersonic aircraft

几何参数	数值
机长/m	22.484
机宽/m	3.400
机高/m	1.121
翼展/m	3.600
翼根弦长/m	9.256
翼梢弦长/m	1.000
主翼第一后掠角/(°)	70
主翼第二后掠角/(°)	38.133
机翼投影面积/m^2	32.085
空重/kg	11 000
起飞质量/kg	20 000

1.2　飞机纵向动力学模型

忽略地球旋转, 本文主要研究高超声速飞机在纵向平面内的运动特性。通过受力分析可得, 高超声速飞机的纵向动力学方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{v}=\dfrac{T\cos\alpha-D}{m}-g\sin\gamma \\ \dot{h}=v\sin\gamma \\ \dot{\gamma}=\dfrac{T\sin\alpha+L}{mv}+\left(\dfrac{v}{R_{\mathrm{e}}+h}-\dfrac{g}{v}\right)\cos\gamma \\ \dot{r}=v\left(\dfrac{R_{\mathrm{e}}}{R_{\mathrm{e}}+h}\right)\cos\gamma \\ \dot{m}=-\dfrac{T}{p_{\mathrm{sp}}G_0} \end{cases} \tag{1}$$

式中：v为速度；h为高度；γ为航迹倾角；r为航程；m为飞机质量；α为飞行迎角；g为重力加速度；T为发动机推力；D为飞机所受阻力；L为飞机所受升力；R_e为地球半径；p_{sp}为发动机比冲；G_0为海平面重力加速度。

阻力和升力分别为

$$D=\frac{1}{2}\rho v^2 C_D S \tag{2}$$

$$L=\frac{1}{2}\rho v^2 C_L S \tag{3}$$

式中：C_D和C_L分别为阻力系数和升力系数；ρ为大气密度；S为机翼面积。

为简化问题，发动机模型采用如下形式：

$$T=\phi T_{\max} \tag{4}$$

式中：ϕ为油门开度；$T_{\max}$为发动机推力最大值。

因此，控制变量$\boldsymbol{u}$包括舵面偏角δ_e和油门开度ϕ：

$$\boldsymbol{u}=[\delta_e,\phi] \tag{5}$$

2 翼面布局与任务轨迹一体化设计

传统群智能优化算法在提升优化效果的同时，往往伴随寻优成本过高的问题。相比之下，贝叶斯优化仅需少量先验样本，通过计算后验概率，能够在保证精度的前提下有效降低迭代次数，快速获得理想解。因此，该方法适用于解析式不明确、评估成本高的优化问题[14]。

如图2所示，本文基于贝叶斯优化，构建了高超声速飞机翼面布局与飞行任务轨迹的一体化设计流程。该流程采用内外层嵌套结构：内层在固定翼面布局下，求解多约束轨迹优化问题；外层则以最优轨迹性能为指标，对翼面布局进行优化设计。

2.1 变翼面布局气动特性代理建模

变翼面布局飞机的气动特性代理模型(图3)通过明确输入输出关系，有效简化了设计流程，并提高了优化效率[19]。其建模流程如下：首先，确定设计变量和飞行工况，并通过拉丁超立方采样生成样本集；然后，利用CST方法生成对应的几何外形，进而采用工程估算求解各外形在不同工况下的气动数据；最后，基于多项式拟合构建出完整的代理模型。

2.1.1 确定翼面布局设计变量

本文研究的高超声速飞机采用大后掠双三角翼气动布局，其设计参数示意图如图4所示。考虑飞机翼载荷约束，假设机翼面积S为常数，记翼面设计变量为$\boldsymbol{\Omega}$，则有

$$S(\boldsymbol{\Omega})=S(\theta_1,c_1) \tag{6}$$

式中：θ_1为主翼第一后掠角；c_1为机翼翼梢弦长。

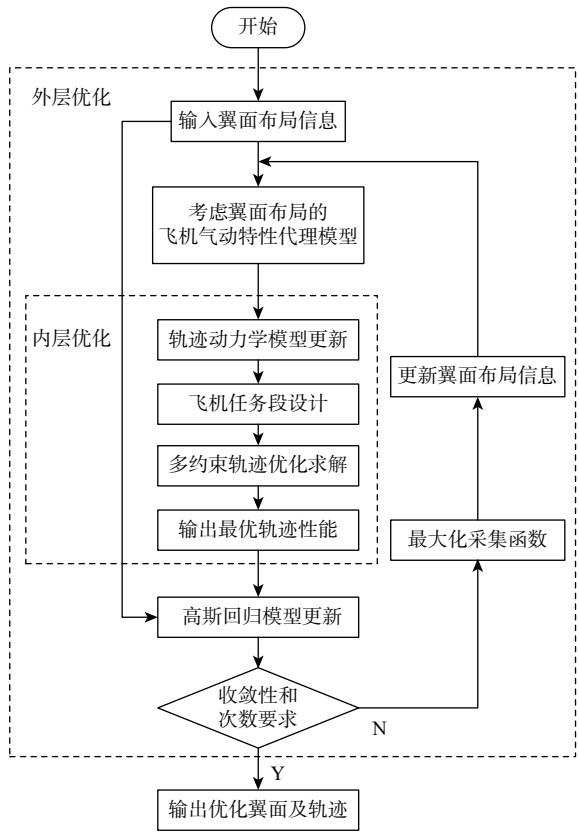


图2 高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计优化流程

Fig. 2 Flow chart for integrated design optimization of hypersonic aircraft wing layout and mission trajectory

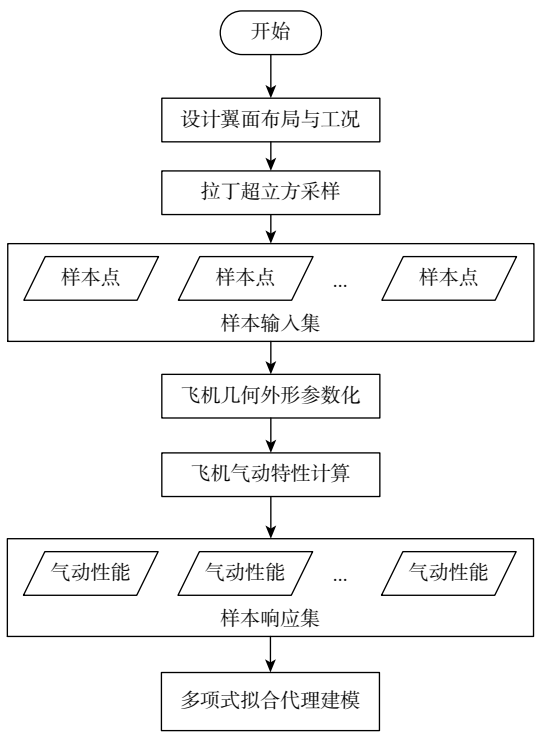


图3 变翼面布局飞机的气动特性代理建模

Fig. 3 Surrogate modeling of aerodynamic characteristics of aircraft with variable wing layout

2.1.2 气动特性计算

对于概念设计阶段的飞机，可采用工程估算方

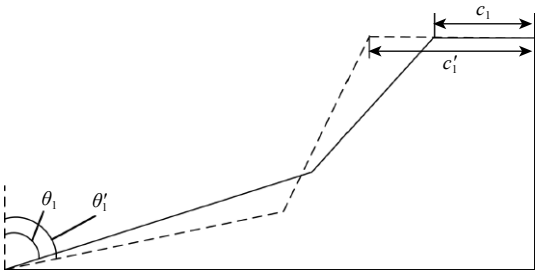


图 4　大后掠双三角翼设计参数示意图

Fig. 4　Schematic diagram of design parameters for the highly swept double delta wing

法进行气动特性计算, 以满足方案快速迭代的需求。具体过程为: 首先, 通过对飞机几何外形进行面元划分(图 5); 然后, 选择合适的工程估算方法计算面元压力分布; 最后, 采用参考温度法对气流黏性效应进行补偿修正[20]。

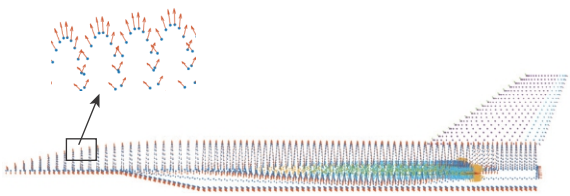


图 5　高超声速飞机表面面元矢量

Fig. 5　Surface panel vector of hypersonic aircraft

在工程估算方法选择时, 对飞行器迎风面采用 Dahlem-Buck 法, 该方法结合牛顿法和切锥法特点, 可适应绝大多数高超声速流场计算; 背风面则采用 Prandtl-Meyer 膨胀波法[21]。

2.1.3　多项式拟合代理建模

根据文献 [18], 将翼面布局设计变量$\boldsymbol{\Omega}$的取值范围设为: $70° \leqslant \theta_1 \leqslant 80°$, $0.8\ \text{m} \leqslant c_1 \leqslant 1.2\ \text{m}$。基于文献 [22] 中的多项式拟合方法, 构建如下变翼面布局高超声速飞机气动特性代理模型:

$$C_L = C_{L,\alpha}\alpha + C_{L,\delta_e}\delta_e + C_{L,Ma}Ma + C_{L,\alpha Ma}\alpha Ma + C_{L,\delta_e Ma}\delta_e Ma \tag{7}$$

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,\alpha}\alpha + C_{D,\alpha Ma}\alpha Ma + C_{D,\alpha^2}\alpha^2 + C_{D,Ma^2}Ma^2 \tag{8}$$

$$C_m = C_{m,\alpha}\alpha + C_{m,\delta_e}\delta_e + C_{m,\alpha^2}\alpha^2 + C_{m,\alpha\delta_e}\alpha\delta_e + C_{m,\alpha Ma}\alpha Ma \tag{9}$$

式中: Ma为飞行马赫数; C_m为俯仰力矩系数。

此外, 各气动系数表达式系数均与翼面布局特征参数有关, 具体形式如下:

$$\begin{cases} C_{L,\alpha} = 26.307 - 33.515\theta_1 + 12.373\theta_1^2 \\ C_{L,\delta_e} = 0.469 - 0.458\theta_1 + 0.188\theta_1 c_1 + 0.001\theta_1^2 \\ C_{L,Ma} = 0.002 \\ C_{L,\alpha Ma} = -2.526 + 3.213\theta_1 - 1.187\theta_1^2 \\ C_{L,\delta_e Ma} = -0.082 + 0.083\theta_1 - 0.032\theta_1^2 \end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases} C_{D,0} = 0.120 + -0.102\theta_1 + 0.038\theta_1^2 \\ C_{D,\alpha} = 1.709 - 2.115\theta_1 + 0.791\theta_1^2 \\ C_{D,\alpha^2} = 18.112 - 22.878\theta_1 + 8.428\theta_1^2 \\ C_{D,\alpha Ma} = -0.437 + 0.547\theta_1 - 0.204\theta_1^2 \\ C_{D,Ma^2} = -0.002 + 0.002\theta_1 \end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases} C_{m,\alpha} = -2.923 + 1.816\theta_1 c_1 - 0.394\theta_1^2 - 1.137c_1^2 \\ C_{m,\delta_e} = -0.129 + 0.037\theta_1 c_1 - 0.029c_1 - 0.009\theta_1^2 \\ C_{m,\alpha^2} = -1.071\theta_1 + 0.519\theta_1 c_1 - 0.126\theta_1^2 - 0.323c_1^2 \\ C_{m,\alpha\delta_e} = -0.287\theta_1 + 0.073c_1 - 0.058\theta_1 c_1 + 0.103\theta_1^2 \\ C_{m,\alpha Ma} = 0.346 - 0.185\theta_1 c_1 + 0.042\theta_1^2 + 0.116c_1^2 \end{cases} \tag{12}$$

图 6～图 8 为$\theta_1 = 77.5°$、$c_1 = 0.8\ \text{m}$、$\delta_e = 5°$时高超声速飞机升力系数C_L、阻力系数C_D、俯仰力矩系数C_m的多项式拟合结果。所有系数的拟合优度均满足$R^2 \geqslant 0.99$, 因此, 本文所构建的代理模型可为后续优化工作提供模型数据。

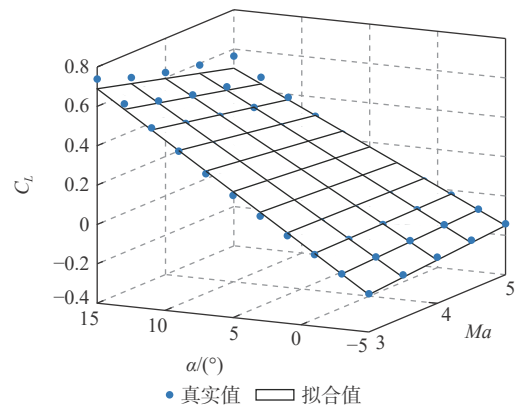


图 6　高超声速飞机升力系数特性验证

Fig. 6　Verification of lift coefficient of hypersonic aircraft

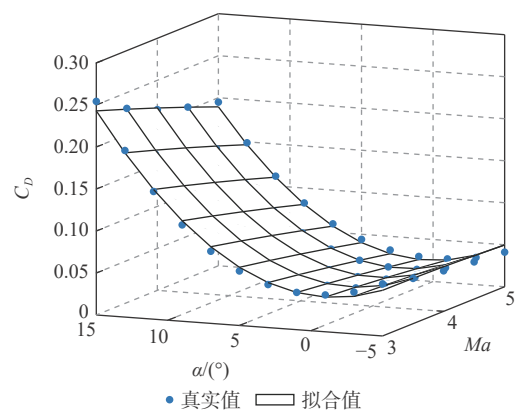


图 7　高超声速飞机阻力系数特性验证

Fig. 7　Verification of drag coefficient of hypersonic aircraft

2.2　飞行轨迹设计及优化

本文研究对象的任务剖面如图 9 所示。整个飞行任务分为定动压加速爬升和等高等速巡航 2 个阶段。其中, 爬升段起始时刻记为 $t_{1,0}$, 终止时刻记为 $t_{1,f}$; 巡航段起始时刻记为 $t_{2,0}$, 终止时刻记为 $t_{2,f}$。由图 9 可知, 爬升段终点状态即为巡航段初始状态。

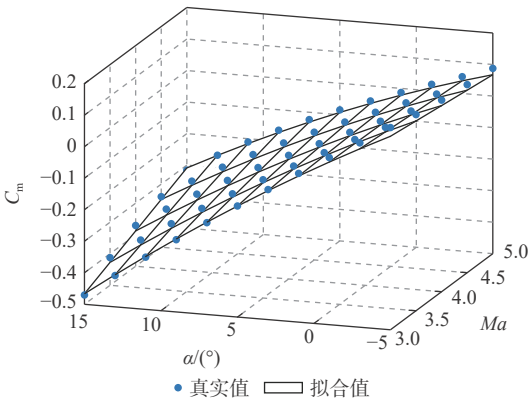


图 8 高超声速飞机俯仰力矩系数特性验证

Fig. 8 Verification of pitching moment coefficient of hypersonic aircraft

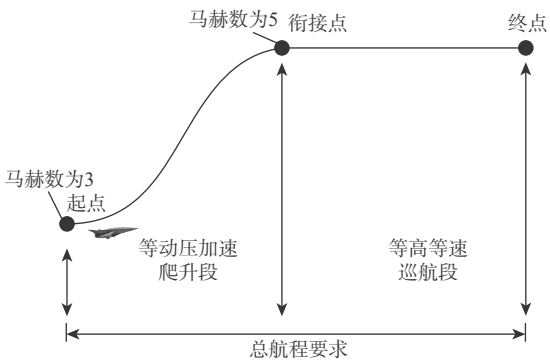


图 9 飞行任务剖面

Fig. 9 Flight mission profile

2.2.1 性能函数

本文飞行任务设计优化的目标为综合约束下性能函数 J 最小，即

$$\min J = -m_{\mathrm{f}}(t_{2,\mathrm{f}}) \tag{13}$$

式中：$m_{\mathrm{f}}(t_{2,\mathrm{f}})$为巡航段终止时刻的飞机质量。

2.2.2 约束条件

1）路径约束

由于发动机产生的推力方向未经过飞机质心，需要考虑发动机推力所产生的抬头力矩影响，满足俯仰力矩平衡约束：

$$\begin{cases} M_{\mathrm{T}} + M_{\mathrm{b}} = 0 \\ M_{\mathrm{T}} = z_{\mathrm{T}} T \end{cases} \tag{14}$$

式中：M_{b}为飞机本体的俯仰力矩；M_{T}为发动机推力力矩；z_{T}为发动机与质心沿 z 轴的距离。

飞机高速飞行时，动压条件影响气动力大小和调节姿态的控制力矩，为了保证飞机沿定动压轨迹飞行，飞行路径应满足动压约束：

$$q_{\min} \leqslant q = \frac{1}{2}\rho v^2 \leqslant q_{\max} \tag{15}$$

式中：q 为飞行动压；$q_{\min}$和$q_{\max}$分别为飞行动压的下限和上限。由于大气密度与高度相关，定动压条件意味着速度和高度满足特定的对应关系。

为避免飞机飞行状态发生抖震，加入对航迹倾角 γ 和迎角 α 变化率的约束：

$$\dot{\gamma}_{\min} \leqslant \dot{\gamma} \leqslant \dot{\gamma}_{\max} \tag{16}$$

$$\dot{\alpha}_{\min} \leqslant \dot{\alpha} \leqslant \dot{\alpha}_{\max} \tag{17}$$

式中：$\dot{\gamma}_{\min}$和$\dot{\gamma}_{\max}$分别为航迹倾角变化率的下限和上限；$\dot{\alpha}_{\min}$和$\dot{\alpha}_{\max}$分别为迎角变化率的下限和上限。

2）终端约束

终端约束的设计与飞行任务有关，根据任务描述，飞机加速爬升段的终端约束为

$$Ma(t_{1,\mathrm{f}}) = Ma_{\mathrm{cruise}} \tag{18}$$

$$h(t_{1,\mathrm{f}}) = h_{\mathrm{cruise}} \tag{19}$$

$$\gamma(t_{1,\mathrm{f}}) = \gamma_{\mathrm{cruise}} \tag{20}$$

式中：Ma_{cruise}为巡航马赫数；h_{cruise}为巡航高度；γ_{cruise}为巡航航迹倾角。

等速等高巡航段的终端约束满足给定的总航程要求：

$$r\left(t_{2,\mathrm{f}}\right) = r_{\mathrm{terminal}} \tag{21}$$

式中：r_{terminal}为给定的总航程要求。

3）控制约束

在各个飞行阶段，控制变量舵面偏角δ_{e}和油门开度ϕ应满足相应的范围约束：

$$\delta_{\mathrm{e}_{\min}} \leqslant \delta_{\mathrm{e}} \leqslant \delta_{\mathrm{e}_{\max}} \tag{22}$$

$$\phi_{\min} \leqslant \phi \leqslant \phi_{\max} \tag{23}$$

式中：$\delta_{\mathrm{e}_{\min}}$和$\delta_{\mathrm{e}_{\max}}$分别为舵面偏角的下限和上限；$\phi_{\min}$和$\phi_{\max}$分别为油门开度的下限和上限。

4）连接点约束

2 段轨迹连接点处的状态变量应保持连续，即

$$\boldsymbol{x}(t_{2,0}) - \boldsymbol{x}(t_{1,\mathrm{f}}) = \boldsymbol{0} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{x} = \left[v, h, \gamma, r, m, \alpha\right]^{\mathrm{T}}$为飞机的状态向量。

2.2.3 轨迹优化

对于连续时间最优控制问题，*hp* 自适应 Radau 伪谱法基于双层优化策略，能够获得更合理的配点分布，在保证优化精度的前提下提升算法优化效率[23]。基于 *hp* 自适应 Radau 伪谱法流程如图 10 所示。

根据配点定义域，将时间$t \in [t_0, t_{\mathrm{f}}]$映射为无量纲时间$\tau \in [-1, 1]$，则转换关系为

$$\begin{cases} \tau = \dfrac{2t - t_{2,\mathrm{f}} - t_{1,0}}{t_{2,\mathrm{f}} - t_{1,0}} \\ \dfrac{\mathrm{d}\tau}{\mathrm{d}t} = \dfrac{2}{t_{2,\mathrm{f}} - t_{1,0}} \end{cases} \tag{25}$$

采用 Lagrange 插值多项式近似相关状态和控

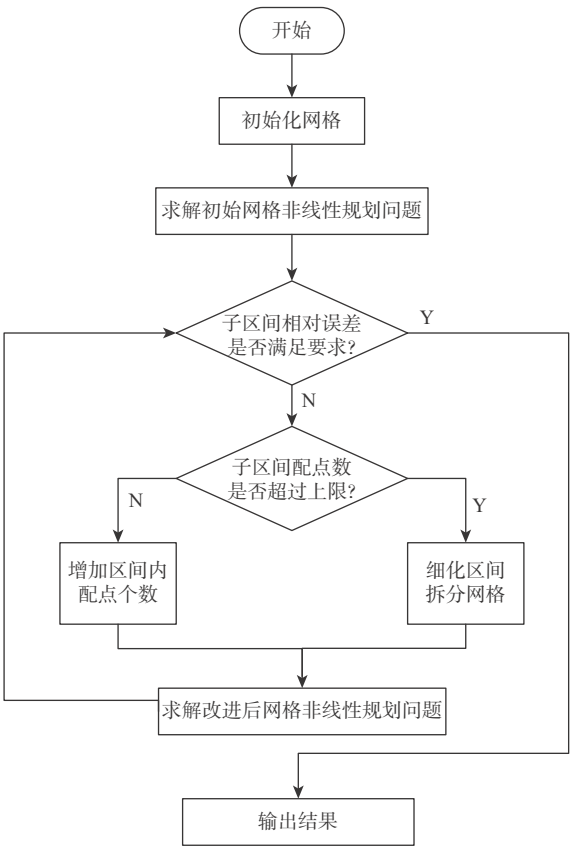


图 10　基于 *hp* 自适应 Radau 伪谱法流程

Fig. 10　Flow chart based on *hp*-adaptive Radau pseudo-spectral method

制变量, 基于 Legendre-Gauss-Radau(LGR)配点方法求解变量插值节点, 其中:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(\tau)\approx \boldsymbol{X}(\tau)=\displaystyle\sum_{i=0}^{O}\boldsymbol{X}(\tau)\tilde{L}_i^{O}(\tau) \\ \boldsymbol{u}(\tau)\approx \boldsymbol{U}(\tau)=\displaystyle\sum_{i=0}^{O-1}\boldsymbol{U}(\tau)\tilde{L}_i^{O-1}(\tau) \end{cases} \tag{26}$$

式中: O 为结点个数; $\boldsymbol{X}(\tau)$和$\boldsymbol{U}(\tau)$分别为状态量和控制量的近似; $\tilde{L}_i^{O}(\tau)$为 Lagrange 基函数, 其表达式为

$$\tilde{L}_i^{O}(\tau)=\prod_{\substack{j=1\\ j\neq i}}^{O}\frac{\tau-\tau_j}{\tau_i-\tau_j} \tag{27}$$

则在各配点 $\tau_j(j=0,1,\cdots,O-1)$处, 状态变量 $\boldsymbol{x}(\tau)$对τ的微分为

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{x}}{\mathrm{d}\tau}(\tau_j)\approx\sum_{i=0}^{O}\boldsymbol{X}(\tau_i)\frac{\mathrm{d}\tilde{L}_i^{O}}{\mathrm{d}\tau}(\tau_j)=\sum_{i=0}^{O}\boldsymbol{X}(\tau_i)\tilde{D}_{ji} \tag{28}$$

式中: $\tilde{D}_{ji}$为 Radau 微分矩阵$\tilde{\boldsymbol{D}}$中的元素, 其表达式为

$$\begin{cases} \tilde{D}_{ji}=\begin{cases}\dfrac{\dot{Z}(\tau_j)}{\dot{Z}(\tau_i)(\tau_j-\tau_i)} & j\neq i\\ \dfrac{\ddot{Z}(\tau_j)}{2\dot{Z}(\tau_j)} & j=i\end{cases} \\ Z(\tau)=(1-\tau)(P_O(\tau)+P_{O-1}(\tau)) \end{cases} \tag{29}$$

式中: $P_O(\tau)$为 O 阶 Legendre 多项式。

微分约束 (1) 即转化为如下等式约束:

$$\frac{\mathrm{d}\tau}{\mathrm{d}t}\sum_{i=0}^{O}\tilde{D}_{ji}\boldsymbol{X}(\tau_i)-\boldsymbol{f}\left(\boldsymbol{X}\left(\tau_j\right),\boldsymbol{U}\left(\tau_j\right),\tau_j;t_{1,0},t_{2,\mathrm{f}}\right)=\boldsymbol{0} \tag{30}$$

式中: 函数$\boldsymbol{f}$的具体形式见式 (1)。

为兼顾最优控制问题的求解精度和优化效率, 可采用文献 [24] 中的自适应策略实现迭代求解。

2.3　一体化设计优化

高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计优化是一个内外层嵌套优化问题, 对于内层固定翼面布局下的多约束轨迹优化问题, 采用 2.2.3 节中的 *hp* 自适应 Radau 伪谱法进行求解; 对于外层翼面布局和轨迹性能的优化问题, 则采用基于贝叶斯优化的方法, 利用高斯过程回归作为概率代理模型, 并结合采集函数来预测近似全局最优解(图 11)。

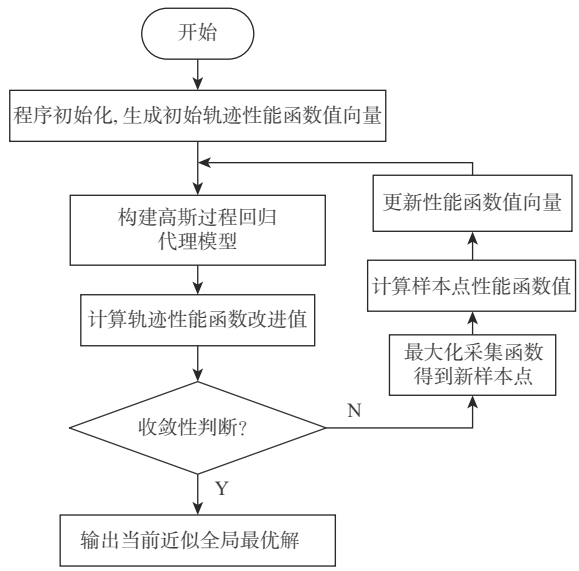


图 11　贝叶斯优化流程

Fig. 11　Flow chart based on Bayesian optimization

具体方法步骤如下:

步骤 1　程序初始化, 对初始样本集数目N_0、最大样本数$N_{\max}$和收敛阈值ε进行赋值。

步骤 2　在翼面布局设计变量$\boldsymbol{\Omega}$的取值范围内, 根据拉丁超立方采样得到N_0组初始翼面参数$\boldsymbol{\Omega}_1,\cdots,\boldsymbol{\Omega}_{N_0}$, 执行步骤 4.2, 求解得到对应的轨迹性能函数值$J(\boldsymbol{\Omega}_1),\cdots,J\left(\boldsymbol{\Omega}_{N_0}\right)$。

步骤 3　基于轨迹性能函数值向量$\boldsymbol{J}\left(\boldsymbol{\Omega}_{1:N_0}\right)=\left[J(\boldsymbol{\Omega}_1),\cdots,J\left(\boldsymbol{\Omega}_{N_0}\right)\right]^{\mathrm{T}}$, 采用高斯过程回归构建初始概率代理模型。

步骤 4　令初始迭代次数 n=N_0, 进行终止条件判断, 如果当前迭代次数达到最大迭代次数$n=N_{\max}$, 或当前模型偏差满足收敛阈值要求$\Delta_n<\varepsilon$, 则执行步骤 5; 否则, 令$n=n+1$, 执行步骤 4.1。

步骤 4.1 依据最大化采集函数选择下一个待评估的翼面布局设计参数$\boldsymbol{\Omega}_n$。

步骤 4.2 求解新样本点$\boldsymbol{\Omega}_n$对应的轨迹性能函数值$J(\boldsymbol{\Omega}_n)$。

步骤 4.2.1 代入变翼面布局气动特性代理建模，获得翼面布局设计参数$\boldsymbol{\Omega}_n$对应的飞机气动特性数据。

步骤 4.2.2 初始化网格区间和网格区间配点数。

步骤 4.2.3 采用 Radau 伪谱法和序列二次规划方法分别转换与求解非线性规划问题。

步骤 4.2.4 判断所有网格区间相对误差估计是否满足要求，是则输出结果执行步骤 4.3，否则执行步骤 4.2.5。

步骤 4.2.5 判断子区间配点数是否超过上限，是则细化网格区间执行步骤 4.2.3，否则增加配点数执行步骤 4.2.3。

步骤 4.3 更新轨迹性能函数值向量$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})=[J(\boldsymbol{\Omega}_1),\cdots,J(\boldsymbol{\Omega}_n)]^{\mathrm{T}}$。

步骤 4.4 更新高斯回归概率代理模型，计算轨迹性能函数改进值，执行步骤 4。

步骤 5 根据数据集$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})$所形成的代理模型，输出最优翼面参数$\boldsymbol{\Omega}_n^*$及最优任务性能参数$J\left(\boldsymbol{\Omega}_n^*\right)$。

2.3.1 概率代理模型

飞机翼面布局参数与轨迹优化性能之间的代理关系具有强耦合非线性和不确定特性，高斯过程回归模型通过使用高斯过程先验对数据进行回归分析，具备泛用性和可解析性，适用于处理高维数、小样本和非线性等复杂回归问题[25]。因此，选择高斯过程回归模型构建概率代理模型。

对于轨迹性能函数$J(\boldsymbol{\Omega})$，$\boldsymbol{\Omega}$有若干个采样点$\boldsymbol{\Omega}_1,\cdots,\boldsymbol{\Omega}_n$，在这些点处的函数值构成向量：

$$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})=[J(\boldsymbol{\Omega}_1),\cdots,J(\boldsymbol{\Omega}_n)]^{\mathrm{T}} \tag{31}$$

式中：$\boldsymbol{\Omega}_{1:n}$为$\boldsymbol{\Omega}_1,\cdots,\boldsymbol{\Omega}_n$的简写。

高斯过程回归假设此向量服从 n 维正态分布：

$$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})\sim N\left[\boldsymbol{\mu}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n}),\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n},\boldsymbol{\Omega}_{1:n})\right] \tag{32}$$

式中：$\boldsymbol{\mu}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})=\left[\mu(\boldsymbol{\Omega}_1),\cdots,\mu(\boldsymbol{\Omega}_n)\right]^{\mathrm{T}}$为高斯分布的均值向量；$\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n},\boldsymbol{\Omega}_{1:n})$为协方差矩阵，其由核函数 k 计算得到

$$\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n},\boldsymbol{\Omega}_{1:n})=\begin{bmatrix}k(\boldsymbol{\Omega}_1,\boldsymbol{\Omega}_1) & \cdots & k(\boldsymbol{\Omega}_1,\boldsymbol{\Omega}_n)\\ \vdots & & \vdots\\ k(\boldsymbol{\Omega}_n,\boldsymbol{\Omega}_1) & \cdots & k(\boldsymbol{\Omega}_n,\boldsymbol{\Omega}_n)\end{bmatrix} \tag{33}$$

对于新的采样点$\boldsymbol{\Omega}_{n+1}$及其对应的轨迹性能函数$J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})$，$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n+1})=[\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n}),J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})]^{\mathrm{T}}$服从 n+1 维正态分布，即

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})\\ J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})\end{bmatrix}\sim N\left[\begin{pmatrix}\boldsymbol{\mu}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})\\ \mu(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})\end{pmatrix},\begin{pmatrix}\boldsymbol{\Sigma}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n},\boldsymbol{\Omega}_{1:n}) & \boldsymbol{k}\\ \boldsymbol{k}^{\mathrm{T}} & k(\boldsymbol{\Omega}_{n+1},\boldsymbol{\Omega}_{n+1})\end{pmatrix}\right] \tag{34}$$

式中：$\boldsymbol{k}=[k(\boldsymbol{\Omega}_{n+1},\boldsymbol{\Omega}_1),\cdots,k(\boldsymbol{\Omega}_{n+1},\boldsymbol{\Omega}_1)]^{\mathrm{T}}$。

由于多维正态分布的条件分布仍为正态分布，则有

$$p(J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})|\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n}))\sim N\left(\kappa,\sigma^2\right) \tag{35}$$

根据均值向量和协方差矩阵分块方案，可计算得到此条件分布的均值和方差为

$$\begin{cases}\kappa=\boldsymbol{k}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Sigma}^{-1}\left[\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})-\boldsymbol{\mu}(\boldsymbol{\Omega}_{1:n})\right]+\mu(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})\\ \sigma^2=k(\boldsymbol{\Omega}_{n+1},\boldsymbol{\Omega}_{n+1})-\boldsymbol{k}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Sigma}^{-1}\boldsymbol{k}\end{cases} \tag{36}$$

2.3.2 采集函数

在贝叶斯优化的每次迭代循环中，使用采集函数获取下一个样本点位置。采集函数由已知数据的后验分布构成，通过对其最大化选择下一个需要评估的样本点[26]。

目前，常见的采集函数有 3 类，包括概率改进（probability of improvement, PI）函数、期望改进（expected improvement, EI）函数和上置信界（upper confidence bound, UCB）函数。其中，EI 采集函数实现了全局与局部的平衡探索，同时避免了对优化参数的调整。因此，本文采用 EI 采集函数。

假设已经搜索了 n 个点，这些点中的函数极大值记为

$$J_n^*=\max(J(\boldsymbol{\Omega}_1),\cdots,J(\boldsymbol{\Omega}_n)) \tag{37}$$

对于下一个搜索点$\boldsymbol{\Omega}_{n+1}$及其轨迹性能函数值$J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})$，定义轨迹性能函数改进值为$\left[J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})-J_n^*\right]^+=\max\left(J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})-J_n^*,0\right)$。计算其期望可得

$$E\left[\left[J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})-J_n^*\right]^+\right]=\sigma\varphi\left(\frac{\kappa-J_n^*}{\sigma}\right)+\left(\kappa-J_n^*\right)\Phi\left(\frac{\kappa-J_n^*}{\sigma}\right) \tag{38}$$

式中：φ为标准正态分布的概率密度函数；Φ为标准正态分布的分布函数。

式(38)最大值对应的点就是下一个采样点，即

$$\boldsymbol{\Omega}_{n+1}=\arg\max_{\boldsymbol{\Omega}}E\left[\left[J(\boldsymbol{\Omega}_{n+1})-J_n^*\right]^+\right] \tag{39}$$

3 仿真分析

基于 MATLAB R2021a 编写飞机几何建模模块、气动特性计算与代理建模模块、自适应 Radau

伪谱法轨迹优化模块及贝叶斯优化模块程序, 仿真环境为 Windows11, i5-12400 处理器, 16.0 GB 内存。

3.1　参数设置

对于飞机轨迹优化这类复杂非线性、多约束优化问题, 智能启发式算法表现出很强的适用性[27]。为验证本文方法的准确性, 在相同仿真条件下, 采用遗传算法优化上述问题。

根据上述任务要求, 高超声速飞机各段飞行轨迹的初始和终端条件如表 2 所示, 控制变量边界约束的参数取值为: $\delta_{\mathrm{emin}}=-10°$, $\delta_{\mathrm{emax}}=20°$, $\phi_{\min}=0.02$, $\phi_{\max}=1.2$; 路径约束的参数取值为: $q_{\min}=49\,999$ Pa, $q_{\max}=50\,001$ Pa, $\dot{\gamma}_{\min}=-0.01(°)/\mathrm{s}$, $\dot{\gamma}_{\max}=0.01(°)/\mathrm{s}$, $\dot{\alpha}_{\min}=-0.05(°)/\mathrm{s}$, $\dot{\alpha}_{\max}=0.05(°)/\mathrm{s}$, 发动机比冲 $p_{\mathrm{sp}}=2\,040$ s。总航程距离 $r_{\mathrm{terminal}}=1\,000$ km。贝叶斯优化方法最大迭代次数 $N_{\max}$=30, 初始采样点数目 N_0=4。遗传算法种群数目设置为 10, 最大迭代次数为 100, 收敛阈值 $\varepsilon=1\times10^{-6}$。

表 2　飞行任务条件

Table 2　Flight mission conditions

任务条件	h/km	Ma	m/kg	γ/(°)	r/km
爬升段初始条件	17.6	3	20 000	0	0
爬升段终端条件	24.2	5	⩾11 000	0	
巡航段终端条件	24.2	5	⩾11 000	0	1 000

3.2　优化结果分析

贝叶斯优化目标函数代理模型如图 12 所示。优化过程表明, 该算法能有效平衡探索能力与时间成本, 并逐步收敛至全局最优区域。根据代理模型的预测结果, 目标函数的最小值已成功定位, 对应的机翼设计参数为 $\theta_1=77.5°$, $c_1=0.8$ m。

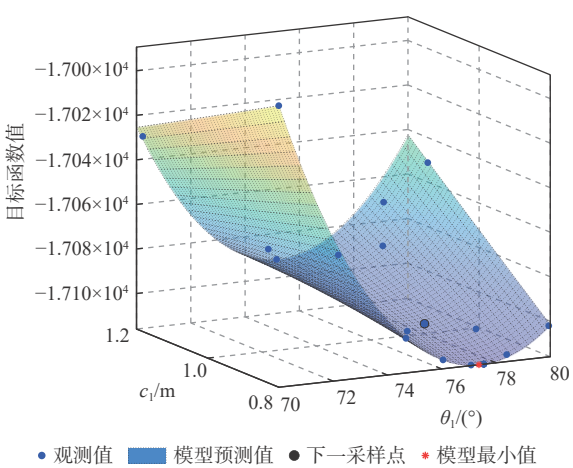


图 12　目标函数代理模型

Fig. 12　Objective function surrogate model

表 3 仿真结果表明, 贝叶斯优化与遗传算法在优化结果上性能相当, 反映出贝叶斯优化在高维参数空间中具备高效搜索能力, 进一步验证了其在复杂工程问题中具有良好的全局收敛性和鲁棒性。

表 3　优化结果

Table 3　Optimal results

方法	θ_1/(°)	c_1/m	剩余质量/kg	计算时间/s
基准翼面	70.000	1.000	17 007.482	13.056
贝叶斯优化	77.549	0.800	17 115.889	637.475
遗传算法	77.383	0.800	17 115.938	15 517.108

图 13 展示了基于贝叶斯优化所得的机翼与基准机翼在任务剖面中的飞行状态对比。由图 13(a)、图 13(b) 和 13 图 (d) 可知, 优化与基准构型均能严格跟踪预设动压剖面, 并在约 200 s 时爬升至 24 km 的巡航高度, 随后平稳转入巡航阶段, 最终以相近的总飞行时间完成全程任务, 表明两者均满足基本的航迹跟踪要求。

进一步分析飞行参数可知, 航迹倾角在爬升初期由 0°逐步增大至约 3.5°的峰值, 随后在转入巡航前回降至 0°, 其变化形态与高度剖面一致, 反映出合理的能量管理过程(图 13(c))。同时, 图 13(e) 和图 13(f) 显示, 爬升过程中迎角与发动机油门之间存在显著的反向协同关系: 随着推力增加, 为维持纵向力矩平衡, 控制系统通过减小迎角以获取配平所需的气动力矩, 表明该飞机构型具备良好的纵向静稳定性。此外, 优化设计的效益在图 13(g) 中得以体现: 飞行过程中所需的最大舵面偏角降低了 1.28°, 表明优化后的气动布局有效提升了操纵效率。

在巡航阶段, 燃料消耗导致飞机质量逐步减轻, 维持飞行高度所需升力相应降低, 进而使平衡升力的迎角与飞行阻力减小, 最终导致发动机推力需求下降。图 14 展示了优化前后翼面构型的对比, 可见, 最优翼面具有更大的后掠角和更小的梢弦长。此类构型有助于提升气动效率, 延缓激波产生, 从而降低波阻, 与前述推力下降趋势相符。

表 3 的优化结果从性能和效率两方面证实了贝叶斯优化算法的有效性。在性能方面, 优化布局在执行相同任务时燃料消耗显著减少 108.407 kg, 同时, 操纵效率提升(舵面偏角降低)。飞行迎角的适度增大是实现更佳气动配平与升阻特性优化的直接体现, 与油耗降低的结论相互印证。在效率方面, 贝叶斯优化能以遗传算法 4.11% 的时间代价逼近与之相当的全局最优解, 凸显了其基于概率模型的智能采样策略在高维优化问题中的显著效率优势。

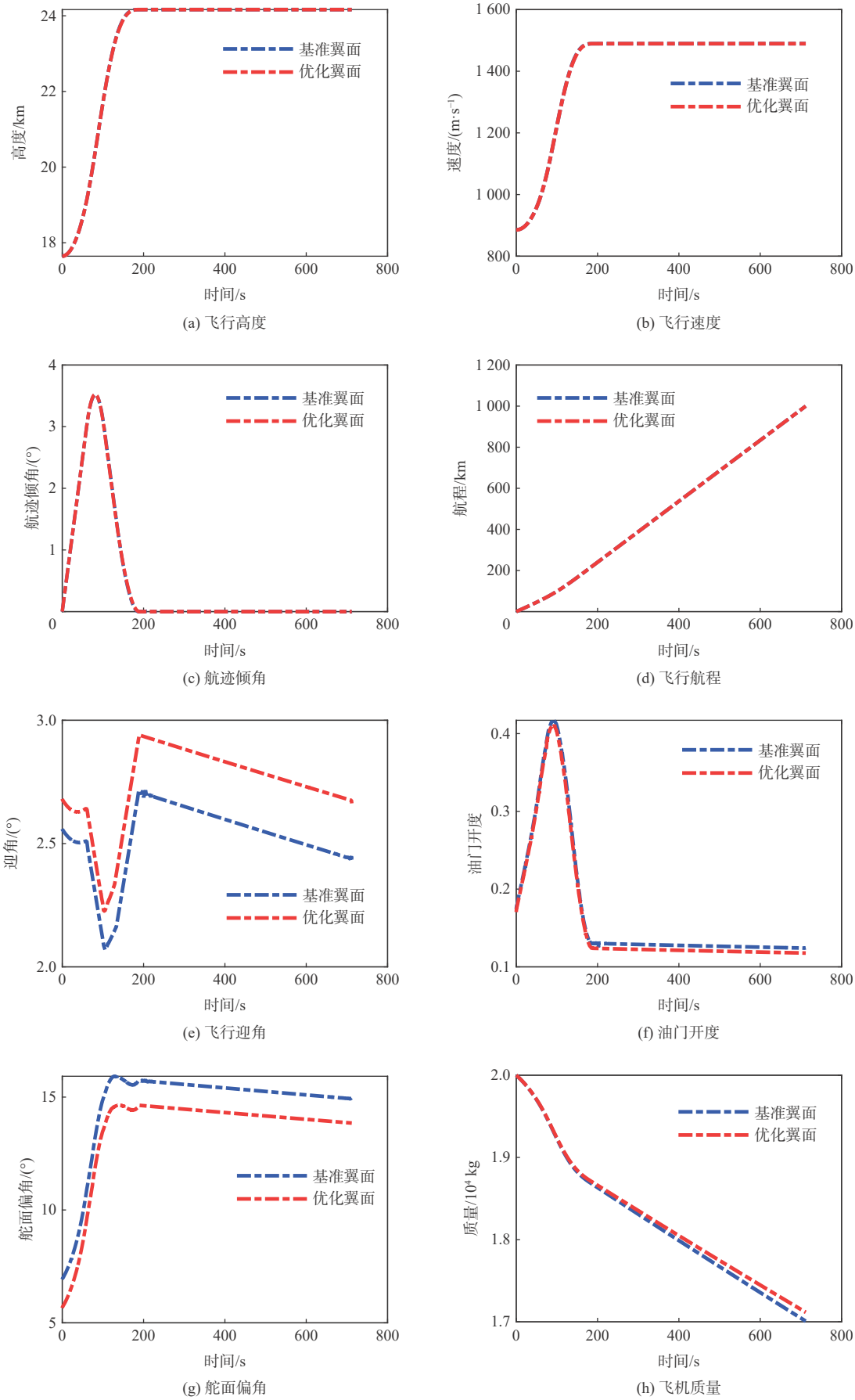
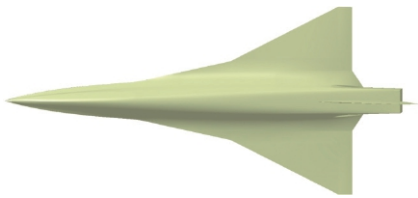


图 13 基准翼面与优化翼面构型飞行轨迹对比

Fig. 13 Comparison of flight trajectories between benchmark and optimized wing surface configuration



(a) 基准翼面布局



(b) 优化翼面布局

图 14　基准翼面与优化翼面布局对比

Fig. 14　Comparison of benchmark and optimized wing layout

4　结　论

针对高超声速飞机翼面布局与飞行任务一体化设计优化过程中计算效率和收敛精度的需求, 提出了一种基于贝叶斯优化框架的一体化设计优化方法, 实现了特定任务背景下高超声速飞机翼面布局优化。主要研究结论如下:

1) 以 SR-72 高超声速飞机为参考对象, 基于参数化建模方法, 设计了一种大后掠双三角翼无平尾式气动布局的高超声速飞机几何构型, 基于多项式拟合方法构建了包含翼面布局设计参数的气动特性代理模型。

2) 对于大后掠双三角翼高超声速飞机而言, 考虑翼载荷约束的翼面布局与任务轨迹一体化设计要求, 结合 50 kPa 定动压爬升-巡航段飞行任务, 根据贝叶斯优化方法优化结果得到高超声速飞机最优翼面布局特征参数为: 后掠角 $\theta_1 = 77.5°$, 翼梢弦长 c_1=0.8 m。

3) 基于贝叶斯优化方法得到的高超声速飞机最优翼面布局在执行飞行任务时总燃料消耗量较优化前减少 108.407 kg, 飞行过程所需的最大舵面偏角减小 1.28°, 通过对比验证, 该方法计算结果与传统遗传算法结果相近, 且总优化时间仅为遗传算法的 4.11%, 说明本文提出的基于贝叶斯优化架构的高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计优化方法能够同时兼顾收敛性和优化效率, 为高超声速飞机的多学科优化提供一种较为高效的优化思路。

参考文献 (References)

[1] 李宪开, 王霄, 柳军, 等. 水平起降高超声速飞机气动布局技术研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 7-13.
LI X K, WANG X, LIU J, et al. Research on the aerodynamic layout design for the horizontal take-off and landing hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 7-13(in Chinese).

[2] 廖孟豪, 李宪开, 窦相民. 美国高超声速作战飞机气动布局演化分析[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 3-6.
LIAO M H, LI X K, DOU X M. Evolution analysis of aerodynamic configuration of hypersonic military aircraft in USA[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 3-6(in Chinese).

[3] 戴旭平, 王霄, 卢恩巍, 等. 宽速域无尾布局气动焦点变化规律研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 97-103.
DAI X P, WANG X, LU E W, et al. Investigation on aerodynamic center of tailless configuration under the wide Mach number range[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 97-103 (in Chinese).

[4] 张远, 黄万伟, 路坤锋, 等. 高超声速变外形飞行器建模与有限时间控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(10): 1979-1993.
ZHANG Y, HUANG W W, LU K F, et al. Modeling and finite-time control for hypersonic morphing flight vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(10): 1979-1993(in Chinese).

[5] TSUCHIYA T, TAKENAKA Y, TAGUCHI H. Multidisciplinary design optimization for hypersonic experimental vehicle[J]. AIAA Journal, 2007, 45(7): 1655-1662.

[6] LIU W, ZHANG C N, WANG X P, et al. Parametric study on lateral-directional stability of hypersonic waverider[J]. AIAA Journal, 2021, 59(8): 3025-3042.

[7] 杨磊, 韦喜忠, 赵峰, 等. 多学科设计优化算法研究综述[J]. 舰船科学技术, 2017, 39(3): 1-5.
YANG L, WEI X Z, ZHAO F, et al. Review of the multidisciplinary design optimization algorithm[J]. Ship Science and Technology, 2017, 39(3): 1-5(in Chinese).

[8] LIU F, HAN Z H, ZHANG Y, et al. Surrogate-based aerodynamic shape optimization of hypersonic flows considering transonic performance[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105345.

[9] YUAN Y L, SHEN Q L, XI W H, et al. Multidisciplinary design optimization of dynamic positioning system for semi-submersible platform[J]. Ocean Engineering, 2023, 285: 115426.

[10] 张天天. 吸气式宽速域巡航飞行器多学科设计优化技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2020: 11-15.
ZHANG T T. Research on the multidisciplinary design optimization technique of the airbreathing wide-speed-range cruising vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2020: 11-15(in Chinese).

[11] SHAHRIARI B, SWERSKY K, WANG Z Y, et al. Taking the human out of the loop: a review of Bayesian optimization[J]. Proceedings of the IEEE, 2016, 104(1): 148-175.

[12] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197-3225.
HAN Z H. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a review of recent progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197-3225(in Chinese).

[13] COULTER B, WANG Z B, HUANG D N. Geometric design of hypersonic vehicles for optimal mission performance using machine learning[C]//Proceedings of the AIAA SCITECH 2022 Forum. Re-

ston: AIAA, 2022: 1304.

[14] 口启慧, 王海峰, 刘坤澎, 等. 基于一种贝叶斯优化框架的高空螺旋桨气动优化设计[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(4): 96-103.
KOU Q H, WANG H F, LIU K P, et al. Aerodynamic design of high-altitude propellers within a Bayesian optimization framework [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(4): 96-103(in Chinese).

[15] MARIO G S. Control co-design: an engineering game changer[J]. Advanced Control for Applications: Engineering and Industrial Systems, 2019, 1(1): 18.

[16] LI R, XU P, PENG Y, et al. Multi-objective optimization of a high-speed train head based on the FFD method[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2016, 152: 41-49.

[17] AJAJ R M, PARANCHEERIVILAKKATHIL M S, AMOOZGAR M, et al. Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2021, 120: 100682.

[18] 陈召斌, 廖孟豪, 李飞, 等. 高超声速飞机总体气动布局设计特点分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(2): 6-11.
CHEN Z B, LIAO M H, LI F, et al. Analysis of design characteristics of overall aerodynamic layout of hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(2): 6-11(in Chinese) .

[19] MA Y, YANG T, FENG Z W, et al. Hypersonic lifting body aerodynamic shape optimization based on the multiobjective evolutionary algorithm based on decomposition[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(7): 1246-1266.

[20] OPPENHEIMER M, DOMAN D, MCNAMARA J, et al. Viscous effects for a hypersonic vehicle model[C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 6382.

[21] 袁亚, 刘君, 余家泉, 等. 高速折叠翼飞行器气动布局优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(11): 3410-3416.
YUAN Y, LIU J, YU J Q, et al. Research on aerodynamic layout optimization technology of high-speed folding vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(11): 3410-3416(in Chinese).

[22] 衣春轮, 刘燕斌, 曹瑞, 等. 基于代理模型的高超声速飞行器外形参数优化[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2354-2365.
YI C L, LIU Y B, CAO R, et al. Shape parameters optimization of hypersonic vehicle based on surrogate model[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2354-2365(in Chinese).

[23] PATTERSON M A, RAO A V. Exploiting sparsity in direct collocation pseudospectral methods for solving optimal control problems[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(2): 354-377.

[24] 任鹏飞, 王洪波, 周国峰, 等. 临近空间固体动力飞行器发动机与轨迹一体化设计优化[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 1936-1947.
REN P F, WANG H B, ZHOU G F, et al. Integrated design optimization for motor and trajectory of near space solid rocket motor powered vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9): 1936-1947(in Chinese).

[25] 何志昆, 刘光斌, 赵曦晶, 等. 高斯过程回归方法综述[J]. 控制与决策, 2013, 28(8): 1121-1129.
HE Z K, LIU G B, ZHAO X J, et al. Overview of Gaussian process regression[J]. Control and Decision, 2013, 28(8): 1121-1129(in Chinese).

[26] 李亚茹, 张宇来, 王佳晨. 面向超参数估计的贝叶斯优化方法综述[J]. 计算机科学, 2022, 49(增刊 1): 86-92.
LI Y R, ZHANG Y L, WANG J C. Survey on Bayesian optimization methods for hyper-parameter tuning[J]. Computer Science, 2022, 49(Sup 1): 86-92(in Chinese).

[27] 龚开奇, 魏宏夔, 李嘉玮, 等. 基于深度强化学习的跳跃式导弹轨迹优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(6): 1383-1393.
GONG K Q, WEI H K, LI J W, et al. Trajectory optimization algorithm of skipping missile based on deep reinforcement learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(6): 1383-1393(in Chinese).

Integrated design of hypersonic aircraft wing layout and mission trajectory

YE Yiqiao，SHEN Haidong*，LIU Yanbin，GAO Zepeng，KONG Xiang，CHEN Jinbao

(College of Astronautics，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China)

Abstract: An integrated optimization approach based on Bayesian optimization theory is suggested for hypersonic aircraft in order to lower the computing cost and speed up the rate of convergence during multidisciplinary design optimization (MDO). This approach simultaneously gives the best wing arrangement and matching mission trajectory. Firstly, surrogate models of aerodynamic characteristics coefficients are constructed for hypersonic aircraft with different wing configurations. Based on this, an integrated iterative design process for the wing layout and trajectory is built using the Bayesian optimization approach. The output of this process is the optimal fuel consumption determined by the *hp* adaptive Radau pseudospectral method, while the input is the wing design parameters. With the sample points updated through the expected improvement (EI) function, the wing layout and corresponding optimal mission trajectory for specific flight missions are updated automatically. Simulation results show that the proposed method can significantly improve the iterative design efficiency while keeping the convergence accuracy, and it shows great value in engineering applications.

Keywords: hypersonic aircraft; integrated design; trajectory optimization; surrogate modeling; Bayesian optimization

Received：2023-10-10；**Accepted**：2024-02-02；**Published Online**：2024-02-27 15：36

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240227.0935.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (52402475,52272369); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (NS2022081); Postgraduate Research & Practice Innovation Program of NUAA (xcxjh20221507,xcxjh20231503)

* **Corresponding author**. E-mail：shenhaidong@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0660

基于恒虚警率检测的线性调频引信抗扫频式干扰方法

杨秋燕[1]，郝新红[1,*]，乔彩霞[2]，杨瑾[1]

(1. 北京理工大学 机电动态控制重点实验室，北京 100081；2. 北京无线电计量测试研究所，北京 100009)

摘 要：针对线性调频引信受扫频式干扰后易出现的“早炸”和“瞎火”问题，提出了一种恒虚警率(CFAR)检测与Burg外推法结合的干扰剔除与信号重构方法。该方法根据线性调频引信目标回波差频信号同干扰差频信号在时频域平面的分布差异，利用CFAR检测干扰差频信号的时频分布，并将干扰所在位置能量置零，从而剔除干扰对引信的影响；针对干扰置零法引起的目标回波信号部分片段丢失、信噪比下降等问题，提出了基于Burg外推法的信号重构方法，重构置零区间内的目标回波差频信号。通过仿真和实测验证了所提方法的性能，结果表明：所提方法可有效抑制线性调频引信差频信号中的干扰成分。

关 键 词：线性调频引信；差频信号；抗干扰；短时傅里叶变换；恒虚警率检测器

中图分类号：V221^{+}.3; TB553

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4258-10

连续波调频引信是目前常规弹药应用最广泛的无线电引信之一[1]，因其具有距离分辨率高、结构简单等特点被广泛应用于各个军种中[2]。但现代战场电磁环境日益复杂，各型干扰机设备对无线电引信造成了严重威胁。已开展的大量引信抗干扰实验结果表明，扫频式干扰对调频引信的干扰效果十分显著[3]。因此，针对扫频式干扰开展无线电引信抗干扰方法研究具有重要意义。

目前，针对连续波调频引信抗扫频干扰问题，国内外学者做了大量研究。受发射功率和扫频速率的限制，扫频干扰对调频引信的干扰效果存在一定随机性[4]。因此，为了在引信接收机带宽内获得更大的干扰能量，针对调频引信的扫频式干扰通常起到压制式干扰效果。对此，调频引信常用抗扫频干扰手段主要分2种：①提出新起爆判决准则[5-6]；②通过信号处理手段，利用有用信号与干扰信号在时域[7-9]、频域[10]、分数阶域[11]等变换域所体现的差异性对两者进行分离，进而抑制干扰影响。文献[7]通过异常值检测确定干扰位置，将受干扰样本归零实现抗干扰效果，但时域干扰剔除处理会使有用信号在距离维的旁瓣升高，影响判别效果。文献[11]基于线性调频信号在分数阶域的聚集性，利用分数阶域滤波实现干扰抑制，虽然提高了调频引信的抗干扰性能，但算法复杂度高、计算量大。此外，随着机器学习的发展，各类神经网络作为信号处理手段也被引入无线电引信抗干扰领域[12-14]，但此类方法得以实施的前提是能够获得大量原始信号样本作为先验信息。

为解决线性调频引信受扫频干扰影响严重的问题，本文提出一种恒虚警率(constant false alarm rate, CFAR)检测与Burg外推法相结合的干扰剔除与信号重构方法。基于线性调频引信差频信号中目标回波与扫频干扰在能量域与时频域的分布差异，利用一维CFAR检测器检测干扰在时频平面的分布情况，并将干扰所在位置处信号能量置零，利用Burg外推法根据无干扰处信号样本值重构置零

收稿日期：2023-10-12；录用日期：2023-12-08；网络出版时间：2024-01-26 13:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240125.1750.001
*通信作者. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

引用格式：杨秋燕，郝新红，乔彩霞，等. 基于恒虚警率检测的线性调频引信抗扫频式干扰方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4258-4267. YANG Q Y，HAO X H，QIAO C X，et al. Anti-frequency sweeping jamming method for linear frequency modulated fuze based on CFAR detection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4258-4267 (in Chinese).

区间内的目标回波差频信号, 最终将重构的信号从时频域反变换到时域得到抗干扰处理后的时域差频信号, 有效抑制扫频干扰的影响。

1　扫频干扰作用下线性调频引信的响应特性

以锯齿波为例, 设线性调频引信的发射信号为

$$x_{\mathrm{t}}(t)=A_{\mathrm{t}}\cos\left(2\pi f_0 t+\pi K t^2\right)\qquad (n-1)T\leqslant t\leqslant nT \tag{1}$$

式中: A_{t}为发射信号幅值; f_0为调频引信的起始频率; K为发射信号的调制斜率; T为调制周期; t为时间; n为当前时刻对应的发射信号周期数, $n=1,2,3,\cdots$。

对于距离引信 R 处的点目标, 其回波信号 $x_{\mathrm{r}}(t)$可表示为

$$x_{\mathrm{r}}(t)=A_{\mathrm{r}}\cos\left[2\pi f_0(t-\tau)+\pi K(t-\tau)^2\right]\qquad (n-1)T\leqslant t\leqslant nT \tag{2}$$

式中: A_{r}为回波信号的幅值; $\tau=2R/c$为目标回波延迟时间, c 为电磁波传播速度。

当引信在扫频干扰作用下时, 设扫频干扰信号起始频率与调频引信中心频率一致, 则干扰信号 $x_{\mathrm{i}}(t)$可表示为

$$x_{\mathrm{i}}(t)=A_{\mathrm{i}}\cos\left(2\pi f_0 t+\pi\frac{B_{\mathrm{i}}}{NT_{\mathrm{d}}}t^2\right)\qquad (m-1)NT_{\mathrm{d}}\leqslant t\leqslant mNT_{\mathrm{d}} \tag{3}$$

式中: A_{i}为干扰信号幅值; B_{i}为扫频带宽; N为扫频点数; T_{d}为频点驻留时间; m为当前时刻对应的干扰信号周期数。定义$\beta=B_{\mathrm{i}}/(NT_{\mathrm{d}})$为扫频干扰调制斜率, $T_{\mathrm{i}}=NT_{\mathrm{d}}$为调制周期, $m=1,2,3,\cdots$。

目标回波信号与扫频干扰信号一起进入引信接收机, 经过混频和低通滤波后, 获得的差频信号可表示为

$$s(t)=s_{\mathrm{b}}(t)+\tilde{s}_{\mathrm{int}}(t)+w(t)=\sum_{i=1}^{M}a_i\cos\left(2\pi f_{\mathrm{b},i}t\right)+(x_{\mathrm{i}}(t)\bar{x}_{\mathrm{t}}(t))*h_{\mathrm{lp}}(t)+w(t) \tag{4}$$

式中: $s_{\mathrm{b}}(t)=\sum_{i=1}^{M}a_i\cos\left(2\pi f_{\mathrm{b},i}t\right)$为 M 个目标回波组成的差频信号; $\tilde{s}_{\mathrm{int}}(t)$为干扰差频信号; a_i为各目标对应的散射系数; $f_{\mathrm{b},i}$为各目标对应的差频频率; $\bar{x}_{\mathrm{t}}(t)$为发射信号 $x_{\mathrm{t}}(t)$的复共轭; $h_{\mathrm{lp}}(t)$为低通滤波器的传递函数; $(x_{\mathrm{i}}(t)\bar{x}_{\mathrm{t}}(t))*h_{\mathrm{lp}}(t)$表示干扰信号与发射信号混频后再经过低通滤波; $w(t)$为所有的系统噪声和测量误差。

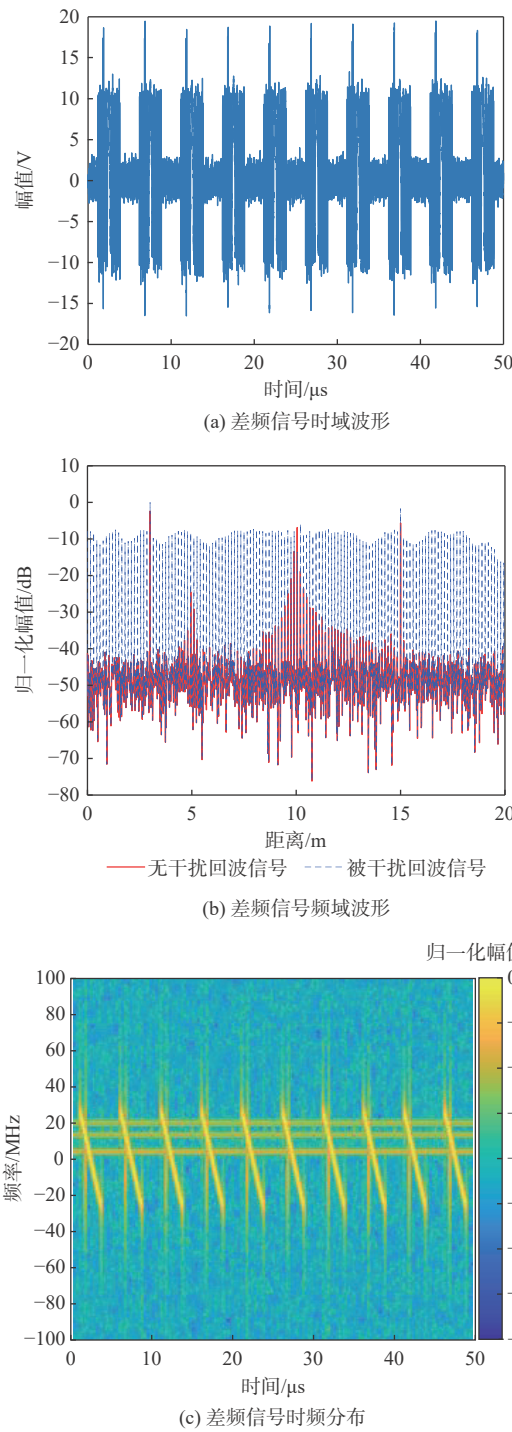
扫频干扰与发射信号混频后的输出为

$$x_{\mathrm{i}}(t)\bar{x}_{\mathrm{t}}(t)=\frac{A_{\mathrm{i}}A_{\mathrm{t}}}{2}\cos\left[\pi\beta(t-(m-1)T_{\mathrm{i}})^2-\pi K(t-(n-1)T)^2\right] \tag{5}$$

扫频干扰与发射信号混频后的输出频率$f_{\Delta\mathrm{i}}$为

$$f_{\Delta\mathrm{i}}=\beta[t-(m-1)T_{\mathrm{i}}]-K[t-(n-1)T] \tag{6}$$

当$\beta=K$时, 其值为零或常数; 当$\beta\neq K$时, 其值为零或一系列关于t的一次函数的叠加。因此, 扫频干扰与发射信号混频后的输出为单频信号或线性调频信号的叠加[10], 如图 1(a) 所示。经过低通滤波后, 滤波器通带内的单频干扰分量在目标回波中表现为生成假目标, 而线性调频干扰分量则表现为



(a) 差频信号时域波形

(b) 差频信号频域波形

(c) 差频信号时频分布

图 1　扫频干扰作用下调频引信差频信号

Fig. 1　The beat signal of frequency modulated fuze affected by sweep jamming

本底噪声的抬高，如图 1(b) 所示。考虑引信干扰机硬件可实现的扫频步进点数和频点驻留时间，对调频引信施加的扫频干扰为非相参干扰，起到压制式干扰效果，其调制斜率与调频引信调制斜率不同。当干扰信号功率较小时，本底噪声的抬升幅度有限，无法完全掩盖目标回波。因此，要成功干扰调频引信，扫频干扰的信号能量应显著大于引信发射信号。

对受扫频干扰影响的引信差频信号做短时傅里叶变换，得到其时频分布，如图 1(c) 所示。可以看到，差频信号中目标回波的能量聚集在几次特定的谐波上，而扫频干扰则呈现为一系列线性调频信号的叠加。因此，可以根据该特征，进行进一步的抗干扰处理。

2 基于 CFAR 抗扫频式干扰方法

2.1 抗干扰总体方法

由于引信差频信号中目标回波的能量聚集在几次特定的谐波上，而扫频干扰则呈现为一系列线性调频信号的叠加，且干扰信号的能量显著大于目标回波信号，因此，可对差频信号沿频率轴做一维 CFAR 检测，判断干扰所在位置，进而剔除干扰。方法实现流程如图 2 所示。

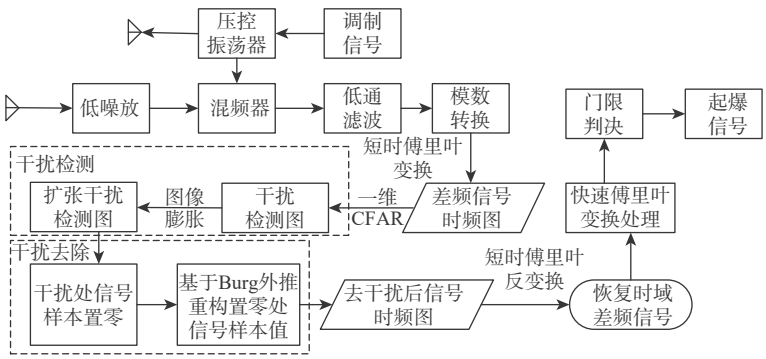


图 2 CFAR-Burg 抗干扰方法流程

Fig. 2 Diagram of CFAR-Burg anti-jamming method

2.2 基于短时傅里叶变换的时频分析

采用短时傅里叶变换对差频信号进行时频分析，得到差频信号在时频域的表达式为

$$S_{\mathrm{tf}}(\tau,f)=\int_{-\infty}^{\infty}s(t)\omega(t-\tau)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi ft}\mathrm{d}t \tag{7}$$

式中：$\omega(t)$为短时傅里叶变换的窗函数，一般为汉宁窗；f为采样频率。

对包含N个采样点的离散信号$s(k\Delta t),k=0,1,\cdots,N-1$做离散短时傅里叶变换，得到

$$S_{\mathrm{tf}}(m,n)=\mathrm{STFT}(m\Delta\tau,n\Delta f)=\sum_{k=0}^{N-1}s(k\Delta t)\,\omega(k\Delta t-m\Delta\tau)\,\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi nk\Delta f\Delta t}\Delta t \tag{8}$$

式中：Δt为时域采样间隔；$\Delta\tau$为短时傅里叶变换窗函数的移动步长；Δf为频率采样间隔。

短时傅里叶变换的内涵是在时域用窗函数$\omega(\tau)$截取信号$s(t)$，再对截下的局部信号做傅里叶变换，得到该时刻的信号频谱。沿时间轴不断移动窗函数的中心位置，即可得到不同时刻信号的傅里叶变换，这些傅里叶变换的集合就是信号的短时傅里叶变换$\mathrm{STFT}(\tau,f)$。显然，$\mathrm{STFT}(\tau,f)$是变量(τ,f)的二维矩阵，沿时间轴和频率轴的维数分别为时间窗的移动步数X_{t}和傅里叶变换点数X_{f}。差频信号在时频域的能量分布如下：

$$U_{\mathrm{s}}(m,n)=|\mathrm{STFT}(m,n)|^2 \tag{9}$$

2.3 一维 CFAR 检测与膨胀处理

由于压制式干扰信号的功率通常比有用差频信号大得多，在频谱上体现为一个尖峰。可通过采用单元平均恒虚警率检测器沿频率轴检测信号频谱峰值的方法来判断干扰所在位置。

在单元平均恒虚警率中，使用参考窗口内的样本均值来估计检测阈值[15]。若被测单元幅值超过阈值，则判定检测到干扰，反之，则判定未检测到干扰。检测阈值T_{h}计算方法如下：

$$T_{\mathrm{h}}=\left(\frac{1}{N_{\mathrm{CFAR}}}\sum_{i=1}^{N_{\mathrm{CFAR}}}y_i\right)C \tag{10}$$

$$C=N\left(Q_{\mathrm{FA}}^{-1/N}-1\right) \tag{11}$$

式中：C为比例因子；Q_{FA}为虚警概率；y_i为第i个待测信号的样本值；N_{CFAR}为参考窗口内的样本点数。

经过单元平均恒虚警率检测后可得到与频谱图相同大小的检测矩阵，矩阵元素为 0 或 1，代表是否检测到干扰信号。但是，单元平均恒虚警率在信号突变处的检测性能欠佳，可能会造成漏警问题[16]。因此，引入八边形结构图像膨胀处理，得到扩张检测矩阵作为后续去除干扰的依据。

2.4 干扰去除与信号恢复

由于干扰在时频面所处的位置已被扩张检测

矩阵一一标出, 最简单的干扰去除方法即将被干扰处的信号样本值置零。但置零操作在去除干扰的同时也会去除部分有用信号, 造成目标回波信号的功率损失。

为避免功率损失, 可采用 Burg 外推法, 对有用信号实现更精确的重构, 这种基于 CFAR 检测和 Burg 外推法的方法被称为 CFAR-Burg。

在 Burg 外推法中, 利用观测点前若干时刻变量的线性组合来描述观测点后若干时刻变量的值[17], 可表示为

$$\hat{x}(y)=\sum_{i=1}^{L_{\mathrm{Pord}}}\alpha_i\cdot x(y-i) \tag{12}$$

式中: $\hat{x}(y)$为预测值; L_{Pord}为预测滤波器阶数; α_i为自回归模型的预测系数。

调频引信的差频信号在时频域经过一维 CFAR 检测后可获得干扰所在的位置信息, 因此, 可基于无干扰处信号幅值对受干扰处信号幅值进行预测, 使用交叉衰落窗口来合并前向和后向预测值, 其表达式如下:

$$z_n(p)=\mathrm{cw}(p)z_{\mathrm{pfw}}(p)+(1-\mathrm{cw}(p))z_{\mathrm{pbw}}(p) \tag{13}$$

式中: p为待预测信号的长度; $z_{\mathrm{pfw}}(p)$为前向预测值; $z_{\mathrm{pbw}}(p)$为后向预测值; $\mathrm{cw}(p)$ 为交叉衰落窗口, 根据文献 [18], 交叉衰落窗口可表示为$\mathrm{cw}(p)=(c(p))^r$, 其中, $c(p)=0.5(1+\cos(\pi(1+p/(P_{\mathrm{b}}-P_{\mathrm{e}}))))$, P_{b}为被预测信号的起始点, P_{e}为被预测信号的结束点, r为不对称因子, 用于调整交叉衰落窗口的形状, 使其能够适应不同长度的信号段的插值需求。同时, 为了得到被干扰段的信号相位, 需额外预测一位信号$x_{P_{\mathrm{e}}+1}$, 其相位为$\hat{\varphi}_{P_{\mathrm{e}}+1}$。被干扰段信号的相位$\varphi(p)$可由式(14)求得

$$\varphi(p)=\hat{\varphi}(p)+\frac{P-P_{\mathrm{b}}}{P_{\mathrm{e}}-P_{\mathrm{b}}}\left(\hat{\varphi}_{P_{\mathrm{e}}+1}-\varphi_{P_{\mathrm{e}}+1}\right) \tag{14}$$

式中: $\varphi_{P_{\mathrm{e}}+1}$为下一位原始信号相位。

3　仿真及实验验证

3.1　仿真验证

通过仿真实验验证本文所提抗干扰方法, 仿真参数设置如表 1 所示。

表 1　仿真参数

Table 1　Simulation parameters

参数	数值
中心频率/GHz	77
调制周期/μs	60
调制带宽/MHz	1 798
扫频带宽/MHz	1 798
干扰调制周期/μs	3 000
信干噪比/dB	−12

仿真场景中, 设置引信与目标的相对运动速度为 400 m/s, 距离为 15 m。使用基于 CFAR 的抗扫频干扰处理方法对仿真得到的差频信号进行抗干扰处理, 所得结果如图 3～图 7 所示。

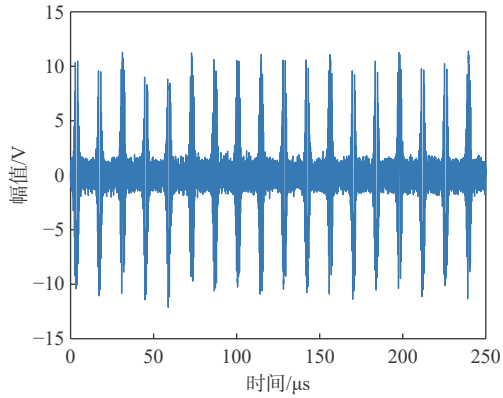


图 3　受扫频干扰影响的差频信号时域波形

Fig. 3　The waveform of the beat signal contaminated by sweep jamming in time domain

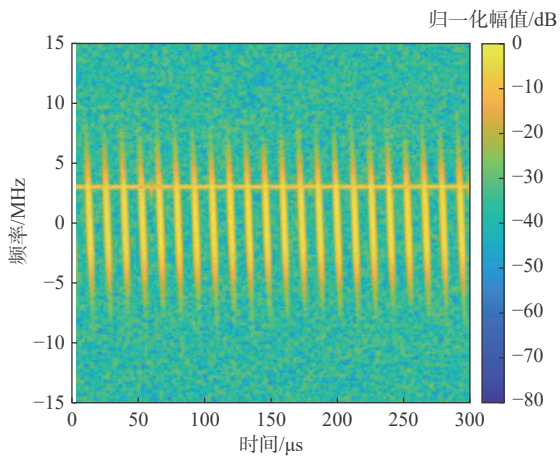


图 4　受扫频干扰影响的差频信号时频分布

Fig. 4　Spectrogram of the beat signal contaminated by sweep jamming in time-frequency domain

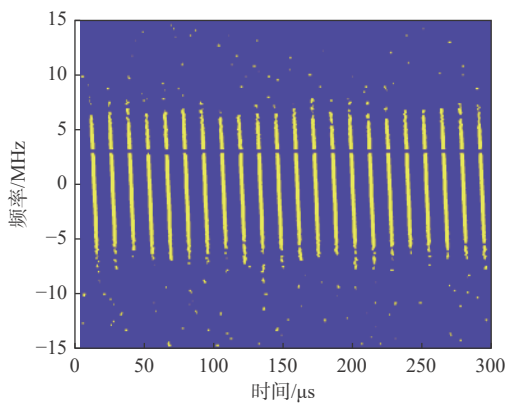


图 5　干扰检测图

Fig. 5　The map of the detected interferences

对仿真得到的目标回波差频信号做短时傅里叶变换, 所用窗函数为汉宁窗, 长度为 256, 移动步长为 4。如图 4 所示, 目标回波信号的能量聚集在

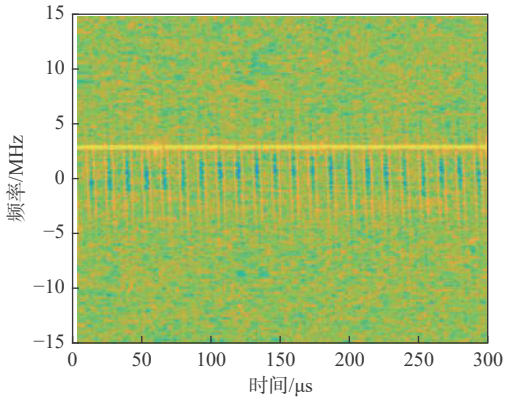


图 6 基于 CFAR-Burg 抗干扰处理后差频信号的时频图谱

Fig. 6 The time-frequency domain spectra of the beat signal after anti-jamming with CFAR-Burg

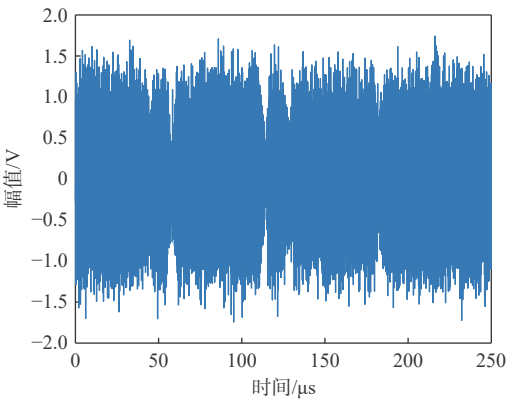


图 7 基于 CFAR-Burg 抗干扰处理后的时域恢复信号

Fig. 7 The recovered beat signals in time domain after anti-jamming with the CFAR-Burg

第 90 次谐波上，而干扰信号则表现为一系列线性调频信号的叠加。

如图 5 所示，对差频信号的时频分布进行 CFAR 检测，得到干扰信号在时频面的分布情况。CFAR 检测器采用均值类，被测单元两侧的保护单元长度为 50，训练单元长度为 100，恒定虚警概率为 1×10^{-4}。由于均值类 CFAR 检测器在杂波边缘的检测性能欠佳，容易出现漏警现象，因此，检测器检测到的干扰范围会小于实际干扰范围。为解决该问题，引入图像膨胀处理，使用八边形结构元素扩大干扰范围，所用八边形从结构元素原点到八边形各个边的距离为 12。

如图 6 所示，使用基于 CFAR 的抗扫频干扰方法去除时频图中的干扰。使用 6 阶预测模型重构受干扰处的有用信号幅值。

进一步对干扰去除后的时频分布做短时傅里叶反变换，恢复得到时域差频信号如图 7 所示。

为验证抗干扰方法的有效性，分别绘制抗干扰处理前后差频信号的距离-速度图谱，所得结果如图 8 所示。可知，受扫频干扰影响，目标回波差频

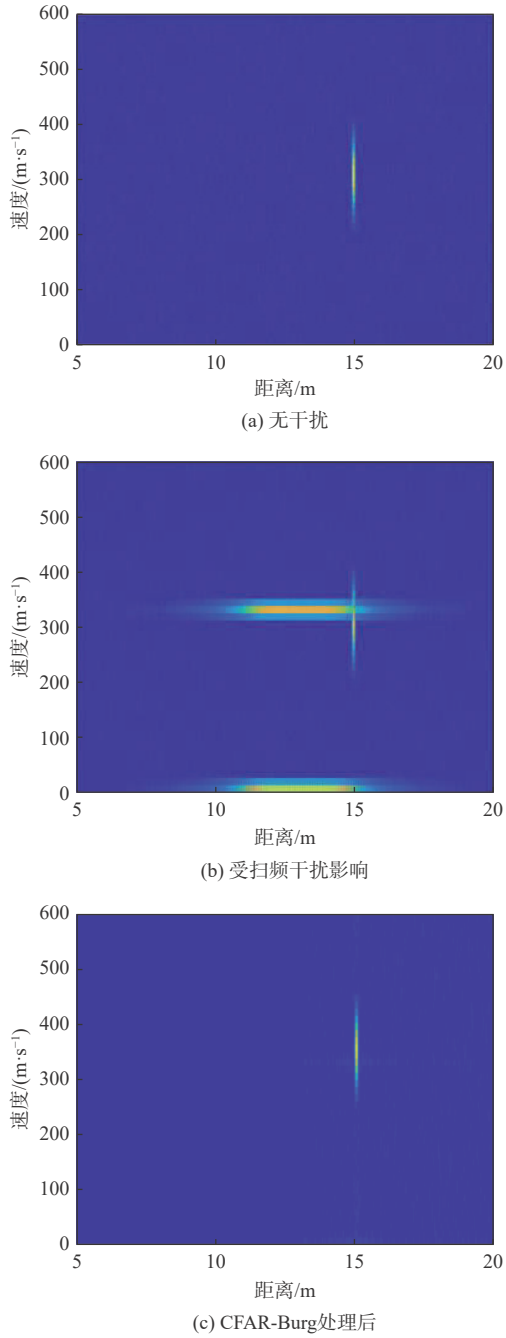


图 8 引信差频信号的距离-速度图谱

Fig. 8 Distance-velocity spectra of fuze beat signals

信号在距离维的底噪被显著抬升，完全淹没了真实目标产生的峰值。经抗干扰处理后，干扰造成的底噪被压低，抑制效果达 30 dB 以上，差频信号中的干扰成分被有效去除。

为验证本文方法的优势性，将基于 CFAR 的抗扫频干扰方法与基于小波去噪 (wavelet denoising, WD) [19] 的抗干扰方法作比较。选择小波基为 Symlet 函数，分解次数为 9 次，使用基于 Stein 的无偏风险估计确定阈值，所得结果如图 9 所示。可知，经 WD 方法处理后，差频信号在距离维产生的底噪同样被压低，抑制效果为 25 dB，WD 方法在一定程度

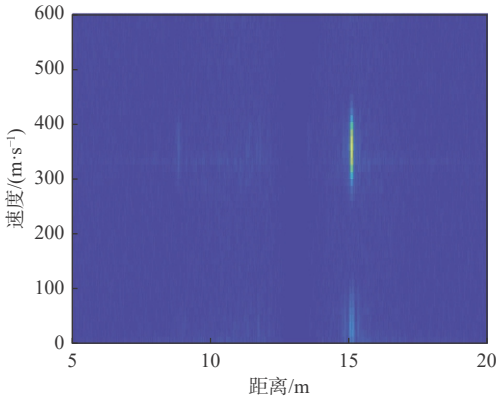


图 9　基于小波去噪得到差频信号的距离-速度图谱

Fig. 9　Distance-velocity spectra of beat signal after WD

上减轻了扫频干扰对差频信号产生的影响。对比图 8 和图 9 可知, 基于 CFAR-Burg 和 WD 的抗干扰方法均可有效去除差频信号中的干扰成分, 但与 WD 方法相比, CFAR-Burg 法恢复的信号在距离维有更低的旁瓣。

为便于分析, 采用信干噪比(signal-to-interference-plus-noise ratio, SINR)定量描述引信受扫频干扰信号影响的严重程度, 采用相关系数ρ定量描述所提抗干扰方法对干扰的抑制能力, SINR 和相关系数表达式如下:

$$r_{\mathrm{SIN}} = 10\lg\left(\frac{s_{\mathrm{R}}}{s_{\mathrm{I}} + s_{\mathrm{N}}}\right) \tag{15}$$

$$\rho = \frac{< s_{\mathrm{R_I}}, s_{\mathrm{reco}} >}{\|s_{\mathrm{R_I}}\|_2 \|s_{\mathrm{reco}}\|_2} \tag{16}$$

式中: r_{SIN}为信干噪比; s_{R}为未受干扰影响的目标回波差频信号; s_{I}为干扰差频信号; s_{N}为噪声; $s_{\mathrm{R_I}}$为受干扰影响的目标回波差频信号; s_{reco}为抗干扰方法处理后重构的差频信号。

为定量评估抗干扰方法对干扰的抑制能力, 仿真了不同 SINR 下, 2 个方法处理后的信号与参考信号的相关系数, 仿真结果如图 10 所示。可知, 本文方法在 SINR=−12 dB 时, 抗干扰前后差频信号相关系数为 0.57, 而 WD 方法则降低到 0.5 以下, 这是因为基于 Burg 外推法重构的差频信号恢复了受干扰区信号样本的幅值和相位, 所以在恶劣 SINR 条件下较 WD 方法具有较强的优越性。

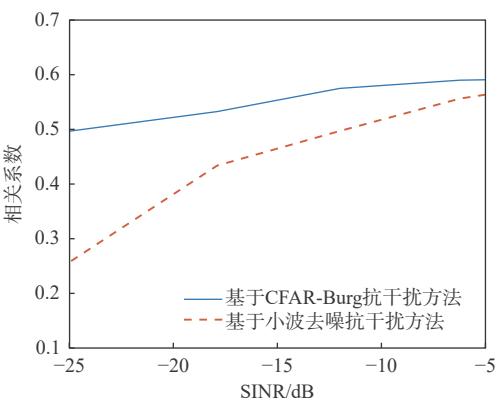


图 10　不同信干噪比条件下不同方法抗干扰性能

Fig. 10　Anti-jamming performance of various approach under different SINR

3.2　实验验证

为了进一步验证仿所提抗干扰方法的有效性, 采用美国德州仪器公司生产的 IWR1443 雷达开发板和 DCA1000 实时数据捕捉适配器获取实际场景中的运动目标数据并进行分析。实验场景设置如图 11 所示, 目标从距离雷达 3 m 处开始运动, 到 7 m 处停止, 运动速度为 1 m/s。干扰模拟机架设在目标侧方, 设置扫频干扰中心频率与雷达开发板一致, 扫频带宽覆盖雷达工作带宽。

实验所用雷达系统的参数设置如表 2 所示。

目标到引信的距离变化范围为 3～7 m, 运动速度为 1 m/s, 雷达开发板采集到的信号总长度为 150 帧, 每帧包含 128 个 chrip。图 12 为采集到的差频信号时域波形, 其中 2 段幅值较大的信号为接收

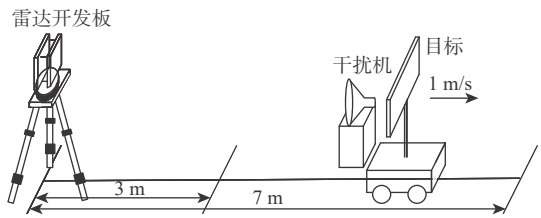


图 11　实验场景示意图

Fig. 11　Schematic diagram of the experimental scene

表 2　实验雷达系统参数设置

Table 2　Experimental radar parameter settings

参数	数值
中心频率/GHz	77
调制带宽/MHz	1 798.92
调制斜率/(MHz·μs^{-1})	29.982
采样点数/(个·chrip^{-1})	256

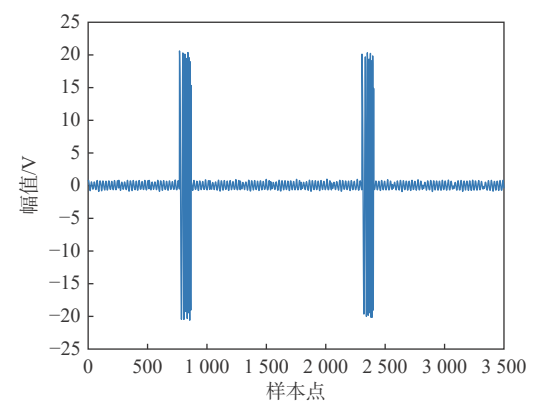


图 12　实验采集到的差频信号时域波形

Fig. 12　The waveform of the beat signal in time domain collected in the experiment

到的压制式扫频干扰信号。用基于 CFAR 的抗干扰方法对最开始的 15 个 chrip 进行处理。

如图 13 所示，对差频信号做短时傅里叶变换，窗函数选择为汉宁窗，窗长为 64，移动步长为 1，得到差频信号的时频分布。其中，能量较高的线性调频信号为干扰分量，能量较低的单频信号为目标回波，其余能量较低的竖直线由所采信号相位不连续造成。

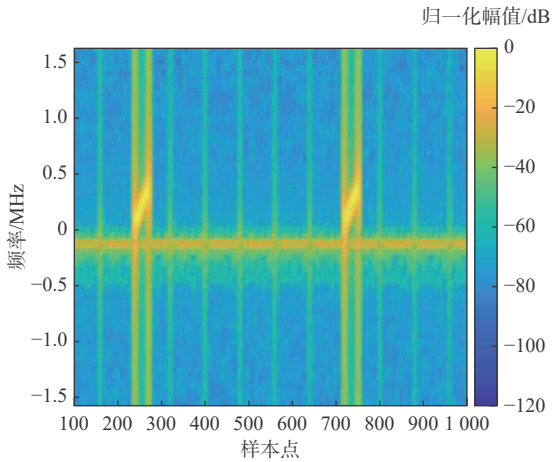


图 13 差频信号的时频图谱

Fig. 13 Spectrogram of beat signal in time-frequency domain

如图 14 所示，对差频信号的时频分布做一维 CFAR 检测，得到干扰信号在时频面的分布情况。由于均值类 CFAR 在信号突变处的检测性能较差，因此，为有效去除干扰信号，需对检测图进行扩张。

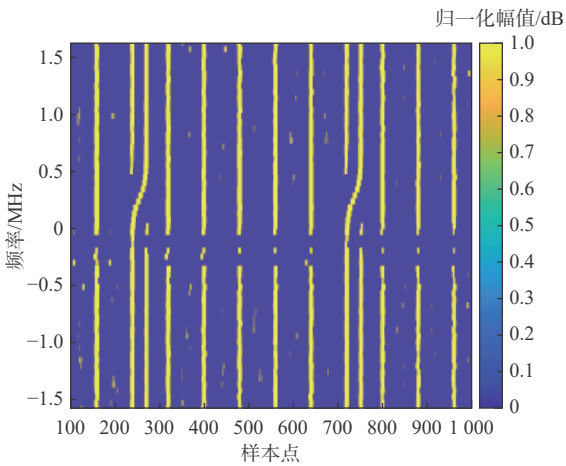


图 14 实测干扰检测图

Fig. 14 The measured map of the detected interferences

如图 15 所示，根据扩张后的干扰检测图，使用 CFAR-Burg 方法剔除干扰并重构有用信号。

如图 16 所示，对抗干扰处理后的差频信号时频分布做短时傅里叶反变换，恢复得到时域差频信号。

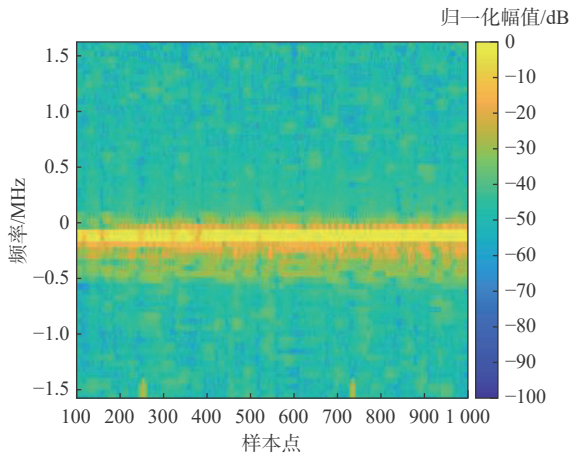


图 15 基于 CFAR-Burg 抗干扰处理后实测差频信号的时频图谱

Fig. 15 The time-frequency domain spectra of measured beat signal after anti-jamming with CFAR-Burg

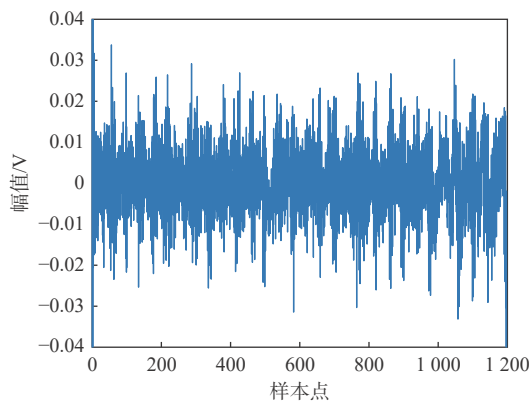
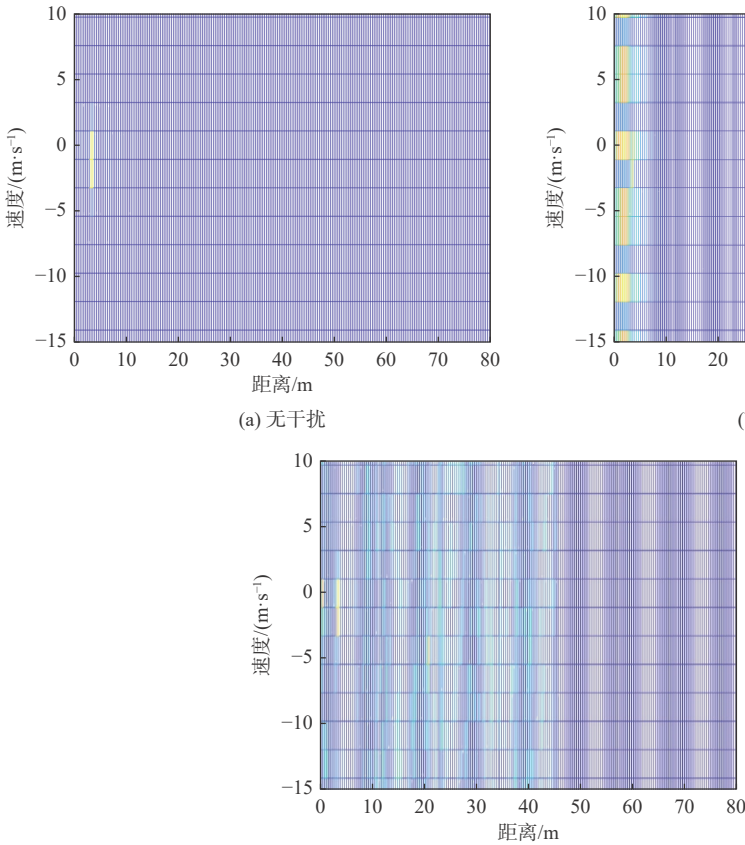


图 16 基于 CFAR-Burg 抗干扰处理后的实测时域恢复信号

Fig. 16 The measured recovered beat signals in time-frequency domain after anti-jamming with the CFAR-Burg

为检验抗干扰方法的有效性，分布绘制抗干扰前后差频信号的距离维图像，所得结果如图 17 所示。可以看出，利用基于 CFAR-Burg 的干扰去除方法获得的差频信号距离-速度图谱与参考的无干扰差频信号一致。

为进一步验证本文方法有效性，对目标回波差频信号随机添加扫频干扰，进行 2 000 组蒙特卡罗实验，求得抗干扰处理后差频信号在距离维的分布情况，并使用 CFAR 检测器对目标峰值进行检测。已知目标位于 3 m 附近，若检测到的目标峰值位于 2.75～3.25 m 之间，则认为抗干扰方法有效，反之，则认为方法无效。图 18 为抗干扰处理后部分差频信号的距离维检测结果。2 000 组数据中，有 1 945 组数据检测到的距离维峰值位于目标区间内，即抗干扰成功率为 97.25%，证明该抗干扰方法可有效去除引信差频信号中的扫频干扰成分。



(a) 无干扰　(b) 受扫频干扰影响

(c) CFAR-Burg处理后

图 17　实测差频信号的距离-速度图谱

Fig. 17　Distance-velocity spectra of measured beat signal

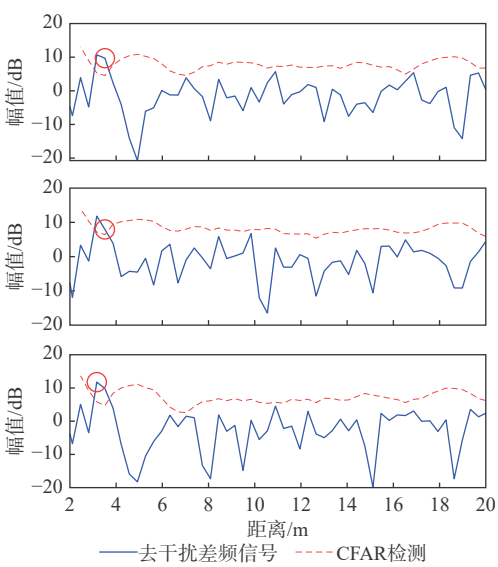


图 18　实测差频信号去干扰后的距离维检测结果

Fig. 18　Detection results in distance domain of measured beat signal after interference mitigation

4　结　论

为提高线性调频引信的抗扫频干扰能力, 本文分析了扫频干扰作用下调频引信的响应特性, 提出了一种基于时频域 CFAR 检测的抗扫频干扰方法, 并通过仿真及实测数据验证了该方法的有效性。主要结论如下:

1) 扫频干扰进入引信接收机后, 其时频分布与目标回波存在显著差异, 目标回波的能量聚集在几次特定的谐波上, 而干扰则呈现为一系列线性调频信号的叠加, 且干扰信号的能量显著大于目标回波信号。

2) 根据能量差异, 在时频面上对差频信号的时频分布做一维 CFAR 检测可有效区分扫频干扰与目标回波, 达到干扰检测的目的; 为实现抗干扰, 将干扰所在位置的信号能量置零; 针对置零法存在的目标回波信号部分片段丢失、信噪比下降等问题, 提出基于 Burg 外推法的信号重构的方法。

3) 通过仿真对比了本文方法与 WD 的抗干扰方法, 结果表明, 本文方法具有更优秀的抗干扰性能, 并通过实测数据验证了所提抗干扰方法的有效性。

参考文献 (References)

[1] 崔占忠, 宋世和, 徐立新, 等. 近感引信原理[M]. 4 版. 北京: 北京理工大学出版社, 2018: 68.
CUI Z Z, SONG S H, XU L X, et al. Principles of proximity fuze[M]. 4th ed. Beijing: Beijing Institute of Technology Press,

2018: 68(in Chinese).

[2] 赵惠昌. 无线电引信设计原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 35-46.
ZHAO H C. Fundamentals and methodology of radio fuze[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 35-46(in Chinese).

[3] 李泽, 闫晓鹏, 栗苹, 等. 扫频式干扰对调频多普勒引信的干扰机理研究[J]. 兵工学报, 2017, 38(9): 1716-1722.
LI Z, YAN X P, LI P, et al. Jamming mechanism of frequency sweep jamming to FM Doppler fuze[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(9): 1716-1722(in Chinese).

[4] 王哲, 郝新红, 郭晨曦, 等. 针对调频引信的窄带扫频式干扰优化方法[J]. 强激光与粒子束, 2017, 29(10): 103201.
WANG Z, HAO X H, GUO C X, et al. Optimized narrow-band sweep jamming approach for frequency-modulated continuous-wave radio fuze[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2017, 29(10): 103201(in Chinese).

[5] 孔志杰, 郝新红, 栗苹, 等. 基于时序及相关检测的调频引信抗扫频干扰方法[J]. 兵工学报, 2017, 38(8): 1483-1489.
KONG Z J, HAO X H, LI P, et al. Research on anti-frequency sweeping jamming method for frequency modulation fuze based on timing sequence and correlation detection[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(8): 1483-1489(in Chinese).

[6] 陈齐乐, 郝新红, 闫晓鹏, 等. 基于谐波系数幅值平均的复合调制引信抗扫频式干扰方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1317-1324.
CHEN Q L, HAO X H, YAN X P, et al. Anti sweep jamming method of hybrid modulation fuze based on harmonic coefficient amplitude averaging[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1317-1324(in Chinese).

[7] 杨瑾, 郝新红, 周文, 等. 基于异值检测及干扰样本归零的调频引信抗扫频干扰方法[J]. 探测与控制学报, 2023, 45(5): 22-26.
YANG J, HAO X H, ZHOU W, et al. FM fuze anti sweep interference based on heterogeneity detection and zero interference samples[J]. Journal of Detection & Control, 2023, 45(5): 22-26(in Chinese).

[8] BARJENBRUCH M, KELLNER D, DIETMAYER K, et al. A method for interference cancellation in automotive radar[C]//Proceedings of the 2015 IEEE MTT-S International Conference on Microwaves for Intelligent Mobility. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-4.

[9] NOZAWA T, MAKINO Y, TAKAYA N, et al. An anti-collision automotive FMCW radar using time-domain interference detection and suppression[C]//Proceedings of the International Conference on Radar Systems. London: IET, 2018: 1-5.

[10] JIN F, CAO S Y. Automotive radar interference mitigation using adaptive noise canceller[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(4): 3747-3754.

[11] 张天鹏, 刘忙龙, 谢嘉. 基于 FRFT 的调频引信 LFM 干扰抑制改进方法[J]. 探测与控制学报, 2019, 41(2): 22-25.
ZHANG T P, LIU M L, XIE J. Improvement of FM fuze LFM interference suppression based on FRFT[J]. Journal of Detection & Control, 2019, 41(2): 22-25(in Chinese).

[12] 刘冰, 郝新红, 周文, 等. 基于 BAS-BPNN 的调频无线电引信目标与扫频干扰识别方法[J]. 兵工学报, 2023, 44(8): 2391-2403.
LIU B, HAO X H, ZHOU W, et al. Recognition method of target and sweep jamming signal for FM radio fuze based on BAS-BPNN[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(8): 2391-2403(in Chinese).

[13] MUN J, KIM H, LEE J. A deep learning approach for automotive radar interference mitigation[C]//Proceedings of the 2018 IEEE 88th Vehicular Technology Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-5.

[14] RISTEA N C, ANGHEL A, IONESCU R T. Fully convolutional neural networks for automotive radar interference mitigation[C]//Proceedings of the 2020 IEEE 92nd Vehicular Technology Conference. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-5.

[15] JALIL A, YOUSAF H, BAIG M I. Analysis of CFAR techniques[C]//Proceedings of the 2016 13th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology. Piscataway: IEEE Press, 2016: 654-659.

[16] ABDULLAH J, KAMAL M S. Multi-targets detection in a non-homogeneous radar environment using modified CA-CFAR [C]//Proceedings of the 2019 IEEE Asia-Pacific Conference on Applied Electromagnetics. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-5.

[17] LIM S, LEE S, CHOI J H, et al. Mutual interference suppression and signal restoration in automotive FMCW radar systems[J]. IEICE Transactions on Communications, 2019, E102B(6): 1198-1208.

[18] LAGRANGE M, MARCHAND S, RAULT J. Long interpolation of audio signals using linear prediction in sinusoidal modeling[J]. Journal of the Audio Engineering Society, 2005, 53(10): 891-905.

[19] LEE S, LEE J Y, KIM S C. Mutual interference suppression using wavelet denoising in automotive FMCW radar systems[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2021, 22(2): 887-897.

Anti-frequency sweeping jamming method for linear frequency modulated fuze based on CFAR detection

YANG Qiuyan[1]，HAO Xinhong[1,*]，QIAO Caixia[2]，YANG Jin[1]

(1. Science and Technology on Electromechanical Dynamic Control Laboratory，Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China；
2. Beijing Institute of Radio Metrology and Testing，Beijing 100009，China)

Abstract：In response to the problems of “premature explosion” and “misfire” caused by sweeping jamming in frequency modulated fuzes, a jamming elimination and signal reconstruction method combining constant false alarm rate (CFAR) detection and Burg extrapolation is proposed. To eliminate the impact of jamming on the fuzes, the technique uses a CFAR detector to detect the time-frequency distribution of the jamming and sets the signal energy of the jamming position to zero. This is based on the distribution differences between the target echo signal and the jamming of the beat signal in the time-frequency domain. A Burg extrapolation-based signal reconstruction technique is suggested to rebuild the target echo during the zeroing interval, aiming to address issues like partial fragment loss and the decrease in signal-to-noise ratio brought on by zeroing. The performance of the method is verified by simulation and actual measurement. The outcomes demonstrate that the anti-jamming method put forth in this research is capable of successfully suppressing sweep interference in the frequency modulated fuze beat signal.

Keywords：linear frequency modulated fuze; beat signal; anti-jamming; short time Fourier transform; constant false alarm rate detector

Received：2023-10-12；**Accepted**：2023-12-08；**Published Online**：2024-01-26 13：12
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240125.1750.001

* **Corresponding author**. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0685

GNSS 外辐射源雷达空中目标 TDOA 定位算法评估

谭传瑞[1]，李唐[2]，陈文谦[1]，王峰[1,*]，杨东凯[1]，吴世玉[3]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 沈元学院，北京 100191；
3. 北京遥感设备研究所，北京 100191)

摘　　要：对全球导航卫星系统 (GNSS) 外辐射源雷达空中目标到达时间差 (TDOA) 定位算法的性能进行评估，推导 TDOA 定位方程及方程的加权最小二乘解，引入高度角权重模型和信噪比 (SNR) 权重模型 2 种定权方案，分析权重模型、卫星数量、几何精度因子对定位误差的影响。进行仿真试验和外场试验，结果表明：与等权模型相比，高度角权重模型、信噪比权重模型均能有效降低 TDOA 算法的定位误差，高度角权重模型的降低效果略优于信噪比权重模型；对卫星数量的分析表明，定位中使用的卫星数量小于 7 颗时定位性能随卫星数量的增加而快速提升，但超过 7 颗后定位性能的提升速度放缓；对几何精度因子的分析表明，几何精度因子与定位误差的均值呈线性正相关。外场试验中对民航客机的最大定位误差为 206.30 m、最小定位误差为 13.85 m。

关 键 词：全球导航卫星系统；外辐射源雷达；空中目标；到达时间差；定位性能
中图分类号：TN958.97
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4268-11

雷达是夺取制信息权、制频谱权的重要装备。雷达的广泛应用促进了反雷达技术的发展，使传统雷达的战场生存受到严重威胁，新体制雷达的研发刻不容缓[1-2]。外辐射源雷达作为一种典型的新体制雷达，无需建立专门的雷达辐射站，而是利用第 3 方辐射源在电磁静默状态下完成目标探测[3]，战场生存能力显著增强。在辐射源的选择上，有广播信号[4]、移动通信信号[5]、电视卫星信号[6]、导航卫星信号等[7]。与其他外辐射源相比，导航卫星信号有信号资源丰富、覆盖范围广、时间同步简单、测距精度高、受天气影响小等优势[8]。

全球导航卫星系统 (global navigation satellite system, GNSS) 外辐射源雷达的研究可分为检测、成像、定位等方面。检测方面的研究最早可追溯到 20 世纪，1995 年文献 [9] 首次观测到喷气式客机和俄罗斯和平号空间站对 GNSS 信号的遮挡效应，提出利用这种效应进行目标检测。文献 [10] 分析了 GPS L5 外辐射源雷达的探测距离并给出了数值仿真结果。文献 [11] 提出一种前后向协同的探测方案，提升了 GNSS 外辐射源雷达对低慢小目标的探测性能。文献 [12] 针对运动目标检测问题提出一种改进傅里叶算法，显著提升了最大积分时间。文献 [13] 提出了一种基于 GNSS 外辐射源的近地轨道目标检测方案，通过外场试验证明了所提方案的可行性。

在目标成像方面，文献 [14] 获得了民航客机基于 GPS 信号的逆合成孔径雷达 (inverse synthetic aperture radar, ISAR) 图像，针对合成孔径时间较长时图像散焦问题提出一种参数化自动聚焦算法，提升了 ISAR 图像的质量。文献 [15] 推导了 GNSS 外辐射源合成孔径雷达 (synthetic aperture radar, SAR) 的点扩散模型，文献 [16] 提出多星融合方法，提高了 GNSS-SAR 的空间分辨率和特征提取能力。文献 [17] 使用 GNSS 双基合成孔径雷达对高铁桥梁

收稿日期：2023-10-24；录用日期：2023-12-06；网络出版时间：2023-12-19 10:30
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231218.1433.004
*通信作者. E-mail：wangf.19@163.com

引用格式：谭传瑞，李唐，陈文谦，等. GNSS 外辐射源雷达空中目标 TDOA 定位算法评估 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4268-4278. TAN C R，LI T，CHEN W Q，et al. Evaluation of TDOA based air target localization algorithm using GNSS-based passive radar[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4268-4278（in Chinese）.

进行成像, 随后设计了实时数据处理系统[18]。文献 [19] 对 GNSS-SAR 技术的发展进行了总结与展望。

在目标定位方面, 文献 [20] 利用 GNSS 外辐射源雷达实现了对大型船只的定位, 分析了卫星数量对定位性能的影响。文献 [21] 进行了 GNSS 外辐射源雷达汽车定位试验, 平均定位误差为 3.6 m。文献 [22] 提出一种改进两步最小二乘的空中目标定位算法, 该算法能补偿系统误差, 具有较好的鲁棒性。文献 [23] 对目标定位中的干扰消除技术进行了研究。文献 [20-23] 的定位方案均是先对参考信号与回波信号之间的到达时间差 (time difference of arrival, TDOA)、到达频率差或到达角度差等参数进行测量, 再利用所得观测量建立、求解定位方程, 这种定位方法统称为两步定位法[24]。随着信号处理技术的进步, 一种无需估计中间参数、直接从信号数据中获取目标位置的直接定位 (direct position determination, DPD) 算法逐渐兴起。DPD 算法在低信噪比条件下具有比两步定位法更优秀的定位性能。DPD 的思想最早追溯到 1985 年提出的非集中式处理算法[25], DPD 的概念于 2004 年正式提出[26]。近年来, 文献 [27] 提出了适用于外辐射源雷达的 DPD 理论框架。文献 [28] 利用 GNSS 外辐射源对船只进行了直接定位试验, 验证了 DPD 算法的正确性。国内众多学者也对 DPD 算法进行了大量研究[29-33]。但现有的 GNSS 外辐射源空中目标定位算法研究大多停留在仿真层面, 基于实测数据的算法评估较为少见。且这些研究未考虑观测量噪声不均匀的问题, 一般情况下, GNSS 卫星的高度角越低观测量的噪声越大, 对定位总误差的贡献也就越大。为避免信噪比过低的观测量引入定位方程导致定位结果大幅度恶化, 有必要对不同 GNSS 的观测量进行加权处理, 使观测量误差得到合理分配。

本文首先建立 GNSS 外辐射源空中目标 TDOA 定位算法的理论模型, 推导模型的加权最小二乘解并分析解的误差, 引入等权模型、高度角模型、信噪比模型 3 种定权方案。随后进行仿真分析和外场试验, 评估空中目标 TDOA 定位算法误差水平及卫星数量、几何精度因子 (geometric dilution of precision, GDOP)、权重模型对定位性能的影响。

1　空中目标定位算法

图 1 为 TDOA 定位算法的几何构型。地面站通过对参考信号、目标回波进行广义互相关处理来估计直射路径、反射路径上的 TDOA。TDOA 确定后空中目标一定位于以地面站、卫星为焦点且半长轴已知的椭球面上。同时对多颗 GNSS 卫星信号

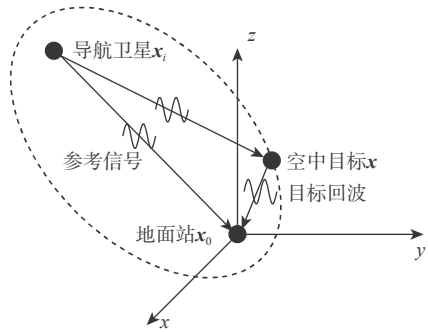


图 1　TDOA 定位算法的几何示意图

Fig. 1　Geometric schematic of the TDOA localization algorithm

进行观测, 得到一簇空间椭球面, 求解其交点即可完成目标定位。

1.1　TDOA 定位方程的建立与求解

设 $\boldsymbol{x}_0 \in \mathbf{R}^{3\times1}$ 为地面站的坐标、$\boldsymbol{x} \in \mathbf{R}^{3\times1}$ 为空中目标的坐标、$\boldsymbol{x}_i \in \mathbf{R}^{3\times1}, i = 1,2,\cdots,N$ 为第 i 颗卫星的坐标, N 为可见卫星的数量。为了对目标进行定位, 要求 $N \geqslant 4$。设第 i 颗卫星的直射路径和反射路径距离差的真值为 $g_i(\boldsymbol{x})$, 有

$$g_i(\boldsymbol{x}) = -\|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{x}_0\|_2 + \|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{x}\|_2 + \|\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_0\|_2 \tag{1}$$

式中: $\|\cdot\|_2$ 表示矢量的二范数。

设第 i 颗卫星的直射路径和反射路径的 TDOA 观测值为 τ_i、观测噪声为 n_i, 有

$$c\tau_i = g_i(\boldsymbol{x}) + n_i \qquad i = 1,2,\cdots,N \tag{2}$$

式中: c 为真空中的光速。目标定位方程为

$$\boldsymbol{d} = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{n} \tag{3}$$

其中:

$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) = \begin{bmatrix} g_1(\boldsymbol{x}) & g_2(\boldsymbol{x}) & \cdots & g_N(\boldsymbol{x}) \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{d} = c\begin{bmatrix} \tau_1 & \tau_2 & \cdots & \tau_N \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

$$\boldsymbol{n} = \begin{bmatrix} n_1 & n_2 & \cdots & n_N \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

$N \geqslant 4$ 时, 式 (3) 为超定方程, 使用加权最小二乘法对该方程进行求解, 记方程的误差函数为 $e(\boldsymbol{x})$、权值矩阵为 $\boldsymbol{W}$, 规定 $\boldsymbol{W}$ 为对角阵, 有

$$e(\boldsymbol{x}) = (\boldsymbol{d} - \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}^{-1}(\boldsymbol{d} - \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})) \tag{7}$$

式 (3) 的加权最小二乘估计 $\hat{\boldsymbol{x}}$ 使式 (7) 取得最小值。由于式 (3) 为非线性方程, $\hat{\boldsymbol{x}}$ 可通过牛顿迭代法求解:

$$\hat{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} = \hat{\boldsymbol{x}}^{(k)} - \boldsymbol{H}_e^{-1}\left(\hat{\boldsymbol{x}}^{(k)}\right)\boldsymbol{J}_e^{\mathrm{T}}(\hat{\boldsymbol{x}}^{(k)}) \tag{8}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{x}}^{(k)}$ 为 $\hat{\boldsymbol{x}}$ 的第 k 次迭代解; $\boldsymbol{J}_e(\boldsymbol{x})$ 和 $\boldsymbol{H}_e(\boldsymbol{x})$ 分别为 $e(\boldsymbol{x})$ 的 Jacobian 矩阵和 Hessian 矩阵, 表达式为

$$\boldsymbol{J}_e(\boldsymbol{x}) = -2(\boldsymbol{d} - \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x}) \tag{9}$$

$$\boldsymbol{H}_e(\boldsymbol{x}) = 2\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x}) \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})$为$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$关于$\boldsymbol{x}$的 Jacobian 矩阵，由式 (1) 和式 (4) 可求得

$$\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}\dfrac{(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_1)^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_1\|_2}+\dfrac{(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0)^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0\|_2}\\ \dfrac{(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_2)^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_2\|_2}+\dfrac{(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0)^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0\|_2}\\ \vdots\\ \dfrac{(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_N)^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_N\|_2}+\dfrac{(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0)^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0\|_2}\end{bmatrix} \tag{11}$$

1.2 定位中的权重模型

在加权最小二乘模型中，权值矩阵的选取至关重要，只有权值矩阵与观测量噪声的协方差相匹配时才能达到最优的定位性能。但在实际应用中观测量$\boldsymbol{d}$的协方差矩阵$\boldsymbol{C}_n$往往是未知的，因此，必须对$\boldsymbol{C}_n$进行估计以保障算法的顺利运行。常用的定权模型有等权模型、高度角模型、信噪比模型等[7,34]。

等权模型规定$\boldsymbol{W}$对角线上的各元素相同，即

$$\boldsymbol{W}=p_n\boldsymbol{I} \tag{12}$$

式中：p_n为噪声的强度因子，无量纲；$\boldsymbol{I}$为无量纲的单位矩阵。

高度角模型中权值矩阵为卫星高度角的函数。设第i颗卫星的高度角为E_i，第i个直射、反射路径伪距差观测量的标准差σ_i由以下经验表达式给出：

$$\sigma_i=a^2+\frac{b^2}{\sin^2(E_i)} \tag{13}$$

式中：a,b取经验值$a=4$ mm，$b=3$ mm[35]。基于高度角模型的权值矩阵$\boldsymbol{W}$为

$$\boldsymbol{W}=\frac{p_n}{\sigma^2_{\mathrm{normal}}}\mathrm{diag}\left\{\sigma_1^2\quad\sigma_2^2\quad\cdots\quad\sigma_N^2\right\} \tag{14}$$

式中，$\sigma_{\mathrm{normal}}=1$ m，$\mathrm{diag}\left\{\sigma_1^2\quad\sigma_2^2\quad\cdots\quad\sigma_N^2\right\}$为对角矩阵，对角线元素依次为$\sigma_1^2,\sigma_2^2,\cdots,\sigma_N^2$。

信噪比模型中权值矩阵为信噪比的函数。设为第i颗卫星信号的信噪比为s_i、接收机的噪声带宽为B_n、接收机环路跟踪带宽为B、信号的载波相位波长为λ，则σ_i取为

$$\sigma_i=B(\lambda/2\pi)^2\cdot10^{-\frac{s_i-B_n}{10}} \tag{15}$$

基于信噪比模型的权值矩阵$\boldsymbol{W}$的构造与式 (14) 相同。

1.3 克拉美罗下界

克拉美罗下界 (Cramer-Rao lower bound, CRLB) 是衡量估计器性能的重要指标，它反映了估计量的方差下界。不妨假设伪距差观测量$\boldsymbol{d}$的噪声$\boldsymbol{n}$服从均值为 0、协方差矩阵为$\boldsymbol{C}_n$的高斯分布，且各分量相互独立。由上述假设，可求得目标位置$\boldsymbol{x}$的估计量的 CRLB 为

$$C_{\mathrm{RLB}}(\boldsymbol{x})=\left[\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{C}_n^{-1}\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})\right]^{-1} \tag{16}$$

估计量$\hat{\boldsymbol{x}}$的均值和协方差是衡量定位性能最直接的指标。采用一阶误差分析法研究$\hat{\boldsymbol{x}}$的统计特性，对式 (8) 中的k取极限并在$\hat{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{x}$处进行泰勒展开可得

$$\hat{\boldsymbol{x}}=\left[\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})\right]^{-1}\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{n}+\boldsymbol{x}+\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{n}) \tag{17}$$

式中：$\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{n})$表示泰勒展开的高阶项。需要注意的是：$\hat{\boldsymbol{x}}$为随机变量，表示目标位置的加权最小二乘估计，而$\boldsymbol{x}$为确定值，表示目标位置的真值。由式 (17) 可得$\hat{\boldsymbol{x}}$的均值$E(\boldsymbol{x})$和协方差$C_{\mathrm{OV}}(\hat{\boldsymbol{x}})$分别为

$$E(\hat{\boldsymbol{x}})=\boldsymbol{x}+E[\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{n})] \tag{18}$$

$$\begin{aligned}C_{\mathrm{OV}}(\hat{\boldsymbol{x}})=&\left[\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})\right]^{-1}\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{C}_n\cdot\\&\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})\left[\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{W}^{-1}\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})\right]^{-1}+C_{\mathrm{OV}}[\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{n})]\end{aligned} \tag{19}$$

将估计量的均值与真值之差定义为定位偏差，由式 (18) 可知，TDOA 算法的偏差由高阶项$\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{n})$贡献，如忽略高阶项误差则有$E(\hat{\boldsymbol{x}})=\boldsymbol{x}$，此时$\hat{\boldsymbol{x}}$是$\boldsymbol{x}$的无偏估计。对比式 (16) 与式 (19)，当忽略高阶项误差且加权最小二乘的权值矩阵等于伪距差观测量噪声的协方差时，估计量的协方差矩阵达到了理论下界：

$$C_{\mathrm{OV}}(\hat{\boldsymbol{x}})=C_{\mathrm{RLB}}(\boldsymbol{x}) \tag{20}$$

因此，权值矩阵的选取应尽可能接近伪距差观测噪声的协方差矩阵，以达到最优的定位性能。

1.4 几何精度因子

GDOP 反映了目标位置估计器对观测量噪声的放大程度，常用于评估卫星几何分布的好坏。设各观测量的标准差均为σ，在忽略高阶项误差的条件下，对式 (19) 所示的协方差矩阵求迹，可得

$$\mathrm{tr}\{C_{\mathrm{OV}}(\hat{\boldsymbol{x}})\}=\sigma^2\mathrm{tr}\left\{\left[\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})\right]^{-1}\right\} \tag{21}$$

式中：tr{ }表示对矩阵求迹。

将 GDOP 记为p，其定义为

$$p=\sqrt{\mathrm{tr}\left\{\left[\boldsymbol{J}_g^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{J}_g(\boldsymbol{x})\right]^{-1}\right\}} \tag{22}$$

将式 (22) 代入式 (21) 得

$$\mathrm{tr}\{C_{\mathrm{OV}}(\hat{\boldsymbol{x}})\}=\sigma^2p^2 \tag{23}$$

式 (23) 说明观测量的标准差σ经p加权后才计入$\hat{\boldsymbol{x}}$的协方差。$p<1$的几何构型能抑制观测量误差的传播，否则误差将被放大。因此，实际应用中应选取 GDOP 较小的卫星分布进行目标定位。

2　仿真验证

2.1　定位算法验证及误差影响因素分析

仿真选取笛卡儿直角坐标系, 坐标系的原点位于接收站处, 坐标系中 3 个坐标轴的方向与北斗坐标系的一致。仿真所用卫星、空中目标、地面站的坐标如表 1 所示。为使仿真结果尽可能地接近真实情况, 表中使用的数据均由 GNSS 接收机在户外采集得到。

表 1　仿真条件

Table 1　Simulation conditions

编号	x/m	y/m	z/m
地面站	0	0	0
空中目标	833.88	930.84	1 067.10
卫星1	2 874 701.46	18 323 941.72	12 163 715.47
卫星2	−17 796 907.72	15 098 203.19	27 454 679.68
卫星3	−10 832 994.37	20 313 279.47	−3 114 663.86
卫星4	−1 480 434.16	15 176 177.60	15 471 755.24
卫星5	−12 042 034.11	21 659 654.86	25 834 343.54
卫星6	−18 396 103.15	32 511 284.53	−3 687 283.66
卫星7	−14 087 596.33	−1 462 340.29	18 377 118.55
卫星8	−12 585 913.97	35 077 823.98	−4 628 896.76
卫星9	−2 339 303.01	22 727 493.15	28 099 180.15
卫星10	−32 147 874.59	20 112 733.37	−4 036 209.35
卫星11	14 019 148.46	20 442 049.95	692 344.88

首先, 验证定位方程式 (3) 及其迭代解式 (8) 的正确性, 验证过程中不考虑权重模型的影响, 在观测量加噪、最小二乘求解时均使用等权模型。在单位噪声强度的条件下对目标定位算法进行 5 000 次蒙特卡罗仿真, 得到的结果如图 2 所示。由图可知, 定位散点均分布于目标的真实位置附近, 散点的轮廓呈椭圆形。选择以目标位置为几何中心的椭圆作为置信区间, 图中, 黑色实线是根据蒙特卡罗的结果绘制的90%置信区间, 红色虚线则是根据式 (16) 绘制的, 二者几乎重合, 定位性能十分接近 CRLB。

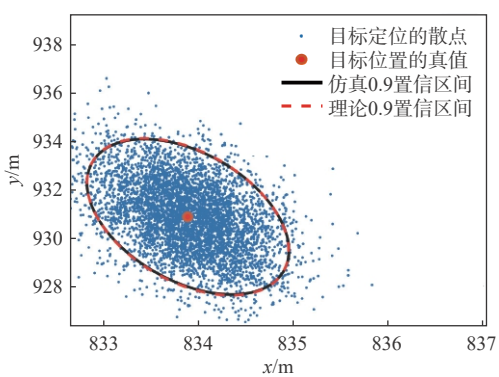


图 2　定位散点在 xOy 平面的投影

Fig. 2　Locate the projection of the scattering point in the xOy plane

不同噪声强度下分别对目标定位算法进行 10 000 次蒙特卡罗仿真, 结果如图 3 所示。图中, 橙色曲线为 CRLB 的迹, CRLB 的计算依据式 (16) 进行。当噪声强度较小时, 定位误差的协方差矩阵的迹几乎与 CRLB 的迹重合, 此时定位性能接近理论下界。但在噪声强度较大时, 式 (19) 中的高阶项 $C_{\mathrm{OV}}[\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{n})]$不可忽略, 这时定位结果无法达到理论最优性能。仿真结果表明: 使定位性能偏离理论最优的临界噪声标准差约为 150 m。

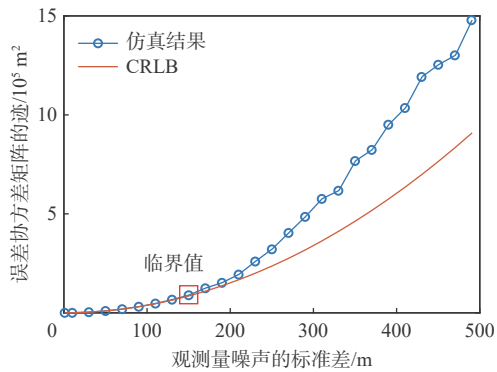


图 3　定位误差的协方差与 CRLB 对比

Fig. 3　Covariance of positioning error plotted against CRLB

为探究卫星数量对定位性能的影响, 在表 1 中依次选取不同数量的卫星进行定位, 定位中观测量噪声的标准差设置为 50 m, 将选星数量相同条件下的所有选星方案的定位误差排列成序列, 计算其均值和标准差, 得结果如图 4 所示。图中, 蓝色曲线表示不同卫星数量下定位误差的误差棒曲线, 垂直误差条单侧的长度等于误差序列的标准差, 中心圆

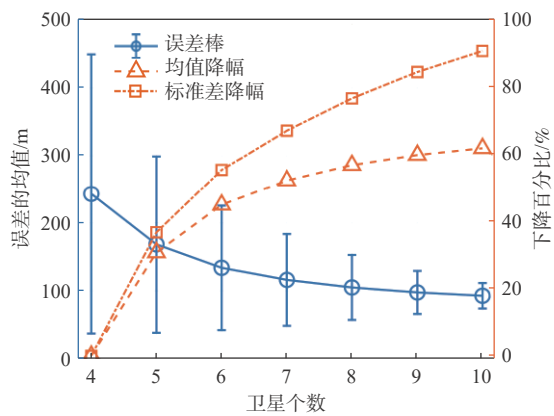


图 4　定位性能随卫星数量变化曲线

Fig. 4　Positioning performance versus number of satellites

点对应的纵坐标为误差序列的均值。图中，橙色曲线表示不同选星数量下均值和标准差相对于选择4颗卫星时的下降幅度。在本次仿真中，选择10颗卫星与选择4颗卫星相比，误差序列的均值降低了61.87%，误差序列的标准差降低了90.87%，定位性能在精确度和精密度方面均随卫星数量的增加而提高。还可发现，定位中使用小于7颗卫星时定位误差的均值和标准差随着卫星数量的增加而快速降低，但卫星数量大于7颗后降低的速度有所放缓。

如选取表1中至少4颗卫星进行目标定位，则共有848种不同的选星方案。遍历所有选星方案并计算每种方案对应的GDOP和定位误差，随后按0.2的量化间隔对GDOP进行量化，求每个量化区间上定位误差的均值，得到如图5所示散点图。不难发现散点近似呈直线分布，用g表示GDOP、μ表示定位误差的均值，将仿真或试验中获得的多个g、μ样本分别记为$g_1,g_2,\cdots,g_n$和$\mu_1,\mu_2,\cdots,\mu_n$，n为样本总数。建立以下线性回归模型：

$$\mu_i=\beta_1 g_i+\beta_2+\varepsilon_i \qquad i=1,2,\cdots,n \tag{24}$$

式中：ε_i为独立同分布的高斯扰动项。用$\hat{\beta}_1$、$\hat{\beta}_2$表示模型的解，图5中线性回归模型的解为：$\hat{\beta}_1=44.05$、$\hat{\beta}_2=-90.20$。说明本次仿真中误差的均值与GDOP呈线性关系。

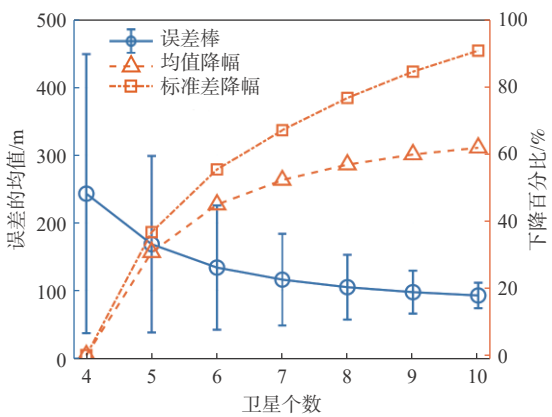


图5 GDOP-定位误差均值散点图及其回归直线

Fig. 5 GDOP-positioning error mean scatter plot and its regression straight line

得到模型的解后，若要判断g对μ的影响是否显著，应通过F检验来完成。原假设是“不同GDOP水平下定位误差的均值没有显著差异”，备选假设是“不同GDOP水平下定位误差的均值具有显著差异”。F检验正确运行的条件是回归残差的分布符合式(24)所要求的正态性，因此，检验前须对残差进行正态性检验。图6为标准化残差正态P-P图，其概率散点均分布于对角线附近，说明图5中的回归残差具有正态性，符合F检验的要求。

检验统计量F的表达式为[36]

$$F=\frac{S_{\mathrm{SR}}}{S_{\mathrm{SE}}/(n-2)} \tag{25}$$

式中：S_{SR}为回归平方和；S_{SE}为残差平方和。取置信水平$\alpha=0.05$，F检验的拒绝阈为

$$F\geqslant F_{1-\alpha}(1,n-1) \tag{26}$$

$F_{1-\alpha}(n_1,n_2)$为自由度分别为n_1、n_2的F分布的$(1-\alpha)$分位点。对于图5所示的回归直线，F检验的结果为

$$F_{1-\alpha}(1,n-2)=4.62 \tag{27}$$

$$F=171.26 \tag{28}$$

在本次仿真中F统计量的取值落在拒绝阈内，认为不同GDOP水平下定位误差的均值具有显著差异。

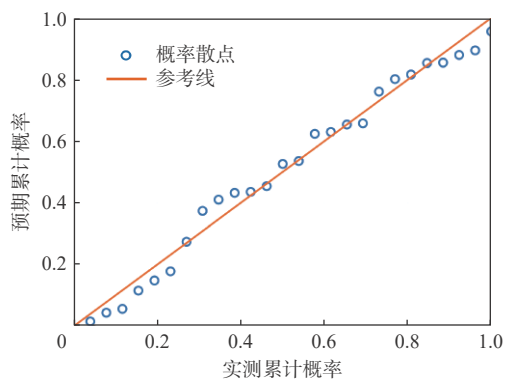


图6 标准化残差的正态P-P图

Fig. 6 Normal P-P plot of standardised residuals

2.2 权重模型分析

分别在不同的噪声强度下对目标定位算法进行5 000次蒙特卡罗仿真并计算定位误差的均值，得到如图7所示结果。图中的图例表示定位所用的加权模型。在图7(a)中，观测量噪声按等权模型设定，此时使用等权模型的定位结果与使用高度角模型和信噪比模型的相比有更小的定位误差。图7(b)和图7(c)也反映了同样的规律。这验证了1.2节中理论推导的结论：目标定位中应尽可能选取接近噪声协方差的权值矩阵，只有两者相等时才能达到最优的定位性能。由图7可知，噪声强度因子较小时不同模型的定位误差差异不大。但在噪声较大时权值模型对定位误差的影响非常显著。因此，非常有必要选择合理的权重模型，以实现更精确的目标定位。

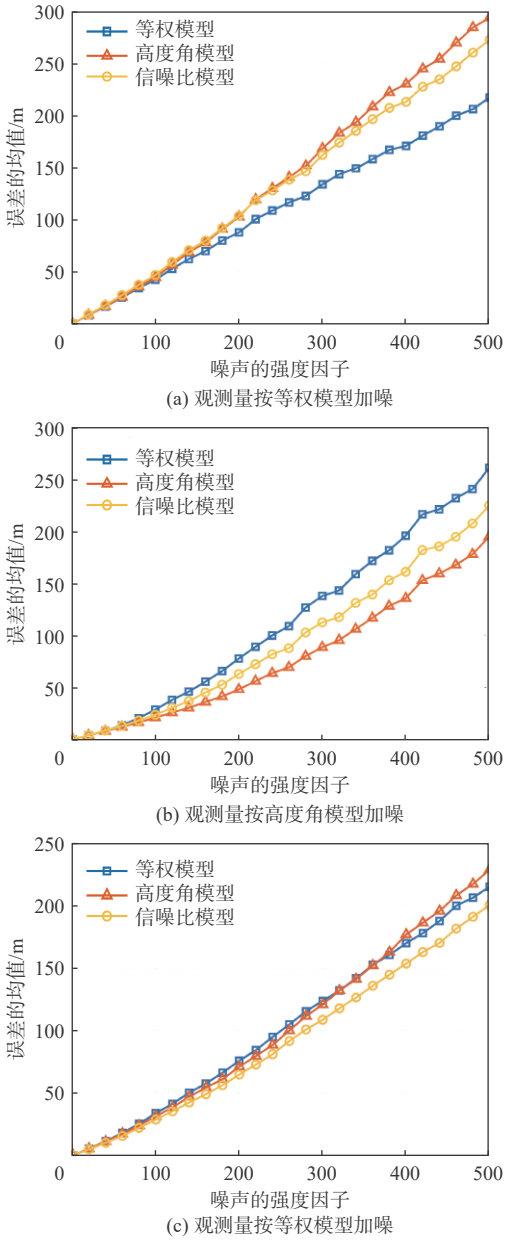


图 7　不同噪声强度下的定位误差

Fig. 7　Positioning errors at different noise intensities

3　试验验证

为验证本文算法的正确性, 于北京首都国际机场开展 GNSS 外辐射源空中目标探测试验, 试验场景如图 8 所示。

试验选用北斗 B3I 信号, 所用设备及设备性能如表 2 所示。其中, 右旋天线用于接收 GNSS 卫星的直射信号, 最大增益为 5.5 dBi; 左旋天线用于接收目标回波信号, 最大增益为 10 dBi; 采集器用于对信号进行变频、采样、量化、存储, 采样率为 64 MHz、量化位数为 8 bit; 计算机用于数据后处理, 如目标回波信号检测、TDOA 估计、定位方程求解等。

右旋天线与采集器共同组成的信号通道通常



图 8　试验场景

Fig. 8　Test scenarios

表 2　试验所用设备及其性能

Table 2　Equipment used for the test and its performance

设备名称	设备性能
右旋天线	圆极化天线 全向天线 最大增益为5.5 dBi
左旋天线	圆极化天线 波束范围为±10°; 最大增益为10 dBi
采集器	中频为15.48 MHz 采样率为64 MHz 量化位数为8 bit
计算机	Intel i5-7500 CPU 16 GB RAM

被称为参考通道, 左旋天线与采集器共同组成的信号通道则被称为监视通道。将两路通道的输出信号作时延-多普勒二维广义互相关处理, 当目标回波信号的时延、多普勒与设定值一致时, 可检测到相关峰的出现。在本次试验中, 若时延-多普勒图像的峰值超过设定阈值就认为目标出现, 将峰值处对应的时延作为 TDOA 的估计值。同时对多个卫星进行观测, 即可实施目标定位。

3.1　定位算法验证及误差影响因素分析

试验共对 9 架次航班进行探测, 得到 9 组数据, 依次编号为 1-9。定位前需对目标回波信号检测, 根据检测峰值位置对 TDOA 进行估计。作为示例图 9 给出了第 8 组数据目标回波信号的检测结果(所用卫星为 PRN36)。时延-多普勒图像上出现了远高于背景噪声的相关峰, 说明监视通道中存在目标回波信号。从图中可测得回波信号的 TDOA 估计值为 0.68 μs。

与对海探测不同, 对空探测有目标移动速度快、天线波束范围窄等特点。本次试验中天线朝向是固定的, 飞机在波束内的停留时间短暂。试验测得, 能观察到飞机回波信号的时间窗口仅有 0.24~0.8 s 不等。时延-多普勒图像只有一个尖峰, 无法观察到如对海探测[20]那样的距离徙动现象。因此,

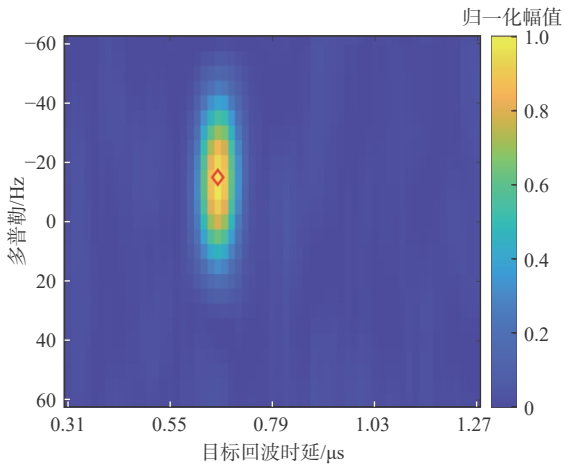


图 9 目标回波的时延-多普勒图像

Fig. 9 Time-delay-Doppler images of target echoes

在本次试验中利用多颗卫星的时延-多普勒图像只能对穿越波束的飞机进行单次定位。

得益于北斗卫星信号上调制的时间信息，试验中很容易获得目标出现时刻对应的北斗时，将其转换为 UTC 时间后记为t_0。飞友科技有限公司提供了免费的 Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B) 产品，在其官网可下载各航班的航迹数据[37]。在本次试验中，用航迹在t_0处的插值作为飞机位置在定位时刻的标定点。

与仿真过程相似，首先验证定位方程式 (3) 及其迭代解式 (8) 的正确性，验证过程不考虑权重模型的影响，采用等权模型对飞机进行定位，所有可见卫星均纳入定位方程。为衡量定位性能，以飞机的标定位置为参考来计算定位误差，结果如图 10 所示。

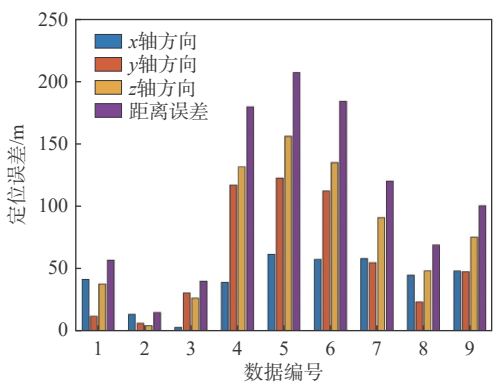


图 10 各组数据的定位误差

Fig. 10 Positioning error for each data set

图 10 中误差均为绝对误差，本次试验中x轴方向的最大定位误差为 60.61 m、y轴方向的最大定位误差为 121.69 m、z轴方向的最大定位误差为 155.16 m，定位点到参考点的最大距离误差为 206.30 m，可见定位算法在合理的误差范围内给出了飞机的位置估计。3 个方向上沿x轴的定位误差最小、沿z轴的定位误差最大、沿y轴的定位误差介于前面两者之间。可以观察到，z轴方向上的定位精度总是低于其他 2 个方向，这是卫星分布不均匀造成的。由于地球对于导航信号来说不透明，可见卫星总是分布于接收机上方的一侧，导致 GNSS 外辐射源雷达在竖直方向上有较大的定位误差。

卫星的数量会影响定位性能。在同组数据中，将卫星数量相同的选星方案的定位误差排列成误差序列，计算该序列的均值和标准差，得到如图 11 所示的误差棒曲线，误差棒曲线的误差条长度和中心点坐标的含义均与图 4 相同。由图可知，误差序列的均值、标准差均随卫星数量的提升呈现下降趋势，且卫星数量越多定位性能的提升效果越明显。试验结果表明：当用于定位的卫星的数量从 4 颗提升到 10 颗时，误差序列的均值降低了 47.42%：由 216.39 m 降至 113.78 m；误差序列的标准差降低了 83.94%：由 181.75 m 降至 29.19 m，定位性能的提升效果非常显著。可以观察到，卫星数量小于 7 时增加卫星数量对定位性能的改善效果非常显著。对比图 4 和图 11，仿真结果与试验结果保持一致。

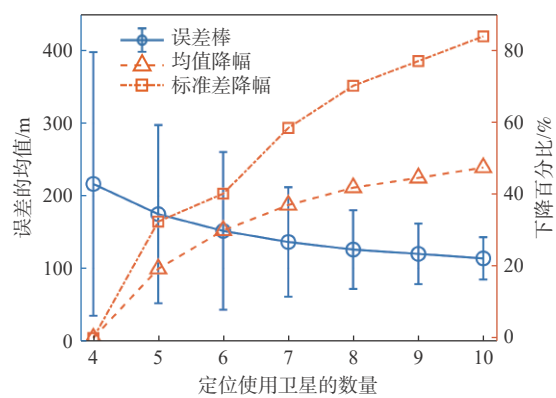


图 11 定位性能随卫星数量的变化曲线

Fig. 11 Variation curve of positioning performance with the number of satellites

为验证 GDOP 与目标定位误差的关系，计算 1-9 组数据所有选星方案的 GDOP 及对应的定位误差，以 0.2 为量化间隔对 GDOP 进行量化处理并计算每个量化区间上定位误差的均值，得到的结果如图 12 所示。拟合结果为：$\hat{\beta}_1 = 12.703$、$\hat{\beta}_2 = 143.942$，说明定位误差的均值与 GDOP 呈线性关系。

借助F检验判断回归模型的显著性。回归直线的标准化残差正态 P-P 图如图 13 所示，图中的概率散点均分布于对角线附近，说明实测数据满足式 (24) 中残差服从正态分布的要求，具备进行F检验的条件。F检验的结果为

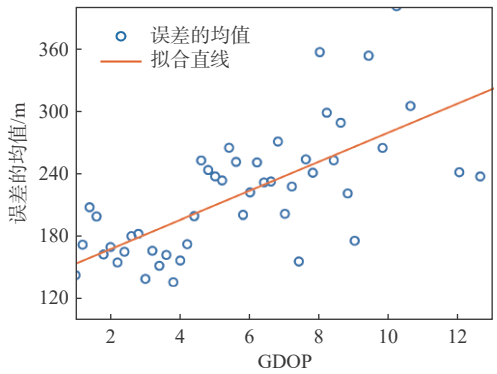


图 12　GDOP-定位误差均值散点图及其回归直线

Fig. 12　GDOP-positioning error mean scatter plot and its regression straight line

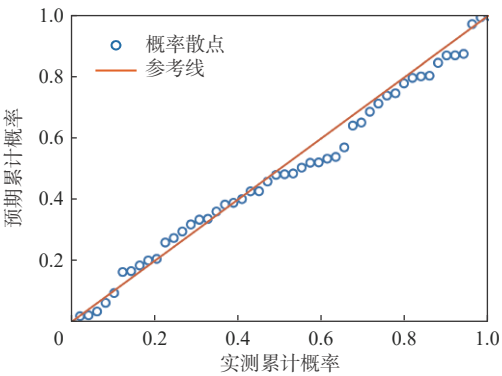


图 13　标准化残差的正态 P-P 图

Fig. 13　Normal P-P plot of standardised residuals

$$F_{1-\alpha}(1,n-2)=4.01 \tag{29}$$

$$F=47.14 \tag{30}$$

检验统计量F的取值落在拒绝阈内, 认为原假设不成立。也可计算得到显著性水平为1.30×10^{-8}。对比图 6 和图 12, 仿真结果与实测数据保持一致, 可得出结论: 本次试验中不同 GDOP 水平下定位误差的均值具有显著差异。

3.2　权重模型分析

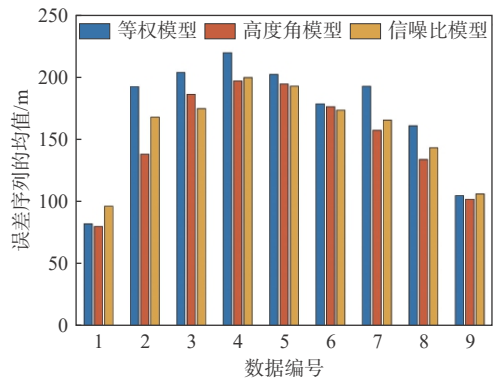
通过对比不同选星方案下各权重模型的定位误差来衡量模型的效果。在单次探测中, 若可见卫星数量为N颗($N>4$), 则共有$\sum_{n=4}^{N}C_N^n$种不同的选星方案, 表 3 展示了每组数据的可见卫星数及选星方案的总数。

每种选星方案对应着一个定位结果与定位误差, 将同组数据的所有选星方案的定位误差排列成误差序列, 计算误差序列的均值与标准差, 得到如图 14 所示的结果。在误差序列的标准差较小时, 如图 14 中的第 1、6、9 组数据, 3 种权重模型的定位性能差异不大。但在误差序列的标准差较大的情况下, 如图 14 中的第 2、3、4、5、7、8 组数据, 等权模型的定位误差是 3 种模型中最大的, 高度角模型和信噪比模型均提高了定位性能, 且高度角模型的提高效果略优于信噪比模型。在本次试验中, 加权模型误差序列的均值比等权模型降低了 7~54 m 不等, 误差序列的标准差降低了 8~51 m 不等。因此, 在本次试验中加权模型能有效适应几何构型较差的情况, 具有较好的鲁棒性, 在卫星分布不理想时也能获得比传统等权模型更好的定位结果。

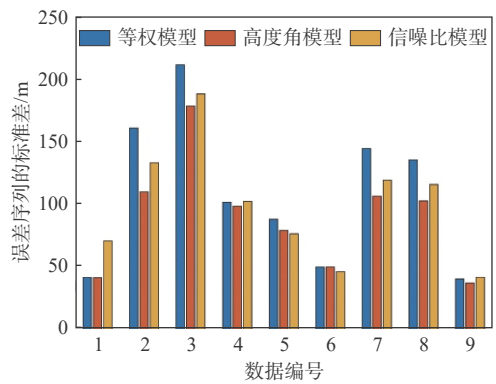
表 3　每组数据的可见卫星和选星方案数量

Table 3　Number of visible satellites and satellite selection programmes per data set

数据编号	可见卫星数量	选星方案总数
1	6	22
2	7	64
3	11	1816
4	9	382
5	6	22
6	10	848
7	9	382
8	10	848
9	7	64



(a) 误差序列的均值



(b) 误差序列的标准差

图 14　不同权重模型的误差序列均值和标准差

Fig. 14　Mean and standard deviation of error series for models with different weights

4　结　论

1) TDOA 定位算法能正确给出空中目标的位

置估计，试验中最小定位误差为13.85 m、最大定位误差为206.30 m。

2）定位中使用卫星的数量越多定位结果越精确。试验中，使用10颗卫星的定位结果与使用4颗相比，误差序列的均值降低了47.42%、标准差降低了83.94%，定位性能的提升效果非常显著。

3）GDOP衡量了卫星几何分布的好坏，试验中，定位误差的均值与GDOP呈正相关，假设“不同GDOP水平下定位误差的均值有显著差异”的显著性水平为1.30×10^{-8}，远小于阈值0.05，认为该假设成立。

4）试验中，在误差序列的标准差小于50 m的条件下等权模型、高度角模型、信噪比模型的定位性能无显著差异。但在误差序列的标准差大于50 m的情况下，与等权模型相比高度角模型、信噪比模型均改善了定位性能，高度角模型对定位性能的改善效果略优于信噪比模型。

参考文献（References）

[1] GRIFFITHS H D. From a different perspective: principles, practice and potential of bistatic radar[C]//Proceedings of the International Conference on Radar. Piscataway: IEEE Press, 2004: 1-7.

[2] 万显荣, 易建新, 占伟杰, 等. 基于多照射源的被动雷达研究进展与发展趋势[J]. 雷达学报, 2020, 9(6): 939-958.
WAN X R, YI J X, ZHAN W J, et al. Research progress and development trend of the multi-illuminator-based passive radar[J]. Journal of Radars, 2020, 9(6): 939-958.

[3] MOCCIA A. Bistatic radar: emerging technology[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, 2008.

[4] SLAVOV A, SANDENBERGH S, O'HAGAN D, et al. Multiple FM-based passive bistatic pairs for robust target detection with improved position accuracy[C]//Proceedings of the 23rd International Radar Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2022: 332-337.

[5] MAKSYMIUK R, PŁOTKA M, ABRATKIEWICZ K, et al. 5G network-based passive radar for drone detection[C]//Proceedings of the 24th International Radar Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2023: 1-10.

[6] MARTELLI T, CABRERA O, COLONE F, et al. Exploitation of long coherent integration times to improve drone detection in DVB-S based passive radar[C]//Proceedings of the IEEE Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-6.

[7] 杨东凯, 谭传瑞, 王峰, 等. 基于高度角随机模型的GNSS外辐射源雷达定位算法[J]. 电子与信息学报, 2024, 46(4): 1373-1381.
YANG D K, TAN C R, WANG F, et al. Elevation-dependent stochastic localization algorithm for GNSS-based passive radar[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2024, 46(4): 1373-1381 (in Chinese).

[8] 杨进佩. 基于GPS的无源雷达技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2006.
YANG J P. Research on passive radar technology based on GPS[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2006 (in Chinese).

[9] KOCH V, WESTPHAL R. New approach to a multistatic passive radar sensor for air/space defense[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1995, 10(11): 24-32.

[10] BEHAR V, KABAKCHIEV C. Detectability of air targets using bistatic radar based on GPS L5 signals[C]//Proceedings of the 12th International Radar Symposium (IRS). Piscataway: IEEE Press, 2011: 212-217.

[11] 苗铎, 杨东凯, 许志超, 等. GNSS外辐射源雷达低慢小目标探测概率[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(3): 657-664.
MIAO D, YANG D K, XU Z C, et al. Low-altitude, slow speed and small target detection probability of passive radar based on GNSS signals[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(3): 657-664 (in Chinese).

[12] ZHOU X K, WANG P B, CHEN J, et al. A modified radon Fourier transform for GNSS-based bistatic radar target detection[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2020, 19: 3501805.

[13] MAHMUD M S, QAISAR S U, LAMBERT A, et al. Demonstration of LEO object detection using GNSS passive radar: a proof of concept[C]//Proceedings of the IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS). Piscataway: IEEE Press, 2020: 1556-1562.

[14] WANG P B, ZHOU X K, FANG Y, et al. GNSS-based passive inverse SAR imaging[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2022, 16: 508-521.

[15] SANTI F, BUCCIARELLI M, PASTINA D, et al. Spatial resolution improvement in GNSS-based SAR using multistatic acquisitions and feature extraction[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2016, 54(10): 6217-6231.

[16] SANTI F, ANTONIOU M, PASTINA D. Point spread function analysis for GNSS-based multistatic SAR[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2015, 12(2): 304-308.

[17] FAN X Z, LIU F F, ZHANG T, et al. Passive SAR with GNSS transmitters: latest results and research progress[C]//Proceedings of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1043-1046.

[18] ZHANG L Z, LIU F F, WANG Z Z, et al. Passive GNSS-based SAR data acquisition and real-time preprocessing system[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Signal, Information and Data Processing (ICSIDP). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-4.

[19] ANTONIOU M, CHERNIAKOV M, MA H. Space-surface bistatic synthetic aperture radar with navigation satellite transmissions: a review[J]. Science China Information Sciences, 2015, 58(6): 1-20.

[20] MA H, ANTONIOU M, STOVE A G, et al. Maritime moving target localization using passive GNSS-based multistatic radar[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2018, 56(8): 4808-4819.

[21] GOMEZ-DEL-HOYO P, JARABO-AMORES M P, MATA-MOYA D, et al. 2D ground target location using GPS based passive radar[C]//Proceedings of the Signal Processing Symposium (SPSympo). Piscataway: IEEE Press, 202181-86.

[22] 左燕, 周夏磊, 蒋陶然. 传感器位置误差下外辐射源雷达三维定位代数解算法[J]. 电子与信息学报, 2020, 42(3): 555-562.
ZUO Y, ZHOU X L, JIANG T R. Algebraic solution for 3D localiz-

ation of multistatic passive radar in the presence of sensor position errors[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2020, 42(3): 555-562 (in Chinese).

[23] NOROOZI A, ALI SEBT M. Target localization in multistatic passive radar using SVD approach for eliminating the nuisance parameters[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(4): 1660-1671.

[24] 王鼎, 尹洁昕, 吴志东, 等. 一种基于多普勒频率的恒模信号直接定位方法[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 321084.
WANG D, YIN J X, WU Z D, et al. Direct localization method for constant modulus source based on Doppler frequency shifts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 321084 (in Chinese).

[25] WAX M, KAILATH T. Decentralized processing in sensor arrays[J]. IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing, 1985, 33(5): 1123-1129.

[26] WEISS A J. Direct position determination of narrowband radio frequency transmitters[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2004, 11(5): 513-516.

[27] HACK D E, PATTON L K, HIMED B, et al. Detection in passive MIMO radar networks[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2014, 62(11): 2999-3012.

[28] SANTI F, PIERALICE F, PASTINA D. Multistatic GNSS-based passive radar for maritime surveillance with long integration times: Experimental results[C]//Proceedings of the IEEE Radar Conference (RadarConf18). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1260-1265.

[29] 卢铭迪. 以卫星信号为外辐射源的直接定位方法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2019.
LU M D. Research on direct positioning method with satellite signal as external radiation source[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2019 (in Chinese).

[30] 宋媛媛. 运动单站直接定位技术[D]. 成都: 电子科技大学, 2020.
SONG Y Y. Direct positioning technology of moving single station[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020 (in Chinese).

[31] 薛文丽. 无源定位中的直接定位技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2020.
XUE W L. Research on direct positioning technology in passive positioning[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020 (in Chinese).

[32] 夏楠, 高丹阳, 邢宝辉, 等. 基于外辐射源的空中目标直接定位算法[J]. 通信学报, 2023, 44(6): 117-124.
XIA N, GAO D Y, XING B H, et al. Direct localization algorithm of the aerial target based on external radiation source[J]. Journal on Communications, 2023, 44(6): 117-124 (in Chinese).

[33] 闫攀, 栗强强, 闫会峰. 基于北斗卫星外辐射源的目标直接定位算法[J]. 无线电工程, 2023, 53(2): 410-416.
YAN P, LI Q Q, YAN H F. Direct position determination of moving target using BeiDou satellite external illuminators[J]. Radio Engineering, 2023, 53(2): 410-416 (in Chinese).

[34] 边少锋, 刘一, 纪兵, 等. 北斗三号卫星观测信息高度角相关随机模型统计特性分析[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2022, 47(10): 1615-1624.
BIAN S F, LIU Y, JI B, et al. Analysis of statistic testing of elevation-dependent stochastic models of BDS-3 satellite observation[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2022, 47(10): 1615-1624 (in Chinese).

[35] 刘琳. GNSS 观测值精度估计及随机模型精化方法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2019.
LIU L. Research on accuracy estimation of GNSS observations and refinement method of stochastic model[D]. Wuhan: Wuhan University, 2019 (in Chinese).

[36] OLIVE D J. Linear regression[M]. New York : Springer International Publishing, 2017: 29-36.

[37] 飞友科技有限公司. 全球航班飞行轨迹实时跟踪雷达[DB/OL]. (2023-12-03)[2023-12-03]. https://flightadsb.variflight.com.
Feiyou Technology Co. , Ltd. Real time tracking radar for global flight trajectories[DB/OL]. (2023-12-03)[2023-12-03]. https://flightadsb.variflight.com.

Evaluation of TDOA based air target localization algorithm using GNSS-based passive radar

TAN Chuanrui[1], LI Tang[2], CHEN Wenqian[1], WANG Feng[1,*], YANG Dongkai[1], WU Shiyu[3]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. SHENYUAN Honors College, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Beijing Institute of Remote Sensing Equipment, Beijing 100191, China)

Abstract: The effectiveness of the air target localization method based on time difference of arrival (TDOA) is assessed using passive radar based on the global navigation satellite system (GNSS). The equations of localization and their weighted least squares solution are derived. To determine the weight matrix, an elevation-dependent model and a signal to noise ratio(SNR)-dependent model are introduced. Simulation and outdoor experiment results show that the elevation-dependent model and SNR-dependent model can effectively reduce the position error of the TDOA based air target localization algorithm compared with the unweighted model. When the number of satellites used for localization is fewer than seven, the position performance improves quickly as the number of satellites used increases. However, the improvement trend slows down if more than seven satellites are employed. The evaluation of geometric dilution of precision shows that there is a positive linear correlation between the geometric dilution of precision and position error. In outdoor experiment, the maximum position error of airliners is 206.30 m, and the minimum position error is 13.85 m.

Keywords: global navigation satellite system; passive radar; air target; time difference of arrival; position performance

Received: 2023-10-24; **Accepted**: 2023-12-06; **Published Online**: 2023-12-19 10:30
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231218.1433.004

* **Corresponding author**. E-mail: wangf.19@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0689

宽带 LFMCW 雷达运动目标测速误差分析与抑制方法

周炜[1]，雷鹏[1,*]，王俊[1,2]，王剑[3]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 杭州创新研究院，杭州 310000；
3. 93792 部队，廊坊 065000)

摘 要：宽带线性调频连续波 (LFMCW) 雷达可采用去斜处理实现距离高分辨，从而获取运动目标精细的距离变化信息。针对其运动目标多普勒速度谱存在干扰分量的问题，通过模型推导，分析了该现象产生原因及对目标速度估计的影响，提出了一种基于局部频谱细化的测速误差抑制方法；引入快时间 Chirp-z 变换对差频信号进行频谱细化，实现在计算量不增加的条件下降低测量误差，提升目标速度估计准确性。通过仿真对比实验验证了所提方法的性能。结果表明：所提方法可有效抑制离散域脉冲压缩引起的残差相位，对宽带 LFMCW 雷达的测速误差具有较好的抑制作用，对噪声具有更强的鲁棒性，且在计算量上远小于传统的快速傅里叶变换 (FFT) 方法。

关 键 词：宽带雷达；去斜处理；运动目标；快时间 Chirp-z 变换；径向速度估计
中图分类号：TN951; TN958.95
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4279-07

宽带线性调频连续波（linear frequency modulation continuous wave, LFMCW）雷达具有系统结构简单，可同时提供目标距离与速度测量能力、易实现高平均发射功率等特点，已被广泛应用于空间探测[1-3]、自动驾驶[4-7]、应急救援[8-9]等领域。随着微波集成电路工艺与数字系统技术的发展，LFMCW 雷达可利用宽带信号和数字信号处理实现目标高精度快速测量与高分辨成像，从而进一步提升其目标探测与识别性能[10-12]。

针对宽带 LFMCW 雷达在测速方面的应用，国内外展开了一系列的研究[13-17]。文献 [13] 提出了一种利用宽带 LFM 雷达对高速弹道目标进行精确测速的方法，对解缠绕后的中频回波相位差做最小二乘法估计，从而得到目标速度的有效估计值。文献 [14] 利用分数阶傅里叶变换对单个宽带 LFM 雷达回波进行目标距离和速度的提取，其方法对高达 2 GHz 的宽带回波仍有较好的结果。文献 [15] 提出了一种相邻回波互相关的方法以得到有速度模糊的回波相位，并提出一种解相位模糊估计器来求解模糊数，两者共同得到目标的真实速度。文献 [16] 将宽带雷达信号的距离像在距离频率维上切割为多个子带信号，并分别对子带信号利用 Keystone 变换作距离校正，用扩展的 Lv 分布对目标作参数估计并得到速度测量值。文献 [17] 提出了一种改进的广义 Radon 傅里叶变换，利用合成宽带雷达回波对高速运动的微弱目标估计回波参数并提取运动参数信息，以及构建高分辨率距离像。需要注意的是，上述文献主要从连续信号的角度进行分析，而当前宽带 LFMCW 雷达基带信号处理多采用数字系统实现，因此，其并未考虑信号离散化带来的

收稿日期：2023-10-25；**录用日期**：2023-12-11；**网络出版时间**：2023-12-26 15:48
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231226.1140.002
基金项目：航空科学基金 (2018ZC51022)
* **通信作者**. E-mail：peng.lei@buaa.edu.cn

引用格式：周炜，雷鹏，王俊，等. 宽带 LFMCW 雷达运动目标测速误差分析与抑制方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4279-4285. ZHOU W，LEI P，WANG J，et al. Analysis and suppression of radial velocity estimation error for moving targets in wideband LFMCW radar [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4279-4285（in Chinese）.

频谱影响。

本文分析了连续与离散条件下LFMCW回波模型在慢时间-距离域及其基带信号频谱的差异，表明多普勒处理后频谱中将产生干扰频率分量，在传统基于快速傅里叶变换（fast Fourier transform, FFT）方法的基础上，引入Chirp-z变换（Chirp-z transform, CZT），提出利用FFT-CZT的2级处理结构获取精细距离像，从而可抑制多普勒处理后的干扰频率成分。最后通过与传统基于FFT的速度估计方法仿真对比，验证了本文提出的宽带LFMCW雷达运动目标测速误差抑制方法的有效性。

1 宽带LFMCW雷达回波信号模型

线性调频信号的发射波形可表示为

$$s_{\mathrm{t}}(\hat{t}) = w_{\mathrm{rect}}\left(\hat{t}/\tau_{\mathrm{p}}\right)\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi f_{\mathrm{c}}\hat{t}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\pi\mu\hat{t}^2} \tag{1}$$

式中：$\hat{t}$为快时间变量；τ_{p}为发射信号脉宽；f_{c}为雷达信号载频；μ为雷达信号调频率；$w_{\mathrm{rect}}(\cdot)$表示矩形窗函数。对于宽带LFMCW信号，常用的脉冲压缩方法是进行去斜处理，即将回波信号与发射信号进行混频，混频后的信号可表示为

$$s_{\mathrm{d}}(\hat{t},t_m) = w_{\mathrm{rect}}\left(\hat{t}/\tau_{\mathrm{p}}\right)\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi(f_{\mathrm{c}}+\mu\hat{t})\tau(t_m)} \tag{2}$$

式中：t_m为慢时间变量，下标m表示接收到的脉冲序号，且$t_m=mT_{\mathrm{p}}$，T_{p}为脉冲重复间隔；$\tau(t_m)=2r(t_m)/c$为回波的时间延迟，$r(t_m)$为径向距离，c为光速。对第m个脉冲，以快时间为变量做傅里叶变换得到：

$$S_{\mathrm{d}}(f_{\mathrm{r}},t_m) = \tau_{\mathrm{p}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi f_{\mathrm{c}}\tau(t_m)}\mathrm{sinc}\left[\tau_{\mathrm{p}}(f_{\mathrm{r}}-\mu\tau(t_m))\right] \tag{3}$$

式中：f_{r}为快时间频率。由此可见，当信号包络为矩形函数时，原时域宽度为τ_{p}的信号经傅里叶变换后为主瓣宽度$1/\tau_{\mathrm{p}}$的频域sinc信号，其峰值在频谱上的位置对应目标的径向距离，而其运动参数则包含在其相位中。

2 运动目标基带回波信号频谱特性

对于匀速运动目标，回波延迟可表示为

$$\tau(t_m) = 2(r_0+v_0t_m)/c \tag{4}$$

式中：r_0为径向初始距离；v_0为径向速度。式(2)为连续信号的混频结果，实际的数字系统通常在模拟端对接收信号混频，然后进行采样得到数字信号，将式(4)代入式(2)得到基带回波数字信号表达式为

$$s_{\mathrm{d}}(n,m) = \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi(f_{\mathrm{c}}+\mu nT_{\mathrm{s}})\frac{2(r_0+v_0mT_{\mathrm{p}})}{c}} \tag{5}$$

式中：n为快时间采样点数；$\hat{t}=nT_{\mathrm{s}}$，T_{s}为快时间采样间隔；T_{p}为脉冲重复间隔。设单一脉冲的快时间采样点数为N_0，离散傅里叶变换（discrete Fourier transform, DFT）点数为N，且$N\geqslant N_0$，可得

$$\begin{aligned} S(k,m) = &\sum_{n=0}^{N_0-1} s_{\mathrm{d}}(n,m)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi nk/N} = \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi f_{\mathrm{c}}\tau(t_m)}\cdot \\ &\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\frac{\pi}{N}(k-N\mu\tau(t_m)T_{\mathrm{s}})(N_0-1)}\cdot \\ &\frac{\sin\left[\pi N_0(k-N\mu\tau(t_m)T_{\mathrm{s}})/N\right]}{\sin\left[\pi(k-N\mu\tau(t_m)T_{\mathrm{s}})/N\right]} \end{aligned} \tag{6}$$

式中：k为离散频谱的自变量。比较式(6)和式(3)可见，数字信号的脉冲压缩结果和连续信号的结果除了都由包含目标运动信息的多普勒相位$2\pi f_{\mathrm{c}}\tau(t_{\mathrm{m}})$以外，主要有以下不同之处：

1）数字基带信号脉冲压缩后产生了一个与快时间和慢时间都相关的残差相位，即：

$$\Delta\Phi(k,m) = -\frac{\pi}{N}(k-N\mu\tau(t_m)T_{\mathrm{s}})(N_0-1) \tag{7}$$

当$k-N\mu\tau(t_m)T_{\mathrm{s}}$不为0时，残差相位不为0，从而引入干扰频率分量，影响目标的检测与判决。考察式(7)物理意义不难发现，$N\mu\tau(t_m)T_{\mathrm{s}}$表示脉压后包络峰值在一维距离像上的位置，是取决于回波延迟$\tau(t_m)$的理想峰值点，因此，仅当距离单元k取到理想峰值点时，残差相位$\Delta\Phi$消失。在实际中几乎不可能取到理想峰值点，当雷达为窄带雷达时，由于其分辨力较低，距离门较宽，对目标的运动较为不敏感，目标不跨越距离单元或跨越较少的单元，因此，k的变化较为缓慢，此时$\Delta\Phi$关于慢时间近似为常数相位；而当雷达频带变宽时，随着雷达分辨力提高，目标将跨越更多的距离门，此时$\Delta\Phi$关于慢时间更不稳定，因此会产生更多的频率项，具体而言，由式(3)可见，理想情况下提取目标所在距离单元得到的慢时间序列的相位为

$$\phi_{\mathrm{ideal}}(t_m) = 2\pi f_{\mathrm{c}}\tau(t_m) \tag{8}$$

对于匀速运动目标，代入式(4)得到：

$$\phi_{\mathrm{ideal}}(t_m) = 4\pi f_{\mathrm{c}}(r_0+vt_m)/c \tag{9}$$

即初始相位不为0的单频信号。而慢时间序列的相位随时间变化情况如图1所示。对比可见，式(9)所代表的理想相位为在$[-\pi,\pi]$范围内以2π为周期折叠的线性相位，而式(6)的相位为在此基础上叠加了式(7)所描述的残差相位。

2）数字基带信号脉冲压缩后的信号包络为数字sinc函数，在$[-\pi,\pi]$范围内可以近似看作对与其包络拥有相同峰值和零点的sinc函数的采样，主要

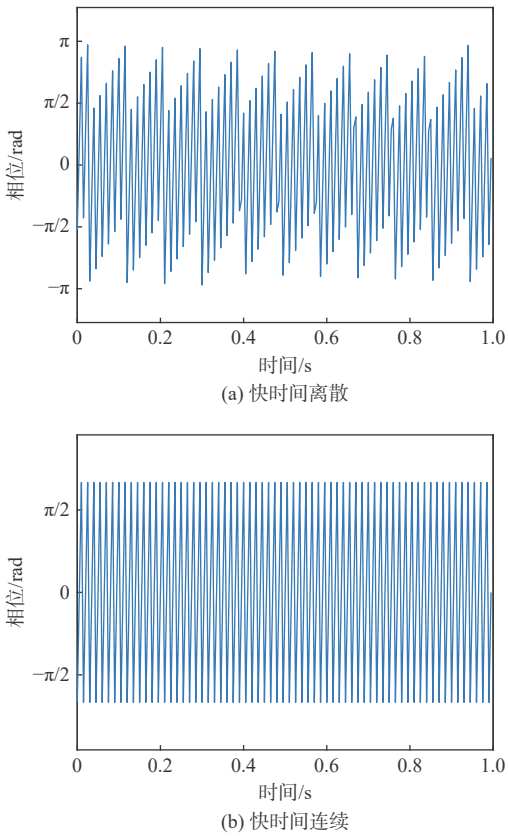


图 1　快时间离散与连续时基带回波信号相位对比

Fig. 1　Comparison of phases of baseband echoes in discrete and continuous fast time

的影响为带来一定程度的跨越损失, 从而导致信噪比降低。

3　目标速度高精度测量方法

理想情况下, 雷达回波经过脉冲压缩后得到的慢时间-距离域回波如式 (3) 所示, 当目标在径向作匀速运动时, 信号的相位如式 (9) 所示, 此时信号的相位仅与慢时间有关系, 且其径向速度包含在慢时间的系数中, 因此, 为了测量目标的径向速度, 需要从慢时间-距离域的回波中提取到式 (9) 所示的序列。通过第 2 章的分析可知, 当离散频谱点 k 的取值等于 $N\mu\tau(t_m)T_s$ 时, 残差相位将消失, 且信号的能量最大, 因此, 高精度测速的关键在于尽可能准确地取到理论上脉压后快时间谱峰所在的位置。

为了实现这一目的, 需要尽可能细化频谱, 一种简单的做法是对采样信号作补零 FFT, 然而当雷达带宽很大时, 其频域 sinc 函数的主瓣很窄, 需要补数倍至十几倍于原信号长度的零点才能使得 DFT 的频谱包络较为光滑, 这使得补零 FFT 的结果运算量很大; 另一方面, 通常在脉冲压缩后目标回波能量主要集中在主瓣及邻近旁瓣中, 直接 FFT 对分辨率提升的效率很低。基于以上原因, 可使用 CZT 来进行局部的频谱细化, 在提高计算分辨率的同时又能保持较低的计算量[18]。

DFT 可以看成将信号 N 点采样并等距分布在 Z 平面的单位圆上, 而 CZT 则可以看成将信号 M 点采样并均匀分布在 Z 平面的一段螺线上, 具体来说, 对于序列的 z 变换:

$$X(z)=\sum_{n=0}^{N-1}x(n)z^{-n} \tag{10}$$

令 $z=z_k=AW^{-k}$, $k=0,1,\cdots,M-1$, 代入式 (10) 即可得到 CZT 的定义式:

$$X(z_k)=\sum_{n=0}^{N-1}x(n)z_k^{-n}=\sum_{n=0}^{N-1}x(n)A^{-n}W^{nk} \tag{11}$$

式中: $A=A_0\mathrm{e}^{\mathrm{j}\theta_0}$ 为螺线的初始矢量, A_0 为初始矢量半径, θ_0 为初始矢量夹角; $W=W_0\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\varphi_0}$ 旋转步长矢量, W_0 为螺线伸展率, $W_0>1$ 时螺线内缩, $W_0<1$ 时螺线外展, φ_0 为采样步长角, $\varphi_0>0$ 时逆时针旋转, $\varphi_0<0$ 时顺时针旋转。若令 $A_0=W_0=1$, 则 CZT 变为在复平面的单位圆上采样, 其运算结果和 DFT 一样均为信号频谱。相比之下, CZT 的优势在于可以通过调整 θ_0 和 φ_0 来得到不同分辨率下信号不同位置的频谱, 因此, 可以起到细化局部频谱的作用。本文使用 CZT 的一种快速算法[19], 分解式 (10) 可得

$$X(z_k)=W^{k^2/2}\sum_{n=0}^{N-1}\left[x(n)A^{-n}W^{n^2/2}\right]W^{-(k-n)^2/2} \tag{12}$$

式中: $k\in[0,M-1]$ 为 CZT 后信号的长度范围。式 (12) 可看作信号 $g(n)=x(n)A^{-n}W^{n^2/2}$ 对系统 $h(n)=W^{-n^2/2}$ 的响应再加权 $W^{k^2/2}$, 其中, 记 $g(n)$ 的长度为 N, 与原信号 $x(n)$ 的长度一致, 而 $g(n)$ 对 $h(n)$ 的响应可以通过 FFT 做快速卷积得到, 为此 $h(n)$ 的长度 L 应满足 $L=\min\{2^q\}\geqslant M+N-1$。

为使用 CZT 细化频谱, 需先知道由于目标的移动而导致快时间谱峰在频域上的移动范围。在接收信号经过脉冲压缩得到慢时间-距离域的图像后, 设在观测时间内目标径向距离由 r_0 变为 r_1, 并根据目标运动情况设置一定的观察余量 Δr, 则由去斜处理后频率与距离的转换关系可得到 CZT 的细化范围 F_1 和 F_2, 即:

$$\begin{cases}F_1=\dfrac{2\mu}{c}(r_0-\Delta r)\\ F_2=\dfrac{2\mu}{c}(r_1+\Delta r)\end{cases} \tag{13}$$

设 CZT 后信号长度为 M, 为实现频谱细化, M 应满足:

$$M>N(F_2-F_1)/f_s \tag{14}$$

式中: N 为 DFT 点数。不等式右边的物理意义为

DFT后在 F_1 到 F_2 内离散频谱的点数，由此得到初始角 θ_0 和步长角 φ_0 为

$$\begin{cases}\theta_0 = 2\pi F_1 / f_s \\ \varphi_0 = 2\pi \dfrac{F_2 - F_1}{M f_s}\end{cases} \tag{15}$$

将式(5)和式(15)代入式(11)并令 A_0=W_0=1，对快时间作CZT得到

$$\begin{aligned} S_{\mathrm{czt}}(k,m) = &\sum_{n=0}^{N_0-1} s_{\mathrm{d}}(n,m)\exp\left\{-\mathrm{j}2\pi\frac{F_1}{f_s}n\right\}\cdot \\ &\exp\left\{-\mathrm{j}2\pi\frac{F_2-F_1}{Mf_s}nk\right\} = \\ &\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi f_c\tau(t_m)}\times\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\pi\left(\frac{F_1}{f_s}-\frac{F_2-F_1}{Mf_s}k-\mu\tau(t_m)T_s\right)(N_0-1)}\cdot \\ &\frac{\sin\left[\pi N_0\left(\dfrac{F_1}{f_s}-\dfrac{F_2-F_1}{Mf_s}k-\mu\tau(t_m)T_s\right)\right]}{\sin\left[\pi\left(\dfrac{F_1}{f_s}-\dfrac{F_2-F_1}{Mf_s}k-\mu\tau(t_m)T_s\right)\right]} \end{aligned} \tag{16}$$

整理并写出式(16)中的残差相位得到

$$\Delta\Phi_{\mathrm{czt}}(k,m) = -\pi\left(\frac{F_1}{f_s}-\frac{F_2-F_1}{Mf_s}k-\mu\tau(t_m)T_s\right)(N_0-1) \tag{17}$$

对比式(7)与式(17)不难发现，式(17)除了增加一个常数项外，$\Delta\Phi_{\mathrm{czt}}$关于离散频谱点 k 的系数在式(13)的关系下减小，因目标跨越距离门导致 k 的变化随之减小，干扰频率成分将得到有效抑制。

根据上述原理，可使用基于FFT-CZT的二级处理来抑制测速误差，方法流程如下：

1）对混频后回波作较少点数的快时间FFT，初步得到慢时间-距离域回波。

2）通过慢时间-距离域回波，估计观测时间内目标移动的距离，并转换为对应的频谱范围。

3）根据移动的频谱范围和期望的分辨率，分别设置初始角 θ_0 和步长角 φ_0，并对原始回波每个脉冲分别作CZT，以得到频谱细化后的慢时间-距离域回波。

4）对步骤3得到的回波提取快时间谱峰，得到慢时间序列，对其作FFT即可得到抑制误差后的测速结果。

4 仿真分析

设宽带LFMCW雷达参数如表1所示。假设在10 m处有一个单一点散射体目标，其RCS为0 dBsm，

目标在雷达径向做匀速直线运动，速度大小为1m/s。在不考虑传播衰减的情况下，去斜处理所能得到的最大不模糊探测距离由采样率决定，即：

表1 雷达系统仿真参数

Table 1 Simulation parameters of radar system

参数	数值
载波频率f_c/GHz	10
脉宽τ_p/μs	5
带宽B/GHz	1
脉冲重复间隔T_p/s	1/200
采样率f_s/MHz	100

$$r_{\max} = \frac{c}{2\mu}\cdot\frac{f_s}{2} \tag{18}$$

由 f_s=100 MHz，计算得最大探测距离为37.5 m，对200个回波信号做脉冲压缩后，截取以目标初始位置为中心±5 m范围内的回波，所得到的慢时间-距离域回波如图2所示。通过慢时间-距离域回波可以直观地展示目标径向位移的变化情况。图2所示距离域回波幅值存在起伏现象，主要是由于目标运动导致回波跨越距离单元走动，从而产生跨越损失。提取慢时间序列并利用FFT可获得目标回波的多普勒速度谱，其结果如图3所示，可见目标的多普勒速度谱上出现了多个来自干扰频率分量产生的谱峰，根据式(7)可知，上述干扰频率分量是由频谱离散化带来的残差相位引起，其可导致目标真实速度谱峰的幅度和位置发生变化，从而影响速度

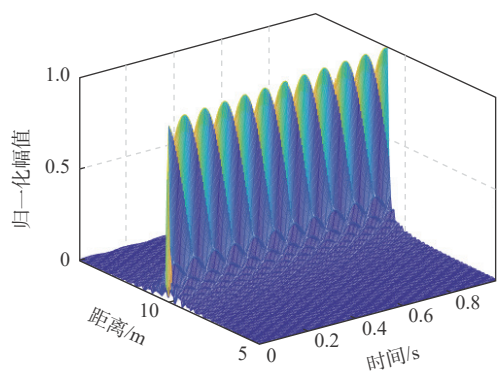


图2 慢时间-距离域回波

Fig. 2 Slow time-range profile

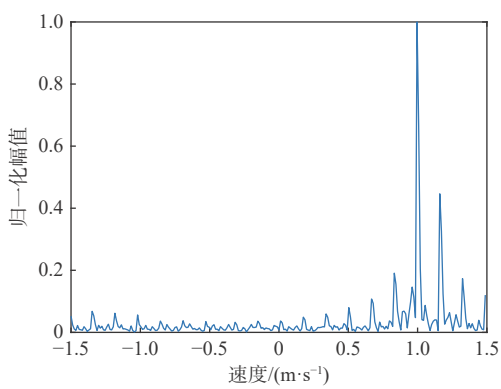
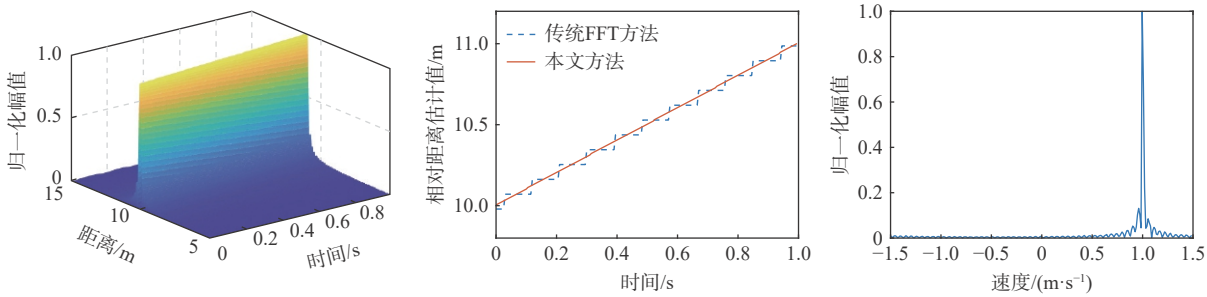


图3 基于FFT的运动目标回波多普勒速度谱

Fig. 3 Doppler velocity spectrum of radar echoes from a moving target using FFT

估计结果的准确性。

经第 2 章分析可知, 理论上式 (7) 所导致的相位误差无法完全消除, 但是可以通过增大 FFT 点数, 进而增大分母 N 使残差相位整体减小。由第 3 章分析可知, 直接增大 FFT 点数对硬件负担较大, 因此, 通过 CZT 细化局部频谱, 以等效增大 FFT 点数。按第 3 章所述方法流程, 以目标初始位置为中心±5 m 范围所对应的频段为区间, 对每个混频后的脉冲作 2 048 点的 CZT, 所得到的慢时间-距离像如图 4(a) 所示, 对比图 2 的慢时间-距离域回波, 其包络更为光滑, 几乎没有跨越损失出现。图 4(b) 为原始方法和 CZT 方法的目标距离测量结果对比, CZT 方法通过细分频谱而使距离单元宽度变小, 从而提升了测距的准确率。图 4(c) 为对图 4(b) 距离像提取峰值得到的慢时间序列作 FFT 的结果, 对比图 3 可见干扰频率分量基本全部消失。而对于含有噪声的情况, 图 5 展示了在不同信噪比下对目标速度测量的均方根误差, 信噪比范围为 [0,15] dB, 间隔 1 dB, 每个信噪比进行 100 次蒙特卡罗实验并取均值, 可见 CZT 方法在检测性能上优于传统 FFT 方法, 能在更低的信噪比条件下较为准确地估计目标速度。



(a) 慢时间-距离域回波　(b) 目标径向距离估计　(c) 多普勒速度谱

图 4　基于本文方法的运动目标速度估计

Fig. 4　Radial velocity estimation of moving target using the proposed method

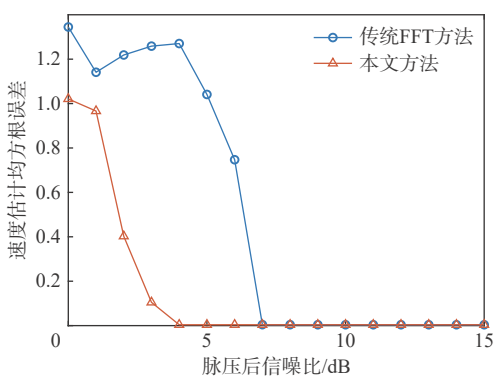


图 5　传统 FFT 方法与本文方法的速度估计均方根误差对比

Fig. 5　Comparison of RMSE of radial velocity estimates using traditional FFT and the proposed method

为了对比慢时间-距离域回波分辨率提升后对计算资源的消耗, 需要进行计算量的对比。在式 (12) 所对应的快速算法下 CZT 的总乘法和加法数为

$$Q_{\mathrm{czt}}=\frac{3}{2}L\log_2 L+5N+L+M \tag{19}$$

式中: L 和 N 分别为式 (12) 中 $h(n)$ 和 $g(n)$ 的长度; M 为 CZT 点数。而 FFT 的总乘法和加法次数为

$$Q_{\mathrm{FFT}}=\frac{3}{2}N\log_2 N \tag{20}$$

式中: N 为 FFT 点数。仿真过程中, 混频后信号的点数为 10 000 点, FFT 点数取 2^{14}=16 384 点。图 2 所示以目标为中心±5 m 的距离像中包含 109 个距离门, 而图 4(a) 所示由 CZT 获得的距离像中包含 2 048 个距离门, 相当于在频谱局部 FFT 点数增大约 2 048/109=18.8 倍, 即 2 048 点的 CZT 在计算分辨率上相当于 16 384×18.8≈307 839 点的 FFT。表 2 列出了在相同计算分辨率下计算量的对比, CZT 方法的计算量约为 FFT 方法的 4%。两者的计算量差可以使得在 CZT 方法之前先进行一个较少点数的 FFT 运算来确定 CZT 区间, 而总计算量不大于直接 FFT, 因此, 基于 FFT-CZT 的二级处理结构能在计算量显著降低的同时, 大大提高频谱计算分辨率, 提高计算资源的效率。

表 2　传统 FFT 方法与本文方法在相同速度分辨率条件下的计算量对比

Table 2　Comparison of the computational cost between traditional FFT and the proposed method with the same velocity resolution

方法	计算量
传统FFT方法	8 418 696
本文方法	309 066

5　结　论

针对宽带 LFMCW 雷达运动目标回波差频信号离散化导致多普勒速度谱出现干扰分量的问题, 本文通过构建其回波模型, 分析了该基带回波信号

频谱干扰产生原因，并提出了一种基于局部频谱细化的干扰抑制方法，可提升宽带LFMCW雷达运动目标速度估计性能。

1）理论分析了宽带LFMCW雷达回波在数字信号处理过程中由于频谱离散导致的残差相位问题，并给出了相应的数学模型。

2）利用FFT-CZT的二级处理结构，有效抑制了残差相位的出现，降低了测速误差，仿真实验显示其低信噪比下的仍有较好的速度估计性能。

3）在计算量上，本文方法的计算量远低于相同分辨率下的FFT方法。

参考文献（References）

[1] 祁先锋. 空间碎片观测综述[J]. 中国航天, 2005(7): 24-26.
QI X F. Review of space debris observation[J]. Aerospace China, 2005(7): 24-26 (in Chinese).

[2] MUNTONI G. Crowded space: a review on radar measurements for space debris monitoring and tracking[J]. Applied Sciences, 2021, 11(4): 1364.

[3] PIERACCINI M, MICCINESI L. Ground-based radar interferometry: a bibliographic review[J]. Remote Sensing, 2019, 11(9): 1029.

[4] ZHOU T H, YANG M M, JIANG K, et al. MMW radar-based technologies in autonomous driving: a review[J]. Sensors, 2020, 20(24): 7283.

[5] SUN S Q, PETROPULU A P, POOR H V. MIMO radar for advanced driver-assistance systems and autonomous driving: advantages and challenges[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2020, 37(4): 98-117.

[6] 王海, 徐岩松, 蔡英凤, 等. 基于多传感器融合的智能汽车多目标检测技术综述[J]. 汽车安全与节能学报, 2021, 12(4): 440-455.
WANG H, XU Y S, CAI Y F, et al. Overview of intelligent vehicle multi-target detection technology based on multi-sensor fusion[J]. Journal of Automotive Safety and Energy, 2021, 12(4): 440-455 (in Chinese).

[7] PATOLE S M, TORLAK M, WANG D, et al. Automotive radars: a review of signal processing techniques[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2017, 34(2): 22-35.

[8] 刘震宇, 陈惠明, 陆蔚, 等. 基于改进经验模态分解的雷达生命信号检测[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(12): 171-178.
LIU Z Y, CHEN H M, LU W, et al. Radar vital signal detection based on improved complete ensemble empirical mode decomposition with adaptive noise[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(12): 171-178 (in Chinese).

[9] KEBE M, GADHAFI R, MOHAMMAD B, et al. Human vital signs detection methods and potential using radars: a review[J]. Sensors, 2020, 20(5): 1454.

[10] 黄富传. 基于DSP的毫米波雷达信号处理系统设计[J]. 中国集成电路, 2022, 31(11): 43-48.
HUANG F C. Design of millimeter-wave radar signal processing system based on the DSP[J]. China Integrated Circuit, 2022, 31(11): 43-48 (in Chinese).

[11] GAO X Y, ROY S, XING G B. MIMO-SAR: a hierarchical high-resolution imaging algorithm for mmWave FMCW radar in autonomous driving[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2021, 70(8): 7322-7334.

[12] 王俊, 郑彤, 雷鹏, 等. 深度学习在雷达中的研究综述[J]. 雷达学报, 2018, 7(4): 395-411.
WANG J, ZHENG T, LEI P, et al. Study on deep learning in radar[J]. Journal of Radars, 2018, 7(4): 395-411 (in Chinese).

[13] 马超, 许小剑. 基于宽带LFM雷达的弹道目标精确测速方法[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(2): 297-302.
MA C, XU X J. Accurate velocity measurement method for ballistic objects using wideband LFM radar[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(2): 297-302 (in Chinese).

[14] 刘明敬, 陈建平. 基于单个宽带回波提取目标距离和速度的方法[J]. 电光与控制, 2018, 25(12): 98.
LIU M J, CHEN J P. An accurate range and velocity estimation method based on single wideband echo[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(12): 98 (in Chinese).

[15] QI W, CUI Z J, YAO H S, et al. High precision phase-domain radial velocity estimation for wideband radar systems[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2020, 31(3): 520-526.

[16] ZHANG Q L, ZHANG Y S, SUN B, et al. Motion parameters estimation and HRRP reconstruction of maneuvering weak target for wideband radar based on SKT-ELVD[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023, 59(3): 2752-2763.

[17] LIU Q H, GUO J P, LIANG Z N, et al. Motion parameter estimation and HRRP construction for high-speed weak targets based on modified GRFT for synthetic-wideband radar with PRF jittering[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(20): 23234-23244.

[18] 刘喆, 杨建宇. LFMCW雷达运动目标高精度检测方法[J]. 电子信息对抗技术, 2007, 22(1): 33-35.
LIU Z, YANG J Y. A method of improving range and velocity precision of LFMCW radar moving target[J]. Electronic Information Warfare Technology, 2007, 22(1): 33-35 (in Chinese).

[19] 陈祝明, 丁义元, 向敬成. 采用Chirp-Z变换提高LFMCW雷达的测距离精度[J]. 信号处理, 2002, 18(2): 110-112,106.
CHEN Z M, DING Y Y, XIANG J C. Improving range precision of LFMCW radar by chirp-Z transform[J]. Signal Processing, 2002, 18(2): 110-112,106 (in Chinese).

Analysis and suppression of radial velocity estimation error for moving targets in wideband LFMCW radar

ZHOU Wei[1]，LEI Peng[1,*]，WANG Jun[1,2]，WANG Jian[3]

(1. School of Electronic and Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. Hangzhou Innovation Institute of Beihang University，Hangzhou 310000，China；
3. Unit 93792，Langfang 065000，China)

Abstract: Stretch processing is typically used by broadband linear frequency modulation continuous wave (LFMCW) radars to achieve high range resolution in the precise measurement of moving targets. However, the sampling echoes of the motion target could cause interference components on the Doppler velocity spectrum. To address such an issue, this paper proposes a novel method to reduce its influence on the estimation of target radial velocity in wideband LFMCW radar. The phenomenon is first studied in theory by using the mathematical model of wideband LFMCW radar echoes. On this basis, a suppression method of radial velocity estimation error for moving targets is proposed. The Chirp-z transform in the fast-time domain is introduced in the refined processing over the beat frequency signal spectrum. It could help improve the estimation accuracy of target radial velocity with much less computational cost. Finally, comparative simulations are carried out to evaluate the performance of the proposed method. The results show that the proposed method can effectively suppress the residual phase caused by pulse compression in the discrete fast-time domain and the estimation error of target radial velocity in the wideband LFMCW radar. Additionally, it performs better in terms of computing cost than the traditional fast Fourier transform (FFT) based approach and is robust to noise.

Keywords: wideband radar; stretch processing; moving target; fast-time Chirp-z transform; radial velocity estimation

Received：2023-10-25；**Accepted**：2023-12-11；**Published Online**：2023-12-26 15:48
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231226.1140.002
Foundation item：Aeronautical Science Foundation of China (2018ZC51022)
* **Corresponding author**. E-mail: peng.lei@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0690

基于神经网络增量非线性动态逆的高速靶机筋斗机动控制

翟友鸿，李春涛*，苏子康，李雪兵
(南京航空航天大学 自动化学院，南京 211106)

摘　　要：针对受外界未知气流扰动下的高速靶机在筋斗机动过程中易激发出强烈且时变的非线性气动特性问题，提出一种考虑执行器输入约束的神经网络增量非线性动态逆(INDI)控制器，通过反向传播(BP)神经网络在线补偿无人机筋斗机动飞行过程中的各种不确定扰动因素。建立基于INDI的无人机筋斗机动飞行控制框架；考虑INDI控制律抗扰动能力的不足，在该控制框架下引入神经网络在线补偿模型误差，并根据李雅普诺夫定理对系统稳定性进行分析，保证系统半全局一致且最终有界跟踪；提出一种增量式控制分配方法，以跟踪误差最小原则设计目标函数，求解满足执行器输入速率及饱和约束的舵面偏转角增量。仿真结果表明：所设计的神经网络INDI控制器可保证高速靶机在模型失配及外界扰动情况下仍快速准确地完成筋斗机动指令。

关 键 词：高速靶机；筋斗机动；执行器输入约束；增量式控制分配；神经网络；增量非线性动态逆

中图分类号：V249

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4286-13

靶机[1]作为模拟先进战斗机特性的军用航空器，需具备高速大机动飞行能力，机动飞行[2]可快速改变无人机的飞行姿态与速度，从而有效躲避来袭火器的攻击，降低被击落的风险，提高无人机在战场上的生存概率。其中，筋斗机动飞行[3]是衡量机动性能的重要指标之一。无人机进行筋斗机动飞行时，飞行包线范围广，气动参数变化范围大，且易激发强烈的非线性特性，给无人机控制造成巨大的困难；此外，在实际的飞行中，无人机还可能面临各种大气扰动，导致机动飞行的品质变差。因此，筋斗机动控制律需具备较强的鲁棒性。另外，筋斗机动过程伴随机头方向与空速方向的急剧改变，迎角变化大，为避免气流急剧分离及失速的危险，无人机的迎角需严格控制在安全范围内。

传统线性控制理论方法设计的控制器通常鲁棒性较差，且线性控制器增益[4]需要根据飞行条件进行调度，导致控制器设计复杂程度加大。因此，无人机的非线性控制方法得到越来越多的关注，并取得了一些成功的尝试。非线性动态逆(nonlinear dynamic inversion, NDI)[5]方法通过求逆可得到原系统的伪线性系统。Xiao等[6]将NDI控制方案成功运用到四旋翼无人机的控制中。然而，NDI方法需要精准的无人机模型参数[7]，完整全局模型通常很难得到。作为NDI的扩展，增量非线性动态逆(incremental nonlinear dynamic inversion, INDI)[8]方法具有更好的鲁棒性，其通过角加速度引入系统的动态变化，从而更少地依赖被控对象的详细模型。Lu等[9]基于INDI方法研究了存在模型不确定性和

收稿日期：2023-10-25；录用日期：2024-01-03；网络出版时间：2024-01-12 09:26
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240111.1100.001
基金项目：国家自然科学基金(61903190)；中央高校基本科研业务费专项资金(NS2023016)；航空科学基金(2022Z023052003)；西北工业大学无人机特种技术重点实验室开放课题(2022-JCJQ-LB-071)
* 通信作者. E-mail：lct13770925493@163.com

引用格式：翟友鸿，李春涛，苏子康，等. 基于神经网络增量非线性动态逆的高速靶机筋斗机动控制[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4286-4298. ZHAI Y H，LI C T，SU Z K，et al. High-speed target drone somersault maneuver control based on neural network incremental dynamic inversion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4286-4298 (in Chinese).

执行器故障情况下的飞行器轨迹控制问题; Lombaerts 等[10]利用 INDI 方法成功实现了电动倾转旋翼无人机的姿态控制。总之, INDI 已运用于不同类型的无人机控制律设计, 但当无人机进行筋斗等大角度机动飞行时, 力和力矩会表现出严重的非线性特性, 系统中存在 INDI 无法解决的模型不确定性。神经网络具备优秀的非线性逼近能力, 因此, 被广泛运用于无人机飞行控制问题中。Yang 等[11]提出一种 NDI 与在线自适应神经网络相结合的飞行控制律, 可利用神经网络消除 NDI 近似反演过程中的误差; Razmi 等[12]将滑模控制与神经网络相结合, 实现四轴飞行器姿态跟踪过程中的模型误差补偿; Zheng 等[13]在 INDI 的基础上, 利用改进的 Pi-Sigma 神经网络实现含有不确定性的复合式直升机自适应控制。

综上所述, 神经网络与 INDI 结合已被广泛运用于无人机的飞行控制中, 但多数应用场景停留在小型无人机常规飞行姿态控制; 并且在神经网络自适应控制中未考虑输入受限问题。因此, 本文在前人的基础上提出一种引入e修正项来校正参数漂移的自适应神经网络 INDI 控制, 并将该控制方法运用到高速靶机特技机动飞行控制领域, 以正确考虑无人机在广范围飞行包线、大角度机动过程中存在的强非线性特性和可能面临的未知大气扰动; 另外, 设计了一种增量式控制分配方法, 以正确考虑 INDI 与自适应控制结合过程中受到的执行器输入受限的约束控制问题。

1　问题描述

筋斗机动飞行[3]是指无人机在铅垂面内完成轨迹近似正圆、航迹方向改变 360°的飞行过程, 筋斗机动由平飞、跃升、倒飞和俯冲等动作组成, 因此, 筋斗机动是衡量无人机机动性能的重要指标之一。筋斗机动飞行示意如图 1 所示。



图 1　筋斗机动飞行示意

Fig. 1　Schematic diagram of somersault maneuver flight

2　INDI 控制

2.1　模型描述

筋斗机动飞行控制方案采用控制三轴角速度的方式, 因此, 基于神经网络补偿的角速度 INDI 控制器是整个控制结构的核心。角速度环运动学方程如下:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{M}_{\text{total}}^{\text{b}} - \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}) \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{J}$为惯性矩矩阵; $\boldsymbol{M}_{\text{total}}$为机体轴合力矩; $\boldsymbol{\omega}=[p,q,r]^{\text{T}}$为无人机三轴角速度。

机体坐标系下合力矩$\boldsymbol{M}_{\text{total}}^{\text{b}}$可表示为

$$\boldsymbol{M}_{\text{total}}^{\text{b}} = \boldsymbol{M}_{\text{aero}}^{\text{b}} + \boldsymbol{M}_{\text{d}}^{\text{b}} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{M}_{\text{aero}}^{\text{b}}$为机体坐标系下的气动力矩; $\boldsymbol{M}_{\text{d}}^{\text{b}}$为机体坐标系下的扰动力矩。

气动力矩计算公式为

$$\boldsymbol{M}_{\text{aero}}^{\text{b}} = \begin{bmatrix} L_{\text{aero}} \\ M_{\text{aero}} \\ N_{\text{aero}} \end{bmatrix} = QS_{\text{w}}\begin{bmatrix} b(C_{l_\beta}\beta + C_{l_{\delta_{\text{a}}}}\delta_{\text{a}} + C_{l_{\delta_{\text{r}}}}\delta_{\text{r}} + C_{l_{\bar{p}}}\bar{\boldsymbol{p}} + C_{l_{\bar{r}}}\bar{\boldsymbol{r}}) \\ c_{\text{A}}(C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta_{\text{e}}}}\delta_{\text{e}} + C_{m_{\bar{q}}}\bar{\boldsymbol{q}} + C_{m_{\dot{\alpha}}}\dot{\alpha}) \\ b(C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\delta_{\text{a}}}}\delta_{\text{a}} + C_{n_{\delta_{\text{r}}}}\delta_{\text{r}} + C_{n_{\bar{p}}}\bar{\boldsymbol{p}} + C_{n_{\bar{r}}}\bar{\boldsymbol{r}}) \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中: L_{aero}为滚动力矩; M_{aero}为俯仰力矩; N_{aero}为偏航力矩; Q为动压; S_{w}为机翼参考面积; b为机翼展长; c_{A}为机翼平均几何弦长; δ_{a}、δ_{e}、δ_{r}分别为副翼舵、升降舵、方向舵的舵面偏转角; α为迎角; β为侧滑角; $\bar{\boldsymbol{p}}$、$\bar{\boldsymbol{q}}$、$\bar{\boldsymbol{r}}$表示量纲为 1 的三轴角速度; $C_{l_{\delta_{\text{a}}}}$、$C_{l_{\delta_{\text{r}}}}$、$C_{m_{\delta_{\text{e}}}}$、$C_{n_{\delta_{\text{a}}}}$、$C_{n_{\delta_{\text{r}}}}$表示与控制舵面有关的气动导数; 其余参数表示与机体有关的气动导数。

通过上述无人机模型可知, 角速度回路存在严重耦合; 另外, 该模型还存在气动导数和转动惯量等模型参数不准确的问题。针对以上问题, 采用 INDI 控制方案来解决。

2.2　INDI 控制律设计

本节将 INDI 的概念应用于无人机角速度环控制[8]问题, 控制输入矢量选择副翼舵、升降舵和方向舵$\boldsymbol{u}=[\delta_{\text{a}},\delta_{\text{e}},\delta_{\text{r}}]^{\text{T}}$。

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{J}^{-1}[\boldsymbol{M}_{\text{aero}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) + \boldsymbol{M}_{\text{d}}(\boldsymbol{x}) - \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}] \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{x}$和$\boldsymbol{u}$分别为状态量和控制量; 忽略扰动力矩, 气动力矩$\boldsymbol{M}_{\text{aero}}$可以分解成与机身相关的力矩$\boldsymbol{M}_{\text{a}}$及与舵面相关的力矩$\boldsymbol{M}_{\text{c}}$:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{J}^{-1}[\boldsymbol{M}_{\text{a}}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{M}_{\text{c}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) - \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}] \tag{5}$$

将角速度作为待控制变量, 对式 (5) 进行泰勒展开[14], 可以推导出无人机的 INDI 控制律为

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{\omega}} \approx \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 + \frac{\partial}{\partial\boldsymbol{\omega}}\{\boldsymbol{J}^{-1}[\boldsymbol{M}_{\text{a}}(\boldsymbol{x}) + \\ \boldsymbol{M}_{\text{c}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) - \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}]\}|_{\substack{\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_0\\ \boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0}}(\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{\omega}_0) + \\ \frac{\partial}{\partial\boldsymbol{u}}\{\boldsymbol{J}^{-1}[\boldsymbol{M}_{\text{a}}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{M}_{\text{c}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) - \boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}]\}|_{\substack{\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_0\\ \boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0}}(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0)\end{aligned} \tag{6}$$

式中：下标“0”表示上一时刻。

假设 1 控制器采样频率足够快，作动器[8]瞬时执行。

$$\Delta \boldsymbol{x} \ll \Delta \boldsymbol{u} \tag{7}$$

在该假设下，可将状态相关项从动力学方程中去除：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} \approx \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 + \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{u}}\{\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\}|_{\substack{\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_0\\ \boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0}}(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0) \tag{8}$$

根据式 (3) 气动力矩计算公式，控制效率矩阵 $\boldsymbol{G}$ 可表示为

$$\boldsymbol{G} = \boldsymbol{J}^{-1}\frac{\partial \boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{u}} = \boldsymbol{J}^{-1}QS_{\mathrm{w}}\begin{bmatrix} bC_{l_{\delta_{\mathrm{a}}}} & 0 & bC_{l_{\delta_{\mathrm{r}}}} \\ 0 & c_{\mathrm{A}}C_{m_{\delta_{\mathrm{e}}}} & 0 \\ bC_{n_{\delta_{\mathrm{a}}}} & 0 & bC_{n_{\delta_{\mathrm{r}}}} \end{bmatrix} \tag{9}$$

因此，式 (8) 可转换成如下形式：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{req}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 + \boldsymbol{G}\Delta \boldsymbol{u} \tag{10}$$

式中：$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{req}}$ 为期望的角加速度。

从式 (10) 可以看出，INDI 方法所需的无人机模型知识仅需与控制舵面有关的气动导数。

定义虚拟控制 $\boldsymbol{v} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{req}}$，选用角速度跟踪误差与角速度指令信号微分量作为伪控制信号。

综上，角速度环 INDI 控制律为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{u}_0 + \boldsymbol{G}^{-1}(\boldsymbol{v} - \dot{\boldsymbol{\omega}}_0) \tag{11}$$

其完整展开式可写为

$$\begin{bmatrix}\delta_{\mathrm{a}}\\ \delta_{\mathrm{e}}\\ \delta_{\mathrm{r}}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\delta_{\mathrm{a0}}\\ \delta_{\mathrm{e0}}\\ \delta_{\mathrm{r0}}\end{bmatrix} + \boldsymbol{J}\left(QS_{\mathrm{w}}\begin{bmatrix} bC_{l_{\delta_{\mathrm{a}}}} & 0 & bC_{l_{\delta_{\mathrm{r}}}} \\ 0 & c_{\mathrm{A}}C_{m_{\delta_{\mathrm{e}}}} & 0 \\ bC_{n_{\delta_{\mathrm{a}}}} & 0 & bC_{n_{\delta_{\mathrm{r}}}} \end{bmatrix}\right)^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix}v_p\\ v_q\\ v_r\end{bmatrix} - \begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{p}}_0\\ \dot{\boldsymbol{q}}_0\\ \dot{\boldsymbol{r}}_0\end{bmatrix}\right) \tag{12}$$

式中：δ_{a0}、δ_{e0}、δ_{r0} 为上一时刻的三通道控制矢量；$\dot{\boldsymbol{p}}_0$、$\dot{\boldsymbol{q}}_0$、$\dot{\boldsymbol{r}}_0$ 为上一时刻的三轴角速度；v_p、v_q、v_r 为三轴角速度伪控制量。

INDI 控制律的优势体现在两方面：①控制结构消除了无人机模型大部分的不确定性；②无人机各控制通道被解耦。

3 神经网络 INDI 控制

3.1 模型误差分析

尽管 INDI 可以消除系统大部分的不确定性，但当无人机进行筋斗机动飞行时，气动特性会表现出强烈的非线性特性，导致控制律中的逆模型不够精确；并且在推导控制律时需要进行泰勒展开线性化，该过程忽略了方程高阶项误差。

下面将以系统方程的形式展现系统中存在的误差。首先，在实际应用中，精准的无人机模型不可得到，因此，定义其近似模型为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \hat{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x}) + \hat{\boldsymbol{g}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) + \Delta(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) \tag{13}$$

式中：$\Delta(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$ 为模型误差，其定义为

$$\Delta(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) - \hat{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x}) - \hat{\boldsymbol{g}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) \tag{14}$$

根据 INDI 理论，为得到角速度环增量形式，将式 (13) 在当前时刻附近进行泰勒展开：

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 &+ \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{\omega}}[\hat{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x}) + \hat{\boldsymbol{g}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})]\Big|_{\substack{\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_0\\ \boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0}}(\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{\omega}_0) + \\ &\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{u}}[\hat{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x}) + \hat{\boldsymbol{g}}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})]\Big|_{\substack{\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_0\\ \boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0}}(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0) + \\ &\boldsymbol{O}'(\Delta\boldsymbol{x},\Delta\boldsymbol{u}) + \Delta(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) - \Delta(\boldsymbol{x}_0,\boldsymbol{u}_0)\end{aligned} \tag{15}$$

式中：$\boldsymbol{O}'(\Delta\boldsymbol{x},\Delta\boldsymbol{u})$ 表示泰勒级数展开的高阶项。

同样，基于假设 1，式 (15) 可以转换为如下表达式：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 + \boldsymbol{G}\Delta\boldsymbol{u} + \boldsymbol{O}(\Delta\boldsymbol{u}) + \Delta(\Delta\boldsymbol{u}) \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{O}(\Delta\boldsymbol{u})$ 表示控制增量引起的高阶扰动项；$\Delta(\Delta\boldsymbol{u})$ 表示近似模型带来的模型误差。

将 INDI 控制律 (11) 代入系统方程式 (16)：

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{\omega}} &= \dot{\boldsymbol{\omega}}_0 + \boldsymbol{G}\Delta\boldsymbol{u} + \boldsymbol{O}(\Delta\boldsymbol{u}) + \Delta(\Delta\boldsymbol{u}) = \\ &\dot{\boldsymbol{\omega}}_0 + \boldsymbol{G}\boldsymbol{G}^{-1}(\boldsymbol{v} - \dot{\boldsymbol{\omega}}_0) + \boldsymbol{O}(\Delta\boldsymbol{u}) + \Delta(\Delta\boldsymbol{u}) = \\ &\boldsymbol{v} + \boldsymbol{O}(\Delta\boldsymbol{u}) + \Delta(\Delta\boldsymbol{u}) = \boldsymbol{v} + \boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}}\end{aligned} \tag{17}$$

式 (17) 表明，闭环非线性系统没有完全线性化，误差项 $\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}}$ 会导致系统跟踪性能下降。因此，下文将针对模型不确定性设计补偿控制律。

3.2 神经网络 INDI 控制律设计

3.2.1 伪控制输入量补偿

根据自适应控制理论中的确定等价原则，在伪控制信号中引入神经网络自适应环节来逼近不确定性，从而消除误差的影响。

伪控制信号由线性控制器信号、指令滤波器滤波信号和神经网络输出信号 3 部分叠加构成：

$$\boldsymbol{v} = \boldsymbol{v}_{\mathrm{pi}} + \boldsymbol{v}_{\mathrm{f}} - \boldsymbol{v}_{\mathrm{ad}} \tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{v}_{\mathrm{f}}$ 为指令滤波器输出的伪控制信号；$\boldsymbol{v}_{\mathrm{pi}}$ 为线性控制器输出的伪控制信号；$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ad}}$ 为神经网络输出的伪控制信号。输入指令 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}}$ 通过指令滤波器可分别输出一阶、二阶指令信号 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}$、$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{c}}$。

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{f}} = \boldsymbol{m}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{d}},\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}) = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{c}} \tag{19}$$

假设 2 外界输入指令及其任意阶导数均为有界值[15]。

$$|\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}},\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{c}}| \leqslant M \tag{20}$$

式中：M 为常量最值。

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{pi}}=K_{\mathrm{p}}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{\omega})+K_{\mathrm{i}}\int_0^t(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{\omega})\mathrm{d}t \tag{21}$$

式中: K_{p}为比例系数; K_{i}为积分系数。

将各伪控制信号代入系统动力学中:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{v}+\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}}=\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{c}}+K_{\mathrm{p}}\tilde{\boldsymbol{\omega}}+K_{\mathrm{i}}\int_0^t\tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathrm{d}t-\boldsymbol{v}_{\mathrm{ad}}+\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}} \tag{22}$$

式中: 角速率误差$\tilde{\boldsymbol{\omega}}$定义为$\tilde{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{\omega}$; $\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}}$为 INDI 控制律总误差项。

根据式 (22), 以角速度跟踪误差为状态量的闭环系统方程可以写为

$$\dot{\boldsymbol{e}}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{B}(\boldsymbol{v}_{\mathrm{ad}}-\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}}) \tag{23}$$

式中:

$$\boldsymbol{e}=\begin{bmatrix}\int_0^t\tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathrm{d}t\\ \tilde{\boldsymbol{\omega}}\end{bmatrix};\ \boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0 & 1\\ -K_{\mathrm{i}} & -K_{\mathrm{p}}\end{bmatrix};\ \boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}0\\ 1\end{bmatrix}。$$

通过合理选择参数K_{i}、K_{p}, 可将式 (23) 中的矩阵$\boldsymbol{A}$构造为 Hurwitz 矩阵。在理想情况下, 若神经网络自适应输出[16]能够满足$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ad}}=\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}}$, 则系统跟踪误差指数将收敛于 0。

3.2.2　神经网络补偿器设计

反向传播 (back propagation, BP)[17]神经网络利用误差 BP 算法对网络进行训练, 其由输入层、隐藏层、输出层构成, 结构简单, 但具有卓越的非线性逼近能力。本文采用单隐藏层 BP 神经网络进行 INDI 控制律误差补偿, 其结构如图 2 所示。

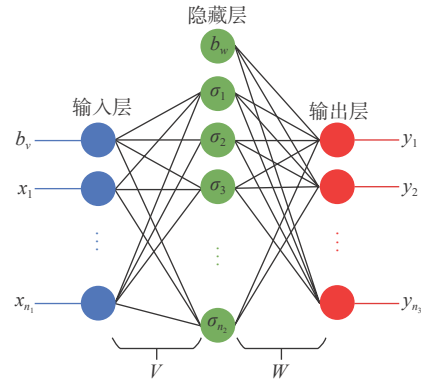


图 2　单隐藏层神经网络结构

Fig. 2　Stucture of single hidden layer neural network

神经网络的输入输出映射可以表示为

$$y_k=b_w\theta_{wk}+\sum_{j=1}^{n_2}w_{jk}\sigma_j\left(b_v\theta_{vj}+\sum_{i=1}^{n_1}v_{ij}x_i\right)\quad k=1,\cdots,n_3 \tag{24}$$

式中: n_1、n_2、n_3分别为输入层、隐藏层、输出层的神经元数量; w_{jk}为隐藏层到输出层的连接权重; v_{ij}为输入层到隐藏层的连接权重; θ_{wk}、θ_{vj}为神经网络的偏置项; $\sigma(\cdot)$表示隐藏层的激活函数, 本文选用双曲正切 Sigmoid 函数, 该函数的导数可用自身表示。

为方便起见, 定义以下权重矩阵:

$$\begin{cases}\boldsymbol{V}=\begin{bmatrix}\theta_{v1} & \cdots & \theta_{vn_2}\\ v_{11} & \cdots & v_{1n_2}\\ \vdots & & \vdots\\ v_{n_1 1} & \cdots & v_{n_1 n_2}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{W}=\begin{bmatrix}\theta_{w1} & \cdots & \theta_{wn_3}\\ w_{11} & \cdots & w_{1n_3}\\ \vdots & & \vdots\\ w_{n_2 1} & \cdots & w_{n_2 n_3}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{25}$$

$$\boldsymbol{Z}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{V} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{W}\end{bmatrix} \tag{26}$$

式中: $\boldsymbol{V}\in\mathbf{R}^{(n_1+1)\times n_2}$为输入层到隐藏层的权重矩阵; $\boldsymbol{W}\in\mathbf{R}^{(n_2+1)\times n_3}$为隐藏层到输出层的权重矩阵。

定义$\bar{\boldsymbol{x}}=[b_v, x_1, x_2,\cdots,x_{n_1}]^{\mathrm{T}}$, $\boldsymbol{y}=[y_1, y_2,\cdots,y_{n_3}]^{\mathrm{T}}$, $\boldsymbol{\sigma}(z)=[b_w, \sigma(z_1),\cdots,\sigma(z_{n_2})]^{\mathrm{T}}$, 则 BP 神经网络的输入输出关系可以写成如下矩阵形式:

$$\boldsymbol{y}=\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}}) \tag{27}$$

神经网络可用来逼近非线性误差函数$\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}}$。根据神经网络全局逼近性质可知, 存在有限数量的隐藏层神经元n_2和神经网络权重矩阵$\boldsymbol{V}^*$、$\boldsymbol{W}^*$, 使得神经网络的输出在误差函数的$\boldsymbol{\varepsilon}$邻域内:

$$\boldsymbol{\varepsilon}=\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{V}^{*\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})-\boldsymbol{\Delta}_{\mathrm{indi}} \tag{28}$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}$为神经网络的重构误差(残差); $\boldsymbol{V}^*$、$\boldsymbol{W}^*$为最小化重构误差的神经网络最优权重, 二者皆是常值但非唯一。

假设 3　最优权重矩阵的范数[18]有界于一个已知的正数。

$$\|\boldsymbol{Z}^*\|\leqslant\bar{Z} \tag{29}$$

另外, BP 神经网络在反向传播时会产生隐藏层输出的泰勒展开高阶项, 即在系统刚开始自适应时, 网络补偿较慢。因此, 在 BP 神经网络输出中需要引入高增益的鲁棒调整项v_{r}。

$$v_{\mathrm{r}}=-K_{\mathrm{r}}(\|\boldsymbol{Z}\|+\bar{Z})\boldsymbol{\zeta} \tag{30}$$

式中: 鲁棒系数$K_{\mathrm{r}}\geqslant 0$; $\boldsymbol{\zeta}=\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}$为误差特征向量, $\boldsymbol{P}$为李雅普诺夫方程$\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}=-\boldsymbol{Q}$的正定解, 若是取$\boldsymbol{Q}=2\boldsymbol{I}$, 则$\boldsymbol{P}$可表示为

$$\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}\dfrac{K_{\mathrm{p}}}{K_{\mathrm{i}}}+\dfrac{1+K_{\mathrm{i}}}{K_{\mathrm{p}}} & \dfrac{1}{K_{\mathrm{i}}}\\ \dfrac{1}{K_{\mathrm{i}}} & \dfrac{1+K_{\mathrm{i}}}{K_{\mathrm{p}}K_{\mathrm{i}}}\end{bmatrix} \tag{31}$$

神经网络自适应项$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ad}}$完整表达式为

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ad}}=\boldsymbol{y}+v_{\mathrm{r}}=\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})-K_{\mathrm{r}}(\|\boldsymbol{Z}\|+\bar{Z})\boldsymbol{\zeta} \tag{32}$$

通过分析系统误差构成, 可确定总误差项由控

制增量引入系统，因此，神经网络的输入项选择如下状态：

$$\bar{\boldsymbol{x}}=[b_v,\tilde{\boldsymbol{\omega}},\boldsymbol{\omega}_c,\dot{\boldsymbol{\omega}}_c,\boldsymbol{v}_{ad},\|\boldsymbol{Z}\|] \tag{33}$$

根据上文所述，$\boldsymbol{v}_{ad}$与$\boldsymbol{\Delta}_{indi}$之间存在一个不动点问题，为保证假设3成立，神经网络伪控制量$\boldsymbol{v}_{ad}$也被选择为神经网络的输入。

结合假设1～假设3，基于李雅普诺夫稳定性理论设计BP神经网络权值矩阵更新律为

$$\dot{\boldsymbol{W}}=-\gamma_w[(\boldsymbol{\sigma}-\boldsymbol{\sigma}'\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})\boldsymbol{\zeta}+\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\boldsymbol{W}] \tag{34}$$

$$\dot{\boldsymbol{V}}=-\gamma_v[\bar{\boldsymbol{x}}\boldsymbol{\zeta}\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}+\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\boldsymbol{V}] \tag{35}$$

式中：自适应速率因子$\gamma_w>0,\gamma_v>0$；$\boldsymbol{\sigma}'$为隐藏层输出对输入的导数，即$\boldsymbol{\sigma}'(\hat{z})=\mathrm{d}\boldsymbol{\sigma}(z)/\mathrm{d}z$；阻尼因子$\lambda>0$，$\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\boldsymbol{W}$、$\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\boldsymbol{V}$是为实现不匹配扰动条件下的鲁棒性引入的$\boldsymbol{e}$修正项，通过引入该项可减轻系统参数漂移的现象。

该自适应律规则可保证闭环系统内所有信号保持有界。通过适当调整控制器参数，可将误差收敛到较小的邻域内。

3.2.3 稳定性分析

下面进行系统跟踪误差动态方程(23)的稳定性分析。

定理1 针对高速靶机非线性动力学模型(1)，设计控制律式(11)和(18)、自适应更新律(34)和(35)，满足假设1～假设3，若选取的参数满足以下条件：

$$\begin{cases}\lambda>c_2\\ \|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|>\sqrt{\left[\dfrac{c_1+\lambda\bar{Z}}{2(\lambda-c_2)}\right]^2+\dfrac{c_0}{\lambda-c_2}+\dfrac{c_1+\lambda\bar{Z}}{2(\lambda-c_2)}}\end{cases} \tag{36}$$

则闭环系统误差信号一致最终有界。

证明 考虑全局径向无界的二次李雅普诺夫候选函数：

$$L(\boldsymbol{e},\tilde{\boldsymbol{W}},\tilde{\boldsymbol{V}})=\frac{1}{2}[\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{e}+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})] \tag{37}$$

L沿误差方程轨迹的时间导数计算为

$$\begin{aligned}\dot{L}=&\frac{1}{2}[\boldsymbol{A}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{B}(\boldsymbol{v}_{ad}-\boldsymbol{\Delta}_{indi})]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{e}+\\&\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}[\boldsymbol{A}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{B}(\boldsymbol{v}_{ad}-\boldsymbol{\Delta}_{indi})]+\\&\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})=\\&\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A})\boldsymbol{e}+\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}(\boldsymbol{v}_{ad}-\boldsymbol{\Delta}_{indi})+\\&\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})=\\&\boldsymbol{\zeta}(\boldsymbol{v}_{ad}-\boldsymbol{\Delta}_{indi})-\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+\\&\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})\end{aligned} \tag{38}$$

为清楚起见，下文中部分符号用以下简式代替：

$$\begin{cases}\boldsymbol{\sigma}=\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})\\ \boldsymbol{\sigma}^*=\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{V}^{*\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})\\ \boldsymbol{\sigma}'=\boldsymbol{\sigma}'(\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})\end{cases} \tag{39}$$

利用神经网络自适应输出和神经网络重构误差可进一步得到

$$\begin{aligned}\dot{L}=&-\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{\zeta}(v_r+\boldsymbol{\varepsilon}+\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}-\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}^*)+\\&\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})=\\&\boldsymbol{\zeta}(v_r+\boldsymbol{\varepsilon}+\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}+\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}-\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}^*-\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma})-\\&\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})\end{aligned} \tag{40}$$

为将式(40)化简，引入神经网络隐藏层输出的泰勒展开式：

$$\boldsymbol{\sigma}=\boldsymbol{\sigma}^*+\boldsymbol{\sigma}'\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}}-\mathrm{O}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})^2 \tag{41}$$

将式(41)代入式(40)中，并整理化简可得

$$\begin{aligned}\dot{L}=&-\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{\zeta}(v_r+\boldsymbol{\varepsilon}+\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}+\\&\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}(\boldsymbol{\sigma}'\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}}-\boldsymbol{O}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})^2))+\\&\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})=\\&\boldsymbol{\zeta}(w+v_r+\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{\sigma}-\boldsymbol{\sigma}'\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})+\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}'\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})-\\&\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\gamma_w^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}})+\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\gamma_v^{-1}\tilde{\boldsymbol{V}})\end{aligned} \tag{42}$$

将神经网络权重更新律式(34)和式(35)代入式(42)：

$$\begin{aligned}\dot{L}=&-\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{\zeta}(w+v_r)+\boldsymbol{\zeta}\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{\sigma}-\boldsymbol{\sigma}'\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})-\\&\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{\sigma}-\boldsymbol{\sigma}'\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})\boldsymbol{\zeta})+\boldsymbol{\zeta}\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}'\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}})-\\&\mathrm{tr}(\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}'\tilde{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{x}}\boldsymbol{\zeta})-\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{Z}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z})\end{aligned} \tag{43}$$

借助矢量迹恒等式继续化简：

$$\dot{L}=-\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{\zeta}(w+v_r)-\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{Z}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}) \tag{44}$$

利用Schwarz不等式：

$$-\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{Z}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z})\leqslant-\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|^2+\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|\bar{Z} \tag{45}$$

并将鲁棒调整项v_r代入方程(44)：

$$\begin{aligned}\dot{L}\leqslant&-\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{e}+|\boldsymbol{\zeta}||w|-K_r(\|\boldsymbol{Z}\|+\bar{Z})\boldsymbol{\zeta}^2-\\&\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|^2+\lambda|\boldsymbol{\zeta}|\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|\bar{Z}\end{aligned} \tag{46}$$

根据文献[19]可知如下不等式关系：

$$|w|<c_0+c_1\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|+c_2\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|^2+c_3\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\||\boldsymbol{\zeta}|\quad c_i>0 \tag{47}$$

利用不等式(47)并假设正定对称矩阵$\boldsymbol{Q}$为单位矩阵，可化简式(46)：

$$\begin{aligned}\dot{L}\leqslant&-\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}+c_0|\boldsymbol{\zeta}|+(c_1+\lambda\bar{Z})|\boldsymbol{\zeta}|\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|+\\&(c_2-\lambda)|\boldsymbol{\zeta}|\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|^2+(c_3\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|-K_r(\|\boldsymbol{Z}\|+\bar{Z}))|\boldsymbol{\zeta}|^2\end{aligned} \tag{48}$$

若满足条件$K_r > c_3$, 式 (48) 可表示为

$$\dot{L} \leqslant -\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e} + |\boldsymbol{\zeta}|(c_0 + (c_1 + \lambda\bar{Z})\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\| + (c_2 - \lambda)\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\|^2) \tag{49}$$

式 (49) 可以转换成二次型的形式:

$$\dot{L} \leqslant -\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e} + |\boldsymbol{\zeta}|\left[(c_2 - \lambda)\left(\|\tilde{\boldsymbol{Z}}\| - \frac{c_1 + \lambda\bar{Z}}{2(\lambda - c_2)}\right)^2 + c_0 + (\lambda - c_2)\left(\frac{c_1 + \lambda\bar{Z}}{2(\lambda - c_2)}\right)^2\right] \tag{50}$$

若满足以下条件:

$$\begin{cases} \lambda > c_2 \\ \|\tilde{\boldsymbol{Z}}\| > \sqrt{\left[\dfrac{c_1 + \lambda\bar{Z}}{2(\lambda - c_2)}\right]^2 + \dfrac{c_0}{\lambda - c_2} + \dfrac{c_1 + \lambda\bar{Z}}{2(\lambda - c_2)}} \end{cases}$$

则式 (50) 中的时间导数变为全局半负定, 从而可以推出闭环系统误差动态是一致稳定的。

3.2.4　增量式控制分配

传统的 INDI 控制分配方案如式 (15) 所示, 该方案忽略了执行器输入约束, 对于具有耦合效应的无人机飞行控制问题, 执行器饱和可能会导致不期望的姿态。因此, 本文利用执行器约束条件, 以跟踪误差最小原则设计优化函数[20], 求解出满足执行器输入限制的舵面偏转角增量。

根据式 (14), 执行器偏转与其产生的力矩呈线性关系, 则控制分配问题可描述为: 给定$\boldsymbol{d}_c$, 寻找Δu使得式 (51) 成立:

$$\boldsymbol{C}_E\Delta u = \boldsymbol{d}_c \tag{51}$$

式中: $\boldsymbol{C}_E$为控制效率矩阵; Δu为舵面偏转角增量; $\boldsymbol{d}_c = \boldsymbol{v} - \dot{\boldsymbol{\omega}}_0$为期望的增量控制力矩。

执行器速度及位置饱和约束可描述为

$$\begin{cases} u_{\min} \leqslant u \leqslant u_{\max} \\ |\dot{\boldsymbol{u}}| \leqslant \dot{u}_{\max} \end{cases} \tag{52}$$

式中: $u_{\min}$、$u_{\max}$为执行器位置限制最值, 本文设置为 30°; $\dot{u}_{\max}$为执行器速度限制最值, 本文设计为 100(°)/s。

根据计算机的离散处理方式, 在某一时刻, 执行器的约束可由位置和速度共同决定:

$$\underline{u} \leqslant u \leqslant \bar{u} \tag{53}$$

式中:

$$\begin{cases} \bar{u} = \min(u_{\max}, u_0 + \dot{u}_{\max}\Delta t) \\ \underline{u} = \max(u_{\min}, u_0 - \dot{u}_{\max}\Delta t) \end{cases} \tag{54}$$

但是, 以上执行器约束只适用于全量控制, 对于本文采用的 INDI 控制律, 需要将执行器全局约束转换为局部增量约束:

$$\Delta\underline{u} \leqslant \Delta u \leqslant \Delta\bar{u} \tag{55}$$

此时, 舵面增量约束最值表达式为

$$\begin{cases} \Delta\bar{u} = \min(\dot{u}_{\max}\Delta t, u_{\max} - u_0) \\ \Delta\underline{u} = \max(-\dot{u}_{\max}\Delta t, u_{\min} - u_0) \end{cases} \tag{56}$$

基于以上描述, 带有约束的增量式控制分配问题一般形式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{C}_E\Delta u = \boldsymbol{d}_c \\ \quad \text{s.t. } \Delta\underline{u} \leqslant \Delta u \leqslant \Delta\bar{u} \end{cases} \tag{57}$$

若把优化方法应用于控制分配, 则该问题可转化为具有显式约束条件的非线性优化问题:

$$\begin{cases} \min\limits_{\Delta u} \boldsymbol{J} = \boldsymbol{W}_d\|\boldsymbol{C}_E\Delta u - \boldsymbol{d}_c\|_2^2 + \tau\boldsymbol{W}_u\|\Delta u - \Delta u_d\|_2^2 \\ \quad \text{s.t. } \Delta\underline{u} \leqslant \Delta u \leqslant \Delta\bar{u} \end{cases} \tag{58}$$

式中: $\boldsymbol{W}_d$和$\boldsymbol{W}_u$分别为力矩指令分配误差和执行器增量的正定对角权重矩阵; τ为分离因子。对于式 (58) 最优化问题, 本文采取序列二次规划算法进行求解, 在仿真时可调用 MATLAB 仿真工具箱实现, 其算法原理可参考文献 [21], 这里不再赘述。

3.2.5　筋斗机动飞行保护机制设计

筋斗机动过程伴随机头方向与空速方向的急剧改变, 若机头方向转动过快, 会导致迎角过大, 无人机空速急剧减小, 从而可能带来失速的危险。因此, 无人机的迎角需严格控制在安全范围内。

本文考虑将迎角保护机制与俯仰角速度给定指令融合。当迎角过大时, 在保护机制的作用下, 俯仰角速度给定值会减小, 从而降低机头的转动速度, 使机头转动方向与空速方向尽可能匹配。

$$\boldsymbol{q}_d = \boldsymbol{q}_{cmd} + K_\alpha\Delta\alpha \tag{59}$$

式中: K_α为迎角保护增益; $\boldsymbol{q}_{cmd}$为俯仰角速度指令给定; $\boldsymbol{q}_d$为期望俯仰角速度; 迎角保护量$\Delta\alpha$表示为

$$\Delta\alpha = \begin{cases} \alpha^0_{\min} - \alpha^1_{\min} & \alpha \leqslant \alpha^0_{\min} \\ \alpha - \alpha^1_{\min} & \alpha^0_{\min} < \alpha < \alpha^1_{\min} \\ 0 & \alpha^1_{\min} \leqslant \alpha \leqslant \alpha^0_{\max} \\ \alpha - \alpha^0_{\max} & \alpha^0_{\max} < \alpha < \alpha^1_{\max} \\ \alpha^1_{\max} - \alpha^0_{\max} & \alpha \geqslant \alpha^1_{\max} \end{cases} \tag{60}$$

式 (60) 中的变量代表迎角安全边界, 通过对本文所用靶机进行性能分析, 迎角安全边界取值如表 1 所示。

表 1　迎角安全边界

Table 1　Angle of attack safety boundary

$\alpha^0_{\min}$/(°)	$\alpha^1_{\min}$/(°)	$\alpha^0_{\max}$/(°)	$\alpha^1_{\max}$/(°)
0	2	8	10

综上所述, 以升降舵通道控制器为例, 基于神经网络补偿的俯仰角速度 INDI 控制器总体结构如图 3 所示。其中: $\boldsymbol{q}_c$、$\dot{\boldsymbol{q}}_c$分别为期望俯仰角速度指令滤波后的一阶、二阶信号; $\Delta\boldsymbol{M}$为期望的增量控制力矩; $\Delta\delta_e$为升降舵偏转角增量。

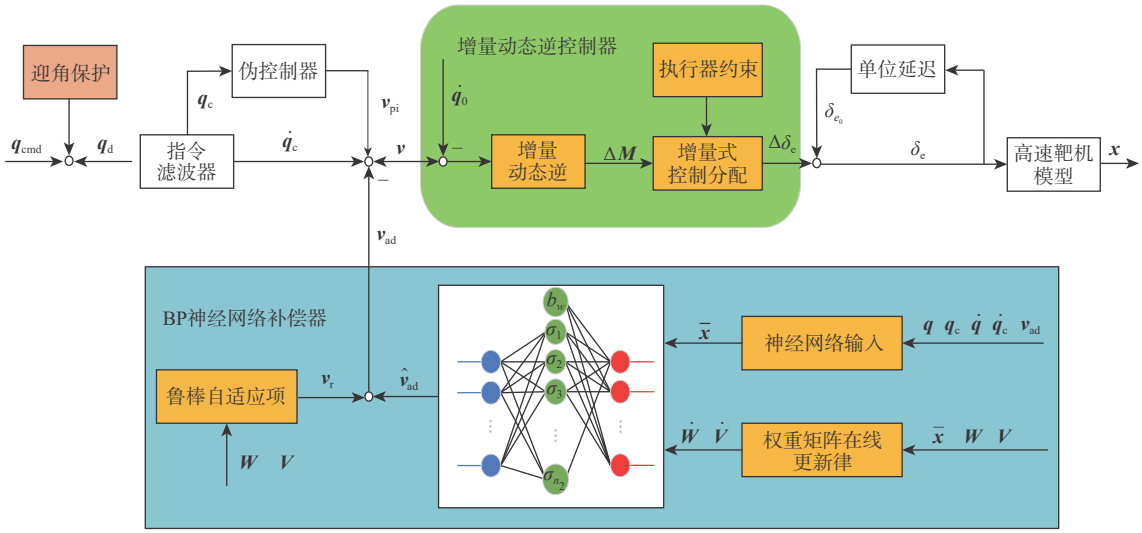


图 3 升降舵通道控制器结构

Fig. 3 Structure of elevator channel controller

4 仿真验证

4.1 仿真参数设计

本节进行数值仿真来验证所提控制方法的有效性。样例无人机主要参数为：翼展b为 1.45 m，平均气动弦长c_{A}为 0.236 7 m，翼面积S_w为 0.226 3 m^2，惯性矩I_{xx}、I_{yy}、I_{zz}分别为 2.083 8 $\mathrm{kg\cdot m}^2$、81.032 9 $\mathrm{kg\cdot m}^2$、81.514 4 $\mathrm{kg\cdot m}^2$。可以看出，其转动惯量较小、操纵效率足，具有机动飞行的潜能；但其机翼参考面积较小，进行筋斗机动飞行时会出现升力严重损失的现象；另外，该模型参数为近似模型，实际筋斗机动飞行过程中会面临随飞行状态不断变化的模型不确定性。

根据图 3 所示控制器结构及无人机参数，设计角速度回路指令滤波器为惯性环节，根据期望性能选取时间常数为 0.3。

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{c}}(s)=\frac{1}{0.3s+1}\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}(s) \tag{61}$$

线性控制器参数均设置为$K_{\mathrm{p}}=6, K_{\mathrm{i}}=1$，神经网络输入层、隐藏层、输出层神经元数目分别为 7、10、3，其中，隐藏层数目选为 10 是为了避免网络规模过大。神经网络其他参数如表 2 所示。

表 2 神经网络参数设计

Table 2 Neural network parameter design

参数	数值
输入层偏置b_v	0.1
隐藏层偏置b_w	0.1
鲁棒调整项增益K_r	1
权重矩阵最值$\bar{Z}$	1
自适应速率因子γ_w	200
自适应速率因子γ_v	90
阻尼因子λ	0.5

鲁棒调整项增益和权重矩阵最值均采用文献 [21] 中的值，其他参数根据具体仿真得出。

为测试控制器的鲁棒性，在仿真中引入扰动，考察参数摄动情况及风扰动情况下的控制律效果，并将本文设计方法与传统 INDI 方法进行对比分析。仿真初始条件为：无人机在 1 km 高度以 185 m/s 指示空速定高平飞。

4.2 仿真结果

4.2.1 标称情况

标称情况下，筋斗机动飞行过程如图 4 和图 5 所示。20 s 之前无人机保持定高平飞，在第 20 s 时刻，无人机开始以给定俯仰角速度进行筋斗机动，在整个筋斗过程中，俯仰角 2 次跨越 90°；指示空速在无人机爬升时急剧减小，当无人机越过筋斗机动顶点后逐渐增大，由于速度较大，这一阶段内无人机的高度减小至 500 m，切出筋斗机动后在该高度下保持定高平飞。筋斗机动切出条件为机头方向变化一周后俯仰角回到−5°，切出之后无人机继续保持定高平飞。

从图 6 仿真结果可以看出，无人机在筋斗机动过程中实现对俯仰角速度指令的快速准确跟踪，且

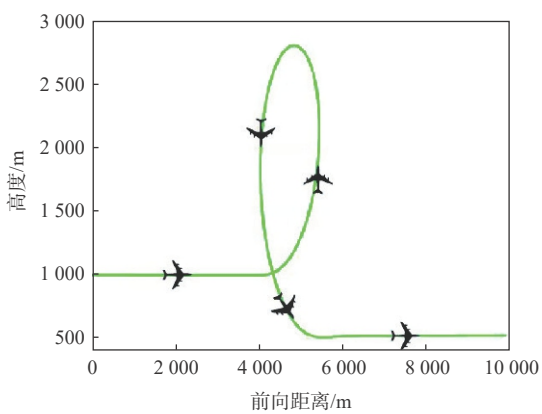
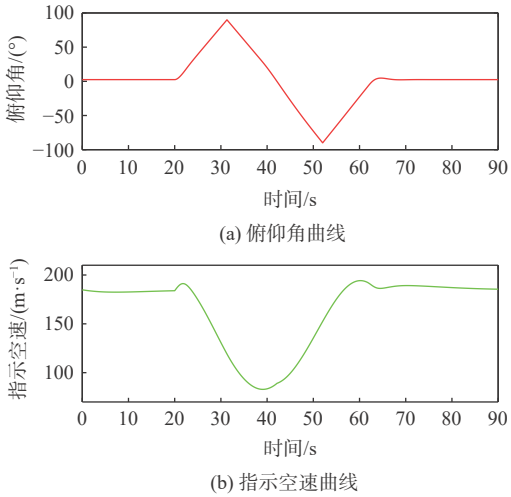


图 4 筋斗机动飞行轨迹

Fig. 4 Somersault maneuver flight trajectory

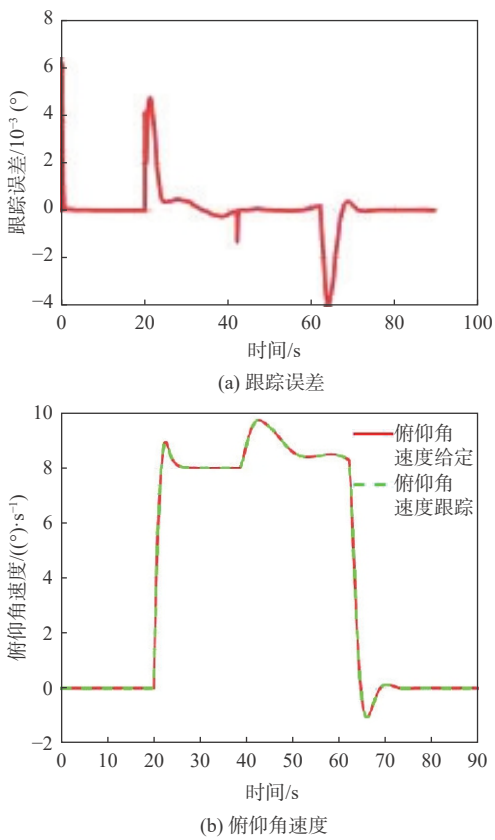


(a) 俯仰角曲线

(b) 指示空速曲线

图 5　筋斗机动关键状态量

Fig. 5　Somersault maneuver critical state quantity



(a) 跟踪误差

(b) 俯仰角速度

图 6　俯仰角速度指令跟踪

Fig. 6　Pitch angle speed command tracking

平稳无超调; 由角速度指令跟踪误差曲线可以看出, 角速度跟踪误差很小, 在10^{-3}量级。综上, 本文设计的神经网络 INDI 控制律在标称情况下满足控制精度需求。

图 7 仿真结果表明, 在整个筋斗机动飞行过程中, 虽然速度急剧减小, 但迎角始终没有超出安全边界 10°, 规避了气流分离导致的失速危险, 实现机头转动与航迹方向变化相匹配, 满足安全改变无人机航迹方向 360°的控制目标。综上, 无人机标称情况下, 筋斗机动飞行效果优良。

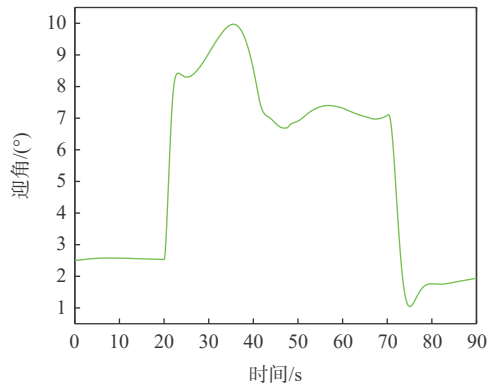


图 7　迎角变化曲线

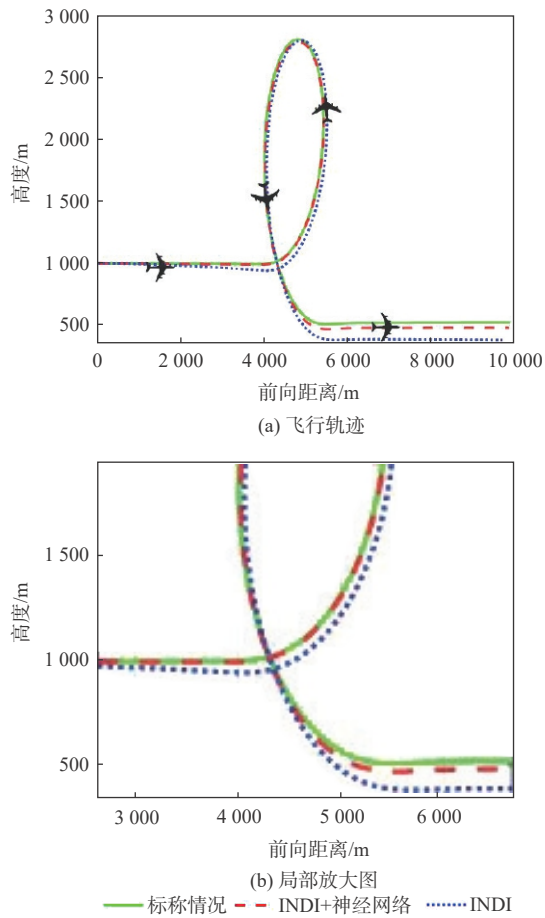
Fig. 7　Curve of Angle of attack

4.2.2　扰动情况

本节通过对比设计的 INDI+神经网络控制律与传统 INDI 方法在扰动情况下的性能来验证控制律的鲁棒性。

首先, 考察参数摄动情况, 考虑对纵向气动系数组合拉偏 20%, 包括升力系数C_{L_α}、纵向静稳定性导数C_{m_α}和俯仰操纵导数$C_{m_{\delta e}}$。

结合图 8 和图 9 可以看出, 由于本文考虑的摄动参数是与筋斗机动关系最为密切的升力及升降

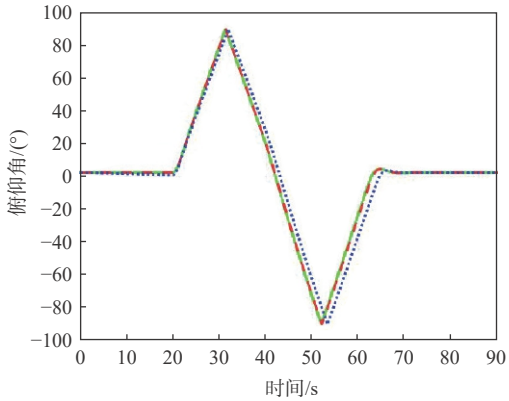


(a) 飞行轨迹

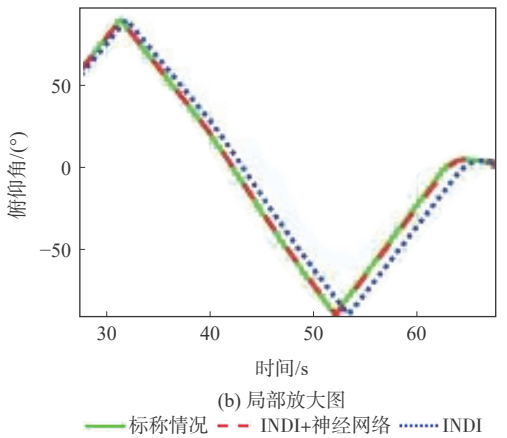
(b) 局部放大图

图 8　参数摄动下筋斗机动飞行轨迹

Fig. 8　Somersault maneuver flight trajectory under parameter perturbation



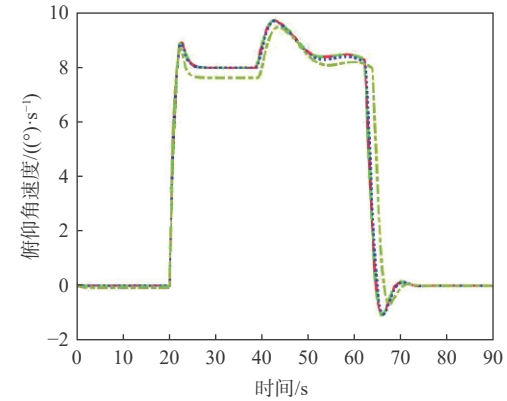
(a) 俯仰角变化



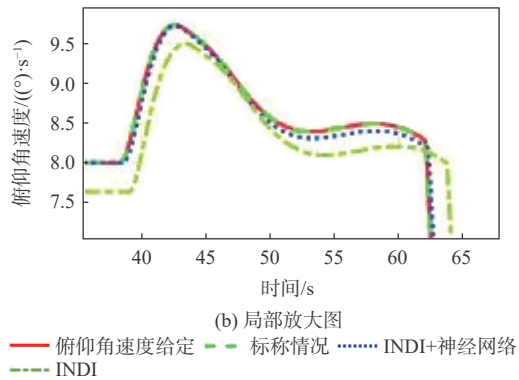
(b) 局部放大图

图 9 参数摄动下俯仰角变化

Fig. 9 Pitch angle changes under parameter perturbation



(a) 速度指令跟踪



(b) 局部放大图

图 10 参数摄动下俯仰角速度指令跟踪

Fig. 10 Pitch angle velocity command tracking under parameter perturbation

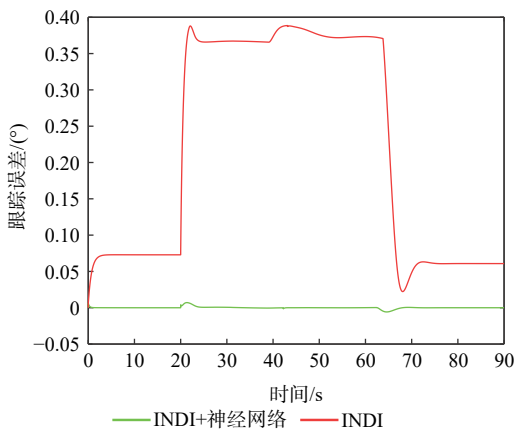


图 11 参数摄动下俯仰角速度跟踪误差

Fig. 11 Pitch angle velocity tracking error under parameter perturbation

舵效相关参数，在传统 INDI 方法控制下，筋斗机动飞行轨迹偏离标称情况，筋斗机动退出后，高度损失加重，俯仰角变化 360°的时间也增大，整体筋斗机动效果变差。

在本文设计的 INDI+神经网络控制律下，无人机筋斗机动飞行轨迹曲线及俯仰角变化曲线与标称情况下的筋斗机动飞行表现基本一致，表明该控制律提高了无人机系统对模型失配不确定因素的容忍能力。

从图 10 及图 11 可以看出，相比传统 INDI 方法，在本文设计的 INDI+神经网络控制律下，俯仰角速度仍能快速准确跟踪给定值，跟踪误差较小，控制精度接近标称情况，再次表明本文设计的控制律具备较好的鲁棒性。

然后，考察阵风扰动情况下上述 2 种控制律的性能。风扰动注入考虑从地面坐标系 x 轴加入 20 m/s 的顺风，风扰动在仿真开始 10 s 后注入并持续整个飞行过程。

图 12 绘制了整个仿真过程的风扰动变化，从地面坐标系风扰动变化曲线可以看出，风扰动的确是沿着地面坐标系 x 轴注入的 20 m/s 的顺风；从机体坐标系风扰动变化曲线可以看出，由于在筋斗机动飞行过程中俯仰角在 0°～360°区间以正弦形式变化，沿地面坐标系注入的风扰动在机体坐标系下也呈现出相似的变化。

从图 13 指示空速变化曲线也可以看出，在第 10 s 时刻，由于 x 轴的顺风扰动，指示空速在前进方向增大约 20 m/s。

如图 14 所示，由于受到沿着 x 轴顺风扰动的影响，在进入筋斗机动的初始时刻，无人机动能变大，相比标称情况，无人机筋斗机动的圆周运动半径变大。

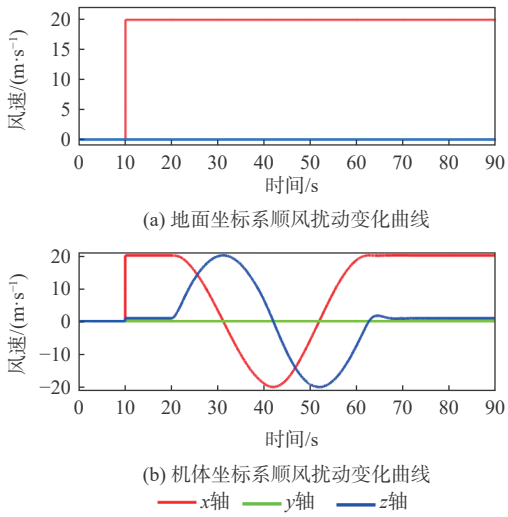


图 12　不同坐标系下顺风扰动变化曲线

Fig. 12　Downwind disturbance change curves in different coordinate systems

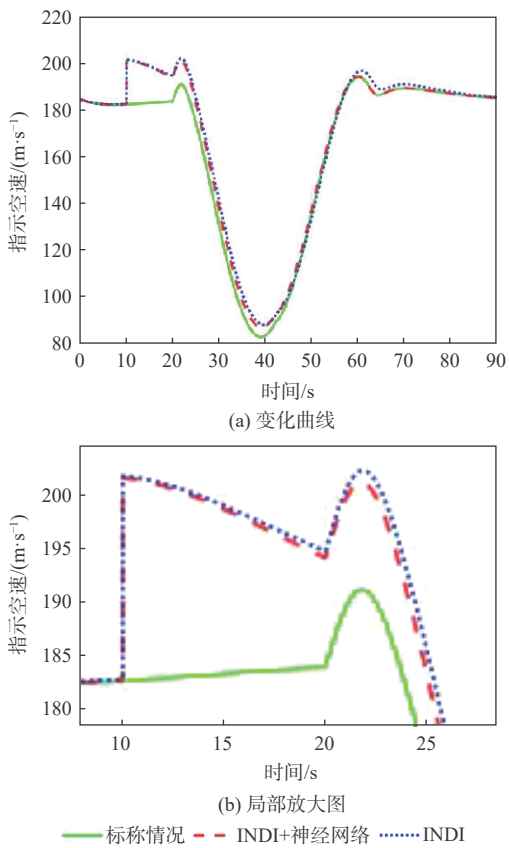


图 13　阵风扰动下指示空速变化曲线

Fig. 13　Indicates the curve of airspeed change under gusts disturbance

从图 15 和图 16 仿真结果可以看出, 相比传统 INDI 方法, INDI+神经网络控制律在阵风扰动情况下俯仰角速度仍能快速准确跟踪给定值, 跟踪误差更小, 该仿真结果表明神经网络在线自适应补偿起到了补偿作用。

在参数摄动和阵风扰动 2 种情况下, 随着仿真

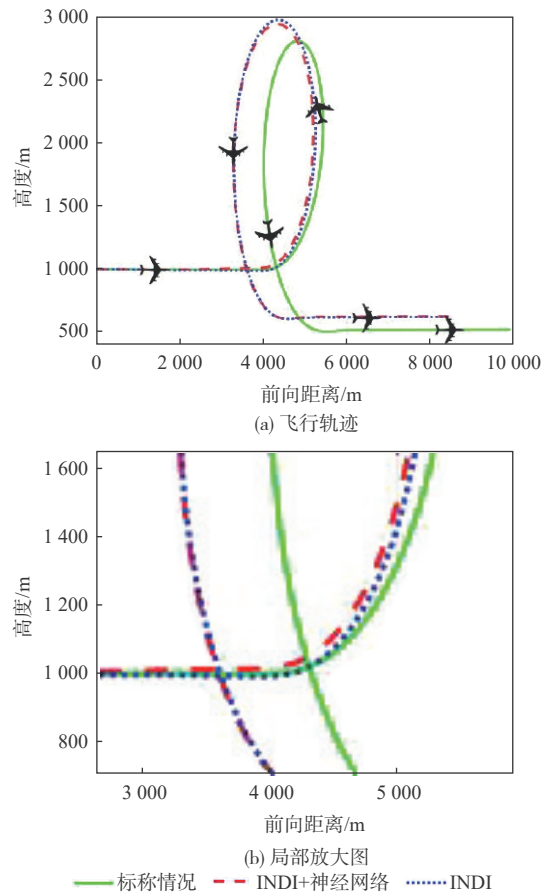


图 14　阵风扰动下筋斗机动飞行轨迹

Fig. 14　Somersault maneuver flight trajectory under gusts disturbance

进行, 神经网络都会逐渐收敛, 以顺风扰动情况为例, 图 17 为神经网络补偿不确定性的过程及神经网络权重矩阵范数的收敛过程。

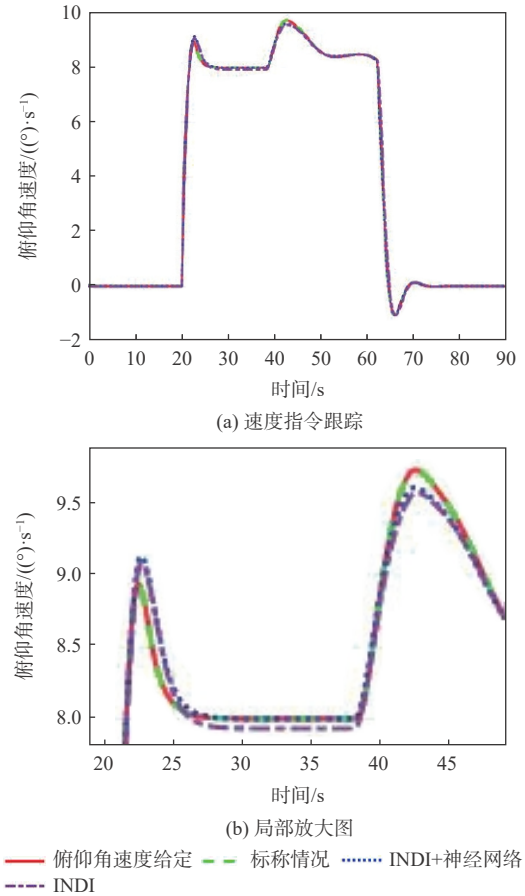
为了在风扰情况下保持俯仰角速度有较小的跟踪误差, 神经网络补偿器在扰动注入后开始补偿系统中存在的不确定性, 与线性控制器信号和指令滤波信号配合, 融合出无人机可以快速稳定跟踪的俯仰角速度伪控制量, 将该信号传递给增量动态逆控制器。神经网络权重最终收敛于如下稳态值, 其中, $\boldsymbol{V}\in\mathbf{R}^{7\times10}$ 为输入层到隐藏层的权重矩阵。

$$\boldsymbol{V}=\begin{bmatrix}0.158 & 0.072 & 0.024 & \cdots & 0.110 & 0.076\\ 0.129 & 0.126 & 0.126 & \cdots & 0.123 & 0.032\\ 0.003 & -0.087 & -0.012 & \cdots & -0.074 & -0.056\\ 0.175 & 0.01 & 0.002 & \cdots & 0.162 & 0.024\\ 0.05 & 0.097 & 0.06 & \cdots & 0.115 & 0.031\\ 0.142 & 0.145 & 0.028 & \cdots & 0.064 & 0.043\\ 0.044 & 0.078 & 0.052 & \cdots & -0.002 & -0.02\end{bmatrix} \tag{62}$$

$\boldsymbol{W}\in\mathbf{R}^{11\times1}$ 为隐藏层到输出层的权重矩阵:

$$\boldsymbol{W}=\begin{bmatrix}0.01 & 0.16 & 0.18 & \cdots & 0.15 & 0.07\end{bmatrix}' \tag{63}$$

图 18 为升降舵的舵面偏转角曲线。可以看



(a) 速度指令跟踪

(b) 局部放大图

图 15 阵风扰动下俯仰角速度指令跟踪

Fig. 15 Pitch angle velocity command tracking under gusts disturbance

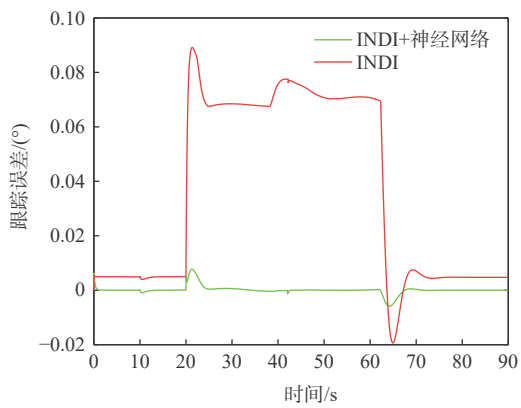
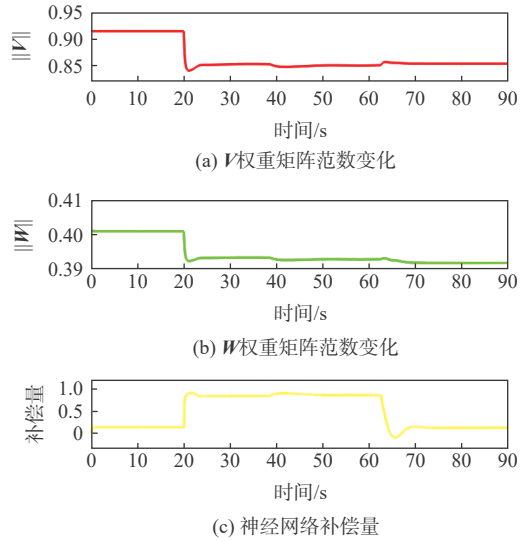


图 16 阵风扰动下俯仰角速度跟踪误差

Fig. 16 Pitch angle velocity tracking error under gusts disturbance

出，在考虑执行器约束的增量式控制分配方法下，增量动态逆控制器输出的舵面偏转角增量保持在执行器速度范围内，舵面偏转角全量也在执行器饱和范围内。

综上所述，本文设计的基于神经网络增量动态逆的无人机筋斗机动控制方案具有较高的可行性和有效性，且抗干扰能力较强。



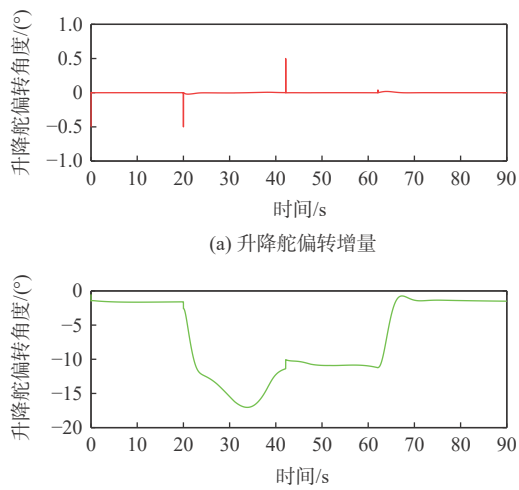
(a) V权重矩阵范数变化

(b) W权重矩阵范数变化

(c) 神经网络补偿量

图 17 神经网络补偿

Fig. 17 Neural network compensation



(a) 升降舵偏转增量

(b) 升降舵偏转全量

图 18 升降舵偏转情况

Fig. 18 Elevator deflection situation

5 结 论

1）在非线性 INDI 控制框架下，设计了 BP 神经网络补偿器，实现在线补偿高速靶机筋斗机动过程中出现的模型失配与阵风干扰等不确定性因素。

2）在非线性 INDI 问题中考虑了执行器输入约束，利用增量式控制分配方法，实现每一时刻的舵面偏转角度都保持在执行器的速率限制内。

3）利用严格的稳定性分析多情况下的非线性仿真证明了神经网络 INDI 控制器的有效性。

参考文献（References）

[1] 方斌, 许瑞, 高翔, 等. 靶机装备现状与发展需求[J]. 科技导报, 2020, 38(20): 50-56.
FANG B, XU R, GAO X, et al. The current state and the development requirement of target drones[J]. Science & Technology Re-

view, 2020, 38(20): 50-56(in Chinese).

[2] 李雪兵, 李春涛, 坤娅. 鲁棒自适应控制的靶机蛇形机动控制律设计[J]. 电光与控制, 2018, 25(5): 56-63.
LI X B, LI C T, KUN Y. Design of S maneuver control law for target drones based on robust adaptive control[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(5): 56-63(in Chinese).

[3] 依蔓, 宋磊. 藏在飞行表演中的“机动”奥秘[J]. 知识就是力量, 2023(1): 44-45.
YI M, SONG L. The mystery of “maneuver” hidden in air show[J]. Knowledge is Power, 2023(1): 44-45(in Chinese).

[4] LOPEZ-SANCHEZ I, MORENO-VALENZUELA J. PID control of quadrotor UAVs: a survey[J]. Annual Reviews in Control, 2023, 56: 100900.

[5] KIMATHI S, LANTOS B. Modelling and attitude control of an agile fixed wing UAV based on nonlinear dynamic inversion[J]. Periodica Polytechnica Electrical Engineering and Computer Science, 2022, 66(3): 227-235.

[6] XIAO L, ZHAO Z H, CAO D, et al. Composite nonlinear dynamic inversion control for quadrotor UAV with multi-source disturbances and actuator faults[C]//Proceedings of the 2022 41st Chinese Control Conference (CCC). Piscataway: IEEE Press, 2022: 386-391.

[7] PFEIFLE O, FICHTER W. Cascaded incremental nonlinear dynamic inversion for three-dimensional spline-tracking with wind compensation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021, 44(8): 1559-1571.

[8] LI Y, LIU X X, LU P, et al. Angular acceleration estimation-based incremental nonlinear dynamic inversion for robust flight control[J]. Control Engineering Practice, 2021, 117: 104938.

[9] LU P, VAN KAMPEN E J, DE VISSER C, et al. Aircraft fault-tolerant trajectory control using incremental nonlinear dynamic inversion[J]. Control Engineering Practice, 2016, 57: 126-141.

[10] LOMBAERTS T, KANESHIGE J, SCHUET S, et al. Dynamic inversion based full envelope flight control for an eVTOL vehicle using a unified framework[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020: 1619.

[11] YANG Z B, CHENG B, LV C X, et al. Fuzzy neural network dynamic inverse control strategy for quadrotor UAV based on atmospheric turbulence[J]. Applied Sciences, 2022, 12(23): 12232.

[12] RAZMI H, AFSHINFAR S. Neural network-based adaptive sliding mode control design for position and attitude control of a quadrotor UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 91: 12-27.

[13] ZHENG F Y, XIONG B W, ZHANG J Y, et al. Improved neural network adaptive control for compound helicopter with uncertain cross-coupling in multimodal maneuver[J]. Nonlinear Dynamics, 2022, 108(4): 3505-3528.

[14] VAN OVEREEM S, WANG X R, VAN KAMPEN E J. Handling quality improvements for the flying-V aircraft using incremental nonlinear dynamic inversion[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2023 Forum. Reston: AIAA, 2023: 0105.

[15] 张翾, 吴梅, 王宇航. 基于 BP 神经网络动态逆的纵列式直升机控制[J]. 飞行力学, 2021, 39(6): 36-41.
ZHANG X, WU M, WANG Y H. Tandem helicopter control based on BP neural network dynamic inversion[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(6): 36-41(in Chinese).

[16] JOHNSON E, KANNAN S. Adaptive flight control for an autonomous unmanned helicopter[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 4439.

[17] 王嵘冰, 徐红艳, 李波, 等. BP 神经网络隐含层节点数确定方法研究[J]. 计算机技术与发展, 2018, 28(4): 31-35.
WANG R B, XU H Y, LI B, et al. Research on method of determining hidden layer nodes in BP neural network[J]. Computer Technology and Development, 2018, 28(4): 31-35(in Chinese).

[18] CAO S, YU H C. An adaptive control framework for the autonomous aerobatic maneuvers of fixed-wing unmanned aerial vehicle[J]. Drones, 2022, 6(11): 316.

[19] RYSDYK R, CALISE A J. Robust nonlinear adaptive flight control for consistent handling qualities[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2005, 13(6): 896-910.

[20] MATAMOROS I, DE VISSER C C. Incremental nonlinear control allocation for a tailless aircraft with innovative control effectors[C]//Proceedings of the 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2018: 1116.

[21] YANG C, WANG M Y, WANG W D, et al. An efficient vehicle-following predictive energy management strategy for PHEV based on improved sequential quadratic programming algorithm[J]. Energy, 2021, 219: 119595.

High-speed target drone somersault maneuver control based on neural network incremental dynamic inversion

ZHAI Youhong，LI Chuntao*，SU Zikang，LI Xuebing

(College of Automation Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China)

Abstract：A neural network incremental nonlinear dynamic inversion (INDI) controller accounting for the actuator input constraint is proposed to address the issue of the high-speed target drone's propensity to produce strong and time-varying nonlinear aerodynamic characteristics during the somersault maneuver. This controller employs a back propagation (BP) neural network to compensate for a variety of uncertain disturbance factors during the UAV's somersault maneuver flight. Firstly, the flight control framework of the UAV somersault maneuver based on INDI is established. Secondly, considering that the INDI control law has insufficient anti-disturbance ability, a neural network is introduced to compensate for the model error under the control framework, and the system stability is analyzed according to Lyapunov's theorem to ensure the semi-global consistent final bounded tracking of the system. Then, an incremental control allocation method is proposed to design the objective function based on the principle of minimum tracking error to solve the rudder deflection angle increment satisfying the actuator input rate and saturation constraints. Lastly, the simulation results demonstrate that even in the event of model mismatch and external disturbance, the neural network incremental dynamic inversion controller can guarantee that the high-speed target drone can still execute the somersault maneuver command precisely and swiftly.

Keywords：high-speed target drone；somersault maneuver；actuator input constrains；incremental control allocation；neural network；incremental nonlinear dynamic inversion

Received：2023-10-25；**Accepted**：2024-01-03；**Published Online**：2024-01-12 09：26

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240111.1100.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61903190); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (NS2023016); Aeronautical Science Foundation of China (2022Z023052003); The Fund of the Key Laboratory of UAV in NWPU (2022-JCJQ-LB-071)

* **Corresponding author**. E-mail：lct13770925493@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0411

基于星载GNSS-R技术监测湖泊水域面积变化

周志凌[1]，管栋良[1,2,*]，李思思[3]，夏逸旻[1]

(1. 南京工业大学 测绘科学与技术学院，南京 211816；2. 中国科学院空天信息创新研究院，北京 100094；
3. 中国科学院精密测量科学与技术创新研究院，武汉 430077)

摘 要：鄱阳湖是中国第一大淡水湖，其水域面积变化对水资源管理、灾害防控和社会经济发展等多个方面具有重要的影响。利用星载全球导航卫星系统反射(GNSS-R)技术对湖泊水域面积进行估算。基于星载GNSS-R地表反射模型和GNSS-R卫星旋风卫星导航系统(CYGNSS)的观测数据，计算得到鄱阳湖区域的地表反射率；利用网格化插值并通过阈值法进行水域范围的识别；根据水体的格网数量及其空间分辨率进行水域面积计算。研究表明：基于星载GNSS-R技术提取的鄱阳湖水域面积与Sentinel-1卫星和Sentinel-2卫星图像处理得到的鄱阳湖水域面积之间存在显著的相似度，皮尔逊相关系数分别为0.91和0.94。以Sentinel-2卫星的结果为参考，基于CYGNSS和Sentinel-1卫星获取的鄱阳湖水域面积月平均偏差值分别为315.42 km^2和271.45 km^2，对应的月平均偏差百分比分别为17.2%和13.1%。进一步验证了星载GNSS-R技术在高时空分辨率的湖泊水域面积监测中的可靠性和应用前景，可为水资源管理和灾害防控等提供数据支持。

关 键 词：星载GNSS-R技术；CYGNSS；Sentinel-1；Sentinel-2；湖泊水域面积监测；阈值法
中图分类号：P237
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4299-11

鄱阳湖是中国第一大淡水湖，位于江西省北部。鄱阳湖水域面积的变化对水资源管理、生态保护、气候变化研究、灾害防控和社会经济发展等多个方面具有重要的影响。因此，对鄱阳湖水域面积变化进行监测具有重要实用价值。

常用的水域面积监测方法主要有：①利用水文站点观测的水位、流量等水文数据，结合湖泊的几何形状，推算湖泊水域面积，适用于有完整水文观测数据的湖泊。②基于地形数据和水位变化等信息，建立湖泊水体数值模型，推算水体面积，但需要较为精确的地形数据和水位观测数据，并且对湖泊的地形和水流变化等因素有较高要求。③基于遥感卫星影像提取湖泊水域边界并计算水域面积[1]。该方法精度高且可进行大范围水域监测，是目前主要的水域面积计算方法，但由于卫星重返周期较长无法及时获取水域面积变化情况。

全球导航卫星系统反射(global navigation satellite system-reflectometry, GNSS-R)技术是通过接收和处理经地球表面反射的全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)信号，实现对地球表面物理参数感知的遥感技术[2]，最早于1993年由欧空局(European Space Agency, ESA)科学家Martin-Neira[3]提出。GNSS-R可应用于海洋、陆地和冰冻圈等领域的遥感监测，如海面风速[4]、海浪有效波

收稿日期：2024-06-06；**录用日期**：2024-10-26；**网络出版时间**：2024-10-30 10:13
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241029.1734.005
基金项目：国家重点研发计划(2021FBY3901301)；国家自然科学基金面上项目(42271420)；江苏省自然科学基金青年基金项目(BK20220366)；江苏省自然资源厅科技创新项目经费资助(JSZRKJ202406)
* **通信作者**. E-mail：guan.dongliang@njtech.edu.cn

引用格式：周志凌，管栋良，李思思，等. 基于星载GNSS-R技术监测湖泊水域面积变化[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4299-4309. ZHOU Z L，GUAN D L，LI S S，et al. Monitoring lake water area change based on spaceborne GNSS-R technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4299-4309 (in Chinese).

高[5]、海面测高[6]、土壤湿度[7-8]、海冰监测[9]和雪深探测[10-13]等。其中，陆地水体监测是其重要应用之一。GNSS-R的优点主要包括：GNSS-R接收机采用被动接收的工作模式，其体积小、质量轻、功耗低，可搭载在微卫星上，易于实现卫星组网，提高时空分辨率；GNSS-R为L波段信号，不易受大雾、云层、降雨等天气影响，具备全天候观测能力。

近年来，星载GNSS-R技术在水体监测领域引起了越来越多学者的兴趣。Gerlein-Safdi等[14]提出了一种利用地表反射率信号生成0.01°×0.01°的内陆水体掩膜的图像处理算法，通过与手绘地图和中分辨率成像光谱仪(moderate resolution imaging spectroradiometer, MODIS)水掩膜产品对比，证实飓风全球导航卫星系统(cyclone global navigation satellite system, CYGNSS)水掩膜提供了准确的时变地图，能够解决湖泊和河流位置范围的变化。Ghasemigoudarzi等[15]利用CYGNSS数据和RUSBoost分类算法，结合特征选择和辅助数据，提出了一种基于延迟多普勒图(delay Doppler map, DDM)的洪水监测方法，其在飓风“Harvey”和“Irma”中对被淹没地点的检测准确率分别达89.00%和85.00%，同时该方法对未被淹没地点的检测准确率分别为97.20%和71.00%。AL-Khaldi等[16]利用相干检测器为CYGNSS卫星观测的DDM建了动态的内陆水体掩膜，并利用Pekel水体掩膜作为比较对象，验证了CYGNSS卫星进行内陆水体动态监测的能力。Wan等[17]研究了在2017年中国东南地区台风和极端降水事件期间利用CYGNSS数据监测洪水淹没的优势和局限性，结果表明，尽管缺乏定量评价，但是为进一步指定GNSS-R星座监测地表水文提供了支持性证据。Yang等[18]通过校正模拟功率得到地表反射率，实现了对洪水每天覆盖区域的动态监测，验证了基于星载GNSS-R技术监测洪水灾害的可行性。Zhang等[19]利用CYGNSS L1数据分析了各种信噪比和其对地表特征的反射率，通过观察被淹没和未被淹没区域的CYGNSS DDM变化，使用阈值检测法确定了极端降水影响下的淹没区域。前人基于GNSS-R水体监测方面已做了大量研究并取得了显著成果，其研究主要集中在水体识别方面，对水域面积的定量估算尚未做进一步的研究。

本文旨在利用星载GNSS-R技术研究鄱阳湖在2022年的水域面积变化情况，并提出了一种基于星载GNSS-R技术的水域面积计算方法。该方法以GNSS-R散射模型为理论基础，利用CYGNSS卫星的观测数据计算地表反射率作为特征参数，并以此进行水域范围的识别和水体面积计算。此外，本文还利用Sentinel-1卫星和Sentinel-2卫星遥感影像对本文提出的水体面积计算方法结果进行评估，以验证其有效性。

1 星载GNSS-R水体识别和水域面积计算方法

1.1 基于星载GNSS-R技术的地表反射率计算模型

星载GNSS-R技术本质上为双基雷达，其信号源为全球导航卫星，其信号接收器则搭载在GNSS-R卫星上。因此，本文以双基地雷达方程为基础，推导出地表反射率计算模型[20]。

在镜面反射占主导地位的情况下，双基雷达接收功率的相干散射分量为[21-24]

$$P_{\mathrm{RL}}^{\mathrm{coh}}=\left(\frac{\lambda}{4\pi}\right)^2\frac{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{r}}}{(r_{\mathrm{st}}+r_{\mathrm{sr}})^2}\Gamma_{\mathrm{RL}} \tag{1}$$

式中：$P_{\mathrm{RL}}^{\mathrm{coh}}$为GNSS信号发生镜面反射后的相干散射功率；R和L分别为右旋圆极化和左旋圆极化；λ为GNSS信号波长；P_{t}为GNSS信号发射功率；G_{t}和G_{r}分别为GNSS卫星发射天线和GNSS-R卫星接收天线的增益；r_{st}为GNSS卫星到地表镜面反射点之间的距离，r_{sr}为地表镜面反射点到星载GNSS-R接收机之间的距离；Γ_{RL}为地表反射率。

通过式(1)可以得到地表反射率Γ_{RL}为

$$\Gamma_{\mathrm{RL}}=\left(\frac{4\pi}{\lambda}\right)^2\frac{P_{\mathrm{RL}}^{\mathrm{coh}}(r_{\mathrm{st}}+r_{\mathrm{sr}})^2}{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{r}}} \tag{2}$$

1.2 星载GNSS-R水体识别及水域面积计算方法

本文在基于GNSS-R观测值计算得到地表反射率后，对其进行网格化插值处理。由于地表反射率散点分布不均匀，且水体和陆地地表反射率不同，可能在相对较小的空间范围内发生较大的变化，而反距离权重插值(inverse distance weighted, IDW)充分利用了空间上相邻点之间的关系，且对于局部变化的敏感性较高，因而本文使用了IDW方法[25]。该方法根据已知点和插值点的空间位置计算其欧氏距离，根据距离计算权重并结合已知点的地表反射率估算出插值点的地表反射率。

$$Z(x)=\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{(D_i)^p}Z_i\Big/\left(\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{(D_i)^p}\right) \tag{3}$$

式中：$Z(x)$为待插值点的估计值；Z_i为第i个样本的属性值；D_i为待插值点与第i个样本点之间的欧氏距离；p为距离的幂。

以插值处理后的地表反射率作为判别标准，采用阈值法对每一个格网进行水体判别，判别方法

如下:

$$\begin{cases} P=1 & \Gamma_{RL} \geqslant T \\ P=0 & \Gamma_{RL} < T \end{cases} \tag{4}$$

当格网对应的地表反射率$\Gamma_{RL} \geqslant T$时, 该格网赋值为 1, 标记为水体, 当$\Gamma_{RL} < T$时, 该网格赋值为 0, 标记为陆地。

基于前文中的水体识别方法, 统计赋值为 1 的格网数量, 根据式 (5) 计算得到水域面积。

$$A = nR^2 \tag{5}$$

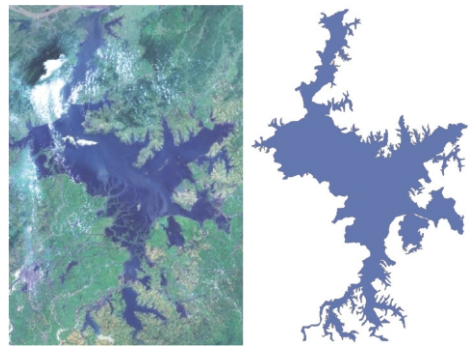
式中: A为水域面积, km^2; n为赋值为 1 的格网数量; R为格网的空间分辨率, km。

2　研究区域和实验数据

2.1　研究区域

鄱阳湖位于江西省北部, 长江中下游南岸, 地理范围为 115.82°E～116.77°E、28.40°N～29.77°N。鄱阳湖是中国面积最大的淡水湖泊, 湖区南北长 173 km, 东西平均宽 16.9 km, 湖岸线总长约 1 200 km。以松门山为界, 湖区分为南北两部分, 南部宽广, 为主湖区, 北部狭长, 为湖水入长江水道区。鄱阳湖是水文情势变化剧烈的大型浅水湖泊, 受流域及长江来水双重影响, 鄱阳湖水位年变幅通常超过 10 m, 丰、枯水期水域面积相差极大。

本文以鄱阳湖水域边界为研究区域, 数据来源于国家科技基础条件平台——国家地球系统科学数据中心 (http://www.geodata.nnu.edu.cn)。该数据集在鄱阳湖遥感影像的基础上, 选取水域部分进行数字化解译, 并结合网络地图、1∶100 万地形图等信息对边界进行修正, 得到鄱阳湖的矢量边界数据。由于鄱阳湖是一个水位变化较大的湖泊, 其水域边界随着每年最高水位的变化而发生相应的变动, 为保证研究区域的准确性和完整性, 本文将该数据与中国水系三级以上河流鄱阳湖区域进行合并, 剪裁内部元素, 最终得到本文中所使用的鄱阳湖边界。鄱阳湖卫星图及边界矢量图如图 1 所示。



(a) 鄱阳湖卫星图　　(b) 鄱阳湖边界矢量图

图 1　鄱阳湖卫星图和边界矢量图

Fig. 1　(a) Satellite image boundary vector and image of Poyang Lake

2.2　CYGNSS 数据

CYGNSS 是美国国家航空航天局和密西根大学联合发射的基于 GNSS-R 技术的对地观测星座, 由 8 颗微卫星组成。其卫星轨道倾角为 35°, 平均重访时间为 7.2 h, 重返时间中值为 2.8 h[26]。CYGNSS 的主要任务是监测和研究台风内部结构和强度变化, 这有助于预测和理解台风的路径和强度变化。每颗 CYGNSS 卫星搭载一台延迟多普勒仪, 可同时接收和处理 4 个全球定位系统 (global positioning system, GPS) 反射信号, 每秒获得 4 个 DDM 观测值。自 2019 年 7 月起, CYGNSS 的观测频率调整为 2 Hz[27], 即每 0.5 s 每颗卫星可以获得 4 个 DDM 观测值。CYGNSS 卫星迄今已运行了近 7 年时间, 为星载 GNSS-R 应用研究提供了海量的观测数据。

本文研究中使用了 CYGNSS 在 2022 年 1—12 月的 Level 1 V3.1 数据产品, 该数据产品包含卫星轨道位置、卫星姿态、观测数据、卫星信号质量和天线参数等众多参量。

2.3　Sentinel-1、Sentinel-2 卫星数据

Sentinel-1 卫星是欧洲航天局 (European Spale Agency, ESA) 哥白尼计划中的地球观测卫星, 由 2 颗卫星组成, 载有 C 波段合成孔径雷达 (synthetic aperture radar, SAR), 可提供连续的 SAR 图像[28], 其重访周期为 6 d[29]。利用 SAR 图像, 可以获取水体边界、水体面积及水体变化等关键信息, 实现对水资源分布、变化和管理的监测和评估。Sentinel-2 卫星是 ESA 发射的一对高分辨率多光谱成像卫星[30], 其重访周期为 5 d。利用 Sentinel-2 卫星的多光谱图像可以获取水体边界和面积等信息, 实现对水体体积、水资源分布变化的监测。因此, Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星在水体监测和水资源管理等领域中有着广泛的应用。

本文获取了 2022 年 1—12 月 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星的影像数据, 作为验证星载 GNSS-R 水体识别结果的数据。

3　数据处理与结果分析

本文根据第 2 节介绍的星载 GNSS-R 水体识别和水域面积计算方法, 计算得到了 2022 年鄱阳湖地区的水域面积变化情况, 并与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星的水体反演结果进行了比较, 其具体数据处理和分析流程如图 2 所示。总流程主要包括 CYGNSS 卫星数据相关字段提取、数据质量控制、地表反射率计算、地表反射率网格化插值、水体提取和水域面积计算等步骤。

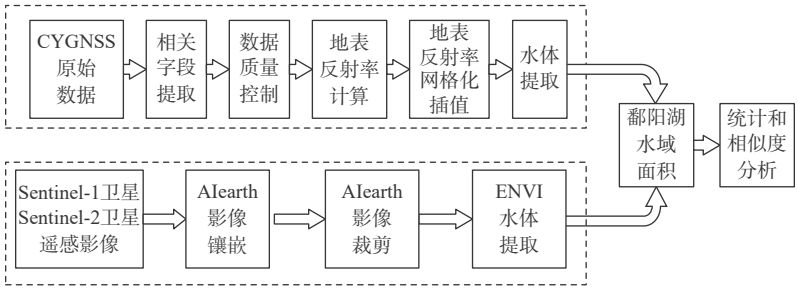


图2 基于星载GNSS-R水体识别方法总流程

Fig. 2 Flowchart of water body identification method based on spaceborne GNSS-R

为验证本文方法的可行性和准确性，本文使用Sentinel-1卫星和Sentinel-2卫星遥感影像处理得到了鄱阳湖水域面积，将其作为验证数据与星载GNSS-R结果进行统计和相似度分析。

3.1 CYGNSS数据质量控制

为更准确地应用CYGNSS数据对鄱阳湖进行水体识别及水体面积计算，本文对CYGNSS原始观测数据进行筛选。CYGNSS数据筛选原则如下[19, 26, 31-32]：

1）利用CYGNSS数据中的质量标记来去除部分异常值——本文使用的质量标记分别为2、4、5、8、16和17，其依次为S波段发射机启动、航天器姿态误差、黑体DDM、DDM测试模式、DDM中的直射信号和GPS等效各向同性辐射功率估计的低置信度；

2）删除信噪比值小于2 dB的观测数据，即ddm_snr > 2；

3）删除入射角大于65°的观测数据，即sp_inc_angle < 65°；

4）删除接收天线增益小于0的观测数据，即sp_rx_gain > 0；

5）星敏感器(nano star tracker)是一种以恒星作为参考物进行姿态测量的姿态敏感器，其状态需为OK状态，即nst_att_status = 0；

6）删除6号卫星数据。由于6号卫星数据在2022年11月26日后缺失，在2022年内总6号卫星总共缺失42天数据且数据质量较差，为确保研究数据的一致性和可靠性删除研究时间范围内6号卫星的数据。

3.2 基于CYGNSS卫星的鄱阳湖水体识别结果

基于1.1节介绍的星载GNSS-R地表反射率计算模型，本文利用预处理后的CYGNSS观测数据计算得到了2022年鄱阳湖区域的地表反射率，如图3所示。

从图3中可以看出，鄱阳湖水域的地表反射率在2022年有显著的变化。在图3中，6月和7月存在一个地表反射率较低的区域，即图中间红色区域，通过与Sentinel-1/2卫星的图像对比，确认该区域为水域。因为水域的地表反射率较高，陆地的地表反射率较低，所以表明该区域数据存在异常。为确保水体识别结果的准确性和可靠性，本文剔除了6月和7月数据中地表反射率小于预设阈值−13.4 dB的数据点，如图4所示。

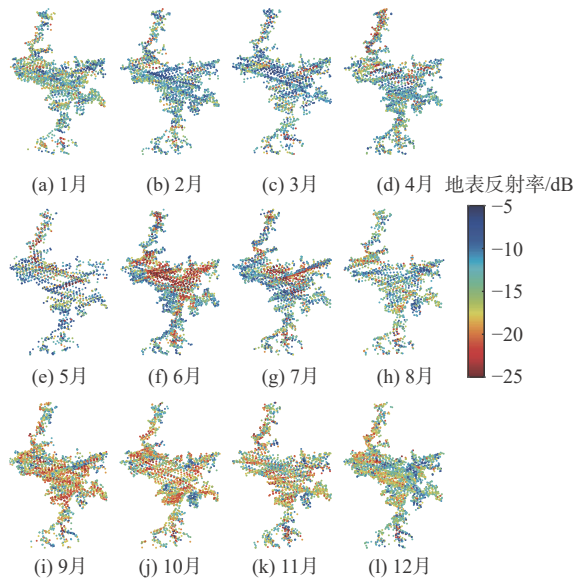


图3 基于CYGNSS卫星计算得到的2022年鄱阳湖地表反射率

Fig. 3 Scatter plot of surface reflectance of Poyang Lake during 2022 based on CYGNSS satellite calculation

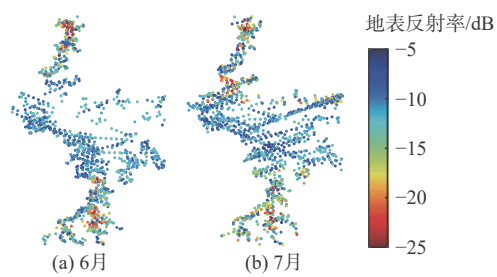


图4 修正后的6月和7月鄱阳湖地表反射率图

Fig. 4 Scatter plot of surface reflectance correction in June and July

由于地表反射率散点分布不均匀，为更好地呈现数据的空间分布特征，本文采用网格化插值处理。地表反射率散点的平均间隔约为1 km。因此，

本文首先将地理坐标范围为 115.82°E～116.77°E、28.40°N～29.77°N 的区域划分为 1 km×1 km 空间分辨率的网格, 总计 152×92=13 984 个网格。然后, 结合鄱阳湖边界数据集对这些网格进行裁剪操作, 筛选出本文研究区域所对应的网格。最后, 通过 IDW 方法, 对地表反射率结果进行插值处理, 得到网格插值化处理后的鄱阳湖地表反射率, 如图 5 所示。

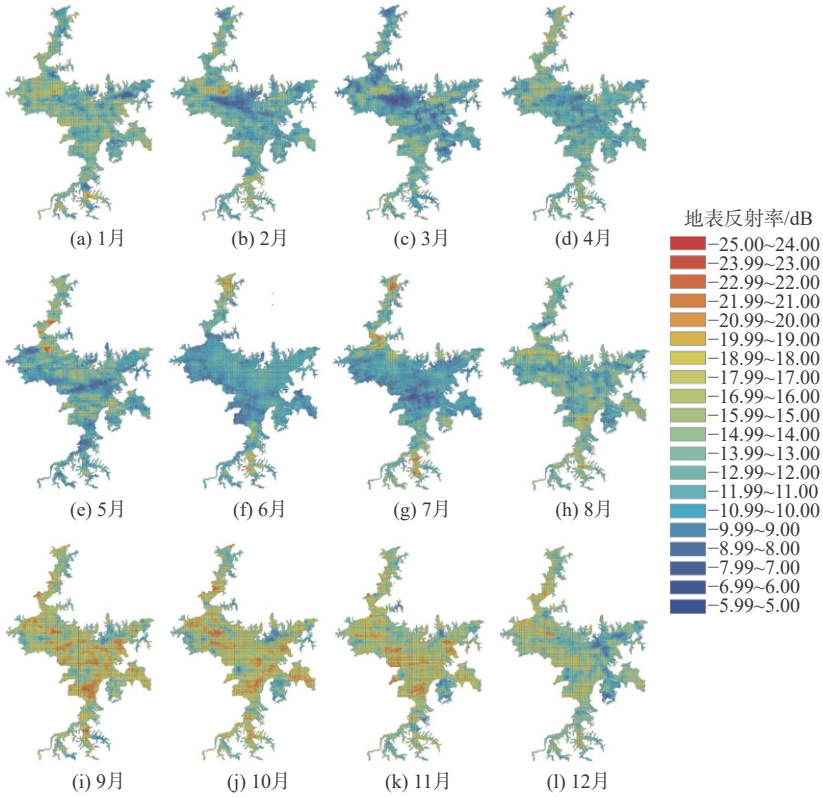


图 5　基于 CYGNSS 卫星的 2022 年鄱阳湖地表反射率插值结果

Fig. 5　Interpolation results of surface reflectance of Poyang Lake during 2022 based on CYGNSS satellite

从图 5 中可以看出, 1—6 月, 鄱阳湖水域的地表反射率整体上在逐渐增大, 表示鄱阳湖水域面积在逐月增加。7—11 月, 地表反射率开始逐渐减小, 意味着鄱阳湖水域面积在逐月减小。特别在 8—9 月, 水域面积急剧减少。然而, 在 12 月鄱阳湖水域的地表反射率整体上开始增大, 表示鄱阳湖水域面积开始恢复。

为进一步清晰地区分陆地和水体, 本文根据地表反射率结果, 采用阈值法[17-19, 33-34] 进行

水体分离。由于 6 月和 7 月数据存在异常, 因而在确定阈值时采用了除 6 月和 7 月以外的 10 个月的观测数据。在这 10 个月中, 地表反射率最大值为−5.79 dB, 最小值为−24.83 dB。因此, 在−24～−6 dB 的范围内, 以 1 dB 为间隔, 生成一系列地表反射率阈值。然后, 分别计算各阈值下 CYGNSS 提取的鄱阳湖水域面积, 并将其与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星的水域面积进行比较。图 6 给出了不同反射率阈值下, CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星提取的鄱阳湖水域面积均方根误差 (root mean square error, RMSE) 值。

$$R_{\mathrm{MSE}}=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}\left(A_{\mathrm{Sentinel},i}-A_{\mathrm{CYGNSS},i}\right)^{2}}{m}} \tag{6}$$

式中: R_{MSE}为 CYGNSS 与 Sentinel 卫星提取的鄱阳湖水域面积均方根误差值; $A_{\mathrm{Sentinel},i}$为i月基于 Sentinel 卫星提取的鄱阳湖水域面积; $A_{\mathrm{CYGNSS},i}$为i月基于 CYGNSS 提取的鄱阳湖水域面积; m为月份总数, 本文中n取 12。RMSE 平均值为

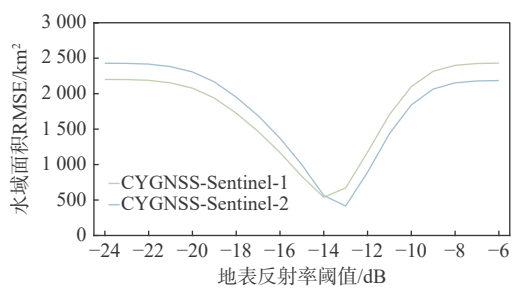


图 6　不同反射率阈值下, CYGNSS 与 Sentinel-1 和 Sentinel-2 提取的鄱阳湖水域面积 RMSE 值

Fig. 6　RMSE values of water area of Poyang Lake extracted by CYGNSS and Sentinel-1, Sentinel-2 under different reflectance thresholds

$$R_{\mathrm{MSE}}^{\mathrm{avg}}=(R_{\mathrm{MSE}}^{\mathrm{S1}}+R_{\mathrm{MSE}}^{\mathrm{S2}})/2 \tag{7}$$

式中：$R_{\mathrm{MSE}}^{\mathrm{avg}}$为 CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星提取的水域面积 RMSE 平均值；$R_{\mathrm{MSE}}^{\mathrm{S1}}$为 CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星提取的水域面积 RMSE 值；$R_{\mathrm{MSE}}^{\mathrm{S2}}$为 CYGNSS 与 Sentinel-2 卫星提取的水域面积 RMSE 值。

从图 6 中可以看出，在反射率阈值为−14 dB 时，CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星提取的水域面积 RMSE 值最小；在反射率阈值为−13 dB 时，CYGNSS 与 Sentinel-2 卫星提取的水域面积 RMSE 值最小。

为得到更加准确的阈值来区分陆地与水体，本文进一步在−14.9～−12.1 dB 的阈值范围内以 0.1 dB 为间隔再次计算 CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星提取的鄱阳湖水域面积 RMSE，其结果如图 7 所示。

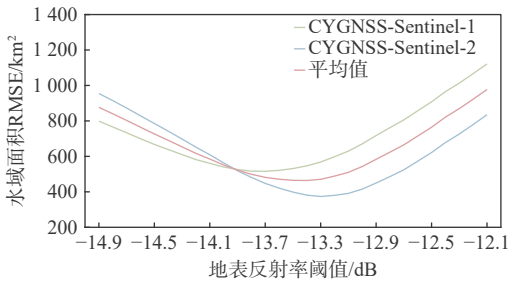


图 7 不同反射率阈值下，CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星提取的鄱阳湖水域面积 RMSE 值

Fig. 7 RMSE values of water area of Poyang Lake extracted by CYGNSS and Sentinel-1, Sentinel-2 under different reflectance thresholds

从图 7 中可以看出，在反射率阈值为−13.7 dB 时，CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星提取的水域面积 RMSE 值最小；在反射率阈值为−13.3 dB 时，CYGNSS 与 Sentinel-2 卫星提取的水域面积 RMSE 值最小。反射率为−13.4 dB 时，CYGNSS 与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星提取的水域面积 RMSE 平均值最小。

综上所述，本文以−13.4 dB 为阈值，大于等于−13.4 dB 的区域为水体，小于−13.4 dB 的区域为陆地。该阈值与张双成等研究中采用的阈值基本相符[19]。图 8 给出了经过阈值处理后的鄱阳湖水域的水体分离结果。

图 8 中以蓝色和红色分别表示水域和陆地区域。相较于图 5，图 8 更加直观地展示了鄱阳湖区域内水域和陆地的空间分布。从图 8 中可以更直观地了解鄱阳湖水域面积在不同月份的变化情况。1—6 月水域面积在逐渐扩大，7 月开始水域面积开始减少，特别在 8—9 月水域面积迅速下降，到 12 月，水域面积又出现了回升的趋势。这是因为鄱

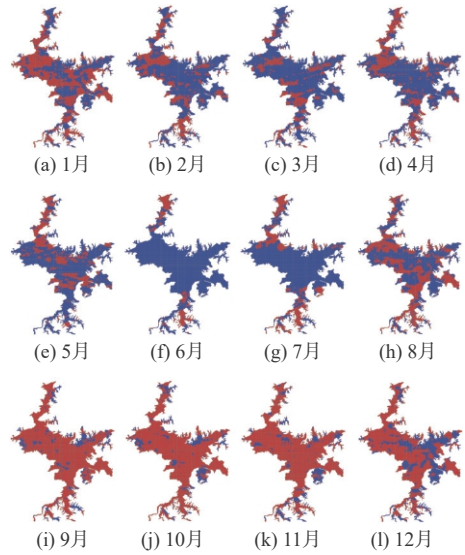


图 8 基于 CYGNSS 卫星的 2022 年鄱阳湖水体分离结果

Fig. 8 Separation results of Poyang Lake water body in 2022 based on CYGNSS satellite

阳湖是过水型湖泊，承接五河，连通长江，洪水期和枯水期差别较大。自 2022 年 6 月底结束汛期后，按往年经验本该是丰水期的鄱阳湖流域，却直接步入枯水期，因为从 7 月以来，高温少雨的天气一直持续，且受长江干流水位上涨的影响，鄱阳湖水位出现明显上涨，水域面积回升。

3.3 基于 CYGNSS 卫星的鄱阳湖水域面积计算

为定量评估水域面积，本文统计了水体分离处理后蓝色区域的网格数量，并根据网格化插值处理时的空间分辨率，计算得到鄱阳湖在 2022 年每月的水域面积，如图 9 所示。

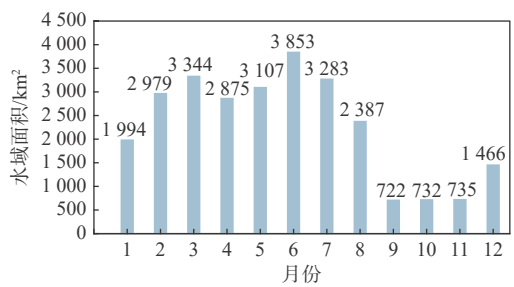


图 9 基于星载 CYGNSS 卫星反演得到的鄱阳湖 2022 年的水域面积

Fig. 9 Water area of Poyang Lake in 2022 based on spaceborne CYGNSS satellite

3.4 Sentinel-1/ Sentinel-2 卫星鄱阳湖水体面积计算

本文基于 AI Earth 云平台，对 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星的遥感影像进行了影像镶嵌和影像裁剪操作，利用 ENVI 软件对裁剪后的影像进行水体分离处理。图 10 和图 11 分别给出了 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星的水体分离结果。在图 10

和图 11 中, 蓝色部分表示水域区域, 红色部分表示陆地区域。图 10 和图 11 中直观地反映出鄱阳湖水域面积在不同月份的变化趋势, 1—6 月水域面积在逐渐扩大, 而 6 月之后水域面积开始减少, 8—9 月水域面积迅速下降, 12 月水域面积又出现了回升。这些趋势的变化与本文基于 CYGNSS 数据得到的研究结果相符。

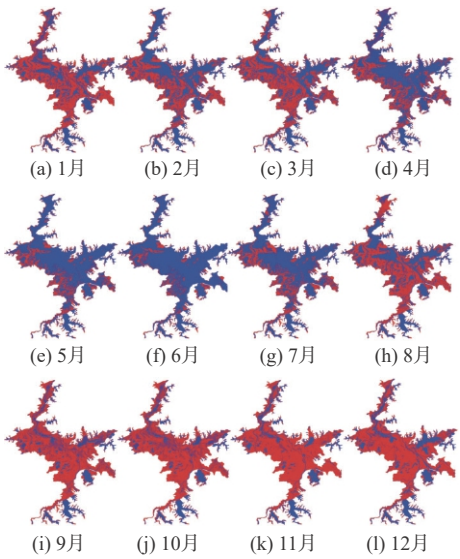


图 10　基于 Sentinel-1 卫星影像数据的鄱阳湖水体分离结果

Fig. 10　Separation results of Poyang Lake water body based on Sentinel-1 image data

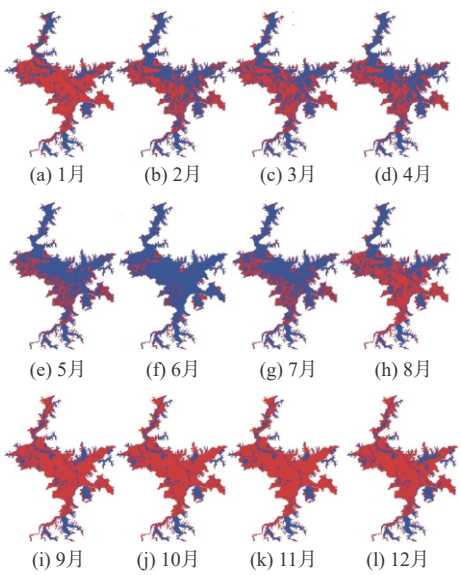


图 11　基于 Sentinel-2 卫星影像数据的鄱阳湖水体分离结果

Fig. 11　Separation results of Poyang Lake water body based on Sentinel-2 image data

为定量比较水域面积, 本文统计了水体分离后水域区域的像素点数量, 并根据 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星的影像分辨率计算出水域的面积。Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星不同月份的水域面积统计结果如图 12 所示。

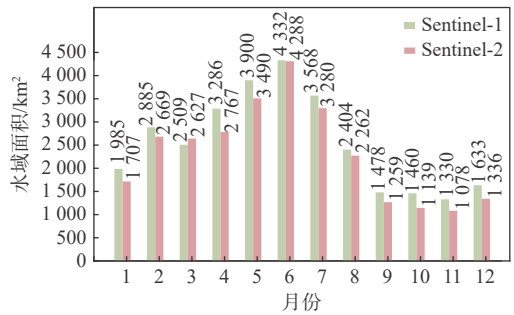


图 12　基于 Sentinel-1/ Sentinel-2 卫星反演得到的鄱阳湖 2022 年水域面积

Fig. 12　Sentinel-1/ Sentinel-2 image separation of water body area in Poyang Lake in 2022

3.5　CYGNSS 与 Sentinel-1/ Sentinel-2 水域面积结果对比

图 13 给出了基于 CYGNSS、Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星反演得到的鄱阳湖水域面积在 2022 年的变化情况。从图 13 中可以看出, 基于 CYGNSS、Sentinel-1 和 Sentinel-2 卫星反演得到的水域面积在 2022 年的变化趋势基本一致, 1—6 月, 水域面积逐渐增大, 6—11 月, 水域面积逐渐减少至全年最低水平, 11 月和 12 月, 水域面积又逐渐增大。

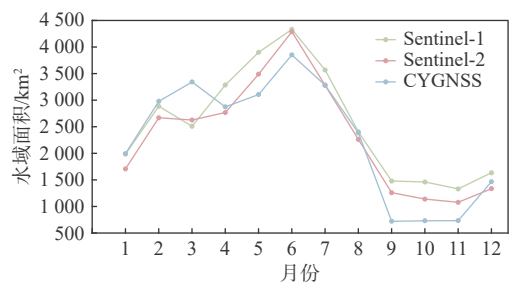


图 13　2022 年鄱阳湖水域面积对比

Fig. 13　Comparison of Poyang Lake water area in 2022

本文通过分析基于 CYGNSS 提取的鄱阳湖水域面积与基于 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星影像处理结果之间的相似度, 评估 2 组数据的接近程度。相似度分析是一种衡量 2 组数据之间相似性的统计方法。本文以皮尔逊相关系数作为相似度评价指标。皮尔逊相关系数越接近 1, 表明 2 组数据的相似度越高, 反映出 2 种方法在水域面积测量结果上的一致性。

从图 13 中可以看出, 基于 CYGNSS 提取的鄱阳湖水域面积结果与基于 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星影像处理得到的鄱阳湖水域面积结果之间存在显著的相似度。为进一步验证其之间的相似度, 本文进行了相似度分析, 结果如图 14 所示。

从图 14 中可以看出, 基于 CYGNSS 提取的鄱阳湖水域面积结果与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星影像处理得到的鄱阳湖水域面积之间存在显著

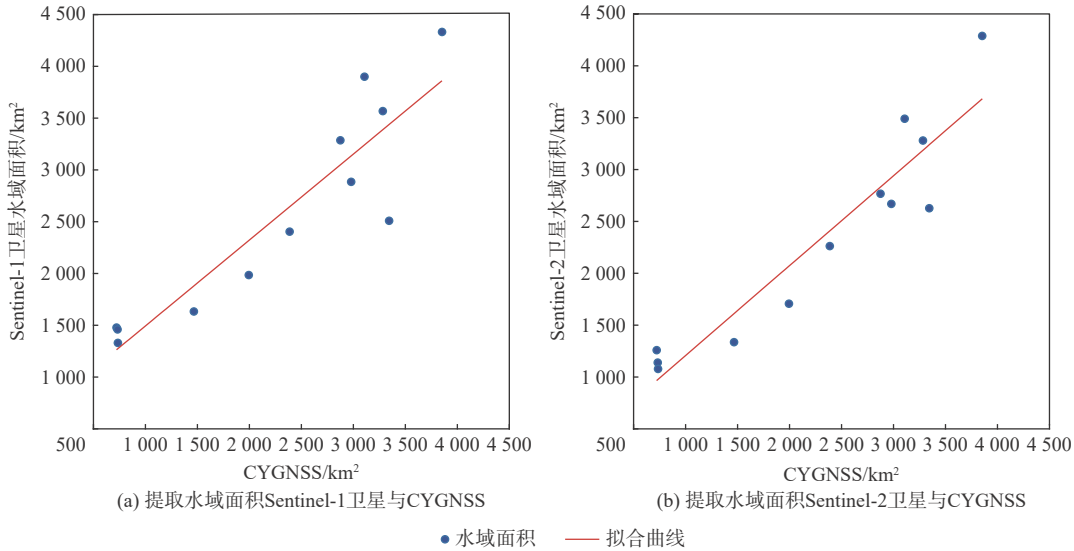


图 14 基于星载 GNSS-R 技术提取与 Sentinel-1/Sentinel-2 卫星影像处理得到的鄱阳湖水域面积结果相似度分析

Fig. 14 Similarity analysis between the Poyang Lake water area results extracted based on satellite GNSS-R technology and the Poyang Lake water area results obtained from Sentinel-1 /Sentinel-2 image processing

的相似度，其皮尔逊相关系数分别为 0.91 和 0.94。这表明，本文提出的基于星载 GNSS-R 技术水域面积计算方法的可靠性和准确性。

值得注意的是，2—4 月，基于 CYGNSS 获取的水域面积先增大后减小，而基于 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星得到的水域面积先减小后增大。基于 CYGNSS、Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星获取的鄱阳湖水域面积之间的差值如图 15 所示。从图 15 中可以看出，CYGNSS 和 Sentinel-1 卫星在 1 月的偏差最小为 9 km^2，在 3 月的偏差最大为 835 km^2，CYGNSS 和 Sentinel-2 卫星在 7 月的偏差最小为 3 km^2，在 3 月的偏差最大为 717 km^2。以 Sentinel-2 卫星的结果为参考，基于 CYGNSS 和 Sentinel-1 卫星获取的鄱阳湖水域面积月平均偏差值分别为 315.42 km^2 和 271.45 km^2，对应的月平均偏差百分比分别为 17.2% 和 13.1%。

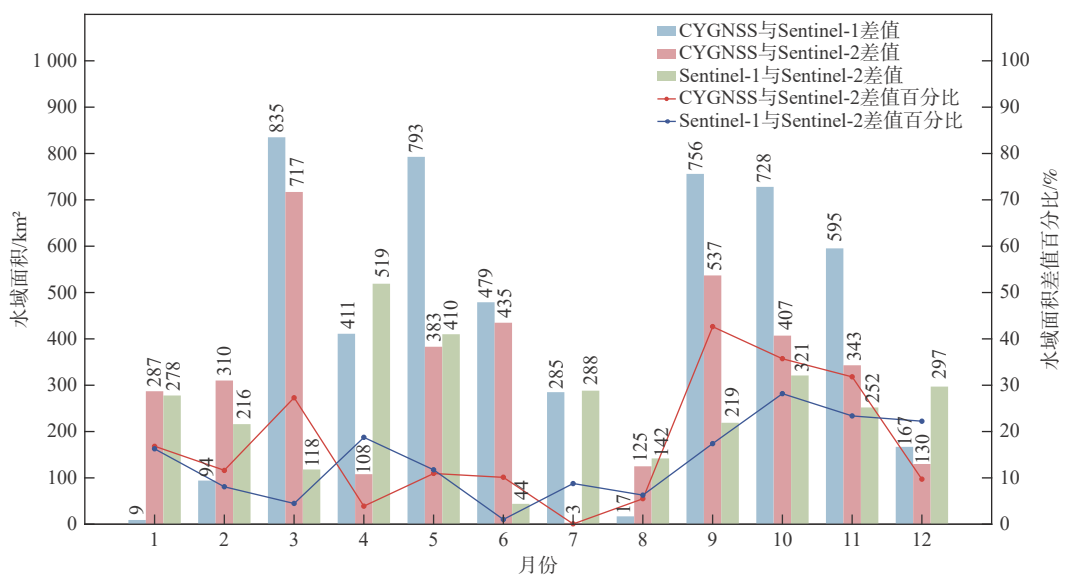


图 15 基于 CYGNSS、Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星获取的鄱阳湖水域面积之间的差值及差值百分比

Fig. 15 Difference between water area of Poyang Lake and percentage of difference obtained based on CYGNSS, Sentinel-1 and Sentinel-2

CYGNSS 是基于镜面反射点来进行水体判别，反射点之间存在空间间隔，空间分辨率较低 (约 1 km×1 km)，容易忽视细小的水体变化。Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星是基于二维图像来进行水体判别，空间分辨率高 (20 km×20 km/10 m×10 m)，能观测到细小的水体变化。因此，CYGNSS 与 Sentinel-1

卫星和 Sentinel-2 卫星提取的水域面积存在差异。考虑到 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星之间也存在接近 272 km^2 的偏差, 基于 CYGNSS 计算得到的水域面积与基于 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星估算的水域面积基本相当。

4　结　论

本文基于星载 GNSS-R 技术, 探索其在湖泊水域面积监测中的应用, 并以江西省鄱阳湖为研究对象, 分析其 2022 年的水域面积变化情况。

1) 通过比较不同反射率阈值下提取的水域面积, 本文选取−13.4 dB 作为水体判别阈值。基于该阈值和 CYGNSS 观测数据, 本文计算了 2022 年鄱阳湖月均水域面积。1—6 月, 水域面积逐渐增大, 6—11 月, 水域面积逐渐减少至全年最低水平, 11 月和 12 月, 水域面积又逐渐增大。该变化趋势与 Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星提取的水域面积变化趋势基本一致, 其皮尔逊相关系数分别为 0.91 和 0.94。

2) 本文进一步分析了 CYGNSS 和 Sentinel-1 卫星与 Sentinel-2 卫星提取的鄱阳湖水域面积差异, 以 Sentinel-2 卫星的结果为参考, 基于 CYGNSS 和 Sentinel-1 卫星获取的鄱阳湖水域面积月平均偏差值分别为 315.42 km^2 和 271.45 km^2, 对应的月平均偏差百分比分别为 17.2% 和 13.1%。三者之间的水域面积差异与 CYGNSS、Sentinel-1 卫星和 Sentinel-2 卫星的空间分辨率不同有关。

本研究验证了星载 GNSS-R 技术在高时空分辨率的湖泊水域面积监测中具有重要的应用价值。随着更多星载 GNSS-R 卫星的发射, 数据源将更加丰富, 从而进一步提升星载 GNSS-R 技术在湖泊水域面积监测领域的应用。这将为深入理解湖泊水域的动态变化以及相关的环境因素提供更多机会, 并为水资源管理和环境保护提供更精准的数据支持。

致谢　感谢国家科技资源共享服务平台-国家地球系统科学数据中心-长江三角洲分中心 (http://geodata.nnu.edu.cn/) 提供数据支撑。

参考文献 (References)

[1] 宋利娟, 景海涛, 徐嘉慧, 等. 联合哨兵卫星系列雷达与光学影像的洞庭湖水域面积变化高时空分辨率监测[J]. 遥感学报, 2023, 27(11): 2516-2529.
SONG L J, JING H T, XU J H, et al. High spatial and temporal resolution monitoring of water area changes of Dongting Lake by joint Sentinel satellite series of radar and optical images[J]. National Remote Sensing Bulletin, 2023, 27(11): 2516-2529(in Chinese).

[2] 杨东凯, 张其善. GNSS 反射信号处理基础与实践[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012.
YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012(in Chinese).

[3] MARTIN-NEIRA M. A passive reflectometry and interferometry system (PARIS): application to ocean altimetry[J]. ESA Journal, 1993, 17(4): 331-355.

[4] JING C, NIU X L, DUAN C D, et al. Sea surface wind speed retrieval from the first Chinese GNSS-R mission: technique and preliminary results[J]. Remote Sensing, 2019, 11(24): 3013.

[5] 布金伟, 余科根, 韩帅. 星载 GNSS-R 海浪有效波高反演模型构建[J]. 测绘学报, 2022, 51(9): 1920-1930.
BU J W, YU K G, HAN S. Construction of spaceborne GNSS-R ocean waves significant wave height retrieval model[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2022, 51(9): 1920-1930(in Chinese).

[6] WANG X L, HE X F, ZHANG Q, et al. Angle dependence analysis method to determine SNR arc applied to GNSS-MR sea level retrieval[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2021, 4(2): 14-26.

[7] 李婷, 张显云, 邓小东, 等. 顾及多径环境差异和粗差的 GNSS-MR 土壤湿度反演[J]. 遥感学报, 2021, 25(6): 1324-1337.
LI T, ZHANG X Y, DENG X D, et al. GNSS-MR soil moisture retrieval considering the multipath environments differences and gross error[J]. National Remote Sensing Bulletin, 2021, 25(6): 1324-1337(in Chinese).

[8] 陶庭叶, 李江洋, 朱勇超, 等. 阶段模型修正的星载 GNSS-R 土壤湿度反演方法[J]. 测绘学报, 2022, 51(9): 1942-1950.
TAO T Y, LI J Y, ZHU Y C, et al. Spaceborne GNSS-R for retrieving soil moisture based on the correction of stage model[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2022, 51(9): 1942-1950(in Chinese).

[9] 朱勇超. 星载 GNSS-R 海冰检测与海冰密集度反演方法研究[J]. 测绘学报, 2020, 49(12): 1643.
ZHU Y C. Study of spaceborne GNSS-R for sea ice detection and sea ice concentration retrieval methods[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2020, 49(12): 1643(in Chinese).

[10] 陈国庆, 何秀凤, 王笑蕾, 等. 基于信号强度的多模多频 GNSS-MR 雪深反演研究[J]. 遥感学报, 2024, 28(09): 2240-2251.
CHEN G Q, HE X F, WANG X L, et al. Multi-mode and multi-frequency GNSS-MR snow depth inversion based on signal strength[J]. National Remote Sensing Bulletin, 2024, 28(09): 2240-2251(in Chinese).

[11] 管栋良, 梁子亮, 王勇. 地基 GNSS-R 在复杂地形条件下的积雪探测[J]. 地球物理学报, 2022, 65(11): 4236-4248.
GUAN D L, LIANG Z L, WANG Y. Snow detection under the complicated terrain conditions using the ground-based GNSS-R technique[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2022, 65(11): 4236-4248(in Chinese).

[12] YU K G, LI Y W, CHANG X. Snow depth estimation based on combination of pseudorange and carrier phase of GNSS dual-frequency signals[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2019, 57(3): 1817-1828.

[13] ZHANG S C, ZHOU M L, WANG Y J, et al. Ground-based GPS used in the snow depth survey of Greenland[J]. Acta Geodaetica et

Cartographica Sinica, 2021, 4(2): 47-55.

[14] GERLEIN-SAFDI C, RUF C S. A CYGNSS-based algorithm for the detection of inland waterbodies[J]. Geophysical Research Letters, 2019, 46(21): 12065-12072.

[15] GHASEMIGOUDARZI P, HUANG W M, DE SILVA O, et al. Flash flood detection from CYGNSS data using the RUSBoost algorithm[J]. IEEE Access, 2020, 8: 171864-171881.

[16] AL-KHALDI M M, JOHNSON J T, GLEASON S, et al. Inland water body mapping using CYGNSS coherence detection[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2021, 59(9): 7385-7394.

[17] WAN W, LIU B J, ZENG Z Y, et al. Using CYGNSS data to monitor China's flood inundation during typhoon and extreme precipitation events in 2017[J]. Remote Sensing, 2019, 11(7): 854.

[18] YANG W T, GAO F, XU T H, et al. Daily flood monitoring based on spaceborne GNSS-R data: a case study on Henan, China[J]. Remote Sensing, 2021, 13(22): 4561.

[19] ZHANG S C, MA Z M, LI Z H, et al. Using CYGNSS data to map flood inundation during the 2021 extreme precipitation in Henan Province, China[J]. Remote Sensing, 2021, 13(24): 5181.

[20] YAN Q Y, HUANG W M, JIN S G, et al. Pan-tropical soil moisture mapping based on a three-layer model from CYGNSS GNSS-R data[J]. Remote Sensing of Environment, 2020, 247: 111944.

[21] DE ROO R D, ULABY F T. Bistatic specular scattering from rough dielectric surfaces[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1994, 42(2): 220-231.

[22] KURUM M, DESHPANDE M, JOSEPH A T, et al. SCoBi-Veg: a generalized bistatic scattering model of reflectometry from vegetation for signals of opportunity applications[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2019, 57(2): 1049-1068.

[23] VORONOVICH A G, ZAVOROTNY V U. Bistatic radar equation for signals of opportunity revisited[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2018, 56(4): 1959-1968.

[24] ZAVOROTNY V U, GLEASON S, CARDELLACH E, et al. Tutorial on remote sensing using GNSS bistatic radar of opportunity[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine, 2014, 2(4): 8-45.

[25] BARTIER P M, KELLER C P. Multivariate interpolation to incorporate thematic surface data using inverse distance weighting (IDW)[J]. Computers & Geosciences, 1996, 22(7): 795-799.

[26] RUF C. CYGNSS handbook[M]. Ann Arbor: University of Michigan Press, 2022.

[27] 张云, 王雨, 周绍辉, 等. 星载 GNSS-R 检测太湖水华可行性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(3): 695-705.
ZHANG Y, WANG Y, ZHOU S H, et al. Analysis on feasibility of detecting water blooms in Taihu Lake with spaceborne GNSS-R[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(3): 695-705(in Chinese).

[28] LIU M J, WANG J, ZHONG S L, et al. Quantitative evaluation of sea-ice disaster in Bohai sea based on GOCI and Sentinel-1[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2021, 4(1): 49-55.

[29] 张艳梅, 王萍, 罗想, 等. 利用 Sentinel-1 数据和 SBAS-InSAR 技术监测西安地表沉降[J]. 测绘通报, 2017(4): 93-97.
ZHANG Y M, WANG P, LUO X, et al. Sentinel-1 data and SBAS-InSAR technology were used to monitor surface subsidence in Xi'an[J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2017(4): 93-97(in Chinese).

[30] WANG Q M, SHI W Z, LI Z B, et al. Fusion of sentinel-2 images[J]. Remote Sensing of Environment, 2016, 187: 241-252.

[31] ROHIL M K, MATHUR S. CYGNSS-derived soil moisture: status, challenges and future[J]. Ecological Informatics, 2022, 69: 101621.

[32] 杨文涛, 徐天河, 王娜子, 等. 星载 GNSS-R 土壤湿度反演中开放水域的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(7): 1779-1786.
YANG W T, XU T H, WANG N Z, et al. Influence of open water in retrieval of soil moisture by spaceborne GNSS-R[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(7): 1779-1786(in Chinese).

[33] CHEW C, REAGER J T, SMALL E. CYGNSS data map flood inundation during the 2017 Atlantic hurricane season[J]. Scientific Reports, 2018, 8(1): 9336.

[34] MORRIS M, CHEW C, REAGER J T, et al. A novel approach to monitoring wetland dynamics using CYGNSS: everglades case study[J]. Remote Sensing of Environment, 2019, 233: 111417.

Monitoring lake water area change based on spaceborne GNSS-R technology

ZHOU Zhiling[1]，GUAN Dongliang[1, 2, *]，LI Sisi[3]，XIA Yimin[1]

(1. Nanjing Tech University，Nanjing 211816，China；
2. Aerospace Information Research Institute，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100094，China；
3. Innovation Academy for Precision Measurement Science and Technology，Chinese Academy of Sciences，Wuhan 430077，China)

Abstract: Poyang Lake is the largest freshwater lake in China, and its changes in water area have a significant impact on water resource management, disaster prevention and control, and socio-economic development. This study focuses on the application of the spaceborne global navigation satellite system-reflectometry (GNSS-R) technology in monitoring the area changes of the lake. Using the cyclone global navigation satellite system (CYGNSS) satellite's observation data, the surface reflectance is computed as a characteristic parameter based on the GNSS-R scattering model. Additionally, the water area is identified and computed. The specific steps are as follows: based on the satellite GNSS-R surface reflectance calculation model, the surface reflectance of the Poyang Lake area is first calculated. Then, the location of the water is identified by using the grid interpolation and threshold method. Finally, the water area is estimated based on the number of grids passing through water bodies and their spatial resolution. The results of the water area computation method suggested in this study are also evaluated using Sentinel-1 and Sentinel-2 remote sensing pictures to confirm its efficacy. This study shows that there is a significant similarity between the water area of Poyang Lake extracted from spaceborne GNSS-R technology and the water area of Poyang Lake obtained from Sentinel-1 and Sentinel-2. The Pearson correlation coefficients between them are 0.91 and 0.94, respectively. Based on the results of Sentinel-2, the monthly average deviation of the water area of Poyang Lake based on CYGNSS and Sentinel-1 was 315.42 km^2 and 271.45 km^2, respectively, and the corresponding monthly average deviation percentages were 17.2% and 13.1%, respectively. This study furtherly verifies the reliability and the application prospects of spaceborne GNSS-R technology in monitoring lake water areas with high spatiotemporal resolution, providing data support for water resource management and disaster prevention.

Keywords: spaceborne GNSS-R technology; CYGNSS; Sentinel-1; Sentinel-2; monitoring of lake water area; threshold method

Received：2024-06-06；**Accepted**：2024-10-26；**Published Online**：2024-10-30 10：13

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241029.1734.005

Foundation items：National Key Research and Development Program of China (2021FBY3901301); National Natural Science Foundation of China General Program (42271420); Natural Science Foundation for Young Scientist of Jiangsu Province, China (BK20220366); Funded by Science and Technology Innovation Project of Jiangsu Provincial Department of Natural Resources, China (JSZRKJ202406)

*** Corresponding author**. E-mail：guan.dongliang@njtech.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0591

视觉引导的大部件对接移载式定位器入位方法

孙阳[1]，翟雨农[1,*]，杨应科[1]，叶夏[2]，傅伟[2]，李东升[1]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；2. 中国商飞上海飞机制造有限公司，上海 201324)

摘 要：大部件对接是飞机装配的重要一环。在大部件对接前，需要将移载定位器球头插入部件上的支撑球窝接头。目前移载定位器末端球头插入球窝主要通过人工引导，定位器入位误差大、效率低，且仍存在一定安全风险。提出了一种基于视觉引导的移载式定位器入位方法。为了获取球窝位置，使用YOLO-v5s模型实现了球窝接头目标检测并对模型做出了改进：在主干网络与颈部网络之间加入CA注意力机制模块，将加权双向特征金字塔网络(Bi-FPN)作为颈部网络，使用Grad-CAM技术对模型运行过程进行了可视化，结果表明：改进后YOLO-v5s模型的$mAP_{0.5:0.95}$增长了2%，改进后模型精确度保持在99.5%以上，帧率可达到30。通过手眼标定技术统一坐标系，设计了融合随机采样一致性(RANSAC)算法的线性模型用于求解变换矩阵，与传统手眼标定算法相比精度提高了22.0%～77.2%。基于大部件移载对接实验平台，开展了移载定位器视觉引导入位实验，实验结果表明：入位引导误差在1 mm以内，满足大部件对接移载定位器引导入位的精度要求。

关 键 词：飞机装配；对接移载定位器；计算机视觉；注意力机制；深度学习

中图分类号：V262.4

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4310-13

飞机装配的主要环节包括零组件装配、机身机翼部件装配及大部件对接总装。其中，大部件对接总装作为零组件装配的延续，是将机身、机翼、尾翼及发动机等大型部段组装成整机产品的复杂生产工艺[1]，其装配质量和效率直接影响整机的最终制造质量与批产交付能力[2]。为保证对接装配效率与质量，大部件对接总装产线广泛应用了自动导引车(automated guided vehicle, AGV)、自动钻铆机等自动化设备，产线自动化水平显著提升[3]。近年来民航客运量不断增长，航空业订单数量随之增加，航空企业迫切需要进一步提升飞机产能，这对大型飞机自动化制造技术提出了更高要求。

当前在大部件自动化对接产线中，笛卡尔三自由度柔性数控定位器是常用的工装设备[4]，其与厂房地面固连。机身机翼等大部件须由行车从前一站位吊装至AGV车，再由AGV车运输至待对接站位的定位工装附近，最后由行车吊起放置于工装定位器，完成大部件上架入位，之后由多台定位器协同驱动进行对接位姿调整。此种固定式定位工装占地面积大、空间灵活性低，当产品升级或尺寸参数变更时，需进行繁琐的拆除、重安装工作，甚至更改地基[5]，导致装配周期长、成本高，极大地影响了生产效益，且大部件上架依赖吊装，存在上下架转运难、效率低、安全风险高等问题。在此背景下，美国波音公司在B787大部件对接装配产线中，将柔性定位工装集成于AGV运输车，结合室内全球定位系统(indoor global positioning system, iGPS)技术实现了单套定位工装在不同站位之间的大部件运输与定位调姿[6]。浙江大学的柯臻铮等[7]将多台定位器与孔精加工系统集成在一台重载AGV上，实现了大部件的运输、对接定位调姿及孔精加工。

收稿日期：2023-09-19；录用日期：2023-11-27；网络出版时间：2024-01-08 10:29
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240105.1237.002
*通信作者. E-mail：zhaiyn@buaa.edu.cn

引用格式：孙阳，翟雨农，杨应科，等. 视觉引导的大部件对接移载式定位器入位方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4310-4322. SUN Y，ZHAI Y N，YANG Y K，et al. Vision-based mobile positioner insertion method for pose alignment of large components[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4310-4322 (in Chinese).

这种移载式柔性定位工装单元相较固定式站位，可显著提升产线柔性，减少工装数量和占地面积，大幅缩减制造成本与周期。但上述移载式柔性定位工装平台均为将多台定位器集成于同一 AGV 平台，定位器在 AGV 上的安装位置由成机尺寸决定，难以根据大型客机改型需求快速灵活调整，且仍须由行车将大部件吊装至定位器，部件上下架过程繁琐、效率低、安全风险高等问题仍然存在。为此，上海飞机制造有限公司的董正建等[5]将 AGV 与单台定位器结合，开发了一种柔性更强的移载式定位器。首先，多台移载定位器在 iGPS 引导下自动运动至大部件对应的各支撑球窝接头附近，随后，各定位器末端的球头在其他外部引导方法下，自动插入对应支撑球窝接头并顶起大部件，完成大部件上架，最后，各移载定位器协同运输大部件至对接站位并进行定位调姿。多台移载定位器协同工作的方式，不仅可通过灵活调整定位器布局以快速适应产品改型需求，进一步提升产线装配效率、降低制造成本，且由定位器自动插入球窝顶起部件完成上架的方式，可显著提升部件上下架效率、降低安全风险。然而，目前移载定位器末端球头插入球窝主要通过人工引导，定位器入位误差大、效率低，且仍存在一定安全风险，因此，亟需开展自动化引导定位器球头入位研究。

工业领域自动化引导的主要方式为视觉引导，即通过视觉传感器识别目标特征，引导机电设备完成定位、抓取及运输等工作，基于视觉引导大部件对接的难点主要在于目标特征的获取、目标位置与方向的解析以及视觉传感器坐标系与机电设备坐标系的统一。Schmidt 等[8]使用单目相机识别标记模块，引导机器人完成焊接或装配等工作。Wu 等[9]使用 Kinect 系列彩色-深度（Kinect-RGB-D）传感器获取物体的点云数据，估计物体姿态，引导机器人抓取物体。刘红帝等[10]提出一种汇聚式双目立体视觉算法，通过特征匹配提取目标物体上标记点的位置信息，实现视觉引导工业机器人定位。王营华等[11]提出一种用于作业型飞行机器人的视觉引导方法，通过摄像头检测目标上的标记模块，引导机器人执行抓取、投放等任务。航空航天制造领域对基于视觉的自动化引导技术的研究也日益增多。德国 Fraunhofer 实验室的 Susemihl 等[12]通过双目相机识别标记点的方法提高了机器人末端执行器的绝对精度，引导机器人对空客 A320 尾翼进行加工。季旭全等[13]提出了基于机器人与视觉引导的星载设备装配方法，结合机器学习算法与双目视觉平台测量装配体间的位置，实现装配过程可视化。王稼祥等[14]开发了基于视觉引导的航空发动机低压涡轮轴装配系统，通过双目结构光相机获取部件的点云数据，计算装配位姿，实现涡轮轴的自动化装配。以上研究通过不同视觉传感设备获取目标特征并解析目标位置，通过手眼标定算法统一坐标系，为飞机大部件对接移载定位器自动化引导入位提供了参考。

然而目前方法主要为基于解析标记物信息或通过点云处理进行目标定位，基于解析标记物信息进行目标定位的方法，其标记物的安装通常由人工完成，安装精度、位置稳定性难以保证，且标记物的安装与拆除费时费力，影响生产效率；通过结构光相机进行目标定位的方法在处理高动态范围（high dynamic range, HDR）区域时易出现相位计算错误[15]，且点云数据处理时间长，会带来更高的计算成本；同时，飞机大部件对接装配生产现场往往存在待测物空间位置改变、工作人员意外进入相机视野及相似特征物体干扰等环境不稳定因素，其对视觉处理方法的鲁棒性、抗干扰性要求较高，目前基于阈值分割等原理的视觉处理方法难以满足。

本文面向飞机大部件移载定位器自动化引导入位需求，提出一种基于计算机视觉的引导入位方法。在移载定位器上集成单目相机获取入位环境的二维图像特征，减少数据处理时间成本，满足球窝检测的实时性要求；基于监督学习实现目标物体检测，其中，通过引入注意力机制模块、更改特征融合网络，提高深度卷积神经网络的检测效果，目标检测无需标记物且不受环境不稳定因素干扰；采用手眼标定方法统一多个坐标系，并通过优化手眼标定模型，确保视觉引导准确性；最后开展部件入位实验，验证方法有效性。

1　视觉引导的移载定位系统

基于视觉引导的移载定位器入位系统如图 1 所示。移载定位器由 AGV 底座、三自由度定位器以及用于数据处理的工位终端组成。移载定位器通过 iGPS 技术到达支撑球窝接头附近后，集成在定位器上的单目视觉测量系统采集球窝接头的图像并将其传至工位终端进行解析，计算球窝接头相对于定位器球头的位置偏差并传递至控制系统；最后控制系统向定位器发送运动信息，控制定位器末端球头运动并搭配力控制技术插入球窝，完成定位器入位。基于视觉引导的移载定位器入位方法流程如图 2 所示，其具体过程如下。

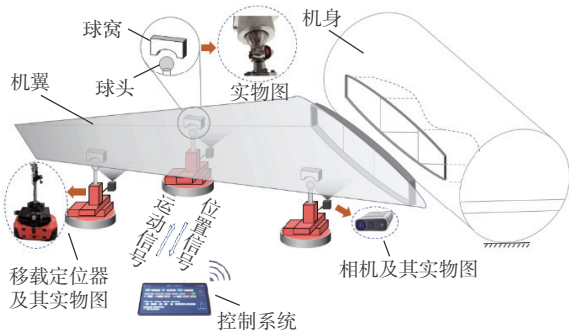


图1 视觉引导的移载式定位器对接系统

Fig. 1 Vision-based transferable positioner docking system

1）路径规划，粗定位。将相机固定在移载定位器上，系统运行过程中相机在竖直方向上无运动。通过iGPS技术使定位器球头到达球窝接头附近，此时球窝出现在相机的视野中。

2）视觉引导，精定位。① 使用目标检测模型检测球窝接头特征并锁定，再通过图像处理方法获取球窝接头圆心在像素坐标系下的平面坐标；② 通过手眼标定方法获得像素坐标系相对定位器基坐标系的变换矩阵，统一各坐标系；③ 融合②中手眼标定所得变换矩阵与①中所得球窝在像素坐标系下的位置坐标，得到球窝在定位器基坐标系下的位置坐标，从而得到在定位器基坐标系二维平面下的偏差数据，即定位器球头需运动的进给量。

3）偏差补偿，精确配合。工位终端将位置偏差数据实时发送至控制系统，驱动定位器球头在二维平面运动至与球窝在竖直方向对齐，最后球头沿竖直方向插入球窝。

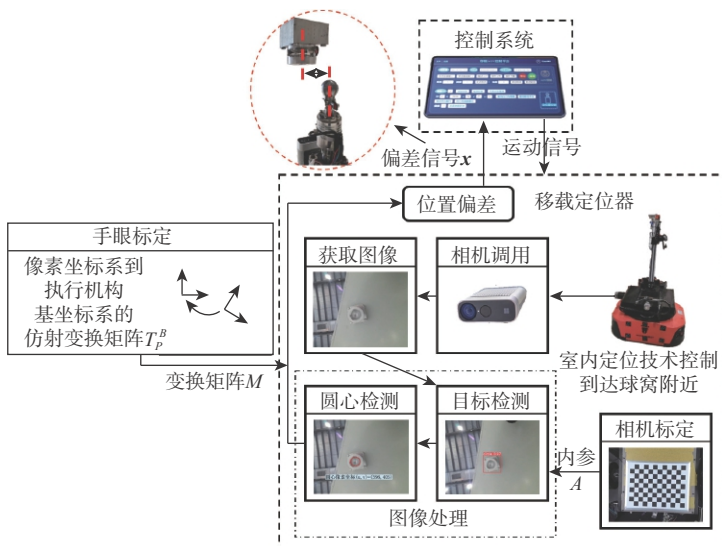


图2 视觉引导的移载定位器入位流程

Fig. 2 Flowchart of the vision-based transfer locator positioner insertion method

2 视觉引导入位的数据处理方法

2.1 相机标定

由于相机存在生产误差与工艺误差，在使用前需进行标定获得相机的内参数。常用的标定方法有传统标定法、自标定法与主动视觉标定法[16]。本文采用鲁棒性较好的张氏标定法[17]进行相机标定工作，该方法介于传统标定法与自标定法之间，其整体思路为先求出世界坐标系到像素坐标系的单应性矩阵，再根据单应性矩阵得到内参矩阵 $\boldsymbol{A}$，最后得到外参矩阵及畸变系数等参数。

2.2 球窝接头目标检测模型

首先需要通过目标检测算法初步确定球窝在相机视野中的具体位置，即感兴趣区域（region of interest, ROI），再对ROI进行图像处理，确定球窝圆心在像素坐标系下的位置信息。ROI可通过阈值分割、模版匹配及深度学习等视觉处理方法获取。其中，深度学习方法建立深度神经网络，通过监督学习的方式自动学习目标特征，无需对图像进行二值化、梯度计算等冗杂的数据处理，且不受待测物空间位置改变、相机视野混杂及相似特征物体等干扰因素影响，具有很强的鲁棒性，故本文采用基于深度学习方法的目标检测模型获取ROI。

2.2.1 YOLO-v5目标检测模型

YOLO[18]单阶段检测模型系列是常用的基于深度学习方法的目标检测模型。以YOLO-v5目标检测模型为例，其包括输入、Backbone、Neck和Head这4个主要部分。输入部分将原始图像预处理成能被Backbone部分识别与处理的数据。Backbone部分由CBS、C3及SPPF等模块组成，用于提取图像特征；Neck部分为PA-FPN[19](path aggregation feature pyramid network)，能够深度融合多尺度特征；Head

对 Neck 部分融合的多尺度特征进行分类、定位处理，从而完成整个目标检测任务。YOLO-v5 系列有 s、m、l 等多种变体，为满足方案实时性要求，本文以模型体积较小的 YOLO-v5s 模型展开。

2.2.2　注意力机制

为了增强检测目标物体时对有用特征的提取，提高模型的检测效果，在 YOLO-v5s 模型中引入注意力机制模块。用于计算机视觉的注意力机制模块通过学习图像在通道或位置维度中不同语义信息的注意力权重来区分目标物体与背景。常用的注意力机制有以 SE-Net[20] 等为代表的通道域注意力与以 CBAM-Net[21]、CA-Net[22]、ECA-Net[23] 等为代表的混合域注意力。本文试验多种注意力机制模块对 YOLO 检测模型的增强效果。以 CA(coordinate attention) 注意力机制为例，其信息处理过程如图 3 所示。

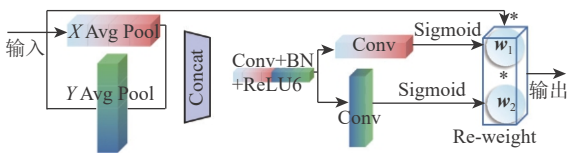


图 3　CA 注意力机制结构

Fig. 3　Structure of CA attention mechanism network

CA 注意力机制模块首先对输入的特征图在高、宽方向分别进行全局平均池化：

$$\begin{cases} \boldsymbol{Z}^{\mathrm{h}}(h)=\dfrac{1}{W}\displaystyle\sum_{0\leqslant i\leqslant W}\boldsymbol{I}(h,i) \\ \boldsymbol{Z}^{\mathrm{w}}(w)=\dfrac{1}{H}\displaystyle\sum_{0\leqslant j\leqslant H}\boldsymbol{I}(j,w) \end{cases} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{I}$为输入的特征图数据；H、W为特征图的高、宽；$\boldsymbol{Z}$为编码高、宽方向信息的张量。之后将张量级联，利用 1*1 卷积核整理通道数，再经过批量归一化与激活函数处理后得到高、宽方向的抽象信息$\boldsymbol{f}$：

$$\boldsymbol{f}=\sigma(F(\boldsymbol{Z}^{\mathrm{h}},\boldsymbol{Z}^{\mathrm{w}})) \tag{2}$$

式中：F为级联、卷积及归一化操作；σ为激活函数。再将$\boldsymbol{f}$切分为表示高、宽方向信息的张量$\boldsymbol{f}^{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{f}^{w}$。1*1 卷积核将该张量通道数整理至与输入通道数一致并进行归一化(式 (3) 中的F_{h}、F_{w})，再通过激活函数σ_1得到注意力权重$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{h}}$、$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{w}}$，最后与输入数据融合得到输出$\boldsymbol{I}'$：

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega}^{\mathrm{h}}=\sigma_1(F_{\mathrm{h}}(\boldsymbol{f}^{\mathrm{h}})) \\ \boldsymbol{\omega}^{\mathrm{w}}=\sigma_1(F_{\mathrm{w}}(\boldsymbol{f}^{\mathrm{w}})) \end{cases} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{I}'=\boldsymbol{I}\times\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{h}}\times\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{w}} \tag{4}$$

经注意力机制处理后的特征信息$\boldsymbol{I}'$相较$\boldsymbol{I}$对目标特征赋予了更多的权重，传入特征融合网络后能够为提取目标语义提供更有利的信息。

2.2.3　Bi-FPN

PA-FPN 特征金字塔双向融合网络结构自顶向下传递语义信息、自底向上传递位置信息，并将两者融合得到多尺度特征信息，是常用的特征融合网络。PA-FPN 在融合不同尺寸特征图的信息时采用简单的通道合并，对不同节点信息赋予相同的权重，然而不同特征图所带信息的重要性不同且特征融合结构的节点输入数量亦不相同，这使得 Backbone 部分提取的特征信息不能被充分、合理利用。为此，Tan 等[24] 提出加权双向特征金字塔网络 (bidirectional feature pyramid network, Bi-FPN) 结构：去掉只有一条输入边的节点，简化双向网络；同时，在同一层输入节点与输出节点间添加路径，充分利用已有的特征信息；设置可学习的权重参数，并将其分配给不同的输入信息，从而区分不同重要性的信息。本文采用稳定性较高的快速归一化融合方法进行加权融合：

$$\boldsymbol{O}=\sum_i\frac{\boldsymbol{w}_i}{\boldsymbol{\varepsilon}+\displaystyle\sum_j\boldsymbol{w}_j}\boldsymbol{I} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{w}_i$、$\boldsymbol{w}_j$为可学习的权重；$\boldsymbol{I}$为特征图数据，常设$\varepsilon=10^{-4}$来保证数值计算稳定。该方法将数值缩放在 [0,1] 之间，以提高训练效率。

Bi-FPN 结构如图 4 所示，以第四层信息流为例，其计算过程如下：

$$\boldsymbol{P}_4^{\mathrm{td}}=C\left(\frac{\boldsymbol{w}_1R(\boldsymbol{P}_5^{\mathrm{in}})+\boldsymbol{w}_2\boldsymbol{P}_4^{\mathrm{in}}}{\boldsymbol{w}_1+\boldsymbol{w}_2+\boldsymbol{\varepsilon}}\right) \tag{6}$$

$$\boldsymbol{P}_4^{\mathrm{out}}=C\left(\frac{\boldsymbol{w}_3\boldsymbol{P}_4^{\mathrm{td}}+\boldsymbol{w}_4\boldsymbol{P}_4^{\mathrm{in}}+\boldsymbol{w}_5R(\boldsymbol{P}_3^{\mathrm{out}})}{\boldsymbol{w}_3+\boldsymbol{w}_4+\boldsymbol{w}_5+\boldsymbol{\varepsilon}}\right) \tag{7}$$

式中：C为卷积运算函数；R为上采样或下采样，设置ε保证数值计算稳定。

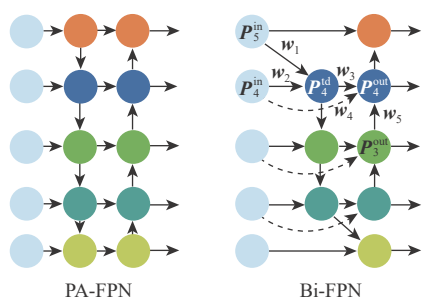


图 4　特征融合网络结构对比

Fig. 4　Comparison of feature fusion network structures

通过加入 CA 注意力机制，将 PA-FPN 替换为 Bi-FPN 结构对 YOLO-v5s 模型进行改进，其网络结构如图 5 所示。

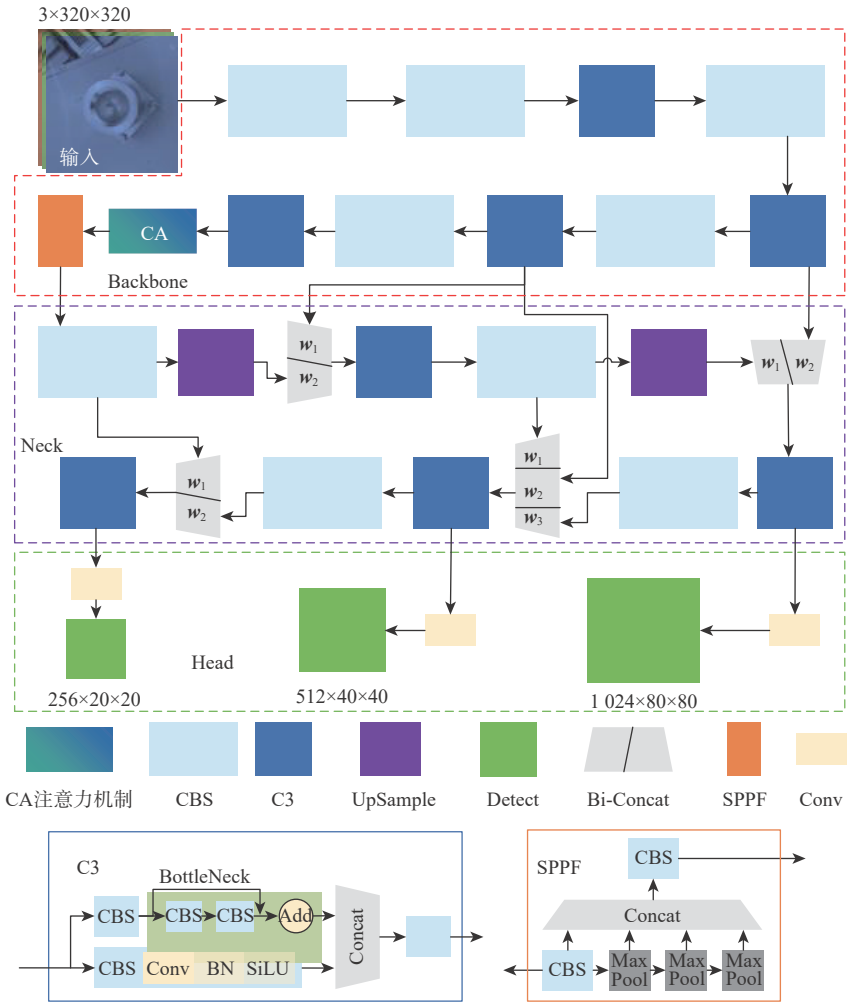


图5 改进YOLO-v5s目标检测模型结构图

Fig. 5 Structure of modified YOLO-v5s network

2.2.4 评价指标

本研究使用精确率P、召回率R、平均精度均值($mAP_{0.5}$与$mAP_{0.5:0.95}$)及帧/s作为模型评价指标。精确率与召回率计算方法如下:

$$P=\frac{T_P}{T_P+F_P} \tag{8}$$

$$R=\frac{T_P}{T_P+F_N} \tag{9}$$

式中:T_P为正样本被预测为真的数量;F_P为正样本被预测为假的数量;F_N为负样本被预测为假的数量。

A_P为P-R曲线平滑处理后的积分,本文采用COCO数据集的A_P计算方法,r_i表示节点:

$$A_P=\frac{1}{100}\sum_{r_1,\cdots,r_{100}}P(i) \tag{10}$$

本文目标种类只有一种,故AP与mAP相等。$mAP_{0.5}$表示交并比(IOU)阈值为0.5时的mAP,衡量模型对物体的辨识性能。$mAP_{0.5:0.95}$表示IOU阈值在0.5~0.95(步长为0.05)的平均mAP,衡量模型的位置检测性能,本文模型评价主要侧重于$mAP_{0.5:0.95}$的比较。

2.2.5 Grad-CAM

为验证注意力机制与Bi-FPN网络对原始模型的增强作用,应用梯度加权类激活映射(gradient-weighted class activation mapping, Grad-CAM)技术生成指定卷积层输出数据的激活映射图。激活映射图技术(class activation mapping, CAM)[25]的提出实现了深度卷积神经网络的可视化。Selvaraju等[26]又用梯度表达融合权重,提出了Grad-CAM,使得可视化任意基于卷积神经网络架构模型的任意一层成为可能。Grad-CAM将语义信息最丰富的卷积层的梯度信息做全局池化操作来表示对每个特征图所要分配的权重α_k^c,该权重代表特征图信息的重要程度:

$$\alpha_k^c=\frac{1}{z}\sum_i\sum_j\frac{\partial y^c}{\partial A_{ij}^k} \tag{11}$$

式中:A_{ij}^k为特征图第k个通道中第i行第j列坐标的值;y^c为Softmax层之前的神经元的可微分输出值,包含某类别的内容信息;z为特征层宽度与高度的乘积。

随后将权重与特征图进行线性组合,通过ReLU激活函数对特征图中与该类别相关性较小的

内容进行抑制, 从而得到与特征图尺寸大小相同的激活映射图:

$$L^c = \mathrm{ReLU}\left(\sum_k \alpha_k^c A^k\right) \tag{12}$$

2.3　球窝接头图像预处理与圆心坐标信号处理

解析图像前往往需要对图像进行预处理, 消除相机自身误差导致的图像畸变, 代入张正友标定法所得的畸变系数消除畸变对检测结果的影响。

最常使用的圆检测方法为 Hough 变换法及其改进方法, 本文采用 Hough 梯度法实现圆心检测功能。Hough 梯度法包括圆心估计和半径估计两部分, 通过设置累加器进行投票的方法获得圆心坐标及半径尺寸。

实验环境受环境温度、电源电压等外界随机因素干扰可能存在测量偏差, 而卡尔曼滤波器可通过测量含有偏差数据的系统输出来估算当前最优状态量。本文使用卡尔曼滤波器处理工位终端输出的圆心坐标信号, 更准确地得到入位偏差。

2.4　坐标系统一

如图 1 所示, 相机安装在定位器上, 需要得到球窝在定位器基坐标系下的空间位置, 从而控制定位器的球头运动至球窝正下方, 这需要得到像素坐标系与定位器基坐标系的坐标变换关系, 这一变换称为手眼标定, 手眼标定结果直接影响后续的引导入位精度[27]。根据相机相对执行末端的位置不同手眼标定分为眼在手外和眼在手上 2 种方式。本文相机模块直接安装在执行机构末端且其运动空间为平面, 故采用眼在手上的二维手眼标定。本文基于九点标定法扩充标定所需数据量, 并设计融合随机采样一致性(random sample consensus, RANSAC)算法的手眼标定算法计算变换矩阵。

2.4.1　九点标定法原理

Eye-in-Hand 九点标定法的具体过程为: 保持标定板平面与相机成像平面平行且标定板静止固定, 相机安装在执行机构末端, 在二维平面方向依次走过 9 个点, 记录每点处标定板在像素坐标系的位置与执行机构在定位器基坐标系的位置, 得到 9 组坐标点对。

如图 6, 本文设 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$ 为定位器基坐标系, $\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}}$ 为像素坐标系, $\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}$ 为执行机构坐标系, $\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}$ 与 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$ 存在平移变换:

$$\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}} = \boldsymbol{S}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{t} \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{t}$ 为平移向量, 即球头与球窝初定位对齐时 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}$ 在 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$ 的坐标 $\boldsymbol{S}_0^{\mathrm{B}}$。

$\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$ 与 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}}$ 存在二维空间下的仿射变换:

$$\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}} = \boldsymbol{M}\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}} \tag{14}$$

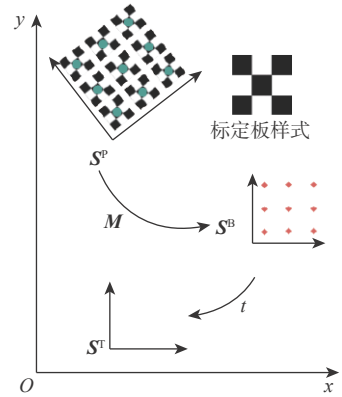


图 6　手眼标定坐标系示意图

Fig. 6　Schematic diagram of the coordinate system for hand-eye calibration

式中: $\boldsymbol{M}$ 为包含平移、旋转及放缩的变换矩阵。

2.4.2　传统手眼标定算法

式 (14) 中 $\boldsymbol{M}$ 的求解过程属于点集配准, 是视觉测量任务的关键部分[28], 其常用求解方法有 Umeyama[29] 算法与线性模型法。其中线性模型法通过数据线性拟合建立点对间的映射关系。

设 $(x,y)\in\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}}, (x',y')\in\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$, $\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$ 中元素可表示为 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}}$ 元素的线性组合:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_1 & h_2 & h_3 \\ h_4 & h_5 & h_6 \\ h_7 & h_8 & h_9 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{H}\boldsymbol{x} \tag{15}$$

式中: $\boldsymbol{H}$ 为单应性矩阵, 由于 $h_7x+h_8y+h_9=1$, 已知 h_7、h_8 即可求 h_9, 故该单应性矩阵自由度为 8, 需要 4 个二维坐标点即可求出, 使用多组数据可得模型最小二乘解。假设 N 为样本数: $\boldsymbol{A}_{2N\times 9} = \begin{bmatrix} x & y & 1 & 0 & 0 & 0 & -xx' & -yx' & -x' \\ 0 & 0 & 0 & x & y & 1 & -xy' & -yy' & -y' \end{bmatrix}_{2N\times 9}$, $\boldsymbol{x}_{9\times 1} = [h_1,h_2,h_3,h_4,h_5,h_6,h_7,h_8,h_9]^{\mathrm{T}}_{9\times 1}$, 式 (15) 转化为形如 $\boldsymbol{A}_{2N\times 9}\boldsymbol{x}_{9\times 1}=0$ 的求解问题, 通过奇异值分解方法可解得其最小二乘解。

2.4.3　RANSAC-Linear 方法

RANSAC[30] 算法可以通过迭代方式从包含异常数据的样本中估算模型参数, 具有较高的鲁棒性。现将 RANSAC 算法与线性模型结合, 建立 RANSAC-线性模型(RANSAC-Linear), 具体流程如图 7 所示。图 7 中 k_0 与 k 分别为预设迭代次数与当前迭代次数, w 为预期内点比例, 内点比例即满足当前模型的正确样本数占所有样本数的比例。初始化内点比例 $w_0=0$、内点集 $I_0=\varnothing$; δ 为误差阈值, I_{best} 为当前最优内点样本集, w_{best} 为最优内点比例, m 为模型所需最少样本数; $\boldsymbol{M}_0$ 与 $\boldsymbol{M}$ 分别为初始与当前目标变换矩阵。

$$e_i = \sum_{i=1}^{n}\left(\left(x_i' - \frac{h_1x_i+h_2y_i+h_3}{h_7x_i+h_8y_i+h_9}\right)^2 + \left(y_i' - \frac{h_4x_i+h_5y_i+h_6}{h_7x_i+h_8y_i+h_9}\right)^2\right)$$

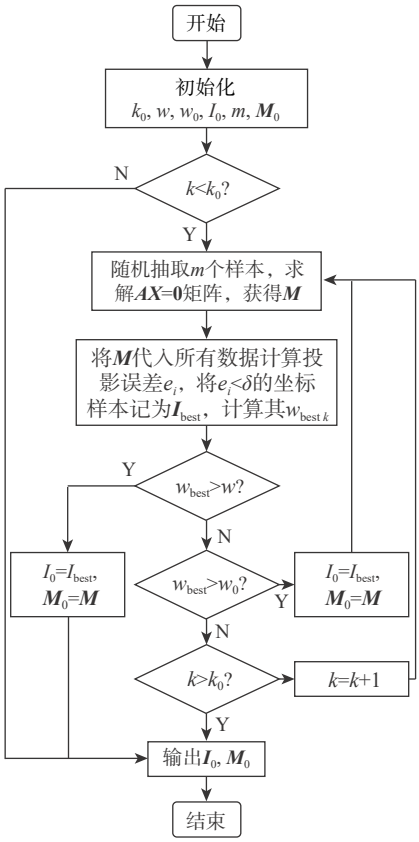


图 7 RANSAC-Linear 算法流程

Fig. 7 Algorithm flowchart of RANSAC-Linear

为投影误差，其中$(x,y)\in \boldsymbol{S}^{\text{P}},(x',y')\in \boldsymbol{S}^{\text{B}}$。

3 实验验证

为验证基于视觉的入位方法可行性，开展大部件对接入位实验。如图 8 所示，实验平台主要由机翼、移载式定位器(定位器重复定位精度为 50 μm)、Kinect-DK 相机、球头及球窝接头等组成，外加 Leica AT960 激光测距仪及 T-scan 三维扫描仪用于测量实验精度。图像处理等过程在 Windows10 系统完成。实验主要对球窝接头目标检测、球窝圆心位置检测、手眼标定、引导入位及卡尔曼滤波等方法进行验证。

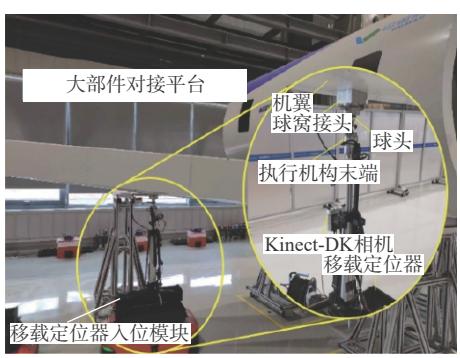


图 8 大部件对接实验平台

Fig. 8 Large components docking experimental platform

3.1 球窝接头目标检测实验

3.1.1 数据集制作及模型训练

本文构建了一个球窝数据集。通过在上海 COMAC 基地实地录制与实验室录制结合的方式使用 Kinect-DK 相机录制球窝视频，获取原始视频数据，视频帧率为 30 帧/s。为了保持数据集的多样性，采用多角度、不同距离、不同灯光环境录制，通过加入相似形状物体进行干扰，以提高模型的鲁棒性；在不同背景下录制，增强物体特征。每隔 100 帧截取视频帧并保存为.jpg 格式的彩色图像，图像分辨率为 1 280 像素×720 像素，获得包含 230 张球窝图像的原始数据集，部分数据如图 9 所示。采用人工标注方法与半自动化标注方法结合的方式进行数据标注，通过 MMLab 的开源 MMTracking 库进行半自动化标注，然后在 LabelImg 标注工具中对其标注结果的 GT 框进行调整，标注数据保存为 YOLO 模型可以使用的.txt 格式。为防止模型过拟合，通过裁剪、调整亮度与色彩及翻转等数据增广方式处理原始数据，数据集图像数量增扩至 920 张。最后将训练集、验证集与测试集按 8∶1∶1 的比例划分。



图 9 球窝数据集

Fig. 9 Ball socket dataset

球窝接头目标检测实验在 Windows10 系统完成，使用 GPU 加速训练，硬件配置如表 1 所示。为了节约计算资源，降低时间成本，实验对 YOLO-v5s 网络在 COCO 数据集的预训练权重做微调。迭代次数为 300，初始学习率为 0.001，优化器为 Adam，批量大小为 64，输入图像尺寸为 320 像素×320 像素。

3.1.2 模型训练可视化

设置基于球窝数据集的消融实验，验证改进前后模型的性能。首先，验证特征融合网络的改进效果：仅将 PA-FPN 替换为 Bi-FPN，记录训练结果；之后，验证注意力机制对模型的增强效果：仅在 SPPF 模块前添加多种注意力模块做对比实验；最后，验

表 1　实验工作站硬件配置

Table 1　Hardware configuration of experimental workstation

项目	信息
GPU	GeForce RTX3070Ti, 显存8 GB
CPU	Intel(R)Core(TM) i7-10700, 主频2.90 GHz, 内存32 GB
Python版本	Python 3.8
IDE	PyCharm
CUDA版本	11.3
CUDNN版本	8.9.2
深度学习框架	PyTorch-1.10.1

证综合效果: 添加注意力机制并替换特征融合网络后训练模型。以上实验的训练结果如图 10 所示。图中 v5s 表示 YOLO-v5s 原始模型。可见替换特征融合网络与添加注意力机制模块对模型的检测效果均有不同程度的提升。

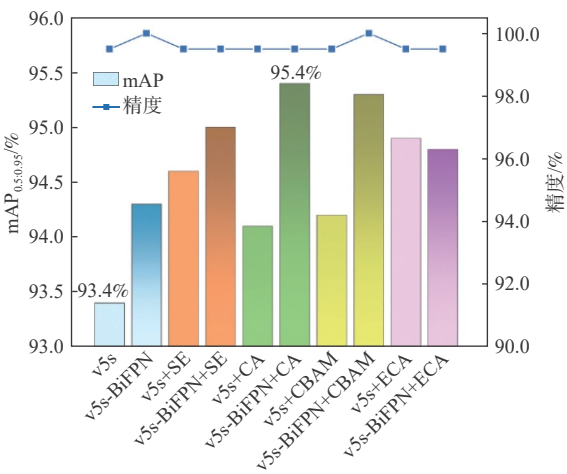


图 10　训练结果对比

Fig. 10　Comparison chart of training results

原始模型精确率 P 为 99.5%, $mAP_{0.5:0.95}$ 值为 93.4%。改进后各模型的 $mAP_{0.5:0.95}$ 指标均有不同程度的提升, 其中, v5s-Bi-FPN+CA 模型的 $mAP_{0.5:0.95}$ 值为 95.4%, 提升了 2%; 精确率保持在 99.5%; 帧率 30 帧/s, 满足方案实时性要求。

YOLO 模型的损失函数主要有边界框损失、置信度损失及分类损失 3 个部分, 本文数据集种类数为 1, 模型训练过程中分类损失值快速下降至 10^{-5} 以下。$mAP_{0.5:0.95}$ 值最优的 v5s-BiFPN+CA 模型训练过程中边界框损失与置信度损失如图 11 所示, 训练损失与验证损失在 1～10 轮迭代区间快速下降; 训练损失在 50 轮左右之后收敛; 验证损失在 30～130 轮迭代中有较大波动, 但在 170 轮迭代之后收敛, 模型趋于稳定。

为了对深度卷积神经网络的工作原理进行较

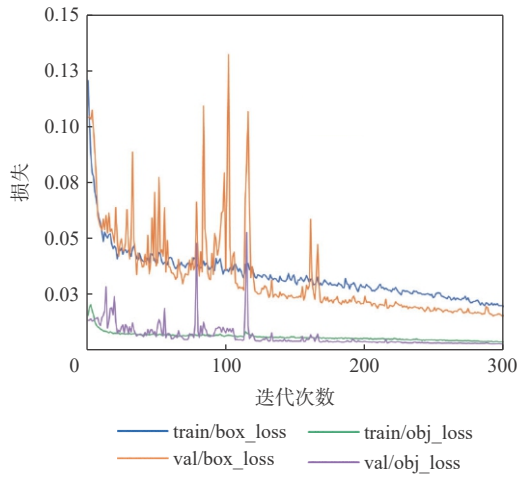


图 11　模型训练损失曲线

Fig. 11　Loss curve of the model training

为合理的解释, 设计消融实验并可视化改进前后的模型推理过程, 如图 12 所示。YOLO 模型的“C3”模块用于特征提取, 为解释 Backbone 与 Neck 部分的功能, 分别在模型的 2、4、6 与 17、20、23 层的“C3”模块激活层加入 Grad-CAM 模块, 可视化该层权重。

激活映射图类似热力云图, 云图越接近红色表示推理为指定类别的可能性越大, 接近蓝色则表示可能性越小。以 YOLO-v5s 原模型为例, 网络浅层的云图颜色大多接近蓝色且散乱地分布在物体轮廓附近, 表明浅层网络提取基础特征、获得位置信息的能力强, 但提取语义信息的能力较弱, 这与浅层网络感受野较小有关。随着网络层数的不断增加, 特征图尺寸越来越小, 目标物体上的云图颜色与其他区域的云图区别愈加明显, 颜色呈红色, 且云图集中在目标物体或与之特征相似的物体附近, 这表明网络越深, 提取语义信息的能力越强。C3-2、C3-4、C3-6 层中, 与目标物体形状相似的物体区域被赋予一定的权重, 有错误云图分布, 而 C3-20 与 C3-23 层中的目标物体被较为准确地识别且位置判断大致准确, 这说明经过多尺度特征融合网络处理后的特征图兼备更加丰富的语义信息与准确的位置信息。

仅加入注意力机制模块时, C3 层的散乱云图范围有所减少, 目标物体与红色云图的重合区域变大, 说明模型对目标物体有用信息的提取能力增强; 仅将 PA-FPN 替换为 Bi-FPN 时 C3 层的散乱云图范围同样变小, 原因可能是 Bi-FPN 网络根据特征信息的重要程度分配不同的权重, 突出重要信息在融合过程中的比重, 非重要信息被抑制; 将 PA-FPN 替换为 Bi-FPN 的同时加入注意力机制模块, 错误云图分布范围相比单一模型改动时的结果进

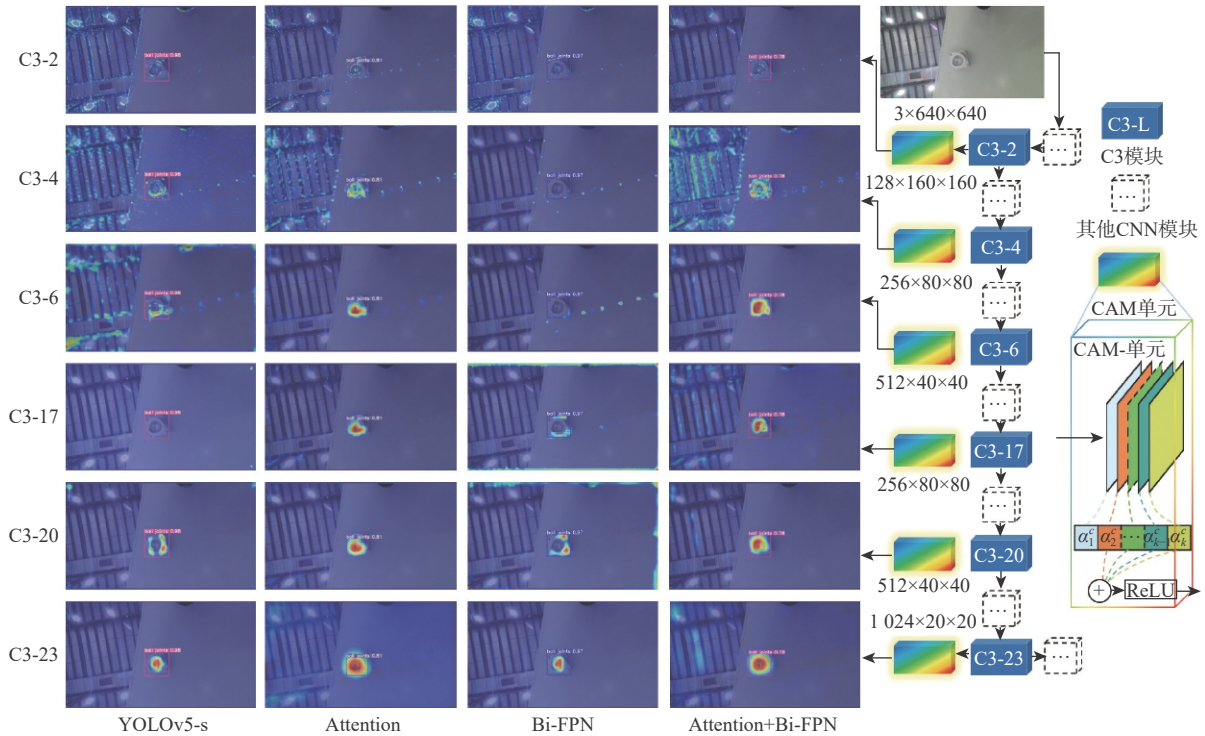


图 12 模型预测可视化

Fig. 12 Predictive visualization of model

一步减小，且目标物体与红色云图的重合区域更大，目标检测效果更好。而推理过程中对于与球窝接头形状相似的灯光轮廓、铆钉等物体未被误判框选，说明模型的鲁棒性较强，不会受环境中的干扰性物体影响。

为评估本文改进模型用于引导入位现场检测环境的性能，使用球窝数据集分别训练与本文所提改进 YOLOv5s 模型体积相当的单阶段检测模型 YOLOv7-tiny、YOLOx-s 及 YOLOv5-s，做横向对比，如表 2 所示，可见改进后的 YOLOv5s 模型在满足入位实验要求的基础上综合性能较好。

表 2 各模型评估结果

Table 2 Evaluation results for each model

模型	P	R	$mAP_{0.5:0.95}$/%	参数量	帧率/(帧·s^{-1})
YOLOv7-tiny	1	1	92.9	6.01×10^6	250
YOLOX-s	1	1	95.1	8.97×10^6	20
YOLOv5-s	1	1	93.4	7.23×10^6	30
本文	1	1	95.4	7.32×10^6	30

3.2 球窝圆心位置检测实验

相机安装在移载定位器上，相机镜头距球窝面 50 cm 左右。打开相机模块，获取实验场景的图像数据流，通过 USB3.0 数据线传至 Windows10 系统。经由目标检测模块、圆心检测模块处理后，相机视野中球窝接头的圆形轮廓被识别并精确定位，最后通过设置半径阈值 R 筛选得到所需圆形特征，并输出圆心坐标，检测效果如图 13 所示。

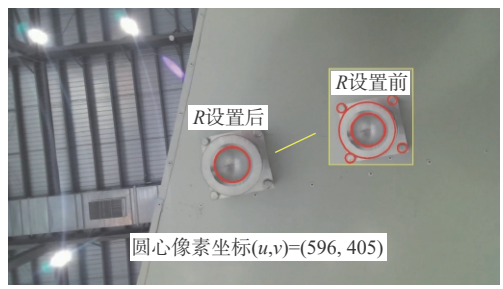


图 13 圆心检测效果

Fig. 13 Effectiveness of circle center detection

3.3 手眼标定实验

定义球窝圆心在像素坐标系下的坐标显示为 (u, v)，在执行机构坐标系下坐标显示为 $(\Delta x,\Delta y)$；图形用户界面(graphical user interface, GUI)的执行机构在定位器基坐标系下的坐标显示为 (X,Y)，$(\Delta x,\Delta y)$与 (X,Y) 的偏差为平移向量 $\boldsymbol{t}$，手眼标定前有 $(\Delta x,\Delta y)=(X,Y)$。手眼标定效果验证主要包括计算变换矩阵 $\boldsymbol{M}$ 与原点统一两部分，其具体实验过程如下。

1) 计算变换矩阵 $\boldsymbol{M}$

①标定板拍摄：首先将棋盘格标定板贴于球窝圆心轮廓所在平面。为保证手眼标定的放缩系数准确，标定板的厚度趋近于 0。执行机构在定位器基坐标系水平方向运动，相机从动，保证标定板始终出现在相机视野范围内。每运动到某一位置需拍摄标定板图片，同时读取如图 14 所示的上位机 GUI 界面的 (X,Y) 作为 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$。GUI 界面的坐标序号与



图 14　上位机 GUI 界面

Fig. 14　GUI interface of the upper computer

标定板图片序号一一对应, 共采集 30 组。

②标定数据制作: 解析标定板角点, 得到标定板在像素坐标系下的位置坐标作为 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}}$。将以上 30 组坐标点对按 2∶1 比例划分, 分别作为手眼标定的计算数据及验证数据。

③计算变换矩阵 $\boldsymbol{M}$: 将 $\boldsymbol{S}_1^{\mathrm{P}}$、$\boldsymbol{S}_1^{\mathrm{B}}$ 代入式 (14), 分别使用 Umeyama 算法、线性模型法及 RANSAC-线性模型法计算 $\boldsymbol{M}$ 矩阵。

④计算矩阵 $\boldsymbol{M}$ 的变换精度: 将 $\boldsymbol{S}_2^{\mathrm{P}}$ 与③计算所得的 $\boldsymbol{M}$ 矩阵进行融合映射, 得到像素坐标系在执行机构坐标系下的位置计算值。对 $\boldsymbol{S}$ 与 $\boldsymbol{S}_2^{\mathrm{B}}$ 进行可视化如图 15。可见计算结果大致能够实现手眼标定的预期要求。通过计算 $\boldsymbol{S}$ 与 $\boldsymbol{S}_2^{\mathrm{B}}$ 的偏差 $\boldsymbol{d}$ 作为手眼标定结果的评价指标:

$$\boldsymbol{d}=\sqrt{(x_i'-x_i)^2+(y_i'-y_i)^2}$$

式中: $(x_i',y_i')\in\boldsymbol{S},(x_i,y_i)\in\boldsymbol{S}_2^{\mathrm{B}}$。计算所得评价指标 d 的结果如图 16 所示, 其均值、标准差及方差如表 3 所示。综合图 15、图 16 及表 3 可知, RANSAC-Linear 算法的总体偏差较小, 相较其余 2 种方法精度提升了 70.7%～77.2%。

2) 原点统一

①初定位: 将球头所在的执行机构末端柱面轴

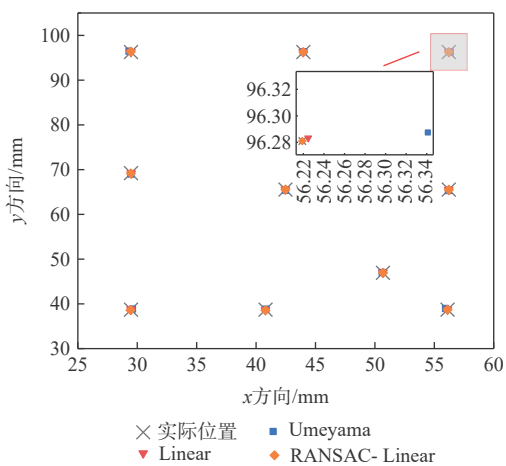


图 15　手眼标定效果可视化

Fig. 15　Visualization of hand-eye calibration effects

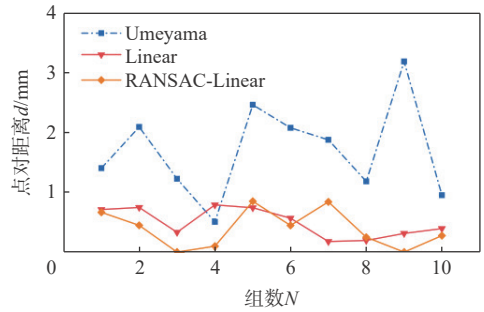


图 16　不同模型标定结果偏差对比

Fig. 16　Comparison of calibration result errors for different models

表 3　不同模型手眼标定结果

Table 3　Hand-eye calibration results for different models　　mm

算法	均值	标准差	方差
Umeyama	1.694	0.868	0.754
Linear	0.496	0.478	0.229
RANSAC- Linear	0.387	0.550	0.303

线与球窝圆柱面轴线对齐, 使得球头能够准确插入球窝, 如图 17 所示。

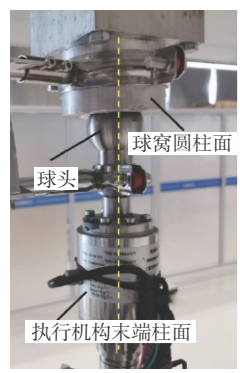


图 17　手眼标定初定位示意图

Fig. 17　Schematic diagram of the initial positioning for hand-eye calibration

②确定原点平移向量: 控制执行机构末端在竖直方向下降, 水平方向无位移。相机识别球窝, 工位终端计算圆心坐标并经卡尔曼滤波器处理。初定位位置 $(u_0,v_0)=(596,405),(\Delta x,\Delta y)=(54,22)$; $\boldsymbol{S}_0^{\mathrm{B}}=(X_0,Y_0)=(54,22)$ 即 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}$ 与 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}}$ 原点间的平移向量 $\boldsymbol{t}$。将 $\boldsymbol{t}$ 代入式 (13) 后定位器基坐标系 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$、像素坐标系 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{P}}$ 及执行机构坐标系 $\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}$ 三者间的变换关系即可确定, 球窝圆心在定位器基坐标系下的位置可实时监测。图 18 为在初定位位置时手眼标定前后球窝圆心检测效果。

截取初定位位置某时段滤波前和滤波后的圆心坐标检测数据, 检验卡尔曼滤波器在圆心检测中的效果, 数据的可视化结果如图 19 所示, 可见无滤波情景下坐标值在约 R<7 mm 的区间内抖动, 加入

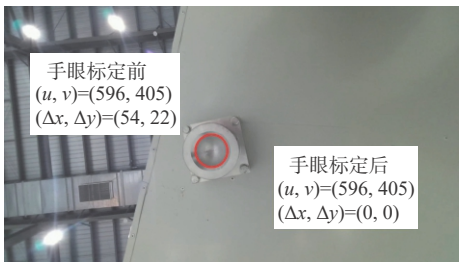
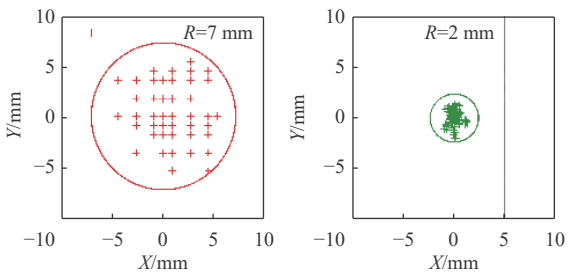


图 18 初定位位置手眼标定前后圆心检测效果

Fig. 18 Circle center detection effect before and after hand-eye calibration of initial positioning position



(a) 滤波前圆心坐标 (b) 滤波后圆心坐标

图 19 卡尔曼滤波效果

Fig. 19 The effect of Kalman filtering

滤波后稳定在 R<2 mm, 滤波效果明显。

3.4 视觉引导入位实验

手眼标定统一坐标系后需验证视觉引导的入位效果。加入 T-scan 三维扫描仪与激光测距仪用于精确测量入位过程的重复性误差, 其过程如下:

1) 使用 T-scan 三维扫描仪扫描球窝与球头表面, 拟合两者的球心坐标。在初定位位置时两者球心在三维扫描仪坐标系水平方向的值理论上相同, 记为$(x_0, y_0) = (933.81, 4046.34)$。

2) 控制执行机构末端在$\boldsymbol{S}^{\mathrm{B}}$水平方向移动至任意位置 (1), 如沿着图 20 路径 1 移动, 使得球头与球窝的球心在水平方向偏离一定的距离。此时$(\Delta x, \Delta y) = (34, 24)$, GUI 界面$(X_1, Y_1) = (88, 48)$。将 GUI 界面的$(X, Y)$设置为$(X_1 - \Delta x, Y_1 - \Delta y)$, 并将控制信号发送至定位器, 控制执行机构运动, 可见运动路径与图 20 路径 2 大致重合。移动结束, 执行机构到达如图 20 位置(2), 此时$(\Delta x, \Delta y) = (0, 0)$。控制执行机构末端在 z 方向上伸出, 此时球头与球窝精准配合, 使用 T-scan 三维扫描仪扫描球头表面, 拟合并记录其水平坐标(x_1, y_1)。计算(x_0, y_0)、(x_1, y_1)的欧氏距离e_1作为入位结果误差:

$$e_1 = \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2}$$

多次重复 1)、2), 得到表 4 数据。由表 4 可知, 视觉引导入位偏差的均值与标准差均在 1 mm 范围内, 由于在初定位时球窝接头与球头中心存在系统误差, 实际入位引导精度均值理论上会更高。

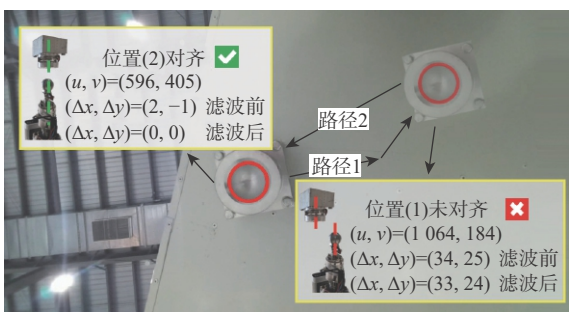


图 20 视觉引导的移载定位器入位示意

Fig. 20 Schematic of the vision-based mobile positioner insertion method

表 4 入位误差测量

Table 4 Insertion error measurement

位置序号	定位器坐标(X_i, Y_i)	三维扫描仪拟合坐标(x_i, y_i)	偏差e_1/mm
1	(53,23)	(933.87,4 046.29)	0.908
2	(54,22)	(933.84,4 046.37)	0.859
3	(55,22)	(932.9,4 046.29)	0.279
4	(54,22)	(934.9,4 046.31)	1.915
5	(53,23)	(933.9,4 046.29)	0.937
6	(53,23)	(932.91,4 046.29)	0.275
7	(54,24)	(933.95,4 046.30)	0.982
8	(54,23)	(932.91,4 046.44)	0.142
9	(54,23)	(933.96,4 046.31)	0.990
10	(54,23)	(933.96,4 046.29)	0.995

注: e_1均值为0.828, e_1标准差为0.512, e_1方差为0.262。

为客观判断本文方法有效性与优越性, 选择文献 [7-8] 做精度和运行时间对比, 如表 5 所示。由此可见, 本文视觉引导入位方案的运行时间较短, 能够保持高帧率检测, 且精度较高, 效果良好, 可以满足大部件对接移载定位器引导入位的精度要求。

表 5 视觉引导入位精度分析

Table 5 Accuracy analysis of visual guided inserting

方法	测量距离/cm	平均偏差/mm	运行时间/ms
文献[7]	50	1.2	32
文献[8]	50	1.8	1 159
本文	50	0.8	36

4 结 论

1) 本文提出了一种基于视觉引导的飞机部段移载式定位器球头入位方法, 通过入位实验验证了该方法的可行性与有效性。

2) 改进了 YOLO-v5s 目标检测模型, 使用 Bi-FPN 代替 PA-FPN, 在特征信息流入融合网络前加入 CA 注意力机制模块, 提高了支撑球窝接头的检测效果。使用 Grad-CAM 技术对训练过程进行了可视化。开展了消融实验, 对比改进模型与原模型

的各项性能, 结果表明改进后的模型能够在高精确度检测的同时帧率可达到 30 帧/s, 保证检测的实时性与精度, 且相对原模型的 $mAP_{0.5:0.95}$ 指标提高了 2%。

3) 在相机与移载定位器的手眼标定过程中, 基于九点标定法扩充数据, 融合了 RANSAC 算法求解变换矩阵, 与传统手眼标定算法相比精度提高了 22.0%～77.2%。

4) 实验表明, 本文所提出的视觉引导入位方法具有较强的鲁棒性, 其引导误差在 1 mm 以内, 满足实际应用要求, 可为大飞机实现总装移动装配提供关键技术支撑。

参考文献（References）

[1] 薛红前. 飞机装配工艺学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015: 1-2.
XUE H Q. Aircraft assembly technology[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015: 1-2(in Chinese).

[2] 刘华. 视觉定位关键技术及其在飞机装配中的应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019: 1-2.
Liu H. Study on key techniques of visual positioning and its application in aircraft assembly[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019: 1-2(in Chinese).

[3] 陶永, 高赫, 王田苗, 等. 移动工业机器人在飞机装配生产线中的应用研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(5): 32-41,67.
TAO Y, GAO H, WANG T M, et al. Application of mobile industrial robot in aircraft assembly production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(5): 32-41,67(in Chinese).

[4] 杨应科, 李东升, 沈立恒, 等. 大型复合材料机身壁板多机器人协同装配调姿控形方法[J]. 航空学报, 2023, 44(14): 428006.
YANG Y K, LI D S, SHEN L H, et al. Pose and shape adjustment method for CFRP fuselage panel based on multi-robot collaboration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(14): 428006(in Chinese).

[5] 董正建, 杨森, 王平, 等. 一种用于飞机装配的移载定位器: CN216509183U[P]. 2022-05-13.
DONG Z J, YANG S, WANG P, et al. Transfer positioner for aircraft assembly: CN216509183U[P]. 2022-05-13(in Chinese).

[6] 于勇, 陶剑, 范玉青. 波音 787 飞机装配技术及其装配过程[J]. 航空制造技术, 2009, 52(14): 44-47.
YU Y, TAO J, FAN Y Q. Assembly technology and process of boeing 787 jet[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(14): 44-47(in Chinese).

[7] 柯臻铮, 柯岩, 朱伟东. 飞机大部件对接及精加工系统研究[J]. 航空制造技术, 2022, 65(20): 92-102.
KE Z Z, KE Y, ZHU W D. Research on docking and finishing system of large aircraft parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(20): 92-102(in Chinese).

[8] SCHMIDT B, WANG L H. Automatic work objects calibration via a global−local camera system[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2014, 30(6): 678-683.

[9] WU C H, JIANG S Y, SONG K T. CAD-based pose estimation for random Bin-picking of multiple objects using a RGB-D camera[C]// Proceedings of the 15th International Conference on Control, Automation and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1645-1649.

[10] 刘红帝, 吕睿, 田林雳, 等. 用于引导机器人定位的汇聚式双目视觉算法实现[J]. 机械工程学报, 2022, 58(14): 161-169.
LIU H D, LÜ R, TIAN L L, et al. Realization of convergent binocular vision algorithm for guiding robot localization[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(14): 161-169(in Chinese).

[11] 王营华, 宋光明, 刘盛松, 等. 一种视觉引导的作业型飞行机器人设计[J]. 机器人, 2019, 41(3): 353-361.
WANG Y H, SONG G M, LIU S S, et al. Design of a vision-guided aerial manipulator[J]. Robot, 2019, 41(3): 353-361(in Chinese).

[12] SUSEMIHL H, MOELLER C, KOTHE S, et al. High accuracy mobile robotic system for machining of large aircraft components[J]. SAE International Journal of Aerospace, 2016, 9(2): 231-238.

[13] 季旭全, 王君臣, 赵江地, 等. 基于机器人与视觉引导的星载设备智能装配方法[J]. 机械工程学报, 2018, 54(23): 63-72.
JI X Q, WANG J C, ZHAO J D, et al. Intelligent robotic assembly method of spaceborne equipment based on visual guidance[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(23): 63-72(in Chinese).

[14] 王稼祥, 陈坤勇, 江录春, 等. 基于视觉引导的航空发动机低压涡轮轴自动化装配系统研究[J]. 机械设计与研究, 2021, 37(3): 94-100,104.
WANG J X, CHEN K Y, JIANG L C, et al. Research on automatic assembly system of aero engine low pressure turbine shaft based on visual guidance[J]. Machine Design & Research, 2021, 37(3): 94-100,104(in Chinese).

[15] ZHANG P, KAI Z, LI Z W, et al. High dynamic range 3D measurement based on structured light: a review[J]. Journal of Advanced Manufacturing Science and Technology, 2021, 1(2): 2021004.

[16] 胡占义, 吴福朝. 基于主动视觉摄像机标定方法[J]. 计算机学报, 2002, 25(11): 1149-1156.
HU Z Y, WU F C. A review on some active vision based camera calibration techniques[J]. Chinese Journal of Computers, 2002, 25(11): 1149-1156(in Chinese).

[17] ZHANG Z. A flexible new technique for camera calibration[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2000, 22(11): 1330-1334.

[18] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: unified, real-time object detection[C]//Proceedings of the 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 779-788.

[19] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]// Proceedings of the 2014 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 580-587.

[20] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks[C]//Proceedings of the 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.

[21] WOO S, PARK J, LEE J Y, et al. CBAM: convolutional block attention module[C]//Proceedings of the Computer Vision−ECCV 2018. Cham: Springer International Publishing, 2018: 3-19.

[22] HOU Q B, ZHOU D Q, FENG J S. Coordinate attention for efficient mobile network design[C]//Proceedings of the 2021 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recogni-

tion. Piscataway: IEEE Press, 2021: 13708-13717.

[23] WANG Q L, WU B G, ZHU P F, et al. ECA-net: Efficient channel attention for deep convolutional neural networks[C]//Proceedings of the 2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 11531-11539.

[24] TAN M X, PANG R M, LE Q V. EfficientDet: scalable and efficient object detection[C]//Proceedings of the 2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 10778-10787.

[25] ZHOU B L, KHOSLA A, LAPEDRIZA A, et al. Learning deep features for discriminative localization[C]//Proceedings of the 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2921-2929.

[26] SELVARAJU R R, COGSWELL M, DAS A, et al. Grad-CAM: visual explanations from deep networks via gradient-based localization[J]. International Journal of Computer Vision, 2020, 128(2): 336-359.

[27] FU J H, LIU H D, HE M Q, et al. A hand-eye calibration algorithm of binocular stereo vision based on multi-pixel 3D geometric centroid relocalization[J]. Journal of Advanced Manufacturing Science and Technology, 2021, 1(1): 51-60.

[28] PEI H N, ZHOU W J, ZHANG P Y, et al. A review of point set registration: from fundamental algorithms to geometric quality inspection of aviation complex parts[J]. Journal of Advanced Manufacturing Science and Technology, 2023, 3(4): 2023012.

[29] UMEYAMA S. Least-squares estimation of transformation parameters between two point patterns[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1991, 13(4): 376-380.

[30] FISCHLER M A, BOLLES R C. Random sample consensus: a paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography[J]. Readings in Computer Vision, 1987, 24(6): 726-740.

Vision-based mobile positioner insertion method for pose alignment of large components

SUN Yang[1], ZHAI Yunong[1,*], YANG Yingke[1], YE Xia[2], FU Wei[2], LI Dongsheng[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201324, China)

Abstract: The pose alignment of large components is a critical step in aircraft assembly. Prior to the assembly of large components, it is necessary to insert the ball-head of the positioner into the ball socket to support the component. Currently, the state-of-the-art process is primarily guided by manual operation, resulting in significant positioning errors, low efficiency, and potential safety risks. This paper proposes a vision-based mobile positioner insertion method. Firstly, a modified YOLO-v5s object detection model is applied to obtain the position of the ball socket. Then, a coordinate attention (CA) attention mechanism module is added between the backbone network and neck network. The Bidirectional feature pyramid network (Bi-FPN) was adopted as the neck network, and the gradient-weighted class activation mapping (Grad-CAM) is used to visualize the operation of the model. The results show that up to 30 frames per second, the precision of the updated YOLO-v5s model surpasses 99.5%, with a 2% increase in mAP0.5:0.95. The coordinate system unification is then accomplished via hand-eye calibration methods, and the transformation matrix is calculated using a linear model that incorporates the random sample consensus (RANSAC) algorithm. Compared to traditional hand-eye calibration algorithms, the accuracy is improved by 22.0%−77.2%. Finally, the experimental validation of the proposed method is conducted, which demonstrates that the error of insertion is within 1mm, which fulfills the precision requirements of the insertion in the pose alignment of large components.

Keywords: aircraft assembly; mobile positioner; computer vision; attention mechanism; deep learning

Received: 2023-09-19; **Accepted**: 2023-11-27; **Published Online**: 2024-01-08 10:29
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240105.1237.002

* **Corresponding author**. E-mail: zhaiyn@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0651

空间用高效倒置结构三结砷化镓薄膜太阳电池本构参数研究

高红鑫[1]，赵寿根[1,*]，朱佳林[2]，余亦豪[1]，刘欣[1]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院 强度与结构完整性全国重点实验室，北京 100191；
2. 中电科蓝天科技股份有限公司，天津 300392)

摘 要：倒置结构三结砷化镓薄膜（IMM）太阳电池由于很好地解决了多结电池带隙不匹配的问题，因此获得更高的光电转换效率，为下一代空间用太阳电池提供了一种选择。IMM太阳电池具有塑性材料的力学特性，区别于传统三结砷化镓薄膜电池的脆性材料特性，所以IMM太阳电池本构模型的准确性是仿真其抗力学环境影响的关键因素。所提方法利用Voce本构模型对IMM太阳电池进行拉伸试验模拟，并在ANSYS-OptiSLang联合仿真平台上采用非线性二次规划算法优化本构模型参数。通过将数值模拟结果与实际试验数据进行比对，并将其差异作为目标函数进行最小化，成功获得了与试验测试结果非常接近的应力-应变曲线。结果表明：所提方法建立的IMM太阳电池本构模型可在后续其他力学仿真分析中使用。

关 键 词：倒置结构三结砷化镓太阳电池；Voce本构模型；ANSYS-OptiSLang联合仿真；本构反演优化；非线性二次规划算法

中图分类号：TP18; O34

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4323-07

传统正向晶格匹配(lattice-matched,LM)三结砷化镓太阳电池虽然广泛运用于航天器上，但由于子电池之间的带隙不匹配造成电流损失限制其效率(约30%)的进一步提高[1-2]。倒置晶格失配(inverted metamorphic, IMM)三结砷化镓太阳电池很好地解决了多结电池带隙不匹配的问题，因此获得更高的电池光电转换效率，为下一代空间用太阳电池提供了一种选择[3–5]。但是执行航天任务的太阳电池不仅要具备较高的转换效率，还要有良好的抗振动、抗冲击的力学性能。分析太阳电池抗振动力学性能的数值模拟需要准确的本构模型，因此探索IMM太阳电池本构参数是必要的。

对于柔性太阳电池本构模型参数，国内外进行了相关研究，但多集中在线弹性本构模型。周南[6]对柔性薄膜太阳能电池进行了力电参数测试，得到了测试所选的柔性薄膜太阳电池的杨氏模量、断裂强度、最大延伸率等力学参数指标。Wakayama等[7]对柔性薄膜太阳电池进行了拉伸试验得到了电池的应变-力曲线，并通过电子显微镜观察到了裂缝。此次测量的IMM太阳电池主要力学结构为铜衬底，是典型弹塑性金属材料，试验结果表明其塑性硬化率比较低，即塑性段比较平坦，流动应力没有明显的增强。这一硬化规律可以用Voce硬化准则描述[8]。

反演法广泛应用于各种本构方程的参数确定中。该方法通过调整有限元模型的材料参数，以使模拟曲线和实验曲线之间的差距缩小，从而确定适合特定本构模型的材料参数，能够使这2条曲线重

收稿日期：2023-10-11；录用日期：2023-11-16；网络出版时间：2023-12-21 14:49
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231221.0922.001
*通信作者. E-mail：zshougen@buaa.edu.cn

引用格式：高红鑫，赵寿根，朱佳林，等. 空间用高效倒置结构三结砷化镓薄膜太阳电池本构参数研究[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4323-4329. GAO H X，ZHAO S G，ZHU J L，et al. Research on constitutive parameters of high-efficiency inverted metamorphic GaAs triple junction solar cell for space applications[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4323-4329 (in Chinese).

合。董菲等[9]采用反演法确定了马氏体不锈钢的Johnson-Cook本构方程材料参数，使得模拟得到的力-位移曲线与试验得到曲线相吻合。

本文基于ANSYS与Optislang联合仿真平台，结合IMM太阳电池拉伸实验验证，提出一种塑性力学模型，即Voce硬化准则参数反演优化方法，通过采用非线性二次规划算法将数值模拟结果与实际实验数据进行优化拟合，并将其差异作为目标函数进行最小化。最终实现以尽量少而简单的实验操作获取本构模型参数，成功实现快速准确的IMM太阳电池拉伸模拟。

1 ANSYS-Optislang联合仿真优化方法

1.1 Voce本构模型

本文模拟中基于Voce函数的非线性等向硬化模型对材料参数进行反演优化，如图1所示。

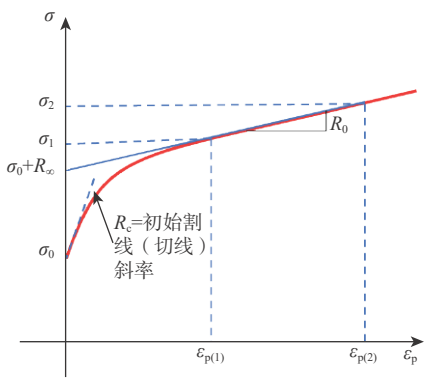


图1 Voce本构模型

Fig. 1 Voce constitutive model

Voce本构模型被假定为各向同性，整条曲线的含义可以理解为通过一条曲线，连接屈服点到大应变切线。其中，σ_0为初始屈服点，一般取弹性极限，R_0为线性系数表示大塑性应变时的真实应力-应变曲线的切线斜率，R_∞为指数系数，σ_0+R_∞为饱和应力，指应变硬化率趋近零时对应的理想应力值，b为指数饱和系数，用于定义应力值达到饱和应力的速率。Voce方程最初是一种唯像本构模型，Sainath等[10]赋予了微分形式Voce一定的物理意义，使得Voce方程的参数在一定程度上表征塑性变形过程中的微观机理。

1.2 拉伸试验

本文使用的空间用高效倒置结构三结砷化镓薄膜太阳电池来自中电18所。使用螺旋测微计测量堆叠在一起的10个IMM太阳电池，便可以测得IMM太阳电池的厚度为0.04 mm，如图2所示。

所有试样均根据标准ASTM E345-24a[11]。如

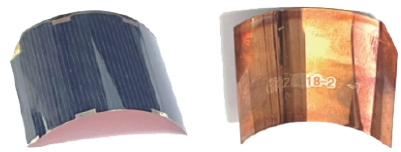


图2 IMM三结太阳电池

Fig. 2 IMM triple-junction solar cells

图3所示，单向拉伸试样是犬骨性型，且为了考量材料的各向异性，根据与IMM太阳电池栅线方向的不同的夹角切割单向拉伸试样，方向包括0°(沿栅线方向，MD)和90°(垂直栅线方向，TD)。通过在试样上粘贴微小应变片获取加载过程中的变形。

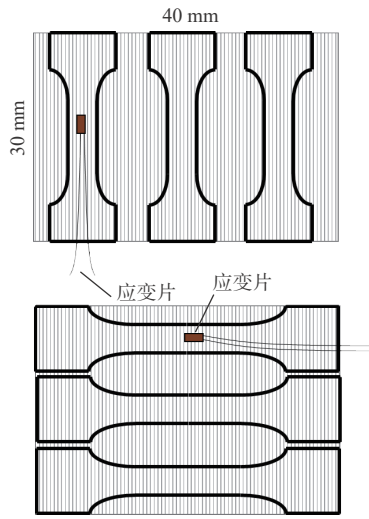


图3 IMM三结太阳电池的拉伸试样

Fig. 3 Tensile sample of IMM triple-junction solar cells

采用Instron系列的微机控制电子万能试验机，对材料方向为0°和90°的试样进行准静态拉伸试验，为减少实验误差，每组实验至少重复3次。利用实验中粘贴在IMM太阳电池背面的应变片采集的应变数据，再将传感器采得的力信号相对应变同步，结合试样几何参数转换为真实应力与真实应变曲线。图4显示了2个不同材料方向上进行拉伸

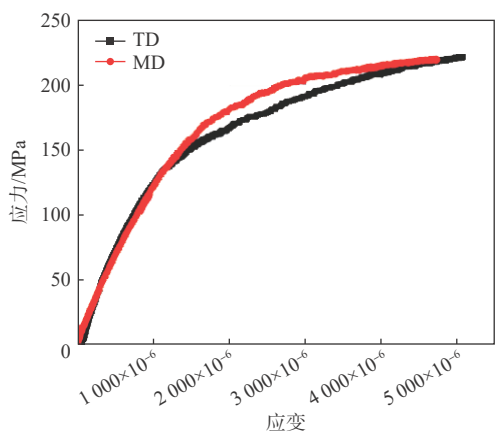


图4 MD和TD应力-应变曲线

Fig. 4 Strain-stress curves of MD and TD

测试时 IMM 太阳电池的实验数据。由图 4 可知, IMM 太阳能电池材料的各向异性不明显, 2 个方向的弹性模量、屈服强度、塑性硬化率以及最大塑性应变较为接近, 主要原因是 IMM 太阳电池的主要受力结构为铜衬底, 而铜箔材料为各向同性塑性屈服。图 5 给出了实验过程和试样典型断裂。

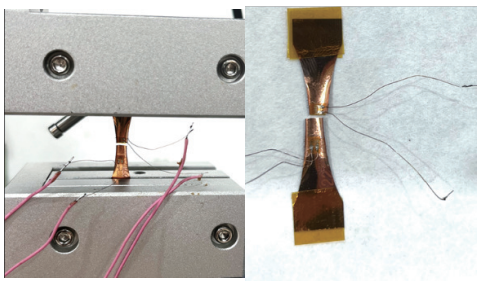


图 5　实验过程和试样典型断裂

Fig. 5　Diagram of the experimental process and typical fracture diagram of the specimen

为了更好地描述 IMM 太阳电池的力学性能, 本文结合反演优化算法和 Voce 本构模型来确定 IMM 太阳电池的本构模型。通过简单拉伸实验得到的应力-应变曲线作为参考曲线, 以数值模拟结果和实验实测结果的差异作为目标函数, 采用非线性二次规划(nonlinear programming quadratic line search, NLPQL)优化算法, 来缩小模拟曲线和实验曲线间的差距[12-15]。

1.3　反演优化方法

本文模拟中主要对弹性模量 E、初始屈服点 σ_0、饱和应力 σ_0+R_∞ 等描述本构模型弹性和塑性行为的材料参数进行优化, 需要优化的参数为 $X=(E,\sigma_0,R_0,R_\infty,b)$。NLPQL 是为了解决非线性优化问题, 利用目标参数和约束梯度进行优化计算的顺序二次规划法 (sequential quadratic programming, SQP) 的实际应用。相比其他算法, NLPQL 收敛性好, 计算效率高, 对函数没有特殊要求, 编程实现也较简单。其已成功应用于结构优化设计、参数识别等领域的复杂非线性规划问题, 可处理高达数万量级的设计变量和约束。非线性规划有约束条件问题可以表示为[16-17]:

$$\begin{cases}\min f(x) & x\in R^n\\ \text{s.t. } c_i(x) & i=1,2,\cdots,m\end{cases} \tag{1}$$

式中: $f(x)$为目标函数; x为优化参数; c_i为约束条件。

次优化问题可以视为一个二次规划问题 Q:

$$\begin{cases}\min Q(s)=\left[\nabla f(x^{(k)})\right]^{\mathrm{T}}s+\dfrac{1}{2}s^{\mathrm{T}}B^{(k)}s\\ \text{s.t. } c_i(x^{(k)})+\left[\nabla c_i(x^{(k)})\right]^{\mathrm{T}}s=0\end{cases} \tag{2}$$

式中: s 为结构变量的搜索方向; $B^{(k)}$为 Hessian 矩阵的近似。

NLPQL 算法的求解步骤如下:

步骤 1　设定参数初始值 $x^0\in R^n$, 正定对称矩阵 B^0, 误差范围$(\varepsilon_1,\varepsilon_2,\varepsilon_3)$。

步骤 2　求解二次规划问题 Q, 确定新的 $\lambda^{(k+1)}$和 $s^{(k)}$。

步骤 3　确定步长因子α_k, 求解$x^{(k+1)}=x^{(k)}+\alpha_k s^{(k)}$。

步骤 4　根据收敛准则确定是否再次迭代。

步骤 5　修正矩阵 $B^{(k)}$, 并且令 $k=k+1$, 重新执行步骤 2。

步骤 6　若求解结果满足$\left\|\nabla_x L(x^{(k+1)},\lambda^{(k+1)})\right\|<\varepsilon_1$, 计算终止。

在应用 ANSYS 模拟 IMM 太阳电池拉伸实验的基础上, 结合 OptiSLang 中的 NLPQL 优化算法, 搭建出一套材料参数反演优化平台。具体流程如图 6 所示。

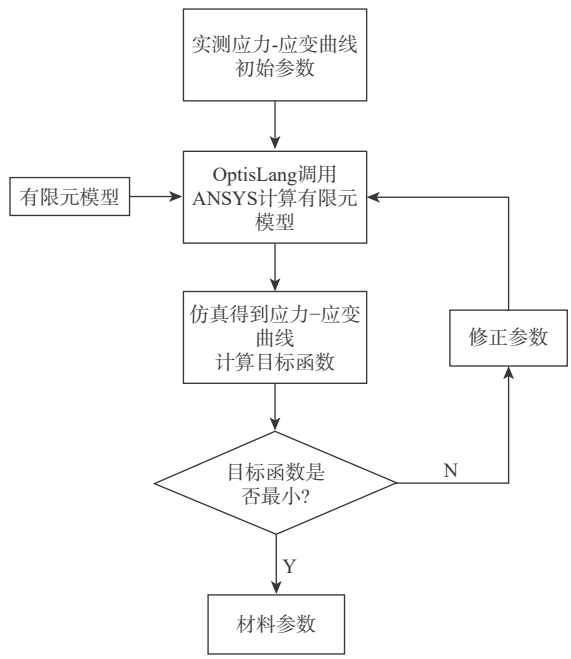


图 6　材料参数反演优化流程

Fig. 6　Material Parameter inversion excellent flow chart

2　IMM 太阳电池本构模型参数反演计算

本文模拟对 IMM 太阳电池本构模型的材料参数进行反演优化。本文使用有限元软件 ANSYS 对上述拉伸实验进行模拟, 利用 ANSYS Workbench 搭建联合仿真平台, 如图 7 所示[18-19]。

考虑到 IMM 太阳电池厚度远小于长度和宽度, 所以网格划分采用 shell181 单元, 试样选择 TD 的尺寸。边界条件为固支, 载荷为位移, 按照实验的具体数值加载在试样上, 如图 8 所示。

在 OptiSLang Signal Processing 数据处理模块导

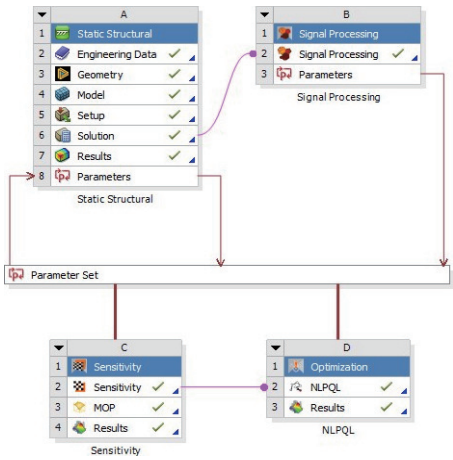


图 7 ANSYS Workbench 联合仿真平台

Fig. 7 ANSYS Workbench co-simulation platform



图 8 拉伸试验 Mechanical 模型

Fig. 8 Tensile test Mechanical model

入 1.2 节中测试得到的应力-应变曲线，将应变分为 150 等量步，创建应变向量，在这些应变点处提取测试/仿真的应力结果，分别创建应力向量，并将 2 个向量的欧几里得范数作为目标函数：

$$\sqrt{\sum_{i=1}^{150}(y_i^*-y_i)^2}\to\min \tag{3}$$

式中：y_i^*为对应的实测应力值；y_i为对应的仿真应力值。

在灵敏度分析中，将 OptiSLang 与有限元分析模型相连接。灵敏度模块根据所选输入和输出参数、定义的变化范围及准则，创建设计实验 (design of experiments, DoE)。DoE 对预定义的设计空间内的设计点进行采样。表 1 给出了输入参数的设计空间，图 9 给出了 DoE 计算得到的应力-应变曲线。

表 1 输入参数的设计空间

Table 1 Input Parameter Design Space

参数值	弹性模量/GPa	屈服应力/MPa	线性系数	指数系数	饱和应力/MPa
初始值	106	158	0	58	878
参数值范围	80～130	120～180	0～100	40～70	700～1 100

OptiSLang 通过灵敏度分析找到重要参数，并自动过滤不重要参数，实现参数降维，减少计算量。通过一个预测质量的关键指标预测系数 (coeffiient of prognosis, CoP)来评估对实际模型的

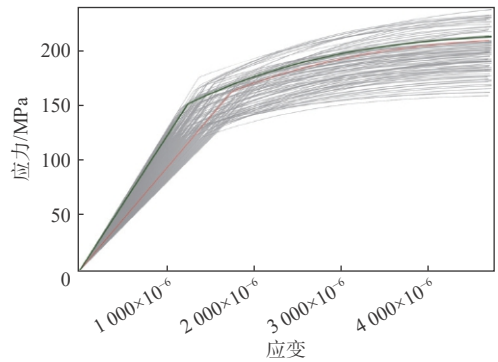


图 9 DoE 应力-应变曲线

Fig. 9 Stress-Strain curve calculate by DoE

预测质量，通过回归方法逼近求解器响应并创建最佳预测元模型 (metamodel of optimal, MoP)。此次灵敏度分析的全模型 CoP 结果为 99%，说明获得了良好的预测质量，且从 CoP 中可以看出对响应量影响最大的 3 个参数为σ_0初始屈服点、弹性模量 E 和指数系数R_∞，OptiSLang 自动过滤了不重要参数线性系数R_0和指数饱和系数b，如图 10 所示。图 11 给出了目标函数与主要参数的响应曲面图，显示了响应与主要参数的相互作用。

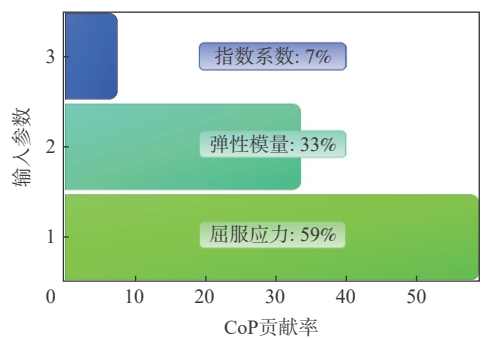


图 10 CoP 预测质量

Fig. 10 CoP prediction quality

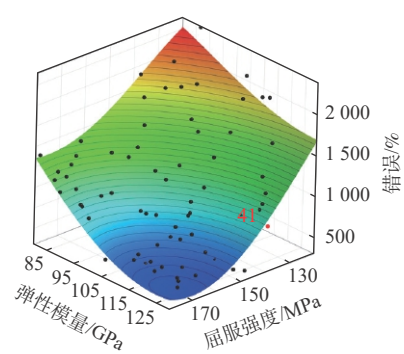


图 11 目标函数响应面(CoP>99%)

Fig. 11 Response surface for objective function

在不运行有限元仿真的情况下，MoP 近似于求解器响应。NLPQL 优化算法在 MoP 上运行尽可能多的设计，直到其收敛到符合标准的最佳设计。图 12 给出了 NLPQL 优化算法的优化历史过程，最

终的最佳设计点为 143 号。表 2 给出了最佳设计点的参数值和其初始值的对比。

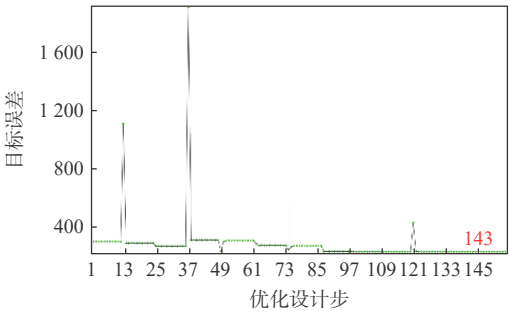


图 12　NLPQL 优化历史过程

Fig. 12　historical process of NLPQL optimization

表 2　最佳设计点参数与初始参数对比

Table 2　Comparison of best design point parameters with initial parameters

参数值	弹性模量/GPa	屈服应力/MPa	线性系数	指数系数	饱和应力/MPa	$\sqrt{\sum_{i=1}^{150}(y_i^*-y_i)^2}$
初始值	106	158	0	58	878	627.5
最佳值	124.14	150.98	8.68	70	1 100	276.6

利用最佳设计点 143 号的材料参数重新建立 IMM 太阳电池的 Voce 本构模型并进行拉伸模拟得到最佳设计点的应力-应变曲线, 如图 13 所示。

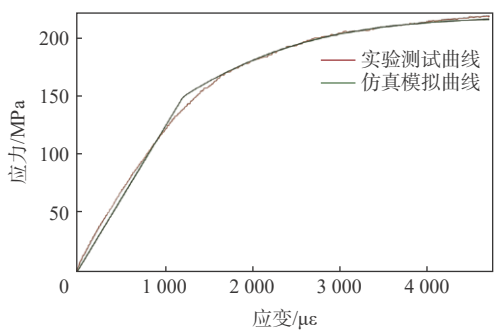


图 13　实验测试与仿真模拟应力-应变曲线对比

Fig. 13　Experimental and simulated stress-strain curves

由图 13 可以看出, 反演优化得到有限元计算结果与实验结果吻合良好, 两者误差较小。所以 IMM 太阳电池的本构模型可以建立为

$$\sigma=\begin{cases}124.14\varepsilon & \sigma<150.98\\ 150.98+8.68\varepsilon_{\mathrm{p}}+70(1-\mathrm{e}^{-1\,100\varepsilon_{\mathrm{p}}}) & \sigma\geqslant 150.98\end{cases}\tag{4}$$

式中: σ为应力; ε_{p}为塑性应变; ε为应变。

3　结　论

1) 本文对空间用高效倒置结构三结砷化镓薄膜太阳电池进行了拉伸试验, 得到了应力-应变曲线。结果显示, IMM 太阳电池具有塑性材料特性, 区别于传统三结砷化镓薄膜太阳电池的脆性材料特性。

2) ANSY-OptiSLang 联合仿真平台结合非线性二次规划算法是一种有效确定 IMM 太阳电池材料本构参数的反演优化方法, 可以快速准确地获得本构参数。

3) 由 IMM 太阳电池材料本构参数的优化结果可得, 仿真模拟的应力-应变曲线与实测曲线非常接近。所以建立的本构模型可以运用到后续 IMM 太阳电池弯曲、振动等力学仿真分析中。

参考文献 (References)

[1] GUTER W, DUNZER F, EBEL L, et al. Space solar cells–3G30 and next generation radiation hard products[J]. E3S Web of Conferences, 2017, 16: 03005.

[2] STAN M, AIKEN D, CHO B, et al. Very high efficiency triple junction solar cells grown by MOVPE[J]. Journal of Crystal Growth, 2008, 310(23): 5204-5208.

[3] LI J, AIERKEN A, ZHUANG Y, et al. 1 MeV electron and 10 MeV proton irradiation effects on inverted metamorphic GaInP/GaAs/InGaAs triple junction solar cell[J]. Solar Energy Materials and Solar Cells, 2021, 224: 111022.

[4] QIAN M, ZHANG Y, MAO X J, et al. Flexible photoelectronic material device and investigation method for space applications[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2023, 139: 100901.

[5] SONG M-H, WANG D-X, BI J-F, et al. Inverted metamorphic triple-junction solar cell and its radiation hardness for space applications[J]. Acta Physica Sinica, 2017, 66(18): 188801.

[6] 周南. 柔性薄膜太阳能电池力学性能及其在膜结构中的应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2010: 18-21.
ZHOU, N. Mechanical properties of flexible thin film solar cells and its applied research in membrane structure[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2010: 18-21(in Chinese).

[7] WAKAYAMA S, MIZUTANI A. AE analysis of damage process in thin film solar cells under mechanical strain[C]//Proceedings of the 29th European Conference on Acoustic Emission Testing. Vienna: eTNDT, 2010: 62.

[8] 汪冠宇, 马贵春, 吴建军. 2099-T83 铝锂合金本构模型研究[J]. 塑性工程学报, 2019, 26(1): 174-181.
WANG G Y, MA G C, WU J J. Research on constitutive model of 2099-T83 aluminum-lithium alloy[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2019, 26(1): 174-181(in Chinese).

[9] 董菲, GERMAIN G, LEBRUN J, 等. 有限元分析法确定 Johnson-Cook 本构方程材料参数[J]. 上海交通大学学报, 2011, 45(11): 1657-1660,1667.
DONG F, GERMAIN G, LEBRUN J, et al. Identification of Johnson-cook constitutive model by finite element analysis[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2011, 45(11): 1657-1660,1667(in Chinese).

[10] SAINATH G, CHOUDHARY B K, CHRISTOPHER J, et al. Applicability of voce equation for tensile flow and work hardening behaviour of P92 ferritic steel[J]. International Journal of Pressure

Vessels and Piping, 2015, 132: 1-9.

[11] ASTM International. Standard test methods of tension testing of metallic foil: ASTM E345-24a[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2024: 1-8.

[12] 李璐璐, 周蕊, 张建国, 等. 基于 ABAQUS-MATLAB 联合仿真反演优化确定金属粉末成形本构模型参数[J]. 中国有色金属学报, 2018, 28(7): 1387-1393.
LI L L, ZHOU R, ZHANG J G, et al. Inversion optimization of constitutive model parameters of metal powder forming based on ABAQUS-MATLAB joint simulation[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2018, 28(7): 1387-1393(in Chinese).

[13] TINCA I E, AILINEI I I, DAVIDESCU A. Printed circuit board orthotropic material calibration for static and dynamic loading[C]// Proceedings of the 2022 IEEE 9th Electronics System-Integration Technology Conference. Piscataway: IEEE Press, 2022: 194-202.

[14] 李洋, 桑建兵, 敖日汗, 等. 基于仿真和智能算法骨骼肌超弹性本构参数的反演方法研究[J]. 力学学报, 2021, 53(5): 1449-1456.
LI Y, SANG J B, AO R H, et al. Research on inversion method of hyperelastic constitutive parameters of skeletal muscles based on simulation and intelligent algorithm[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021, 53(5): 1449-1456(in Chinese).

[15] KAŇÁKOVÁ S, KOTTNER R. Identification of material properties of foam used in motorcyclist protective equipment based on obtained experimental data and optimization algorithm[J]. Applied and Computational Mechanics, 2018, 12(2): 139-146.

[16] 徐晓宏, 赵万忠, 王春燕, 等. 基于 NLPQL 算法的电动轮汽车差速助力转向参数优化[J]. 中南大学学报 (自然科学版), 2012, 43(9): 3431-3436.
XU X H, ZHAO W Z, WANG C Y, et al. Parameters optimization of differential assisted steering for electric vehicle with motorized wheels based on NLPQL algorithm[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2012, 43(9): 3431-3436(in Chinese).

[17] TAGHAVIFAR H, ANVARI S. Optimization of a DI diesel engine to reduce emission and boost power by exergy and NLPQL method[J]. Environmental Progress & Sustainable Energy, 2020, 39(2): e13338.

[18] DUBEC B, MAŇAS P, ŠTOLLER J, et al. Numerical identification of material model parameters of UHPFRC slab under blast loading[J]. Applied Sciences, 2023, 13(1): 70.

[19] CADA Z, HRADIL P, MROZEK M. Parametric study on dynamic behaviour of a multi-storey building including soil-structure interaction[C]//Proceedings of the 17th International Conference on Engineering Mechanics. Svratka: ACM, 2011: 91-94.

Research on constitutive parameters of high-efficiency inverted metamorphic GaAs triple junction solar cell for space applications

GAO Hongxin[1], ZHAO Shougen[1,*], ZHU Jialin[2], YU Yihao[1], LIU Xin[1]

(1. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. China Electronics Technology Blue Sky Technology Co., Ltd., Tianjin, 300392, China)

Abstract: Another option for the next generation of solar cells for space applications is the inverted metamorphic (IMM) GaAs triple junction solar cell, which has a greater photoelectric conversion efficiency since it significantly addresses the current issue of subcell mismatch. IMM solar cells have the mechanical properties of ductile materials, which are different from the brittle materials properties of conventional GaAs triple junction solar cells; therefore, the accuracy of the constitutive model of IMM solar cells is a key factor in simulating its resistance to the mechanical environment. In this paper, the Voce constitutive model is used to simulate the tensile experimental process of IMM solar cells. On the basis of the ANSYS-OptiSlang co-simulation platform, the NLPQL optimization algorithm is used, and the tensile experimental validation is combined to form the objective function with the difference between the numerical simulation and experimental data. Then, the objective function is minimized to acquire the parameters of the constitutive model. The results indicate that the stress-strain curves calculated by the inverse optimization method are very similar to the experimental results. The ensuing mechanical simulation analysis can make use of the IMM solar cell constitutive model that was created using this technique.

Keywords: inverted GaInP/GaAs/InGaAs triple-junction solar cell; voce constitutive model; ANSYS-OptiSLang co-simulation; constitutive inversion optimization; nonlinear quadratic programming algorithm

Received: 2023-10-11; **Accepted**: 2023-11-16; **Published Online**: 2023-12-21 14:49
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231221.0922.001
* **Corresponding author**. E-mail: zshougen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0655

基于 KMMS-ReliefF 和 SA-SVMRFE 的高超声速进气道不起动状态识别

朱博楷，闵科，王靖瑶，曾建平*
(厦门大学 航空航天学院，厦门 361102)

摘　　要：进气道不起动会严重影响到高超声速发动机的正常运行。基于稳态压力信息的模式分类方法，以某高超声速三维内转式组合进气道为研究对象，通过提取关键可靠的壁面压力测点并构建高精度的分类模型，以解决不起动识别问题。在不同马赫数和背压条件下，通过数值模拟获得了若干起动/不起动沿程壁面压力数据。在测点选择算法设计上，提出了一种 *k*-均值聚类与 ReliefF 相结合的算法，在解决原数据集起动/不起动类别不平衡的同时充分考虑了联合特征对的权重信息；为兼顾特征权重和全局分类精度，提出了一种引入模拟退火策略的改进支持向量机递归特征消除算法。将二者进行组合式设计，先采用 KMMS-ReliefF 算法快速剔除不相关测点，在剩余测点子集中通过 SA-SVMRFE 算法删除冗余测点，并与其他 4 种组合算法进行对比。实验结果表明：所提组合算法在最优特征子集维度上明显低于其他算法，利用十折交叉验证支持向量机（10-cv SVM）训练的不起动识别模型，在各模态通道测试集的平均分类准确率均达到 99% 以上，且具备较高运行效率。此外，通过 k 最近邻（kNN）、AdaBoost 等其他分类算法验证了最优测点组合的可靠性。

关　键　词：高超声速进气道；不起动状态识别；特征选择；ReliefF；*k*-均值聚类；SVM-RFE
中图分类号：TP181
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4330-12

高超声速进气道是维持高超声速飞行器正常运行的关键气动部件，进气道能否正常起动工作，直接影响到整体推进系统的性能发挥及操控难度[1]。通常将进气道的流量捕获特性不随内部流态的改变而受到影响的状态定义为起动状态，反之为不起动状态[2]。大量事实表明，不起动状态有诸多危害，不仅会导致进气道的流量捕获和总压恢复系数显著下降，内部流场品质急剧恶化，往往还伴随着内部波系和壁面压力的剧烈震荡，严重影响发动机的推力特性，甚至引发超温、喘振和熄火等，对飞行器的结构造成不可逆的损伤[3-6]。由此可见，在高超声速进气道的实际控制工作中，应尽可能地避免进气道进入不起动的工作模式，从理论角度开展对进气道不起动的识别与预警研究，在工程应用层面上具有十分重要的意义[7]。

研究表明，进气道不起动主要有以下三方面成因：①内收缩比过大，导致喉道处发生壅塞；②来流马赫数过低，导致捕获的空气无法完全通过喉道；③背压过高，造成过大的逆压梯度，导致进气道内流动分离[8]。在这些因素中，高背压引起的不起动现象更具普遍性。由于进气道通道内部的压力变化直接受到燃烧室背压的影响，因此能够揭示高超声速入口的不起动状态，基于稳态压力信息的模式分类成为进气道不起动状态识别的可行方法之

收稿日期：2023-10-12；**录用日期**：2024-03-12；**网络出版时间**：2024-03-25 12:22
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240322.1422.001
基金项目：1912 项目
* **通信作者**. E-mail：jpzeng@xmu.edu.cn

引用格式：朱博楷，闵科，王靖瑶，等. 基于 KMMS-ReliefF 和 SA-SVMRFE 的高超声速进气道不起动状态识别 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（12）：4330-4341. ZHU B K，MIN K，WANG J Y，et al. Recognition of hypersonic inlet unstart state based on KMMS-ReliefF and SA-SVMRFE [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（12）：4330-4341（in Chinese）.

一。进气道内壁面加装的众多压力测点为此提供了宝贵的信息，如何从大量测点中筛选出少数关键测点，在节约工程成本的同时提高不起动识别的精度和效率，成为该领域的关键问题。

随着模式识别和机器学习理论的日趋成熟，其相关算法在进气道测点选择与不起动识别中发挥着越来越重要的作用。Yu 等[9]将模式识别理论引入不起动识别建模的过程，通过支持向量机递归特征消除算法（support vector machine-recursive feature elimination, SVM-RFE）和 Fisher 线性判别（Fisher linear discriminant, FLD）解决了低马赫和高背压的不起动分类问题，分析结果表明起动/不起动边界之间存在明显隔离带。Chang 等[10]使用 SVM 分类算法解决了高超声速进气道起动/不起动分类问题，在之后的研究中，针对测点系统存在传感器噪声的情况，进一步引入了概率输出支持向量机和多分类器融合算法，显著提高了不起动分类模型的运行效率和识别准确率。胡清华等[11]通过信息熵特征评估法、最大化模糊依赖度的特征评价法等对不同压力测点的不起动识别能力进行评价，给出了两个较为关键的测点位置，将不起动识别问题转化为线性可分问题。Zheng 等[12]采用加权嵌入流形学习 isomap 方法对进气道测点进行降维处理，决策树的分类结果证明了降维结果的优越性。刘欢等[13-14]将组合特征选择算法的设计思路引入进气道测点选择算法当中，即先通过过滤式算法快速滤除大量不相关特征，在此基础上通过包裹式算法从缩小的特征空间中逐步删除冗余特征，将 Relief 算法与 SVM-RFE 算法、粒子群算法（particle swarm optimization, PSO）等进行组合式设计，并通过实验证明了 Relief-SVMRFE 算法性能最优，且最优测点组合具备较强的鲁棒性。

然而，上述研究仍然存在一些问题，首先，在测点选择算法上，多数研究仍沿用经典的特征选择算法，没有结合具体的研究内容对算法进行改进或优化；其次，对特征子集的评价指标过于单一化，如仅通过分类准确率对特征选择结果进行评估，在非平衡数据集上可能有失偏颇；最后，多数研究聚焦于二维特征空间内的起动/不起动的线性分类，没有考虑数据集特征维度较高、线性不可分的情况。

本文以某组合进气道为研究对象，在测点选择算法设计上沿用了文献 [14] 的组合设计思路，并对实验所用测点选择算法进行了一定的改进：①针对经典 ReliefF 算法在类别不平衡数据集上表现较差，且无法考察联合特征权重的缺陷，提出了一种改进的 KMMS-ReliefF（KMeans-multistage ReliefF）算法；②考虑到传统 SVM-RFE 算法在迭代过程中可能存在某些对分类结果影响较大的全局性特征被过早删除的情况，针对性地引入了模拟退火策略。此外，还引入了文献 [15] 提出的改进线性自适应遗传算法（linear adaptive genetic algorithm, IAGA）进行测点选择。最后将各特征选择算法进行组合，以 KRSAS（KMMS-ReliefF+SA-SVMRFE）算法为基准算法，并通过其他 4 种组合算法进行对比分析，在 SVM 分类器上使用各个组合特征选择算法在指定不同特征维度下筛选测点子集进行起动/不起动分类，验证 KRSAS 算法的优越性。此外，还通过 kNN、Adaboost 等分类算法，进一步验证了 KRSAS 算法筛选出的最优特征子集的可靠性，并筛选出各模态通道的全局最优特征子集，在各模态通道对应壁面位置加装压力测点，基于这些测点数据训练出的 SVM 最优超参数不起动识别模型，可用于实际发动机的不起动判别。

1　数据集准备

1.1　进气道模型介绍

本文实验所用进气道模型为某高超声速三维内转式组合进气道，其结构如图 1 所示。该模型由文献 [16-17] 提出，之后文献 [18] 证实其几何气动特性能够满足动力方案的总体需求，具备宽速域连续正常工作的能力。模型构造包含 1 个主通道，后面连接 2 个对称的涡轮通道，1 个引射亚燃通道和 1 个超燃冲压通道，4 个通道共用一个进气口。且在涡轮通道和引射通道中布置了分流板，通过相应的转动轴可以完成涡轮向引射火箭和引射火箭向超燃冲压模态转换的过程。

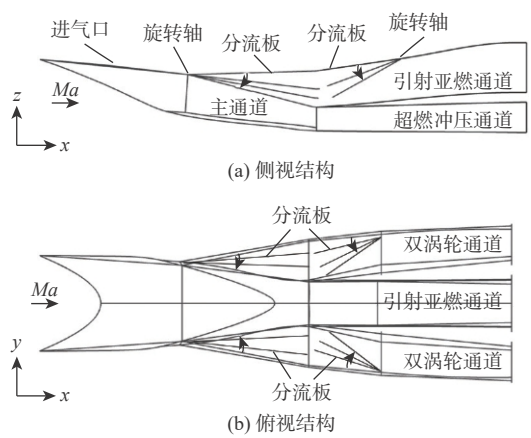


图 1　高超声速组合进气道的几何结构

Fig. 1　Geometric structure of hypersonic combined inlet

组合进气道的工作速域为 M_a^{∞}=0～6.0。当 M_a^{∞}=0～2.5 时，为涡轮模态，此时进气道的 4 个通

道全部处于打开状态，但主要工作部分为两侧涡轮发动机；若起飞或跨声速时推力不足则进入引射火箭模态，对应于M_a^∞=2.5～4.0，此时两侧涡轮通道关闭，开启高速通道引射火箭；M_a^∞=4.0～6.0为超燃冲压模态，此时引射火箭通道也关闭，仅超燃冲压通道单独工作。

1.2 CFD数值仿真

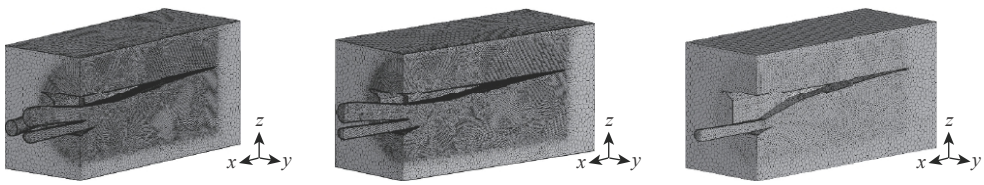
在不同来流条件和背压条件下进行了进气道壁面压力的数值仿真。表1汇总了本文实验涉及计算工况的来流条件、工作条件及背压条件，其中背压比表示隔离段出口背压与来流静压之比。

考虑模型几何结构和内部流动的对称性，只采用半膜进行仿真以减小计算量，模型的计算网格如图2所示。针对涡轮、引射火箭和超燃冲压模型设计了3套网格，网格量分别为800万、600万和400万。采用非结构网格对近壁面进行局部加密，保证y^+不大于30。

表1 不同工作点的数值条件

Table 1 Numerical conditions for different operating points

M_a	H/km	模态	背压比
1.5	9.1	涡轮	1,1.2,1.4,1.8,2,2.2,2.4,2.6
2.0	13	涡轮	1,1.5,2,2.5,3,3.5,4.25,4.5,4.75,5
2.5	15.5	涡轮	1,2,3,4,6,7,8,9
2.5	15.5	引射亚燃	1,4,6,7,8
3.0	18.5	引射亚燃	1,2,4,5,6,7,8.5,9.5,11
4.0	22.7	引射亚燃	1,3,6,9,12,15,16,17,18
4.0	22.7	超燃冲压	1,5,10,20,30,40,50
4.5	24	超燃冲压	1,10,20,30,40,50,60,70,80
5.0	26	超燃冲压	1,10,20,30,40,60,80,90,100,110,115
6.0	28	超燃冲压	1,10,20,40,70,80,90,95,110,120,130,135



(a) 涡轮模态 (b) 引射亚燃模态 (c) 超燃冲压模态

图2 各模态计算网格

Fig. 2 Calculation grid for each model

数值模拟均采用Ansys Fluent 14.5软件计算，求解基于密度的三维雷诺平均纳维-斯托克斯(Navier-Stokes)方程，无黏流通量使用二阶迎风Roe的通量差分分裂(Roe's flux difference splitting, Roe-FDS)格式，选用SSTk-ω湍流模型。计算过程以连续方程、动量方程、能量方程及k-ω方程残差至少下降3个数量级为收敛标准。假定空气为理想气体，定压比热选用分段多项式拟合，黏度采用Sutherland公式求解。定义来流迎风面为压力远场条件，各通道出口截面为压力出口条件，壁面均不考虑传热，采用绝热无滑移边界条件。网格无关性验证和数值验证可具体参考文献[18]。

1.3 CFD数据集描述

基于CFD数值模拟的结果，获取了进气道在各个模态工作条件下的沿程壁面压力数据。样本信息如表2所示。

每个样本包含100个特征属性，对应进气道沿程壁面的100个压力测点，包括起动/不起动2种类别，分别用标签1和0表示。样本集中的每个样本可以表示为

$$(\boldsymbol{X},y)=\left[x_0,x_1,x_2,\cdots,x_{99},y\right] \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{X}$对应于样本的特征输入；$y\in\{1,0\}$对应于样本的类别标签。各模态通道壁面压力分布如图3所示，从上至下分别对应于涡轮、引射亚燃和超燃

表2 各模态起动/不起动样本信息

Table 2 Start/Unstart sample information for each model

模态	总样本数	起动样本数	不起动样本数	特征数
涡轮	513	465	48	100
引射亚燃	556	498	58	100
超燃冲压	420	380	40	100

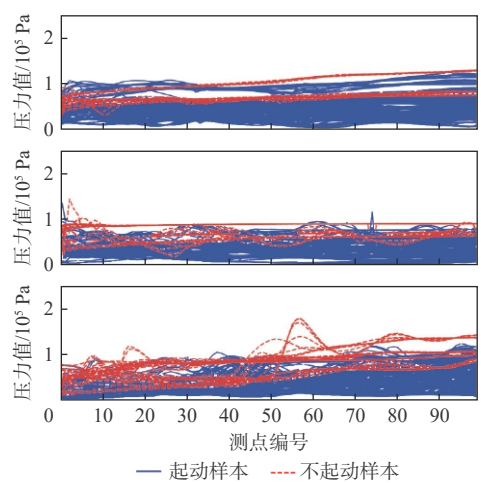


图3 各模态起动/不起动样本压力分布

Fig. 3 Start/Unstart sample pressure distributions of each model

冲压模态通道。

2　进气道不起动识别算法设计

2.1　基本特征选择算法介绍

2.1.1　KMMS-ReliefF 算法

Relief 算法[19] 是 Filter 特征选择算法的代表之一, 该算法通过特征权重向量反映不同特征的重要程度, 向量的各个分量分别对应一个初始特征。在算法运行过程中根据样本多次抽取的结果累加各分量权值, 最终各分量的大小能够反映各个特征区分两种类别的能力, 然后保留分量较大的特征。Relief 算法的扩展变体 ReliefF 能够处理多分类问题, 与 Relief 算法的主要区别在于, 寻找的近邻样本不是从同类和异类中分别找出单个最近邻样本, 而是找出最近邻集。ReliefF 同样适用于二分类问题, 且相较 Relief 具备更强的鲁棒性。

目前, 许多文献针对 ReliefF 算法的不足提出了各种改进策略。如文献 [20] 考虑到 ReliefF 算法在不平衡数据集上性能不佳的情况, 提出了一种 Modified ReliefF 算法, 根据样本类别的不同采取差异化的特征权重更新策略, 提高了少数类样本对全局权重评估的影响力。文献 [21] 针对 ReliefF 算法无法考察联合特征且不能删除冗余特征的不足, 提出了一种两阶段性的 MS-ReliefF 算法, 分为一阶段纵向联合特征权重选择与二阶段横向冗余特征的删除 2 个部分。

本文将文献 [21] 中的纵向联合特征权重选择的思路引入 ReliefF 算法, 横向冗余特征的过滤交由后续 Wrapper 特征选择算法处理。此外, 考虑到起动/不起动类别不平衡的情况, 引入基于 k-均值聚类的欠采样策略, 最终提出了一种 KMMS-ReliefF 算法。首先, 通过 k-均值聚类将多数类样本聚成若干小类, 然后, 根据各小类样本个数在多数类中的占比, 分别提取出各小类的聚类中心及其近邻的若干样本, 混合构成多数类的欠采样样本集, 再与少数类样本进行混合, 构造出类别平衡的数据集。在此基础上, 通过 ReliefF 算法进行三阶段的特征权重考察。在第一阶段仅考察单个特征的权重, 距离度量公式与权重更新公式分别如下:

$$D(x_1^i, x_2^i) = \left| x_1^i - x_2^i \right| \tag{2}$$

$$w(i) = w(i) - \sum_{j=1}^{g} D\left(R^i, x_{j,nh}^i\right)/(mg) + \sum_{j=1}^{g} D\left(R^i, x_{j,nm}^i\right)/(mg) \tag{3}$$

式中: $D(x_1^i, x_2^i)$为样本 x_1 和 x_2 在特征 i 上的距离; $w(i)$ 为一阶段特征权重在特征 i 上的分量; m 为抽样总次数; g 为每次抽样需要在各类中搜寻的近邻样本数; R^i 表示当前轮次抽取样本在特征 i 上的分量; $x_{j,nh}^i$ 和 $x_{j,nm}^i$ 分别表示当前轮次抽取样本第 j 个类内最近邻和类间最近邻在特征 i 上的分量。

在第二、三阶段将各个特征纳入联合特征对中进行考察, 先将所有特征两两随机配对, 基于联合特征对的差异系数计算联合特征权重, 若有多余的单个特征, 随机与其他某个特征进行配对, 重复参与配对的特征取两次配对权重结果的均值, 联合特征对的距离度量公式, 权重更新公式与式(3)类似, 只需将式中的距离度量公式改为

$$D(x_1, x_2, i, j) = \frac{\left| x_1^i - x_2^i \right| \cdot \left| x_1^j - x_2^j \right|}{\left| \max(x^{(i)}) - \min(x^{(i)}) \right| \cdot \left| \max(x^{(j)}) - \min(x^{(j)}) \right|} \tag{4}$$

式中: $\max(x^{(i)})$和 $\min(x^{(i)})$分别表示所有样本在特征 i 上的最大值与最小值, $\max(x^{(j)})$与 $\min(x^{(j)})$类同。

最后, 对各阶段特征权重向量进行加权计算, 生成综合权重向量, 筛选出综合权重排名靠前的若干特征。

KMMS-ReliefF 算法的具体步骤如下:

步骤 1　输入数据集 $\boldsymbol{S}$, 特征集 $\boldsymbol{F}$, 待保留特征数 n_1, k-均值聚类簇个数 k。初始化三阶段取样次数 r_1、r_2 和 r_3, 特征权重向量 $\boldsymbol{w}_1$、$\boldsymbol{w}_2$ 和 $\boldsymbol{w}_3$, 各分量均置为 0。

步骤 2　将原数据集划分为大类数据集 $\boldsymbol{P}$ 和小类数据集 N。对大类样本应用 k-均值聚类, 生成若干聚类簇 $\boldsymbol{P}_1, \boldsymbol{P}_2, \cdots, \boldsymbol{P}_k$。

步骤 3　对每个聚类簇, 分别计算簇中样本与聚类中心的欧氏距离, 选取距离最近的 d 个近邻样本(d 为该聚类簇所含样本总数乘小类数据集 $\boldsymbol{N}$ 的样本总数在数据集 $\boldsymbol{S}$ 中所占的比例, 通过四舍五入取整), 对所有聚类簇执行上述操作后, 将所有欠采样的大类样本与小类样本混合, 构造平衡数据集 $\boldsymbol{S}_{\mathrm{b}}$。

步骤 4　ReliefF 算法进行一阶段特征考察, 通过式(2)和式(3)更新 $\boldsymbol{w}_1$。

步骤 5　ReliefF 算法进行二阶段特征考察。先随机将所有特征两两配对, 每轮取样从 $\boldsymbol{S}_{\mathrm{b}}$ 中随机抽取 2 个不同样本, 根据式(4)和式(3)更新联合特征对权重向量 $\boldsymbol{w}_2$。第三阶段将所有特征进行二轮配对, 其余步骤同二阶段, 更新联合特征对权重 $\boldsymbol{w}_3$。

步骤 6　对各特征在三阶段的权重进行加权, 生成最终的权重向量, 并按权重由高到低进行排序, 保留权重大于等于指定阈值的若干特征对(或权重排名靠前的若干特征对), 更新特征集 $\boldsymbol{F}$。

2.1.2　SA-SVMRFE 算法

SVM-RFE 算法[22] 以 SVM 超平面中每个维度

权重的绝对值构造出特征的排序准则，从初始特征集合开始，对特征集合按权重从大到小进行排序，并删除末位的一个特征，在新的特征集合上迭代执行权重排序与特征删除操作，直到剩余特征数达到指定要求。SVM是有监督的分类方法，其基本模型是定义在特征空间上的间隔最大的线性分类器，其目标函数如下[23]：

$$\begin{cases} \min\ \dfrac{1}{2}\|\boldsymbol{w}\|^2 + C\sum\limits_{i=1}^{m}\xi_i \\ \text{s.t. } y_i(\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_i + b) \geqslant 1-\xi_i \\ \xi_i \geqslant 0, i = 1,2,\cdots,m \end{cases} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{w}=[w_1,w_2,\cdots,w_p]$为特征权重向量；$C$为惩罚系数；$\xi_i$为第$i$个样本点对应的松弛变量；$b$为SVM分类器的偏置值。

传统SVM-RFE算法仍然存在一定的不足。每轮迭代构造的特征排序仅代表当前特征组合下的考察结果，当前迭代轮次中权值较小的特征，可能在后续分类过程中仍具有较大参考价值，若这些特征被删除，往往会影响最优特征子集的构建。为此，本文基于文献[24]中SVM-RFE算法的改进思路，设计了一种引入模拟退火策略的SA-SVMRFE算法，该算法赋予了被删除特征的“放回”机制，在每轮迭代删除若干特征后，先比较剩余特征子集与当前最优特征子集的分类准确率，若准确率下降，表明当前删除的特征中包含对分类面有益的特征，应重新对其进行考察。为确保算法能够正常收敛，重新考察被删除的特征是按概率实现的。本文实验中模拟退火的概率公式为

$$p_k = \mathrm{e}^{\frac{c(A_k - A_h)}{n_k}} \tag{6}$$

式中：c为常数；n_k为第k轮迭代删除一定量特征后的剩余特征个数；A_k为使用剩余特征进行训练的SVM分类准确率；A_h为当前最优特征子集的SVM分类准确率。随着k值的增大，剩余特征n_k减小，式(6)的指数部分沿负半轴减小，p_k的值随之趋于0。即剩余特征个数越少，重新评估被删除特征的概率也就越小，从而保证了算法的收敛性。

皮尔森相关系数用来反映2个变量之间相似程度，其公式为

$$r = \frac{\sum\limits_i(\alpha_i-\bar{\alpha})(\beta_i-\bar{\beta})}{\sqrt{\sum\limits_i(\alpha_i-\bar{\alpha})^2}\sqrt{\sum\limits_i(\beta_i-\bar{\beta})^2}} \tag{7}$$

式中：α_i和β_i为待考察的2个变量；$\bar{\alpha}$和$\bar{\beta}$分别为2个变量的期望值。相关系数越小，表明2个特征之间冗余度越低，被“放回”当前特征集的优先级越高。若触发模拟退火操作，算法分别计算当前轮次删除特征与剩余特征两两之间的相关系数，并求取每个被删除特征与剩余特征间相关系数的均值，将与剩余特征相关系数均值最小的一个特征放回当前特征集合。

SA-SVMRFE算法的具体流程如图4所示。

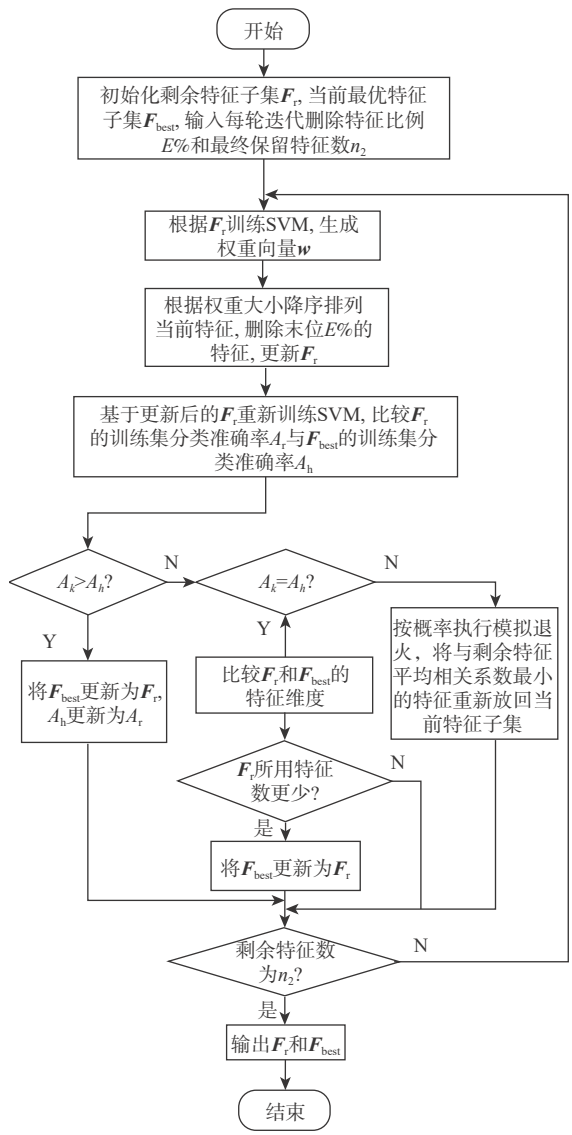


图4 SA-SVMRFE算法流程

Fig. 4 Flow chart of SA-SVMRFE algorithm

2.1.3 IAGA算法

遗传算法(genetic algorithm, GA)是一种良好的优化和搜索域空间的方法，基本步骤包括编码、选择、交叉和变异等。由于采用固定交叉率和变异率易导致算法收敛速度过慢且容易陷入局部最优的问题，本文采用IAGA算法[15]，在每轮迭代过程中对不同个体的交叉率和变异率做出自适应调整。交叉率和变异率的更新公式如下：

$$P_{\mathrm{c}} = \begin{cases} l_1 - \dfrac{(c_1-c_2)(f-f_{\mathrm{avg}})}{f_{\max}-f_{\mathrm{avg}}} & f \geqslant f_{\mathrm{avg}} \\ c_1 & \text{其他} \end{cases} \tag{8}$$

$$P_{\mathrm{m}}=\begin{cases} m_1-\dfrac{(m_1-m_2)(f-f_{\mathrm{avg}})}{f_{\max}-f_{\mathrm{avg}}} & f\geqslant f_{\mathrm{avg}} \\ m_1 & \text{其他} \end{cases} \tag{9}$$

式中: c_1和c_2分别为交叉率的上限值和下限值; m_1和m_2分别为变异率的上限值和下限值; $f_{\max}$和f_{avg}分别为种群适应度的最大值和均值。

在 IAGA 算法中, 若某个个体的适应度低于种群平均值, 则将该个体的交叉率与变异率设为上限值; 否则, 根据实际适应度值线性调整交叉率和变异率。适应度越高的个体, 交叉率和变异率就越低, 但不会低于设置的下限值。自适应机制的引入, 一方面, 使适应度低的个体获得了更多进化的可能; 另一方面, 也有效保护了算法后期种群中的优良个体, 确保了算法的收敛性。

IAGA 算法应用于进气道测点选择的步骤如下:

步骤 1　编码, 用二进制“0”和“1”对进气道的 100 个测点进行编码, 分别表示未选中/选中该测点, 随机产生若干长度为 100 的染色体作为初始个体。

步骤 2　以个体选中测点对应 SVM 分类结果的 AUC 值作为个体的适应度函数, 计算每个个体的适应度值。其中, AUC 为分类器在不同决定阈条件下以真阳性率为纵坐标, 以假阳性率为横坐标连接而成的曲线, 即接受者特性曲线(receiver operating characteristic curve, ROC)下方所围成的面积。

步骤 3　应用精英保留策略, 从原种群中删除适应度最低的一个个体, 保留适应度最高的个体并将其复制一份, 继承至下一代种群。对剩余个体采用轮盘赌法进行选择。

步骤 4　基于步骤 3 选出的个体, 按照一定方式进行两两交叉, 产生新的个体, 每个个体的交叉率通过式(8)进行计算。

步骤 5　对经过步骤 4 更新后的个体执行变异操作, 每个个体的变异率通过式(9)进行计算。若触发变异, 随机将个体某个位置的“0”基因替换成“1”, 同时将某个其他位置的“1”基因替换为“0”, 确保目标特征维度保持不变。

步骤 6　判断种群中最优个体的适应度值收敛精度是否达到指定要求, 或迭代次数是否达到预设的最大值。若满足其中任意一项, 则输出终代种群, 将其中适应度最高的个体基因进行解码, 获得最优特征子集; 否则, 重复步骤 2～步骤 5。

IAGA 算法的具体流程如图 5 所示。

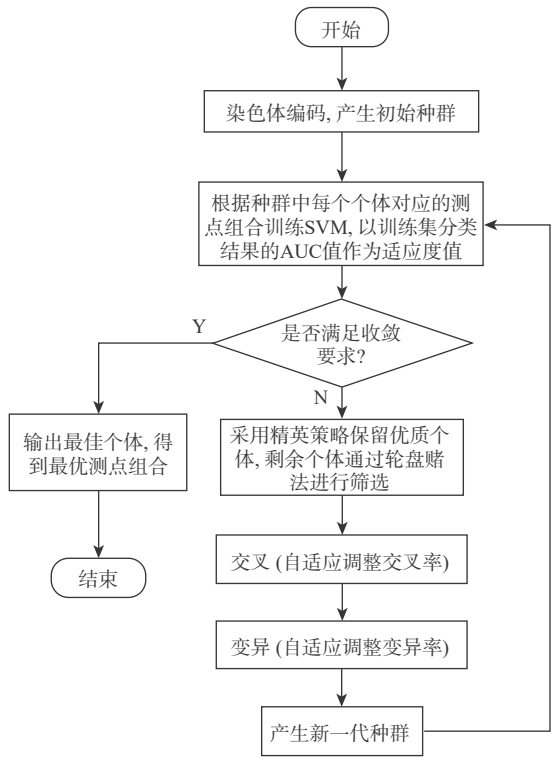


图 5　IAGA 算法流程

Fig. 5　Flow chart of IAGA algorithm

2.2　组合特征选择算法设计

对上述特征选择算法进行组合式设计, 构造 ReliefF+SVMRFE、KMMS-ReliefF+SA-SVMRFE、SA-SVMRFE+IAGA、 KMMS-ReliefF+IAGA+SA-SVM-RFE 四类组合特征选择算法, 分别简称 RS、KRSAS、SASI、KRISAS。此外, 还引入了 KMMS-ReliefF+Corr 算法(KRC), 先使用 KMMS-ReliefF 算法在第一阶段快速剔除原数据集中的大量不相关特征; 在第二阶段通过 Pearson 相关系数评价两两特征之间的冗余度, 若相关系数高于指定阈值, 则删除二者中权重较小的一个特征, 直到剩余特征个数达到指定要求为止。其余组合特征选择算法都是基于 2.1 节所介绍的算法组合所得, 这里不再赘述。

2.3　进气道不起动识别整体方案设计

对前述数值模拟获得的数据, 先剔除其中压力值异常的噪声样本, 将数据集按 8: 2 的比例划分为训练集和测试集, 并进行最小-最大(Min-Max)归一化。然后使用前述介绍的 5 种组合特征选择算法分别在 1～10 的特征维度范围内进行测点选择, 基准分类器采用 SVM。首先, 基于不同算法在各特征维度下的特征选择结果, 分别从训练集和测试集中分别提取出对应部分数据。接着, 将训练集进一步划分为训练子集和验证集。随后, 在训练集上采用十折交叉验证的网格搜索方法, 对参数C和γ进行调优, 调优的目标是最大化验证集上的 F1-Score 均值。最后, 将验证集上 F1-Score 均值最高的参数组合, 确定为该特征子集的最优参数组合。基于此最优参数组合, 在完整的该特征子集训练数据上训练 SVM 模型, 此模型即为该特征子集对应的最优 SVM 分类模型。

对每个特征子集训练出最优的分类模型后，使用测试集数据对最终分类效果进行评估，考虑到数据集样本不平衡的情况，综合引入分类准确率、AUC、F1-Score等指标作为不起动分类结果的评价指标。由于各组合特征选择算法的运行结果均具有一定随机性，每种算法在指定特征维度下重复运行10次，各分类指标以10次运行结果的均值进行记录，并保留每次运行的测点选择结果。比较不同特征选择算法在不同特征维度下的分类结果，对于每种算法，选择分类指标尽可能高，且所用测点数目尽可能少的特征维度作为最优特征维度。综合最优特征维度、分类指标和算法运行效率3个方面确定最优的组合特征选择算法，对各模态通道在指定最优测点选择算法及最优特征维度的情况下运行10次的结果，选取其中测试集各项分类指标最优的若干结果，其测点子集作为最优特征子集。

为进一步验证最优特征子集的可靠性，使用kNN、AdaBoost和XGBoost(extreme gradient boosting)3种分类算法对最优特征子集的分类效果作进一步验证。考虑到各模态通道可能同时存在多个最优特征子集，结合3种分类器的分类结果进一步筛选出全局最优特征子集，并与使用全部测点进行分类的结果、分类耗时进行对比，说明全局最优测点组合的可靠性，将使用全局最优特征子集在最优超参数组合下训练所得的SVM分类模型作为该模态通道的最优分类模型。在实际应用中，在各模态通道全局最优测点子集的对应壁面位置安装压力测点，于发动机运行过程中实时传输各通道全局最优测点位置的压力数据，并分别交由对应的SVM最优分类模型进行当前起动/不起动状态判别，若有多个模态通道同时工作，只要有任意一个模态通道的样本落入不起动判别区域，即可判定进气道进入不起动状态。

实验的整体方案流程如图6所示。

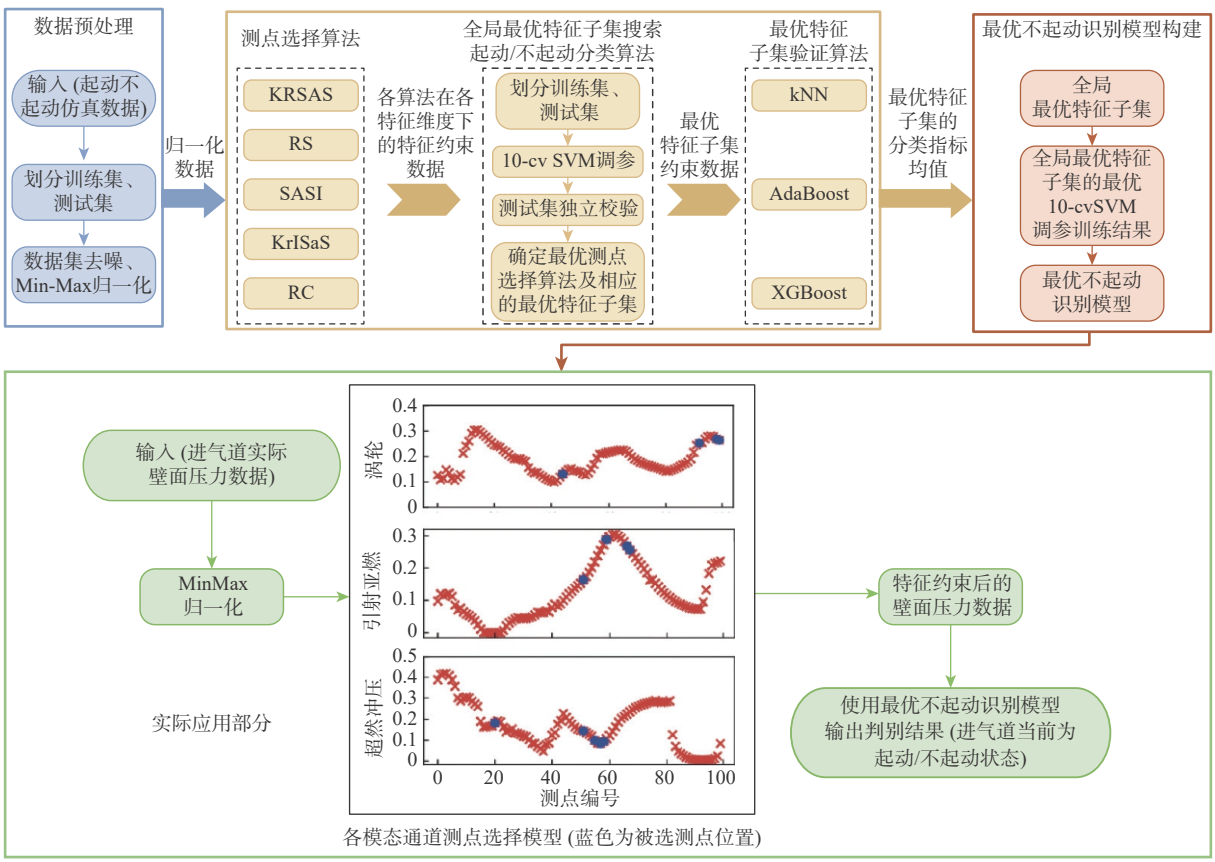


图6 实验方案流程

Fig. 6 Flow chart of the experimental program

3 实验结果分析

3.1 实验参数设置及细节

本文实验中不同算法的参数设置及细节如下：KMMS-ReliefF算法中，3个阶段的样本抽取次数分别设置为600、300和300，特征权重向量w_1、w_2和w_3的加权系数分别为0.6、0.2和0.2。筛选特征的规则为：对特征权重值进行排序，选择权重排名靠前的若干特征：在KRC、KRSAS中，选取60个特征；在KRISAS中，选取70个特征。对于k-均值聚

类中k值的选取，通过反复实验表明不同的k值虽然会对聚类的结果产生一定影响，但对最终欠采样起动数据集的整体分布情况影响不大，因此仅根据实际数据集的样本规模粗略调整k值，对涡轮、引射亚燃模态通道，k值设置为 5，对超燃冲压模态通道则设置为 4。经典 ReliefF 算法样本抽取次数为 600，在 RS 中选取 60 个特征。

IAGA 中，交叉率上、下限值分别设为 0.9 和 0.5；变异率上、下限值分别设为 0.1 和 0.01，种群规模设置为 50，迭代停止条件为：种群最优适应度值连续 30 代不变，或迭代次数达到上限值 500。

SA-SVMRFE 中，每轮迭代删除的特征比例设为 10%，递归特征消除操作中用于训练的 SVM 分类器选用线性核，式(6)中常数c的值设为 800。

SVM 的核函数选择高斯核，停止训练的误差精度为10^{-3}，参数C和γ通过十折交叉验证网格搜索调优，备选数值均为2^{n}，n={−9,−8,⋯,−1,0,1,⋯,8,9}，最优参数组合依据验证集的 F1-Score 均值进行选取。

3.2　SVM 分类结果分析

不同测点选择算法在 10 个特征维度内的测试集准确率如图 7 所示，表 3 列出了各算法能够发挥最优分类性能的特征维度，并列出了 SVM 的各项分类指标均值。对比 RS 与 KRSAS 算法的分类结果可以看出，在对 ReliefF、SVM-RFE 算法进行改进后，算法达到最优分类效果的特征维度显著缩小，在 3 类模态通道上达到最优分类效果的特征个数分别为 4、4 和 5，而 RS 算法达到最优分类效果基本上需要 10 个特征，且最优分类性能下测试集的各项分类指标仍普遍劣于 KRSAS。对 3 类模态通道，KRSAS 在测试集准确率上相较 RS 分别提升 1.262%、0.357% 和 0.119%；在 F1-Score 上，分别提

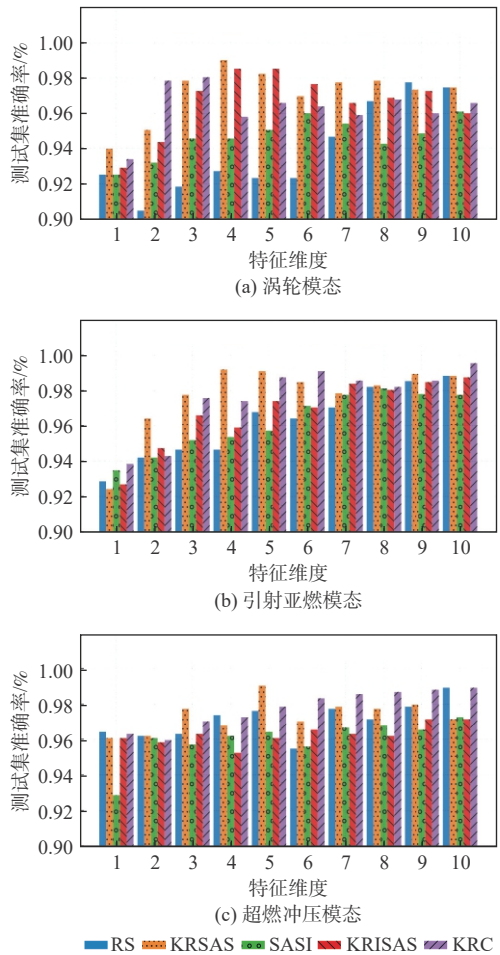


图 7　基于 SVM 的测试集分类准确率对比

Fig. 7　Comparison of classification accuracy of test sets based on SVM

表 3　各组合特征选择算法在最优特征维度下的分类性能指标

Table 3　Classification performance metrics of each combined feature selection algorithm under optimal feature dimensions

模态	算法	最优特征维度	训练集准确率	测试集准确率	F1-Score	AUC	平均耗时/s
涡轮	RS	9	0.998 05	0.977 67	0.987 69	0.956 45	15.334
	KRSAS	4	0.993 17	0.990 29	0.995 21	0.987 96	24.358
	SASI	10	0.992 68	0.961 17	0.978 33	0.988 49	124.870
	KRISAS	4	0.989 51	0.985 44	0.991 87	0.997 42	161.290
	KRC	3	0.972 68	0.980 58	0.989 34	0.902 26	16.751
引射亚燃	RS	10	1.000 00	0.988 39	0.993 55	1.000 00	16.339
	KRSAS	4	0.997 30	0.991 96	0.995 51	0.998 67	25.773
	SASI	8	0.995 27	0.981 25	0.989 61	0.985 42	117.040
	KRISAS	10	0.997 52	0.987 50	0.993 05	0.999 33	152.822
	KRC	10	1.000 00	0.995 54	0.997 51	0.999 92	16.504
超燃冲压	RS	10	0.994 31	0.989 29	0.994 04	1.000 00	15.139
	KRSAS	5	0.989 82	0.990 48	0.994 72	0.993 26	28.104
	SASI	10	0.982 63	0.972 62	0.984 94	0.928 62	111.710
	KRISAS	9	0.989 22	0.971 43	0.984 31	0.991 12	158.230
	KRC	10	0.991 92	0.989 29	0.994 11	1.000 00	16.651

升0.752%、0.196%和0.068%；仅在引射亚燃和超燃冲压模态通道的AUC指标上出现小幅下降。从平均耗时来看，KRSAS算法较改进前略有增加，但仍具备较高的运行效率。在组合了IAGA的算法中，KRISAS整体上优于SASI，这可能是IAGA未引入过滤式特征选择方法，导致二阶段残留大量不相关特征，对SVM-RFE算法的权重评估造成了不利影响。KRISAS算法在最优特征维度下的各项分类指标普遍高于SASI，这在涡轮模态通道的分类结果上体现得尤为明显。但这2种算法在最优特征维度和算法耗时上都不具备优势，KRISAS的平均耗时为KRSAS的5～7倍，SASI的平均耗时亦为KRSAS的4～6倍。KRC算法在第二阶段通过比较Pearson相关系数决定特征的保留与否，而非Wrapper类的特征选择过程，因而具备较高的运行效率，整体耗时仅次于RS算法，但算法仅根据ReliefF权重及相关系数决定特征的保留与否，没有针对后续SVM的性能需求对所选特征进行更细致的考察，因此在SVM上的分类性能十分不稳定。

综合最优特征维度、分类性能指标与算法效率，KRSAS算法为各模态通道下最优的组合特征选择算法，算法在各模态通道下达到最优分类效果时的特征维度相对较小，且最优特征维度下的不起动识别效果也普遍优于其他算法，算法耗时较改进前亦无明显增加。表4列出了本次实验中不同组合特征选择算法在最优特征维度下的最优特征子集搜索结果。本文实验将最优特征子集界定为使SVM分类器的测试集识别率、F1-Score达到1.0的特征子集。由表4可以看出，KRSAS算法在各模态通道的最优特征维度下，均能够找到若干数量的最优特征子集，相较于其他算法，所用特征个数更少，且搜索到最优特征子集的可能性更大。

3.3 最优特征子集的泛化性能验证

前述KRSAS算法获得的最优特征子集仅是在SVM分类器下进行判定的，还需要通过其他分类模型对其泛化性能进行验证，用于验证的分类算法有kNN、AdaBoost和XGBoost这3种，以F1-Score作为评价指标。实验参数设置如下：kNN中k近邻个数通过交叉验证网格搜索调优，搜索策略采用KD-Tree，距离度量准则选用闵可夫斯基距离；Adaboost的基分类器为决策树，树的最大深度设置为5，拆分内部节点所需最小样本数为10，叶节点处所需最小样本数设置为1，基学习器个数和学习率通过交叉验证网格搜索调优；XGBoost的基学习器选择广义平衡二叉树，γ设为0，L1、L2正则化权重分别设为0.01和0.1，叶节点处最小样本数设为1，树的最大深度设为6。验证结果如表5所示，其中Avg表示3种分类器的F1-Score平均值。

由表5可以看出，KRSAS算法选取的最优特征子集在其余3种分类器上的表现仍然十分优异。在涡轮模态通道上，特征集[44, 92, 98, 99]在各分类器上的表现均优于特征集[37, 42, 92, 98]以及使用所有特征进行分类的结果，所有分类器分类结果的F1-Score平均值分别高于其余2种特征集0.263%和1.634%，为该模态下的全局最优特征子集；在引射亚燃模态通道上，特征集[51, 59, 66, 67]在各分类器上的F1-Score值均高于特征集[19, 48, 67, 76]，在kNN和XGBoost分类器上的分类效果比使用所有特征进行分类的效果稍差，但所有分类器的F1-Score平均值仍取得最优值，分别高于其余两种特征集1.121%和0.250%，因此可以认为[51, 59, 66, 67]为该模态的全局最优特征子集；在超燃冲压模态通道上，同样能够得出[20, 51, 55, 57, 58]为全局最优特征子集的结论。各模态通道使用全局最优特征子集与使用全部特征进行分类的耗时对比如图8所示，可以看出，除kNN外，使用全局最优特征子集均显著减少了分类耗时。

表4 各算法在最优特征维度下的最优特征子集

Table 4 Optimal feature subsets for each algorithm under the optimal feature dimension

模态	算法	最优特征子集	训练集准确率	测试集准确率	出现次数
涡轮	KRSAS	[37, 42, 92, 98]	1.000 00	1.000 00	1
		[44, 92, 98, 99]	0.990 24	1.000 00	3
	KRISAS	[37, 43, 92, 98]	1.000 00	1.000 00	1
引射亚燃	KRSAS	[51, 59, 66, 67]	1.000 00	1.000 00	2
		[19, 48, 67, 76]	1.000 00	1.000 00	1
	KRC	[36, 41, 45, 53, 60, 68, 72, 75, 88, 93]	1.000 00	1.000 00	3
超燃冲压	RS	[27, 30, 33, 34, 38, 39, 49, 56, 57, 58]	0.99 401	1.000 00	1
	KRSAS	[20, 51, 56, 57, 58]	0.991 02	1.000 00	2
		[20, 51, 55, 57, 58]	0.991 02	1.000 00	2
	KRC	[22, 24, 27, 32, 44, 46, 54, 65, 81, 82]	1.000 00	1.000 00	1

表 5　KRSAS 算法最优特征子集的 F1-Score 验证结果

Table 5　F1-Score validation results for the optimal feature subsets of the KRSAS algorithm

通道	最优特征子集和所有特征	F1-Score				F1-Score平均值
		SVM	kNN	AdaBoost	XGBoost	
涡轮	[37, 42, 92, 98]	1.000 00	0.994 59	1.000 00	0.978 72	0.993 32
	[44, 92, 98, 99]	1.000 00	1.000 00	1.000 00	0.983 78	0.995 95
	所有特征	0.989 25	0.978 02	0.978 49	0.972 68	0.979 61
引射亚燃	[51, 59, 66, 67]	1.000 00	0.990 00	0.990 10	0.985 22	0.991 33
	[19, 48, 67, 76]	1.000 00	0.979 59	0.975 37	0.965 52	0.980 12
	所有特征	0.995 02	0.994 97	0.995 02	0.970 30	0.988 83
超燃冲压	[20, 51, 56, 57, 58]	1.000 00	0.980 39	0.993 38	0.986 84	0.990 15
	[20, 51, 55, 57, 58]	1.000 00	0.980 39	0.993 46	0.993 46	0.991 83
	所有特征	0.980 65	0.979 87	0.993 46	1.000 00	0.988 50

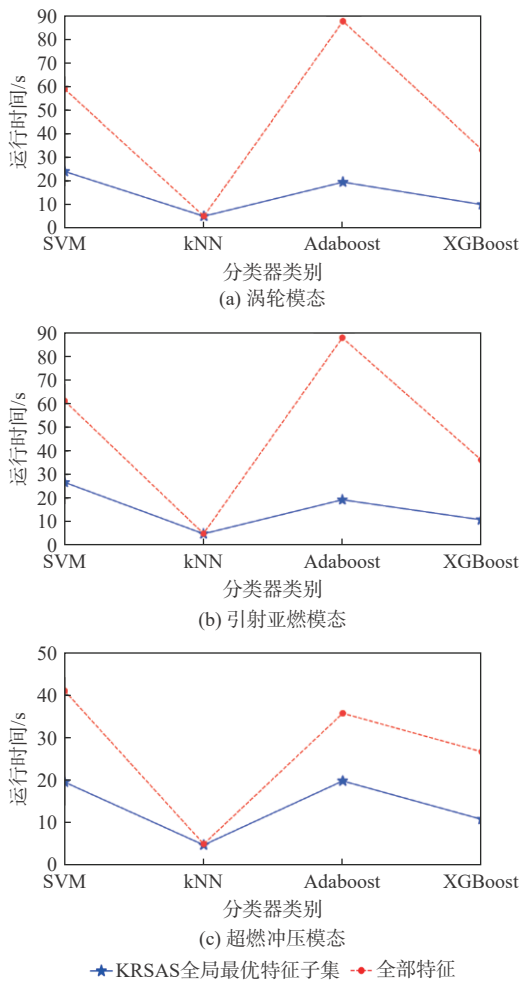


图 8　各模态不起动分类耗时对比

Fig. 8　Comparison of execution time for unstart classification of each model

4　结　论

本文基于改进后的 ReliefF 和 SVM-RFE 构造组合特征选择算法，实现了对组合进气道涡轮、引射亚燃及超燃冲压三类模态通道的最优测点选择与不起动状态的高精度判别。本文的主要贡献体现在以下几个方面：

1）针对经典 ReliefF 算法无法同时兼顾多数类样本与少数类样本分类需求的情况，提出了一种 KMMS-Relief 算法，该算法先通过 k-均值聚类多数类样本进行欠采样，构造平衡数据集，再通过 ReliefF 算法进行三阶段的特征考察，在考察单个特征权重的同时还将各个特征纳入联合特征的范畴进行考察，所选特征更具代表性。

2）在删除冗余特征的阶段，提出了一种兼顾各迭代轮次的特征权重与全局 SVM 分类精度的 SA-SVMRFE 算法，并与 KMMS-ReliefF 算法进行组合式设计，实验结果表明该组合算法能够显著减小最优特征维度，在各模态通道达到最优分类效果的特征个数不超过 5 个。

3）SVM 分类结果表明，KRSAS 算法在最优特征维度下的测试集识别率均值在 99% 以上，相较于经典 RS 算法分别提升了 1.262%、0.357% 和 0.119%，且搜索最优特征子集的能力更强。此外，通过 kNN、AdaBoost 和 XGBoost 对 KRSAS 算法的最优特征子集进行了验证，进一步选出了全局最优特征子集，与使用全部特征相比，分类耗时显著减少，整体分类精度也得到了更进一步的提升。

综上所述，本文提出的 KRSAS 算法在各模态通道下均能找出代表性的全局最优特征子集，不起动识别精度基本达到了预期要求，对实际发动机进气道的最优壁面测点选择与不起动状态识别具有一定的指导意义。但算法尚未考虑原数据集中存在噪声数据干扰的情况，后续将进一步开展抗噪声数据的组合特征选择算法研究。

参考文献（References）

[1] 谭慧俊，卜焕先，张启帆，等. 高超声速进气道不起动问题的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 501-508.
TAN H J, BU H X, ZHANG Q F, et al. Review of hypersonic inlet

unstart phenomenon[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(4): 501-508(in Chinese).

[2] 张启帆, 谭慧俊, 陈昊. 基于滑动多缝板的高超声速进气道不起动振荡流态控制实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(7): 1450-1458.
ZHANG Q F, TAN H J, CHEN H. Experimental study of unstart oscillatory flow control of hypersonic inlet with movable slot-plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1450-1458 (in Chinese).

[3] 常军涛, 于达仁, 鲍文. 攻角引起的高超声速进气道不起动/再起动特性分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 816-821.
CHANG J T, YU D R, BAO W. Characteristic analysis of unstart/restart of hypersonic inlets caused by variations of attack angle of freestream[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 816-821(in Chinese).

[4] 刘振皓, 任方, 郭静, 等. 基于 LES 的超声速进气道不起动流场分析[C]//北京力学会第 21 届学术年会暨北京振动工程学会第 22 届学术年会论文集. 北京: 北京力学会, 2015: 1327-1329.
LIU Z H, REN F, GUO J, et al. LES-based analysis of unstart flow field in supersonic intakes[C]//Proceeding of the 21st Annual Conference of the Beijing Society of Theoretical and Applied Mechanic and the 22nd Annual Conference of the Beijing Society of Vibration Engineering. Beijing: BSTAM, 2015: 1327-1329(in Chinese).

[5] 王晨曦, 谭慧俊, 张启帆, 等. 高超声速进气道低马赫数不起动和再起动试验[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 43-54.
WANG C X, TAN H J, ZHANG Q F, et al. Test of low Mach number unstart and restart processes of hypersonic inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 43-54(in Chinese).

[6] CHANG J T, LI N, XU K J, et al. Recent research progress on unstart mechanism, detection and control of hypersonic inlet[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 89: 1-22.

[7] 贺理浩, 张启帆, 岳连捷, 等. 高速进气道低马赫数不起动特性及马赫数影响规律[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2207-2217.
HE L H, ZHANG Q F, YUE L J, et al. Unstart characteristics of high speed inlet at low Mach number and influence law of Mach number[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(10): 2207-2217(in Chinese).

[8] 袁化成, 梁德旺. 高超声速侧压式模型进气道不起动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 683-687.
YUAN H C, LIANG D W. Characteristic analysis of unstart performance for hypersonic side-wall inlet model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 683-687(in Chinese).

[9] YU D R, CHANG J T, BAO W, et al. Optimal classification criterions of hypersonic inlet start/unstart[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 310-316.

[10] CHANG J, YU D, BAO W, et al. A CFD assessment of classifications for hypersonic inlet start/unstart phenomena[J]. The Aeronautical Journal, 2009, 113(1142): 263-271.

[11] 胡清华, 常军涛, 鲍文, 等. 高超声速发动机进气道起动/不起动模式分析[C]//第二十九届中国控制会议论文集. 北京: 中国控制会议, 2010: 5939-5944.
HU Q H, CHANG J T, BAO W, et al. Pattern analysis on hypersonic inlet state of start/unstart[C]//Proceedings of the 29th Chinese Control Conference. Beijing: CCC, 2010: 5939-5944(in Chinese).

[12] ZHENG R S, CHANG J T, HE H X, et al. Optimal classification of hypersonic inlet start/unstart based on manifold learning[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 274: 200-203.

[13] 刘欢, 黄俊, 张勇, 等. Relief 和 SVMRFE 在高超声速进气道不起动预测中的应用[J]. 计算机测量与控制, 2018, 26(4): 183-186, 190.
LIU H, HUANG J, ZHANG Y, et al. Application of relief and SVMRFE in predicting unstart of hypersonic inlet[J]. Computer Measurement & Control, 2018, 26(4): 183-186, 190.

[14] 刘欢. 高超声速进气道起动/不起动分类研究与实现[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2018: 33-35.
LIU H. Research and implementation of classification of hypersonic inlet start/unstart[D]. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2018: 33-35(in Chinese).

[15] 王祥. 基于改进的自适应遗传算法与多模型融合的信贷风险预测模型研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2021: 41-45.
WANG X. Research on credit risk forecasting model based on improved adaptive genetic algorithm and multi-model fusion[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2021: 41-45(in Chinese).

[16] ZHU C X, ZHANG X, KONG F, et al. Design of a three-dimensional hypersonic inward-turning inlet with tri-ducts for combined cycle engines[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018(1): 7459141.

[17] ZHU C X, ZHANG H F, HU Z C, et al. Analysis on the low speed performance of an inward-turning multiduct inlet for turbine-based combined cycle engines[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019(1): 6728387.

[18] 蔡泽君, 胡占仓, 余联郴, 等. XTER 内收缩组合进气道设计理念及气动特性[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1): 218-231.
CAI Z J, HU Z C, YU L C, et al. Design concept and aerodynamic characteristics of XTER TBCC inlet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(1): 218-231(in Chinese).

[19] ROBNIK-ŠIKONJA M, KONONENKO I. Theoretical and empirical analysis of ReliefF and RReliefF[J]. Machine Learning, 2003, 53(1): 23-69.

[20] TIWARI D. Handling class imbalance problem using feature selection[J]. International Journal of Advanced Research in Computer Science & Technology, 2014, 2(2): 516-520.

[21] 尹欢一. 一种改进的多阶段 ReliefF 特征选择算法[J]. 信息与电脑, 2019, 16: 45-47.
YIN H Y. An improved multi-stage ReliefF feature selection algorithm[J]. China Computer & Communication, 2019, 16: 45-47(in Chinese).

[22] GUYON I, WESTON J, BARNHILL S. Gene selection for cancer classification using support vector machines[J]. Machine Learning, 2001, 46(1-3): 389-422.

[23] 张学工, 汪小我. 模式识别: 模式识别与机器学习[M]. 北京: 清华大学出版社, 2021: 137-156.
ZHANG X G, WANG X W. Pattern recognition: pattern recognition and machine learning[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2021: 137-156(in Chinese).

[24] 王君. 基于 SVM-RFE 的特征选择方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2015: 13-17.
WANG J. The research of feature selection algorithm based on SVM-RFE[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2015: 13-17(in Chinese).

Recognition of hypersonic inlet unstart state based on KMMS-ReliefF and SA-SVMRFE

ZHU Bokai，MIN Ke，WANG Jingyao，ZENG Jianping*

(School of Aerospace Engineering，Xiamen University，Xiamen 361102，China)

Abstract：Inlet unstart state can seriously affect the normal operation of hypersonic engines. Based on the pattern classification method of steady state pressure information, a hypersonic three-dimensional internal rotary combined inlet is taken as the research object to solve the unstart state recognition problem by extracting the key reliable wall pressure measurement points and constructing a high-accuracy classification model. Firstly, a number of along-track wall pressure data are obtained for several start/unstart states by numerical simulation, under different Mach numbers and back pressure conditions. Secondly, an algorithm integrating ReliefF (KMMS-ReliefF) and k-means clustering is proposed for the construction of the measurement points selection methods; this algorithm solves the imbalance of start/unstart categories of the dataset while completely considering the weight information of the joint feature pairs. Besides, in order to take into account the feature weights and the global classification accuracy, an improved SVM Recursive Feature Elimination Algorithm with simulated annealing strategy is proposed (SA-SVMRFE). Finally, the two algorithms are combined into a two-stage algorithm (KRSAS). A significant number of unnecessary measurement points are swiftly eliminated from the original dataset in the first stage using the KMMS-ReliefF algorithm. In the second stage, the SA-SVMRFE algorithm eliminates the redundant measurement points from the remaining subset of points. Then the comparison is made with the other four combined algorithms. The experimental results show that the combinatorial algorithm proposed in this paper is significantly lower than other algorithms in terms of optimal feature subset dimension. The unstart recognition model trained by 10-fold cross-validation SVM (10-cv SVM) has an average classification accuracy of more than 99% in the test set of each model tunnel, and has high operational efficiency. In addition, other classification algorithms such as kNN and AdaBoost are used to verify the reliability of the optimal measurement point combinations.

Keywords：hypersonic inlet; unstart state recognition; feature selection; ReliefF; *k*-means clustering; SVM-RFE

Received：2023-10-12；**Accepted**：2024-03-12；**Published Online**：2024-03-25 12：22

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240322.1422.001

Foundation item：1912 Project

* **Corresponding author**. E-mail：jpzeng@xmu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0657

融合数字孪生模型的滚动轴承性能退化趋势预测方法

陈靖宇[1,2]，马军[1,2,*]，熊新[1,2]，郭凯[1,2]

(1. 昆明理工大学 信息工程与自动化学院，昆明 650500；2. 昆明理工大学 云南省先进装备智能控制及应用国际联合实验室，昆明 650500)

摘 要：针对在线场景下现有滚动轴承性能退化趋势预测方法难以准确预测的问题，提出一种融合数字孪生模型的滚动轴承性能退化趋势预测方法。在现有动力学模型基础上，考虑接触力引起的接触疲劳损伤对滚动轴承退化特性的影响，构建可预测滚动轴承退化趋势的机理模型。设计基于卷积神经网络（CNN）和长短时记忆（LSTM）神经网络的模型更新方法，解决实测振动信号与机理模型的融合问题，进而建立机理与数据融合的数字孪生模型，实现滚动轴承性能退化趋势的预测。利用XJTU-SY、NASA滚动轴承振动实验数据集完成方法有效性验证。实验结果表明：相较于融合动态贝叶斯网络、融合卷积自编码器等数字孪生方法，所提方法预测准确性与快速性上实现了提升。

关 键 词：滚动轴承；性能退化趋势预测；数字孪生；机理模型；模型融合
中图分类号：TH133.33
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4342-11

滚动轴承作为航空航天、军事工业、交通运输等机械设备的一种关键零部件，在其服役过程中，受工作环境、工作负荷等因素的影响，往往会出现故障和损坏，故障导致的计划外停机会影响整个系统的整体运行状态，造成巨大的经济损失[1-2]。实现滚动轴承的性能退化趋势预测是预测性维护的基础，可提前预知滚动轴承的退化状态，从而根据预测结果制定停机维护计划，实现设备的平稳运行，减少计划外停机带来的损失。因此，实现滚动轴承的性能退化趋势预测在保障设备安全运行和提升工厂生产效率上具有重要的意义和价值。

为实现滚动轴承的性能退化趋势预测，国内外学者从滚动轴承退化过程中的机理特性分析和数据驱动建模展开研究。在轴承退化机理的研究中，刘禹清等[3]基于轴承的动力学模型，分析退化过程中轴承的振动机理，并基于线性累积损伤原则进行轴承性能退化的预测。关健等[4]考虑材料疲劳极限应力对轴承寿命的影响，构建了载荷大小变化次序球轴承疲劳寿命模型，为轴承退化趋势预测提供了新的思路。李胜远等[5]应用损伤力学理论和有限元法建立双半内圈球轴承的疲劳寿命预测模型，实现了在周期性载荷等特定条件作用下轴承的疲劳性能退化预测与研究。Yu等[6]提出了基于改进非线性疲劳损伤累积模型的变载荷条件下滚动轴承寿命预测模型，从机理模型角度来完成滚动轴承性能退化趋势的预测。上述方法构建的机理模型从不同角度分析了滚动轴承退化过程中的特征，为性能退化趋势的预测提供了新的思路。然而在线预测对于模型的准确性和计算速度要求较高，受复杂工况和实时数据波动的影响，上述机理模型的准

收稿日期：2023-10-12；**录用日期**：2023-12-21；**网络出版时间**：2023-12-25 11:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231223.1449.001
基金项目：国家自然科学基金(62163020,62173168)；昆明理工大学“双一流”创建联合专项(202101BE070001-055)
* **通信作者**. E-mail：491941203@qq.com

引用格式：陈靖宇，马军，熊新，等. 融合数字孪生模型的滚动轴承性能退化趋势预测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4342-4352. CHEN J Y，MA J，XIONG X，et al. A Prediction method of rolling bearing performance degradation trends based on digital twin models[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4342-4352 (in Chinese).

确性和快速性还有待提升。

除滚动轴承退化过程的机理特性研究外, 数据驱动模型也是目前性能退化趋势预测研究的热点。Wang 等[7]提出了一种基于双向长短时记忆(long short-term memory, LSTM)神经网络的轴承性能退化趋势预测方法, 提升了退化趋势预测模型在非线性数据上的计算效率。张典震等[8]提出了基于卷积自编码与密集时间卷积网络的回转支承退化趋势预测方法, 解决了非线性数据预测下模型难以收敛的问题。Xiang 等[9]提出了基于量子加权门控循环单元神经网络的旋转机械设备性能退化趋势预测方法, 提升了预测模型的稳定性和准确性。陈强强等[10]提出了基于分解-模糊粒化与优化极限学习机的滚动轴承性能退化趋势预测方法, 实现了滚动轴承退化指标波动范围的预测。吴梦蝶等[11]提出了基于自适应马氏空间与深度学习的滚动轴承退化趋势预测方法, 实现了轴承信号的自适应特征提取, 提升了退化趋势预测的准确性。付洋等[12]提出了基于数字孪生的涡轮盘剩余寿命预测方法, 该方法通过动态贝叶斯网络描述状态空间模型随时间的演化规律, 从而实现剩余寿命预测。张诚等[13]基于卷积自编器学习早期退化信号, 实现了旋转机械的剩余寿命预测。上述预测方法具有强大的特征提取与非线性映射能力, 但上述模型网络结构复杂, 计算时间成本较高, 导致上述方法的准确性和快速性不足, 不适用于部署到实际工业现场。

为提升在线场景下滚动轴承性能退化趋势预测方法的准确性和快速性, 需要结合数据驱动模型强大的非线性特征提取能力, 同时融合机理特性分析来弥补数据驱动模型训练数据量的不足。因此, 本文提出一种融合数字孪生模型的滚动轴承性能退化趋势预测方法, 主要工作如下: 首先, 为解决现有机理模型计算速度慢的问题, 本文考虑接触力造成的接触疲劳损伤对滚动轴承退化特性的影响, 构建滚动轴承退化机理模型。其次, 为解决在线场景下现有机理模型未基于实测数据更新, 预测精度低的问题, 引入基于卷积神经网络(convolutional neural networks, CNN)和 LSTM 神经网络的模型同步更新机制。在此基础上, 建立机理与数据融合的数字孪生模型。最后, 融合滚动轴承数字孪生模型实现性能退化趋势的预测, 并利用不同实验平台滚动轴承振动实验数据集完成所提方法有效性验证。

1　滚动轴承数字孪生模型构建

数字孪生是一种实时同步、虚实映射、数模联动的多尺度高保真动态仿真技术, 能够实现实体设备与虚拟模型实时交互与共融, 同时还可实现对实体设备未来演变趋势的预测[12,14]。在数字孪生模型的构建过程中, 应考虑设备的机理特性以实现高保真建模, 同时结合实测数据实现模型的实时更新[15-16], 因此本文的数字孪生模型核心在于机理模型的构建和模型的同步更新, 完整的滚动轴承数字孪生模型框架如图 1 所示。通过几何模型、动力学模型、疲劳损伤模型融合组成机理模型, 通过 CNN 辨识机理模型参数, 实现机理模型的同步更新, 最后再融合机理模型与实测数据实现性能退化趋势预测。

1.1　几何模型

在数字孪生模型中, 几何模型用于表征滚动轴承的几何尺寸和形状特征, 从几何的角度描述退化过程。滚动轴承由内圈、外圈、滚动体三部分构成, 可通过 4 个弹簧-阻尼-质量系统来模拟其在水平和竖直 2 个方向上的运动, 建立二维坐标系, 如图 2 所示。

基于此坐标系, 本文所模拟的轴承以恒定转速转动, 外圈固定, 内圈与滚动体存在一个公转速度关系:

$$w_{\mathrm{b}}=\frac{w_{\mathrm{i}}}{2}\left(1-\frac{D_{\mathrm{b}}\cos\alpha}{D_{\mathrm{p}}}\right) \tag{1}$$

滚动体的角度位置关系可表示为

$$\theta_j=\theta_0+w_{\mathrm{b}}t+\frac{2\pi(j-1)}{N_{\mathrm{b}}} \tag{2}$$

式中: w_{b} 为滚动体公转角速度; w_{i} 为内圈旋转角速度; D_{b} 为滚动体直径; D_{p} 为节圆直径; α 为滚动体与滚道接触角; t 为当前时刻; θ_0 为自定义的滚动体初始位置角; j 为滚动体编号; N_{b} 为滚动体个数。

1.2　动力学模型

在数字孪生模型中, 动力学模型用于表征滚动轴承的运动关系和力学性能。在上述几何模型的坐标系下, 构建动力学方程组如下:

$$\begin{cases}m_{\mathrm{i}}\ddot{x}_{\mathrm{i}}+c_{\mathrm{i}}\dot{x}_{\mathrm{ii}}+k_{\mathrm{i}}x_{\mathrm{i}}+f_x=0\\ m_{\mathrm{i}}\ddot{y}_{\mathrm{i}}+c_{\mathrm{i}}\dot{y}_{\mathrm{i}}+k_{\mathrm{i}}y_{\mathrm{i}}+f_y+m_{\mathrm{i}}g=0\\ m_{\mathrm{o}}\ddot{x}_{\mathrm{o}}+c_{\mathrm{o}}\dot{x}_{\mathrm{o}}+k_{\mathrm{o}}x_{\mathrm{o}}-f_x=0\\ m_{\mathrm{o}}\ddot{y}_{\mathrm{o}}+c_{\mathrm{o}}\dot{y}_{\mathrm{o}}+k_{\mathrm{o}}y_{\mathrm{o}}-f_y+m_{\mathrm{o}}g=-F_{\mathrm{r}}\end{cases} \tag{3}$$

式中: x_{i} 为内圈 x 方向位移; x_{o} 为外圈 x 方向位移; y_{o} 为外圈 y 方向位移; y_{i} 为内圈 y 方向位移; m_{i} 为内圈等效质量; m_{o} 为外圈等效质量; f_x 为 x 方向赫兹接触力; f_y 为 y 方向赫兹接触力; F_{r} 为外加径向载荷; g 为重力加速度常数。方程中其余参数如表 1 所示。

基于赫兹触理论[17-19], 只有当接触变形量大于 0 时, 才存在接触力, 接触变形量为如式

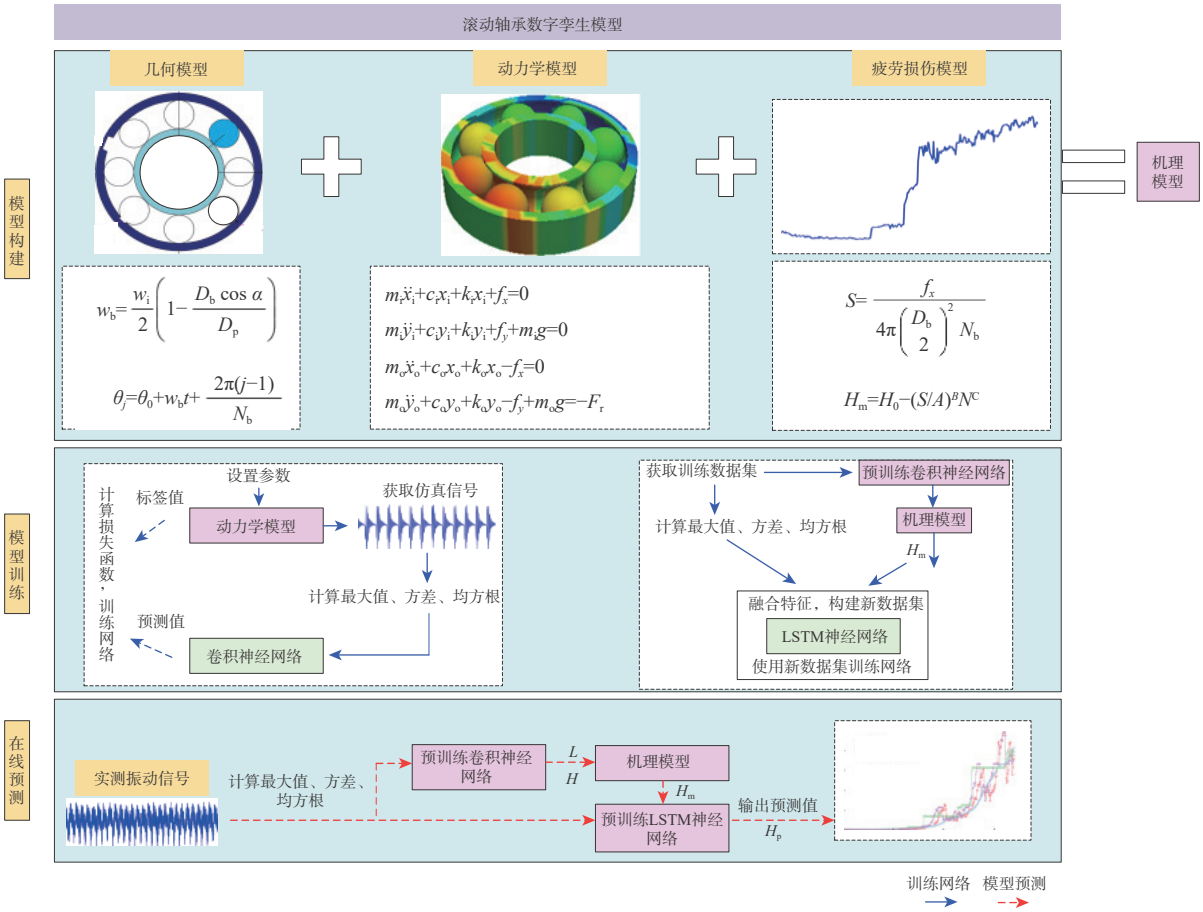


图 1 数字孪生模型框架

Fig. 1 Digital twin model frame

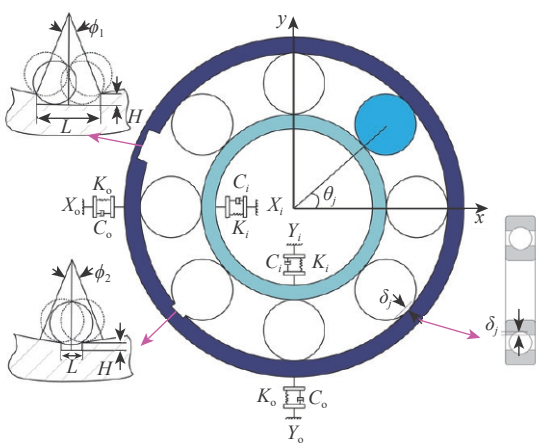


图 2 模型坐标系示意

Fig. 2 Model coordinate system

表 1 模型参数

Table 1 Model parameter

参数	数值
内圈等效刚度k_i/(N·m)	5.24×10^4
外圈等效刚度k_o/(N·m)	1.51×10^7
滚动体等效刚度k_b/(N·m)	1.89×10^8
内圈等效质量m_i/kg	2.12
外圈等效质量m_o/kg	4.34
内圈等效阻尼c_i/(N·s·m^{-1})	3 376
外圈等效阻尼c_o/(N·s·m^{-1})	2 310

$$\delta_j=(x_o-x_i)\cos\theta_j+(y_o-y_i)\sin\theta_j-C_r \tag{4}$$

式中：n 为接触力系数；C_r 为径向游隙。接触力计算

$$\begin{cases}f_x=k_b\sum\delta_j^n\cos\theta_j\\ f_y=k_b\sum\delta_j^n\sin\theta_j\end{cases} \tag{5}$$

当存在故障时，滚动体经过故障区域会直接影响接触变形量，在非故障模型的基础上增加一个新的变形量 H_d，如下所示：

$$\delta_j=(x_o-x_i)\cos\theta_j+(y_o-y_i)\sin\theta_j-C_r-H_d \tag{6}$$

假设故障为剥落矩形坑，矩形宽度为 L，矩形深度为 H，则故障对应的圆心角为

$$\phi_s=2\arcsin(L/D_o) \tag{7}$$

式中：D_o 为外圈滚道直径。

考虑滚动体几何尺寸与故障尺寸的关系，滚动体与故障区域的接触存在多种情况，包括：接触故障底部、无法接触故障底部、故障宽度大于滚动体直径等。上述几种情况导致滚动体进出故障区域的过程中所引起的接触变形量不一致。为了表征滚动体进出故障区域不同位置上时所引起的不同的冲击，借鉴文献 [20] 的思路，采用分段函数来模拟变化过程，其表达式为

$$H_{\mathrm{d}}=\begin{cases}H\cos\left(\dfrac{4\pi\left(\theta_j-\theta_{\mathrm{d}}+\dfrac{\phi_{\mathrm{s}}}{2}\right)}{\phi_{\mathrm{s}}}\right) & \theta_{\mathrm{d}}-\dfrac{\phi_{\mathrm{s}}}{2}<\theta_j<\theta_{\mathrm{d}}+\dfrac{\phi_{\mathrm{s}}}{2}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{8}$$

式中: θ_{d} 为故障位置角。

1.3　机理模型

疲劳损伤是由滚动接触表面的循环载荷引起的, 随着时间的推移会导致材料结构发生变化, 从而萌生裂纹并逐步发展形成故障。疲劳损伤的发展过程伴随轴承的整个性能退化过程, 是影响滚动轴承退化的主要因素[21]。因此, 本文侧重考虑疲劳损伤来进行建模研究, 在上述几何关系和动力学模型基础上, 引入疲劳损伤来描述轴承的退化过程, 最终实现滚动轴承退化趋势的预测。目前工程领域普遍采用 Lundberg_Palmgren 理论(简称 L-P 理论)来构建设备疲劳损伤剩余寿命计算模型[22]:

$$L_0=(S/A)^B N^C \tag{9}$$

式中: S 为轴承主应力; N 为疲劳循环次数; A、B、C 为 Lundberg_Palmgren 公式的修正系数, 取值参照文献 [22] 中的标准。

$$S=\frac{F_{\mathrm{r}}}{\pi D_{\mathrm{b}} l} \tag{10}$$

$$N=\frac{F_{\mathrm{r}}}{w_{\mathrm{i}} T} \tag{11}$$

式中: l 为滚动轴承轴向宽度; F_{r} 为滚动轴承运行过程中所施加外部径向载荷; T 为滚动轴承设备历史运行总时间。

式(9)在计算疲劳寿命时, 假设疲劳载荷为恒定状态, 适用于疲劳载荷造成的应力 S 为恒定状态或应力 S 变化较小的情况。但滚动轴承在退化过程中, 疲劳载荷并非恒定不变, 直接使用式(9)会导致疲劳寿命计算不准确, 需要修正应力 S 的计算方式。通过文献 [23] 中滚动轴承动力学模型的研究中可知, 滚动轴承的载荷与动态接触特性直接相关, 载荷发生波动时承载区内碰撞接触程度加剧, 时变接触力是影响应力计算的主要因素。因此, 在式(9)疲劳损伤模型的基础上, 考虑滚动轴承运行过程中时变接触力造成的疲劳损伤对退化特性的影响, 引入动力学模型的接触力 f_x 来计算主应力 S。

式(9)为疲劳寿命的计算公式, 而本文主要是针对滚动轴承健康指标进行预测, 因此通过线性变换将式(9)由寿命计算公式变换为计算健康指标的公式, 最终构建一个可预测滚动轴承退化趋势的机理模型:

$$H_{\mathrm{m}}=H_0-(S/A)^B N^C \tag{12}$$

式中: H_0 为健康指标初始值。

$$S=\frac{f_x}{4\pi\left(\dfrac{D_{\mathrm{b}}}{2}\right)^2 N_{\mathrm{b}}} \tag{13}$$

式中: f_x 为滚道表面时变接触力, 可通过动力学模型中的式(5)计算获得。

1.4　模型更新机制

上述机理模型可实现固定退化模式下的滚动轴承退化趋势预测, 但滚动轴承包含多种退化模式, 且预测过程容易受变化的复杂工况影响, 造成固定退化模式的机理模型难以准确预测性能退化趋势, 若不基于实测数据同步更新模型, 会导致模型预测误差随退化程度而递增。因此, 在数字孪生模型中, 还需引入模型更新机制, 融合机理模型与实测数据来完成数字孪生模型的构建, 最终实现预测精度的提高。

为实现数字孪生模型的更新, 现有的模型更新机制为构建系统观测器, 通过实测数据更新观测器参数来实现数字孪生模型的更新, 如文献 [24] 中采用带有遗忘因子的递推最小二乘法来实现机电系统数字孪生模型的更新, 该方法实现了数控机床进给系统数字孪生模型的自适应更新, 适用于机电系统中如电机速度、主轴转动惯量等离散参数的辨识与更新。但利用该方法在线批处理滚动轴承的振动信号时, 连续的振动信号会占用大量内存空间而且计算时间长, 容易出现“数据饱和”现象, 降低数字孪生模型的计算速度, 影响性能退化趋势预测的快速性。

上述模型更新机制不适用于滚动轴承数字孪生模型的更新, 因此, 本文的模型更新机制如下: ①基于实测信号进行滚动轴承机理模型的动态参数辨识; ②将机理模型预测结果作为一个特征加入预测, 提升预测准确性。

由于 CNN 具有可提取局部特征和运行速度快的优势, 适用于实时信号的特征提取与跟踪, 因此, 采用 CNN 来实现滚动轴承状态监测和机理模型参数的辨识。以实测振动信号的均方根、方差、最大值 3 个特征作为 CNN 的输入, 以故障深度 H 和故障宽度 L 作为 CNN 的输出。本文 CNN 包括卷积层、池化层、全连接层, 结构参数如表 2 所示。

LSTM 神经网络具有记忆功能, 能够分析不同时刻特征的时序关系, 适用于时序信号的特征提取与预测, 可通过 LSTM 网络来实现性能退化趋势的预测[25]。本文的 LSTM 神经网络结构参数如表 3 所示。LSTM 神经网络的输入为式(9)的计算结果

表2 卷积神经网络模型参数

Table 2 CNN model parameter

层名称	参数设置
输入层	包含3个神经元
全连接层1	包含10个神经元,使用ReLU激活函数
卷积层	采用1维卷积方式,卷积核大小:3
池化层	采用最大池化方式,池化窗口大小:2,步长:2
全连接层2	包含10个神经元,使用ReLU激活函数
输出层	包含2个神经元

表3 长短时记忆神经网络模型参数

Table 3 LSTM model parameter

参数	参数设置
输入特征维度(input_size)	4
输出特征维度(output_size)	1
LSTM层数(num_layers)	2
隐藏层维度(hidden_size)	128
序列长度(sequence_length)	10
丢弃率(dropout)	0.2
学习率(learning_rate)	0.001

H_{m}及实测数据的均方根、最大值、方差4个特征,输出为健康指标预测值。

2 滚动轴承数字孪生模型验证

为体现数字孪生模型的优势和有效性,借鉴文献[26]的思路,引入模型精准性A_c、模型高效性E_f、模型自适应性A_d这3个指标来构建数字孪生模型评价体系。

模型精准性评价指标A_c为

$$A_c=\frac{\sum_{i=1}^{n_{\mathrm{m}}}\left(1-\frac{\left|s_i^{\mathrm{r}}-s_i^{\mathrm{m}}\right|}{s_i^r}\right)}{n_{\mathrm{m}}} \tag{14}$$

式中:s^{r}表示实际数据;s^{m}表示模型参数;n_{m}表示模型总参数个数。

模型高效性评价指标E_f为

$$E_f=\frac{\sum_{i=1}^{n_{\mathrm{m}}}\left(\frac{b_i^l}{b_i}\right)}{n_{\mathrm{m}}} \tag{15}$$

式中:b^l表示在不破坏原有功能的基础上进行轻量化操作的子模型数量;b表示所有子模型数量;n_{m}表示模型总参数个数。

模型自适应性评价指标n_{m}为

$$A_d=a_t+a_e+a_c \tag{16}$$

式中:a_t、a_e、a_c分别表示模型能否自主适应任务需求、运行环境、自身功能的变化,根据模型业务需求确定,取值范围为[0,1]。

对比不同文献中的滚动轴承模型,按照上述评价体系计算得到如表4所示的结果。表4中,本文的模型综合指标得分最高。相较于文献[19]和文献[20],本文的模型引入了疲劳损伤机制和基于神经网络的模型更新机制后,动力学模型不再是静态的模型,而是动态的可自动辨识模型参数的模型。因此,模型精度最高、计算速度最快,适用于性能退化趋势的预测。

表4 模型评价结果

Table 4 Model evaluation results

模型	精准性A_c		高效性E_f	自适应性A_d			
	n_{m}	A_c	E_f	a_t	a_e	a_c	A_d
文献[19]	8	0.91	0.90	0.31	0.26	0.29	0.86
文献[20]	6	0.92	0.89	0.30	0.27	0.30	0.87
本文	6	0.94	0.92	0.31	0.30	0.32	0.93

3 融合数字孪生的退化趋势预测

数字孪生模型经过验证后,即可用于性能退化趋势预测。预测方法分为2个阶段,模型训练阶段和实测数据预测阶段。

3.1 训练阶段

在数字孪生模型训练阶段,主要是完成1.4节中CNN和LSTM神经网络的训练,2个神经网络的输入输出参数如表5所示。

表5 训练参数

Table 5 Training parameter

神经网络	模型输入
CNN	r_m、v_a、m_a
LSTM	r_m、v_a、m_a、H_m

CNN的训练数据集构建方式如下:使用1.2节中的动力学模型进行仿真,设置不同的故障深度H和故障宽度L,得到对应的仿真信号,计算仿真信号的均方根、方差、最大值这3个特征,构建一个以振动信号的均方根、方差、最大值这3个特征作为输入,以故障深度H和故障宽度L作为标签值的训练数据集。

CNN的训练过程如下:初始化模型(优化器为Adam,损失函数为均方误差,训练batch_size=32),将训练集送入CNN中进行训练,当模型满足收敛条件时,完成模型训练并保存模型参数。

LSTM神经网络的训练数据集构建方式如下:卷积神经网络训练完成后,使用CNN辨识得到机理模型的参数,通过机理模型计算得到H_m。在此基础上,构建一个以实测振动信号的均方根、方差、最大值、H_m这4个特征作为输入,以健康指标作为训练数据集。

LSTM神经网络的训练过程如下:初始化模型(优化器为Adam,损失函数为均方误差,训练

batch_size=64), 将训练集送入 LSTM 神经网络中进行训练, 计算损失函数并进行反向传播优化更新模型参数。计算模型每次迭代的准确率和损失函数, 当模型满足收敛条件时, 完成模型训练并保存模型参数。

3.2　预测阶段

在目前的滚动轴承性能退化趋势预测研究中, 不直接预测轴承的振动信号趋势, 而是通过预测模型对滚动轴承的退化敏感指标进行预测, 本文的预测方法按照如下流程进行:

步骤 1　设置模型静态参数。按照数字孪生模型框架, 设置好待预测轴承的静态机理模型参数。

步骤 2　辨识模型动态参数。将实测信号提取均方根、方差、最大值 3 个特征, 分别记作 r_m、v_a、m_a。将 3 个特征输入预训练完成的卷积神经网络, 辨识出故障深度 H 和故障宽度 L 这 2 个参数。

步骤 3　计算机理模型。根据上述 2 个步骤获得的机理模型参数进行机理模型计算, 得出健康指标预测值, 记作 H_m。

步骤 4　融合机理与实测数据特征。将步骤 3 中的 HI_m 作为 1 个新的特征与 r_m、v_a、m_a 构造为可输入长短时记忆神经网络的序列特征。

步骤 5　性能退化趋势预测。将步骤 4 中的特征输入预训练完成的长短时记忆神经网络, 经神经网络计算完成后输出新的健康指标预测值, 记作 H_p。

步骤 6　输出预测值, 同步更新数字孪生模型。重复上述步骤, 更新实测数据和机理模型参数, 实现数字孪生模型的同步更新, 继续进行性能退化趋势预测。

4　实验结果

4.1　性能退化趋势预测实验

验证本文性能退化趋势预测的实验数据来自 XJTU-SY 数据集, 该数据集由西安交通大学和长兴昇阳科技有限公司共同构建。实验中交流电机提供动力带动轴承转动[27-28], 设备参数如表 6 所示, 以 Bearing2_5 数据为例进行实验, 信号如图 3 所示。

本文的性能退化趋势预测方法可实现多种健康指标的预测, 实验中以方差的预测为例来验证方法的性能。为了验证本文机理与数据融合的数字孪生模型的优势, 采用消融实验的方式, 分别采用机理模型、LSTM 神经网络模型和本文模型对 Bearing2_5 数据的方差指标进行预测, 得到如图 4 所示的结果。

从图 4 中可以看出, 融合了机理和数据的数字孪生模型的预测曲线更贴近于真实值。LSTM 神经网络模型的预测曲线波动趋势与真实值接近, 但预测精度相对于数字孪生模型较低。机理模型的预测曲线只有长期趋势与真实值接近, 短期的波动项难以预测。

另一部分数据采用 NASA 的滚动轴承全生命周期数据进行实验[29]。实验数据参数如表 7 所示, 采用的 NASA 数据实测信号如图 5 所示。

表 6　实验数据参数

Table 6　Experimental data parameters

名称	参数
轴承型号	LDK UER204
节圆直径/mm	34.55
滚动体直径/mm	7.92
滚动体数量	8
接触角/(°)	0
采样频率/kHz	37.5
载荷/kN	11

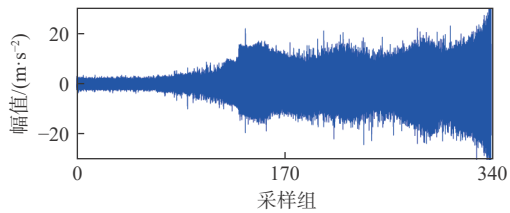


图 3　Bearing2_5 数据实测信号

Fig. 3　Bearing2_5 measured signal

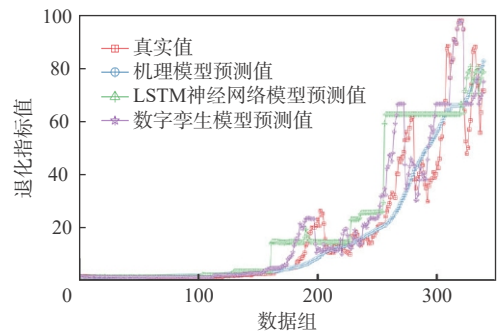


图 4　不同方法的预测结果对比

Fig. 4　Comparison of prediction results of different methods

表 7　实验数据参数

Table 7　Experimental data parameters

名称	参数
轴承型号	RexnordZA-2 115
节圆直径/mm	71.5
滚动体直径/mm	8.40
滚动体数量	16
接触角/(°)	15.17
采样频率/kHz	20
载荷/kN	26.6
电机转速/(r·min^{-1})	2 000

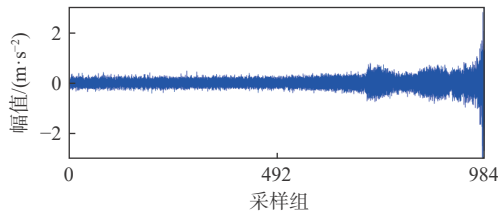


图5 NASA数据实测信号

Fig. 5 NASA measured signal

重复上述步骤，采用消融实验的方式，使用不同方法对NASA数据进行预测，得到如图6所示的结果。

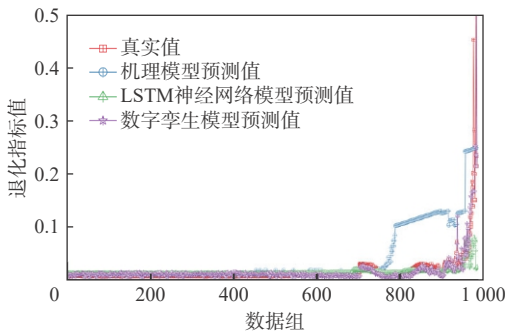


图6 不同方法的预测结果对比

Fig. 6 Comparison of prediction results of different methods

从图6中可以看出，融合了机理和数据的数字孪生模型的预测曲线更贴近于真实值，而LSTM神经网络模型在轴承退化末期指标发生突变时难以预测，机理模型预测值递增幅值过高，预测存在一定的偏差。

为了进一步定量评估预测结果的准确性，引入决定系数R^2、余弦相似度CS、均方误差MSE来评估预测准确程度，同时采用计算时间成本TP来评估本文方法的快速性，计算时间成本越低，模型的快速性越高。采用多组数据进行实验，得到的部分预测结果如图7所示。

统计多组数据的实验结果，然后计算平均值，得到本文方法的统计结果如下：R^2为0.86，CS为0.88，MSE达到了0.21，计算时间成本为0.8。相对于文献[12]和文献[13]，本文方法整体性能得到了提升。这主要得益于本文预测模型结合了动力学模型和疲劳损伤模型，同时融合了实测数据来实现同步更新模型，因此提升了预测方法的准确性和快速性。

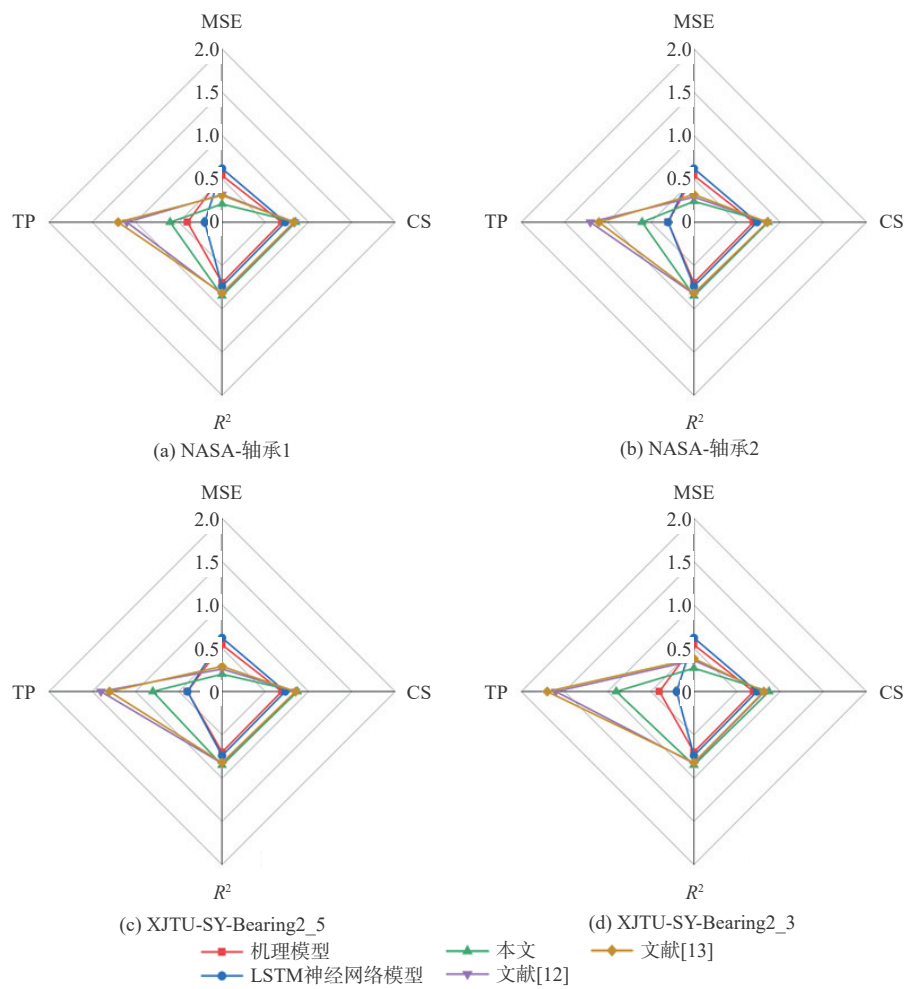


图7 模型评价结果

Fig. 7 Model evaluation results

4.2　自建平台下的在线预测与交互控制实验

为验证在线场景下的预测和交互性能, 本文搭建了一套滚动轴承在线运行监测与预测系统。系统包括机械系统(见图 8)、采集控制系统及嵌入模型的软件系统(见图 9)。设备参数如表 8 所示。

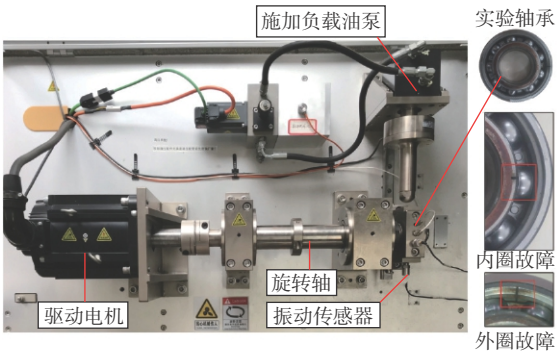


图 8　实验设备

Fig. 8　Experimental equipment

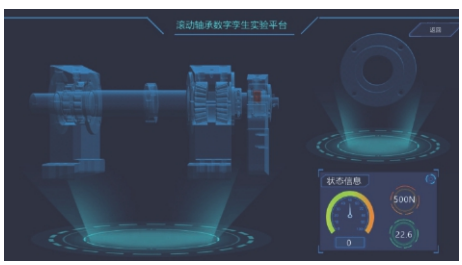


图 9　数字孪生软件系统

Fig. 9　Digital twin software system

表 8　实验数据参数

Table 8　Experimental data parameters

名称	参数
轴承型号	SKF6205
节圆直径/mm	39
滚动体直径/mm	8
滚动体数量	9
接触角/(°)	0
采样频率/kHz	12
载荷/kN	1
电机转速/(r·min^{-1})	1 797

验证预测方法的实验流程如下: ①设置电机转速, 启动滚动轴承设备, 将实时振动信号数据流同时输入已经提前嵌入软件的不同预测模型中; ②各类模型经过计算后输出目标时间节点的滚动轴承性能退化趋势预测值(本文以方差为例); ③设定设备运行到目标时间节点, 计算到达目标时间节点时滚动轴承的信号方差值; ④重复上述步骤, 统计多组数据。引入决定系数 R^2、余弦相似度 CS、均方误差 MSE 及计算时间成本 TP 来评价各类模型的预测结果, 得到如表 9 所示的结果。从表 9 中可知, 在线预测实验中, 本文的决定系数、余弦相似度最高, 而均方误差及计算时间成本相对于对比文献较低, 整体性能得到了提升。

表 9　模型评价结果

Table 9　Model evaluation results

指标模型	R^2	CS	MSE	TP
机理模型	0.72	0.73	0.52	0.2
LSTM神经网络模型	0.71	0.75	0.46	0.6
本文	0.86	0.88	0.21	0.8
文献[12]	0.83	0.84	0.23	1.2
文献[13]	0.82	0.85	0.24	1.2

验证本文方法交互特性的实验流程如下: ①设置滚动轴承转速, 同时设置滚动轴承在运行目标时长后的方差目标值; ②启动设备, 将实时数据流输入模型; ③模型从实时数据流中进行计算, 并实时更新预测结果; ④当预测值超出目标值时, 数字孪生系统会给出交互提示, 提示进行转速调整, 进而优化运行状态, 尽可能延长设备寿命。图 10 为双向交互实验过程的展示, 图中蓝色柱状图为每个时段的预测值, 性能退化趋势预测结果超过了设定目标值, 因此需要调整设备运行状态。



图 10　双向交互实验

Fig. 10　Bidirectional interactive experimental

交互实验中, 实现了从实体设备数据到虚拟模型预测(从实到虚), 再通过虚拟模型辅助设备运行控制(从虚到实), 实现了虚实联动的数字孪生交互特性。由于本文模型中包含的疲劳损伤等模型较为简单, 且引入了基于 LSTM 神经网络的同步更新机制, 因此表现出计算效率高、易于嵌入的特点, 适用于部署到实际工业现场。

5　结　论

本文提出一种融合数字孪生模型的滚动轴承性能退化趋势预测方法, 并利用 XJTU-SY、NASA 滚动轴承振动实验数据集及自建实验平台完成方法有效性验证, 结论如下:

1) 引入动力学模型与损伤演变特性等机理信息作为重构特征, 有助于高效发挥 LSTM 神经网络

的预测性能。

2）基于CNN进行参数辨识，使模型具备同步更新能力。在机理与数据融合的同时，提升了预测快速性，使得本文模型适用于在线预测的应用场景需求。

3）本文简化并融合了几何、动力学、疲劳损伤等模型，在滚动轴承数字孪生框架下提高了模型计算效率，并初步实现了端到端滚动轴承在线预测与交互系统的开发。

4）多个数据集及多个设备的实验统计结果表明，相较于动态贝叶斯网络、融合卷积自编码器等主流方法，本文方法准确性和快速性等整体得到提升，决定系数为0.86，余弦相似度为0.88，均方误差达到了0.21，计算时间成本为0.8。

参考文献（References）

[1] 雷春丽, 焦孟萱, 马淑珍, 等. 基于MTF-SPCNN的小样本滚动轴承变工况故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(12): 3696-3708.
LEI C L, JIAO M X, MA S Z, et al. Fault diagnosis method of small sample rolling bearing under variable working conditions based on MTF-SPCNN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(12): 3696-3708(in Chinese).

[2] YANG C Y, MA J, WANG X D, et al. A novel based-performance degradation indicator RUL prediction model and its application in rolling bearing[J]. ISA Transactions, 2022, 121: 349-364.

[3] 刘禹清, 陈再刚, 罔鑫, 等. 复杂机车振动环境下牵引电机轴承服役寿命评估[J]. 力学学报, 2022, 54(7): 1820-1829.
LIU Y Q, CHEN Z G, GE X, et al. Service life evaluation of traction motor bearings in complicated vibration environment of a locomotive[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(7): 1820-1829(in Chinese).

[4] 关健, 王黎钦. 考虑载荷大小变化次序的球轴承寿命修正模型[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2016, 46(4): 1182-1189.
GUAN J, WANG L Q. Modified life model of ball bearing considering load changing sequence[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2016, 46(4): 1182-1189(in Chinese).

[5] 李胜远, 郑龙席. 脉冲爆震轴向载荷对双半内圈球轴承疲劳寿命的影响[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2349-2357.
LI S Y, ZHENG L X. Effects of pulse detonation axial load on fatigue life of split inner ring ball bearing[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(10): 2349-2357(in Chinese).

[6] YU A D, HUANG H Z, LI Y F, et al. A modified nonlinear fatigue damage accumulation model for life prediction of rolling bearing under variable loading conditions[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2022, 45(3): 852-864.

[7] WANG H, TANG G, ZHOU Y G, et al. A novel multiscale deep health indicator with bidirectional LSTM network for bearing performance degradation trend prognosis[J]. Shock and Vibration, 2020, 2020(1): 8871981.

[8] 张典震, 陈捷, 王华, 等. 基于卷积自编码与密集时间卷积网络的回转支承退化趋势预测[J]. 振动与冲击, 2021, 40(23): 9-16.
ZHANG D Z, CHEN J, WANG H, et al. Prediction of slewing support degradation trend based on CAE and DTCN[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(23): 9-16(in Chinese).

[9] XIANG W, LI F, WANG J X, et al. Quantum weighted gated recurrent unit neural network and its application in performance degradation trend prediction of rotating machinery[J]. Neurocomputing, 2018, 313: 85-95.

[10] 陈强强, 戴邵武, 戴洪德, 等. 基于SPA-FIG与优化ELM的滚动轴承性能退化趋势预测[J]. 振动与冲击, 2020, 39(19): 187-194.
CHEN Q Q, DAI S W, DAI H D, et al. Performance degradation trend prediction of rolling bearings based on SPA-FIG and optimized ELM[J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(19): 187-194(in Chinese).

[11] 吴梦蝶, 程龙生, 陈闻鹤. 基于自适应马氏空间与深度学习的滚动轴承退化趋势预测[J]. 系统工程与电子技术, 2023, 45(10): 3338-3349.
WU M D, CHENG L S, CHEN W H. Degradation trend prediction of rolling bearing based on adaptive Mahalanobis space and deep learning[J]. Systems Engineering and Electronics, 2023, 45(10): 3338-3349(in Chinese).

[12] 付洋, 曹宏瑞, 郜伟强, 等. 数字孪生驱动的航空发动机涡轮盘剩余寿命预测[J]. 机械工程学报, 2021, 57(22): 106-113.
FU Y, CAO H R, GAO W Q, et al. Digital twin driven remaining useful life prediction for aero-engine turbine discs[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(22): 106-113(in Chinese).

[13] 张诚, 马梓玮, 刘斌, 等. 数字孪生驱动的小样本旋转机械剩余寿命预测[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(12): 168-178.
ZHANG C, MA Z W, LIU B, et al. Digital twin driven few-shot prediction of remaining useful life for rotating machinery[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(12): 168-178(in Chinese).

[14] 陶飞, 刘蔚然, 刘检华, 等. 数字孪生及其应用探索[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 1-18.
TAO F, LIU W R, LIU J H, et al. Digital twin and its potential application exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 1-18(in Chinese).

[15] 陶飞, 刘蔚然, 张萌, 等. 数字孪生五维模型及十大领域应用[J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25(1): 1-18.
TAO F, LIU W R, ZHANG M, et al. Five-dimension digital twin model and its ten applications[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(1): 1-18(in Chinese).

[16] ZHANG H, QI Q L, TAO F. A multi-scale modeling method for digital twin shop-floor[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2022, 62: 417-428.

[17] WANG D, CAO H R, YANG Y, et al. Dynamic modeling and vibration analysis of cracked rotor-bearing system based on rigid body element method[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2023, 191: 110152.

[18] 王震, 杨正伟, 何浩浩, 等. 非规则轴承故障的动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1580-1593.
WANG Z, YANG Z W, HE H H, et al. Dynamic modeling and sim-

ulation of irregular bearing failure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1580-1593(in Chinese).

[19] 雷宏卫, 成建联. 考虑滑动和热膨胀的球轴承局部故障动力学建模[J]. 振动与冲击, 2022, 41(11): 149-155.
LEI H W, CHENG J L. Dynamic modeling for local fault of ball bearing considering sliding and thermal expansion[J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(11): 149-155(in Chinese).

[20] 罗茂林, 郭瑜, 伍星. 考虑冲击力的球轴承外圈剥落缺陷双冲击现象动力学建模[J]. 振动与冲击, 2019, 38(14): 48-54.
LUO M L, GUO Y, WU X. Dynamic modeling of the dual-impulse behavior produced by a spall on the outer race of a ball bearing considering impact forces[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(14): 48-54(in Chinese).

[21] 国家市场监督管理总局, 国家标准化管理委员会. 滚动轴承 损伤和失效 术语、特征及原因: GB/T 24611—2020[S]. 北京: 中国标准出版社, 2020.
Standardization Administration of the People's Republic of China. Rolling bearings—Damage and failures—Terms, characteristics and causes: GB/T 24611—2020[S]. Beijing: Standards Press of China, 2020(in Chinese).

[22] 全国滚动轴承标准化技术委员会. 滚动轴承 额定动载荷和额定寿命: GB/T 6391—1995[S]. 北京: 中国标准出版社, 2021.
Technical Committee for Standardization of Rolling Bearings of the People Republic of China. Rolling bearings--Dynamic load ratings and rating life: GB/T 6391—1995[S]. Beijing: Standards Press of China, 2021.

[23] 涂文兵, 王佳明, 杨本梦, 等. 载荷波动工况下滚动轴承接触特性分析[J]. 振动与冲击, 2023, 42(12): 227-235.
TU W B, WANG J M, YANG B M, et al. Analysis of contact characteristics of rolling bearings under load fluctuation[J]. Journal of Vibration and Shock, 2023, 42(12): 227-235(in Chinese).

[24] 黄华, 李嘉然, 赵秋舸, 等. 基于混合驱动的进给系统数字孪生模型自适应更新法[J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(6): 1840-1851.
HUANG H, LI J R, ZHAO Q G, et al. Adaptive update method of digital twin model for feed system based on hybrid drive[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2023, 29(6): 1840-1851(in Chinese).

[25] 尹杰, 刘博, 孙国兵, 等. 基于迁移学习和 DAE-LSTM 的锂离子电池剩余寿命预测[J/OL]. 电工技术学报, 2024, 39(1): 289-302.
YIN J, LIU B, ZHANG G B, et al. Transfer learning DAE-LSTM for remaining useful life prediction of Li-Ion batteries[J/OL]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2024, 39(1): 289-302(in Chinese).

[26] 张辰源, 陶飞. 数字孪生模型评价指标体系[J]. 计算机集成制造系统, 2021, 27(8): 2171-2186.
ZHANG C Y, TAO F. Evaluation index system for digital twin model[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2021, 27(8): 2171-2186(in Chinese).

[27] WANG B, LEI Y G, LI N P, et al. A hybrid prognostics approach for estimating remaining useful life of rolling element bearings[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2020, 69(1): 401-412.

[28] 雷亚国, 韩天宇, 王彪, 等. XJTU-SY 滚动轴承加速寿命试验数据集解读[J]. 机械工程学报, 2019, 55(16): 1-6.
LEI Y G, HAN T Y, WANG B, et al. XJTU-SY rolling element bearing accelerated life test datasets: a tutorial[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(16): 1-6(in Chinese).

[29] ZOU C L, YIN G S, FENG L, et al. Nonparametric maximum likelihood approach to multiple change-point problems[J]. The Annals of Statistics, 2014, 42(3): 970-1002.

A Prediction method of rolling bearing performance degradation trends based on digital twin models

CHEN Jingyu[1, 2], MA Jun[1, 2, *], XIONG Xin[1, 2], GUO Kai[1, 2]

(1. Faculty of Information Engineering and Automation, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, China;
2. Yunnan International Joint Laboratory of Intelligent Control and Application of Advanced Equipment, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, China)

Abstract: Aiming at the problem that the existing rolling bearing performance degradation trend prediction method is difficult to predict accurately in the online scene, a rolling bearing performance degradation trend prediction method based on a digital twin model is proposed. This study builds a mechanism model that can forecast the rolling bearing degradation trend based on the current dynamic model. It also examines the impact of contact fatigue damage brought on by contact force on the rolling bearing degradation features. A model updating method based on a convolutional neural network and a long short-term memory neural network is designed to solve the fusion problem of measured vibration signal and mechanism model, and then a digital twin model of mechanism and data fusion is established to predict the performance degradation trend of rolling bearings. Lastly, the National Aeronautics and Space Administration (NASA) and Xi'an Jiaotong University-Changxing Shengyang Technology Co., Ltd. (XJTU-SY) experimental rolling bearing vibration data set are used to confirm the method's validity. The experimental results show that compared with the digital twin methods, such as fusion dynamic Bayesian network and fusion convolutional autoencoder, the prediction accuracy and rapidity of the proposed method and the rapidity are improved.

Keywords: rolling bearings; performance degradation trend prediction; digital twin; mechanism model; model fusion

Received: 2023-10-12; **Accepted**: 2023-12-21; **Published Online**: 2023-12-25 11:07

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231223.1449.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62163020, 62173168); Kunming University of Science and Technology ' Double World-Class ' United Project (202101BE070001-055)

* **Corresponding author**. E-mail: 491941203@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0462

基于视觉语言双向感知的图像指代分割方法

邓玉鹏，郭放，王蓉，宋振峰*
(中国人民公安大学 信息网络安全学院，北京 102600)

摘 要：图像指代分割旨在根据自然语言描述从图像中分割出相应的目标区域。针对当前方法中跨模态特征融合不充分，导致目标区域和背景判别不准确的问题，提出一种基于视觉语言双向感知的图像指代分割方法。利用多层视觉特征编码网络提取多尺度视觉特征，增强每个像素对周围信息的感知能力，丰富其语义信息；将多尺度视觉特征输入双向视觉语言注意力解码模块中，通过跨模态注意力机制进行跨模态对齐，增强跨模态特征的上下文感知能力；通过双线性插值上采样得到逐像素分割掩码。在RefCOCO、RefCOCO+和G-Ref数据集上与主流方法进行对比实验，所提方法的总体IoU值分别达到74.85%、66.18%和64.95%，相较于LAVT算法分别提升2.12%、4.04%和3.71%，证明所提方法能够有效提升图像指代分割的性能。

关 键 词：图像指代分割；跨模态；注意力机制；特征融合；Transformer
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4353-08

图像指代分割(referring image segmentation, RIS)的目的是分割图像中与语言描述最相符的目标对象。不同于传统语义分割要求对图像中全类别的目标对象进行分割，图像指代分割不受预定义的目标类别限制，根据含外观属性和目标间关系的语言描述，在充分融合图像和语言信息基础上对目标进行指向性分割。在实际应用中，图像指代分割技术在仅知道目标外观特征的情况下，根据简单语言描述，利用从大量图像中对目标进行像素级的定位，协助对目标的识别和跟踪。因此，该技术具有广泛的应用前景和重要的研究价值。

Hu等[1]提出图像指代分割任务，利用卷积神经网络和长短期记忆网络(long short-term memory, LSTM)提取视觉和语言特征，通过“拼接-卷积”的方式进行跨模态特征融合后，使用全卷积网络(full convolution network, FCN)进行目标掩模预测。在此基础上，后续研究主要集中在视觉和语言特征提取及多模态特征融合两方面。为提取更加丰富的语义信息，Luo等[2]采用Darknet53视觉主干网络，通过重复下采样和堆叠的残差块获取更深层的图像特征；Liu等[3]将视觉提取模块替换为ResNet-101[4]，缓解了网络退化及梯度消失的问题；Bellver等[5]引入语义分割中广泛使用的DeeplabV3[6]来细化图像边缘信息，以优化网络对不同尺度特征关注不均匀的问题；由于卷积神经网络在捕捉不同实体间长距离依赖关系方面仍有不足，Kim等[7]通过Transformer编码器提取视觉和语言特征，在有效处理全局上下文信息的同时捕捉不同像素位置间长距离的依赖关系。

为解决跨模态特征融合中模态对齐和融合不充分的问题，Liu等[3]和Margffoy-Tuay等[8]利用语言信息生成的动态滤波器，对包含视觉信息和空间位置的特征图进行动态卷积，并通过简单循环单元融合视觉和语言信息，得到了更丰富的跨模态融合

收稿日期：2022-06-21；**录用日期**：2024-09-27；**网络出版时间**：2024-10-16 14:37
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241016.1058.001
基金项目：国家自然科学基金(62076246)；中央高校基本科研业务费专项资金(2023JKF01ZK07)
* **通信作者**. E-mail：songzhenfeng@ppsuc.edu.cn

引用格式：邓玉鹏，郭放，王蓉，等. 基于视觉语言双向感知的图像指代分割方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4353-4360. DENG Y P，GUO F，WANG R，et al. A referring image segmentation method based on bidirectional vision-language interaction module[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4353-4360 (in Chinese).

特征；Liu 等[9]利用实体和属性词来感知语言描述中所有相关实体，并构建空间关系图进行多模态推理突出正确的实体，并抑制其他不相关的实体，消除背景噪声影响，从而更加关注指代目标；Ye 等[10]构建了跨模态自注意力机制来捕获视觉和语言信息间的远距离依赖关系，获得不同单词对应的视觉特征表示，以关注指代对象的重要信息；此外，Li 等[11]使用 Transformer 编解码框架融合视觉和语言特征，使不同模态数据在语义空间中相互增强，得到更准确的分割结果；Ding 等[12]则通过构建语言查询生成模块，在图像中“查询”相关的目标区域，从而更好地生成掩模对象；Li 等[13]使用预训练的视觉-语言模型来统一学习视觉和语言表示，以增强视觉和语言的模态对齐能力；Yang 等[14]通过构建语义感知的动态卷积模块来逐步增强目标的多模态特征，同时抑制背景噪声，随着纳入更多的视觉上下文特征，逐渐确定更精细化的分割结果。

尽管上述方法能够有效提升指代图像分割的性能，但仍然存在以下不足：①视觉主干网络往往从局部的图像中提取视觉信息，对全局感受野的特征捕捉能力不足，直接影响模型的分割性能；②跨模态融合只考虑视觉引导注意力来融合视觉和语言特征，忽视了将视觉融入语言特征来生成视觉语言双向感知的全局特征。

综上所述，本文提出一种基于视觉语言双向引导的图像指代分割方法，主要贡献如下：

1）使用包含多尺度信息的 Transformer[15]作为视觉主干网络，在降低计算复杂度的同时增强模型的多尺度感知能力，捕捉全局上下文依赖关系；

2）提出双向视觉语言注意力机制，提高语言对图像上下文的感知能力，促进全局的视觉语言交互，结合不同尺度的视觉特征实现跨模态特征的精细对齐，根据融合特征生成相应的分割结果。

1 本文方法

本文方法的整体框架如图 1 所示。首先，使用 BERT 和 VVT(vicinity vision transformer)浅层网络分别提取语言特征 $\boldsymbol{L}$ 和多尺度视觉特征 $\boldsymbol{S}_i, i \in 1,2,3,4$，然后，将 $\boldsymbol{S}_2$、$\boldsymbol{S}_3$、$\boldsymbol{S}_4$ 合并后的视觉特征 $\boldsymbol{F}$ 和语言特征 $\boldsymbol{L}$ 输入视觉语言双向感知模块，输出结果 $\hat{\boldsymbol{F}}$ 与视觉特征 $\boldsymbol{S}_1$ 相加后，与增强的特征 $\hat{\boldsymbol{L}}$ 进行矩阵相乘操作，最后，通过上采样，获得精细化的特定描述对象的逐像素掩码。

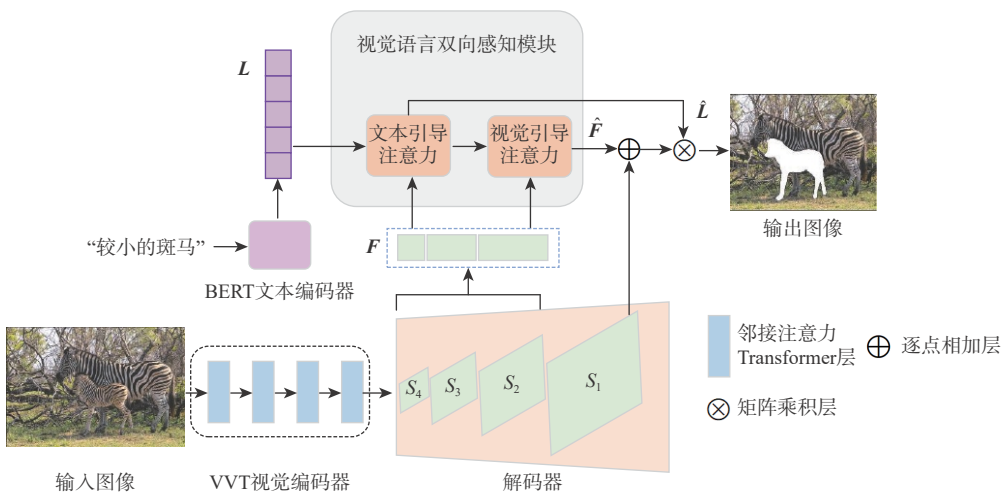


图 1 基于视觉语言双向感知的图像指代分割方法整体框架

Fig. 1 Overall framework of referring image segmentation based on bidirectional vision-language interaction module

1.1 视觉特征提取

视觉特征往往需要包含全局上下文信息。VVT 网络通过将传统 Transformer Block 中的自注意力层替换为邻接注意力，通过降低输入的特征维度以提升效率，进一步增强了全局信息交互及各个实体之间的关联，结构如图 2 所示。邻接注意力使用 ReLU 激活函数代替自注意力中复杂度较高的 Softmax 函数，将注意力矩阵 $\mathrm{Softmax}\left(\frac{\boldsymbol{Q}\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}}{\sqrt{d}}\right)\boldsymbol{V} \in \mathbf{R}^{N\times N}$ 变为先计算 $\phi(\mathrm{K})^{\mathrm{T}}V \in \mathbf{R}^{d\times d}$，将复杂度 $O(N^2d)$ 降为 $O(Nd^2)$。具体公式如下：

$$S(\boldsymbol{Q}_i,\boldsymbol{K}_j)=\phi(\boldsymbol{Q}_i)\phi(\boldsymbol{K}_j)^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

$$[\phi(\boldsymbol{Q}_i)\phi(\boldsymbol{K}_j)^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{V}=\phi(\boldsymbol{Q}_i)[\phi(\boldsymbol{K}_j)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}] \tag{2}$$

式中：$S(\cdot)$和$\phi(\cdot)$分别表示 Softmax 和 ReLU 函数。

此外，本文将局部性偏差引入邻接自注意机制中，即相邻像素应该比远处像素具有更高相关性，从而增强相邻像素的感知能力。为了维持原有的

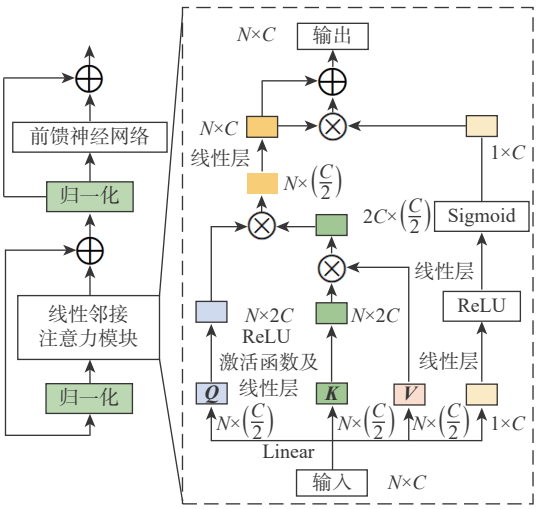


图 2　Vicinity Transformer 块结构

Fig. 2　Structure of Vicinity Transformer Block

特征分布并增强模型的表征能力, 本文在线性邻接注意力后添加了一个新的跳跃连接, 其复杂度$O(2d^2)$可忽略不计。当维度降低系数为 2 时, 整体的计算复杂度被降低为$O(N(2d)^2+2d^2)$, 从而可以处理更高分辨率的图像, 提升全局大感受野特征的提取能力。为此, 本文使用 VVT 作为主干网络, 用于提取不同尺度的视觉特征, 提升对指代实体的分割精度。

对于输入图像$I\in\mathbf{R}^{H\times W\times 3}$, 其中, H和W分别表示图像的高和宽。首先, 通过 Patch Embedding 模块将图像分成N个大小为$\frac{H}{4}\times\frac{W}{4}$像素的非重叠图像块, 然后, 通过线性层投影将每个图像块映射到维度C_i的图像块特征向量中; 最后, 将图像块特征向量输入到 VVT 特征编码网络中提取多层次的视觉特征, 如图 3 所示。可以看出, VVT 视觉特征提取网络分为 4 个阶段。其中, 在每个阶段提取的特征图分别表示为$S_1\in\mathbf{R}^{\frac{H}{4}\times\frac{W}{4}\times C_1}$, $S_2\in\mathbf{R}^{\frac{H}{8}\times\frac{W}{8}\times C_2}$, $S_3\in\mathbf{R}^{\frac{H}{16}\times\frac{W}{16}\times C_3}$和$S_4\in\mathbf{R}^{\frac{H}{32}\times\frac{W}{32}\times C_4}$。

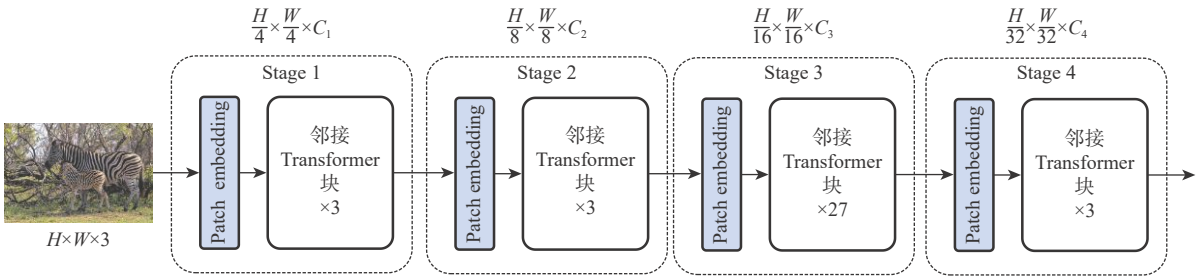


图 3　VVT 架构

Fig. 3　Architecture of VVT

1.2　语言特征提取

对于输入的语言描述, 本文使用预训练的 BERT[16] 模型作为语言特征编码器来提取语言特征。在语言描述输入 BERT 之前, 对语言描述进行预处理, 转换为 BERT 所需的格式。如图 4 所示, 首先, 对语言描述进行标记化处理及填充, 并将其分解为单词标记序列, $x_1,x_2,\cdots,x_n$表示序列中的字符。然后, 分别在标记序列的开头和结尾添加特殊单词 [CLS] 和 [SEP]。接着, 单词标记被替换为词嵌入字典中对应的数字。经过分词处理后, 每个语言描述都被表示为一个标记列表。为了能够便于处理所有样本, 本文将语言描述的最大长度设置为 20 个单词, 单词长度不足 20 的部分用 0 进行填充。最后, 所有标记化的语言描述都被输入 BERT 模型中, 每个单词都被转换为 768 维的词嵌入。因此, 从语言描述中获取的句子向量即为图 1 中的$\boldsymbol{L}\in\mathbf{R}^{T\times D}$, 其中, T为最大单词长度 20, D为通道数 768。

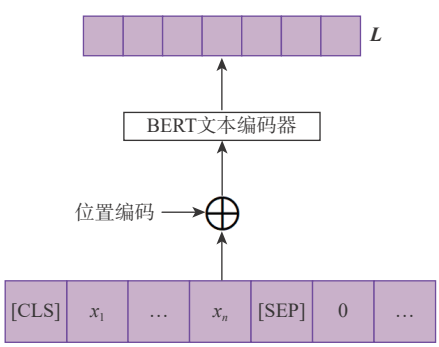


图 4　文本编码器结构

Fig. 4　Structure of language encoder

1.3　视觉语言双向感知模块

在视觉语言特征融合的过程中, 需要从图像中学习全局的上下文信息, 而直接将视觉和语言特征直接进行拼接、相加或者相乘的融合方式没有对全局的视觉和语言的上下文信息进行建模, 难以充分捕获语义理解和分割所必需的全局交互信息。因此, 本文构建了视觉语言双向感知模块, 如图 5 所示。通过在语言特征$\boldsymbol{L}$中加入视觉上下文信息, 使语言特征包含更丰富的视觉特征, 然后将增强的语言特征$\hat{\boldsymbol{L}}$与视觉特征$\boldsymbol{F}$融合, 进一步提高对特定目标的注意力权重。在视觉语言双向感知模块中, 首

先将语言特征$\boldsymbol{L}$和视觉特征$\boldsymbol{F}$输入6个视觉语言双向感知注意力中，通过线性函数分别转换为查询$\boldsymbol{Q}$、键$\boldsymbol{K}$和值$\boldsymbol{V}$。然后，对$\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{K}$、$\boldsymbol{V}$进行多头交叉注意力计算，并通过自注意力层和前馈网络来更新语言特征，将视觉特征的上下文信息整合到语言特征中，每层之后进行残差连接和层归一化操作。更新后的语言特征$\hat{\boldsymbol{L}}$通过视觉引导注意力模块，进一步与视觉特征对齐。

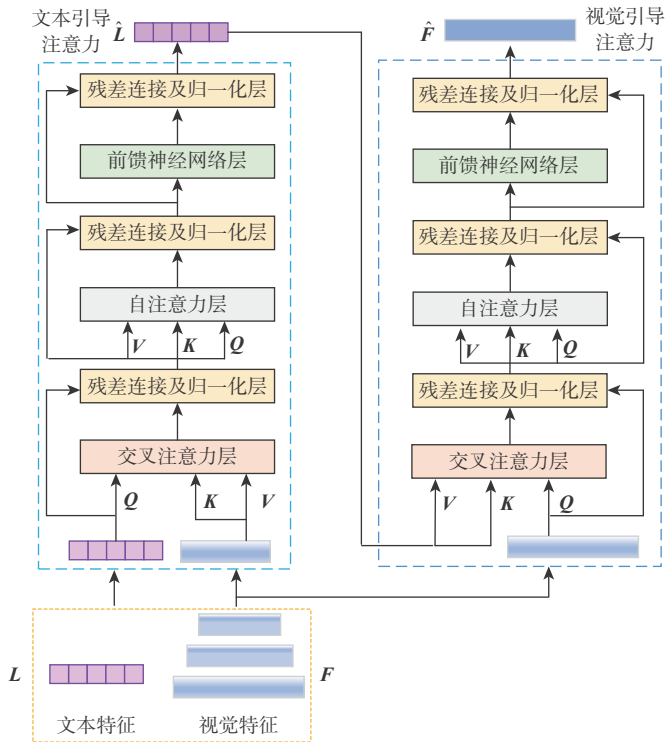


图5 视觉语言双向感知注意力

Fig. 5 Bidirectional vision-language interaction attention

最后，将对齐的视觉特征上采样至$\frac{H}{4}\times\frac{W}{4}$后，与纯视觉特征$\boldsymbol{S}_1$逐点相加，并与模态对齐后的语言特征相乘，通过双线性插值上采样得到逐像素的预测结果。上述流程可表示为

$$\hat{\boldsymbol{L}}=G(S(C(\boldsymbol{F},\boldsymbol{L}))) \tag{3}$$

$$\hat{\boldsymbol{F}}=G(S(C(\boldsymbol{F},\hat{\boldsymbol{L}}))) \tag{4}$$

$$O=f(\hat{\boldsymbol{F}}+\boldsymbol{S}_1)g(\hat{\boldsymbol{L}}) \tag{5}$$

式中：S表示自注意力操作；C表示跨模态交叉注意力操作；G表示前馈网络；O表示像素属于被指代对象的概率；$f(\cdot)$和$g(\cdot)$表示线性映射层。

2 实验和结果分析

2.1 数据集和评价指标

本文在RefCOCO[17]、RefCOCO+[17]和G-Ref[18]3个广泛使用的指代图像分割数据集上进行比较实验和消融实验来验证方法的有效性。这3个数据集的图像均收集于MSCOCO数据集[19]，并标注了不同长度语言描述。其各自包含142 209个、141 564个和104 560个图像-语言对。其中，RefCOCO和RefCOCO+数据集分别划分为训练集Train、验证集Val、测试集TestA和测试集TestB 4个子集；G-Ref数据集根据UMD和Google划分规则，分为验证集Val(U)、测试集Test(U)和验证集Val-G。另外，RefCOCO和RefCOCO+数据集的平均描述较短，只有3.5个单词，而G-Ref数据集每个表达式的字数较长，有8.4个单词。此外，RefCOCO+数据集中的语言描述不包含指明目标位置的词语，因此相较于RefCOCO更具挑战性。

本文实验中采用总体IoU(overall IoU, OIoU)、平均IoU(mean IoU, mIoU)以及精度百分比Precision@X作为评价指标，其中$X\in\{0.5,0.6,0.7,0.8,0.9\}$。

2.2 实验设置

本文模型采用PyTorch深度学习工具实现，并在显存为40 GB的NVIDIA A100 GPU上进行训练。分别使用BERT和在Imagenet-lk数据集上预训练的VVT模型提取语言特征和视觉特征。训练过程中使用AdamW优化器对模型进行优化，初始学习率为1×10^{-6}，权重衰减为0.01。模型训练的轮数为50，批次大小为8。输入图像的尺寸大小设置为448像素×448像素大小。

2.3　实验分析

为了对本文方法的性能进行定量评估, 本文在 RefCOCO、RefCOCO+和 G-Ref 这 3 个数据集上进行实验, 并与主流方法进行性能比较, 比较结果如表 1 所示。可以看出, 本文方法在 3 个数据集上均取得了最优的结果, 相较于 LAVT[20] 算法, 在 OIoU 指标上提高了 2.1%。此外, 在 RefCOCO+数据集的结果表明, 在语言描述没有明确指代目标位置信息, 需要根据指代描述的属性和其他对象的关系来定位分割目标的情况下, 本文方法同样取得较好的分割性能, 相较于 LAVT 算法, 在 OIoU 指标上提高了 4%, 说明通过视觉语言双向引导跨模态特征融合, 能够更好地实现对目标对象的定位。与 RefCOCO、RefCOCO+数据集相比, G-Ref 数据集中的语言描述更长, 包含的目标间关系更为丰富, 需要视觉特征与语言描述的不同实体关系进行建模, 本文方法相较于 LAVT, 在 OIoU 指标上提升了 2.9%, 说明本文方法模型具有良好的泛化能力。

表 1　不同方法在 3 个数据集上的实验对比结果

Table 1　Comparation of results with different methods in terms of OIoU on three dataset　%

对比方法	主干网络	RefCOCO			RefCOCO+			G-Ref		
		验证集	测试集A	测试集B	验证集	测试集A	测试集B	验证集U	测试集U	验证集G
MCN[2]	Darknet-53	62.44	64.20	59.71	50.62	54.99	44.69	49.22	49.40	
BRINet[21]	ResNet-101	60.98	62.99	59.21	48.17	52.32	42.11			63.46
EFN[22]	ResNet-101	62.76	65.69	59.67	51.50	55.24	43.01			66.70
LTS[23]	Darknet-53	65.43	67.76	63.08	54.21	58.32	48.02	54.40	54.24	
VLT[12]	Darknet-53	65.65	68.29	62.73	55.50	59.20	49.36	52.99	56.65	
ReSTR[7]	ViT-B-16	67.22	69.30	64.45	55.78	60.44	48.27	54.48		70.18
CRIS[24]	ResNet-101	70.47	73.18	66.10	62.27	68.08	53.68	59.87	60.36	
DMMI[25]	Swin-B	74.13	77.13	70.16	63.98	69.73	57.03	63.46	64.19	61.98
SADLR[14]	Swin-B	74.24	76.25	70.06	64.28	69.09	55.19	63.60	63.56	61.16
LAVT[20]	Swin-B	72.73	75.82	68.79	62.14	68.38	55.10	61.24	62.09	
本文	VVT	74.83	77.86	71.70	66.18	72.41	58.24	64.95	64.25	63.76

为了对本文方法的有效性进行定性评估, 对本文方法和 LAVT 的分割结果图进行了可视化, 如图 6 所示。从图中观察发现, 本文方法能够有效地分割目标对象, 特别是在第 2 行和第 3 行的可视化样本中, 当存在多个目标对象, 并且在目标间外观相似的情况下, 本文方法能够准确地定位到目标区域, 并且能够正确地区分目标的语义边界。但是在一些复杂的场景中, 如图 6 第 4 行所示, 图像中的场景较为复杂且有多个目标实体, 并且指代描述中缺少必要的位置词、数量词等描述, 本文方法只对图像显著目标进行分割, 没有完全对所有目标实体进行分割, 造成理解的偏差。



(b) 原图　(b) 本文模型　(c) LAVT　(d) 真实标签

图 6　分割结果可视化

Fig. 6　Visualization of segmentation results

2.4　消融实验

本文在 RefCOCO 验证集 Val 上进行消融实验, 来分别说明不同视觉编码网络和不同的跨模态特征融合方式对性能的影响, 实验结果如表 2 所示。

表 2　视觉主干网络对比实验结果

Table 2　Comparative experimental results of visual backbone network　%

视觉主干网络	P@0.5	P@0.7	P@0.9	mIoU	OIoU
ResNet50	84.97	75.71	36.83	74.52	71.87
SwinTransformer	86.51	78.66	38.29	76.02	73.62
VVT	86.95	80.57	39.89	77.53	74.83

2.4.1　不同视觉主干网络对性能的影响

为了说明 VVT 视觉主干网络对模型性能的影响, 在消融实验中将视觉主干网络分别替换为 ResNet50 和 Swin Transformer。从表 2 的实验结果可以发现, 与采用 ResNet50 作为视觉主干网络相比, 采用基于 Transformer 的视觉主干网络能够进一

步提高分割性能，其原因在于使用Transformer作为视觉主干网络能够有效获取全局的多尺度上下文，同时实现了多尺度图像特征的信息聚合。此外，VVT中使用邻近注意力机制取代Transformer中的自注意力机制降低了模型的线性复杂度，能够确保输入的特征图具有较高的分辨率，保留目标更多的细粒度信息。

2.4.2 跨模态融合方式对比实验

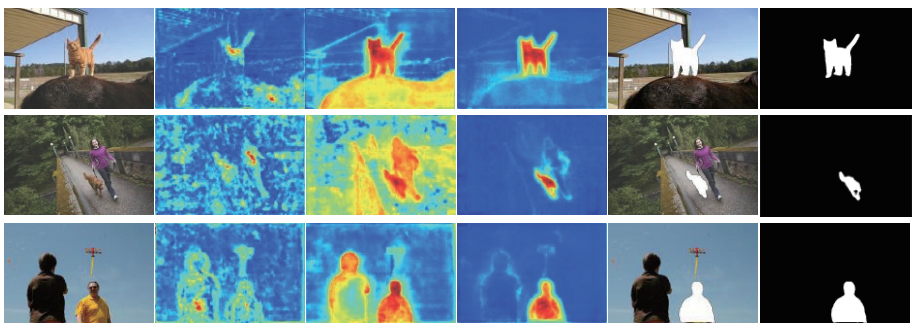
为验证本文提出的跨模态融合方法在模型中的有效性，本文在RefCOCO的验证集上进行消融实验，实验结果如表3所示。表3中，Mul表示将语言特征映射至与图像特征相同大小的维度，并通过对应元素相乘的方式进行跨模态融合；PWAM表示使用LAVT算法中的单向视觉语言模块进行特征融合，通过注意力机制将文本信息单向流入视觉信息；Attention-Guided表示本文提出的双向视觉语言注意力引导的特征融合。观察表3中的实验结果可以发现，本文提出的双向注意力引导的特征融合方法相较于单向注意力引导的PWAM，在OIoU指标上提高了1.52%，说明通过使用双向注意力引导特征融合可以更有效地将语言特征与视觉上下文进行跨模态对齐，有效提升指代图像分割的性能。

表3 跨模态融合方式对比实验结果

Table 3 Comparative experimental results of cross-modal fusion methods %

融合方式	P@0.5	P@0.7	P@0.9	mIoU	OIoU
Mul	79.36	72.17	31.72	72.31	68.46
PWAM	82.84	79.28	38.72	76.58	73.31
Attention-Guided	86.95	80.57	39.89	77.53	74.83

为进一步分析，本文在图7中对视觉语言双向注意力模块不同阶段的视觉特征图进行了可视化。可以看出，由于视觉与语言特征存在模态差异，阶段1提取了模糊的纹理特征，不能将跨模态特征进行对齐。经过跨模态特征融合后，根据语言提示，阶段3表现了对语言提示相关的多个目标实体的感知。在阶段6中，模型能够更清晰地区分目标实体，证明了视觉语言双向感知模块的有效性。



(a) 原图 (b) 阶段1 (c) 阶段3 (d) 阶段6 (e) 本文模型 (f) 真实标签

图7 特征图及分割结果可视化

Fig. 7 Visualization of feature maps and segmentation results

3 结 论

1) 本文算法可实现较为优异的分割精度，其中，在RefCOCO数据集上，Overall IoU值达到了74.85%；在RefCOCO+数据集上，Overall IoU值达到了66.18%；在G-Ref数据集上，Overall IoU值达到了64.95%。

2) 本文算法在特征提取阶段使用轻量VVT级的作为视觉主干网络，提取目标多尺度信息，并利用邻近注意力机制捕捉局部和全局的特征关系，提升模型对多尺度目标的感知能力。

3) 本文算法在特征融合阶段通过设计视觉语言双向注意力机制，使得图像和语言模态之间的细粒度特征得到更精准的对齐。

参考文献（References）

[1] HU R H, ROHRBACH M, DARRELL T. Segmentation from natural language expressions[C]//Proceedings of the Computer Vision – ECCV 2016. Cham: Springer International Publishing, 2016: 108-124.

[2] LUO G, ZHOU Y Y, SUN X S, et al. Multi-task collaborative network for joint referring expression comprehension and segmentation[C]//Proceedings of the 2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 10031-10040.

[3] LIU C X, LIN Z, SHEN X H, et al. Recurrent multimodal interaction for referring image segmentation[C]//Proceedings of the 2017 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1280-1289.

[4] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for

image recognition[C]//Proceedings of the 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[5] BELLVER M, VENTURA C, SILBERER C, et al. A closer look at referring expressions for video object segmentation[J]. Multimedia Tools and Applications, 2023, 82(3): 4419-4438.

[6] CHEN L C, PAPANDREOU G, SCHROFF F, et al. Rethinking atrous convolution for semantic image segmentation[EB/OL]. (2017-06-17)[2022-05-20]. https://doi.ory/10.48550/arXiv.1706.05587.

[7] KIM N, KIM D, KWAK S, et al. ReSTR: convolution-free referring image segmentation using transformers[C]//Proceedings of the 2022 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2022: 18124-18133.

[8] MARGFFOY-TUAY E, PÉREZ J C, BOTERO E, et al. Dynamic multimodal instance segmentation guided by natural language queries[C]//Proceedings of the Computer Vision – ECCV 2018. Cham: Springer International Publishing, 2018: 656-672.

[9] LIU S, HUI T R, HUANG S F, et al. Cross-modal progressive comprehension for referring segmentation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2022, 44(9): 4761-4775.

[10] YE L W, ROCHAN M, LIU Z, et al. Cross-modal self-attention network for referring image segmentation[C]//Proceedings of the 2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 10494-10503.

[11] LI W, GAO C, NIU G, et al. Unimo: towards unified-modal understanding and generation via cross-modal contrastive learning [EB/OL]. (2020-12-31)[2022-05-21]. http://doi.org/10.48550/arXiv.2012.15409.

[12] DING H H, LIU C, WANG S C, et al. Vision-language transformer and query generation for referring segmentation[C]//Proceedings of the 2021 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 16301-16310.

[13] LI J, LI D, SAVARESE S, et al. Blip-2: bootstrapping language-image pre-training with frozen image encoders and large language models[C]//Proceedings of the International Conference on Machine Learning. Honolulu: PMLR, 2023: 19730-19742.

[14] YANG Z, WANG J Q, TANG Y S, et al. Semantics-aware dynamic localization and refinement for referring image segmentation[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2023, 37(3): 3222-3230.

[15] SUN W X, QIN Z, DENG H, et al. Vicinity vision transformer[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2023, 45(10): 12635-12649.

[16] DEVLIN J, CHANG M W, LEE K, et al. Bert: pre-training of deep bidirectional transformers for language understanding[C]//Proceedings of the 2019 Conference of the North American Chapter of the Association for Computational Linguistics. Minneapolis: Association for Computational Linguistics, 2019: 4171–4186.

[17] YU L C, POIRSON P, YANG S, et al. Modeling context in referring expressions[C]// Computer Vision – ECCV 2016. Cham: Springer International Publishing, 2016: 69-85.

[18] MAO J H, HUANG J, TOSHEV A, et al. Generation and comprehension of unambiguous object descriptions[C]//Proceedings of the 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 11-20.

[19] LIN T Y, MAIRE M, BELONGIE S, et al. Microsoft COCO: common objects in context[C]//Proceedings of the Computer Vision – ECCV 2014. Cham: Springer International Publishing, 2014: 740-755.

[20] YANG Z, WANG J Q, TANG Y S, et al. LAVT: Language-aware vision transformer for referring image segmentation[C]//Proceedings of the 2022 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2022: 18134-18144.

[21] FENG G, HU Z W, ZHANG L H, et al. Bidirectional relationship inferring network for referring image localization and segmentation[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2023, 34(5): 2246-2258.

[22] FENG G, HU Z W, ZHANG L H, et al. Encoder fusion network with co-attention embedding for referring image segmentation[C]//Proceedings of the 2021 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 15501-15510.

[23] JING Y, KONG T, WANG W, et al. Locate then segment: A strong pipeline for referring image segmentation[C]//Proceedings of the 2021 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 9853-9862.

[24] WANG Z Q, LU Y, LI Q, et al. CRIS: CLIP-driven referring image segmentation[C]//Proceedings of the 2022 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2022: 11676-11685.

[25] HU Y T, WANG Q X, SHAO W Q, et al. Beyond one-to-one: Rethinking the referring image segmentation[C]//Proceedings of the 2023 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2023: 4044-4054.

A referring image segmentation method based on bidirectional vision-language interaction module

DENG Yupeng，GUO Fang，WANG Rong，SONG Zhenfeng*

(College of Information and Cyber Security，People's Public Security University of China，Beijing 102600，China)

Abstract：Referring image segmentation aims to segment corresponding target regions in an image described by a natural language description. In response to the problem that insufficient fusion of cross-modal features still exists in current methods, leading to inaccurate discrimination of target regions and backgrounds. This paper proposes a referring image segmentation method based on a bidirectional vision-language interaction module. Firstly, multi-scale visual features are extracted using a multi-level visual feature encoding network, which enhances each pixel's semantic content and fortifies its perception of surrounding information. Secondly, the bidirectional vision-language attention decoding module receives multi-scale visual features as input. A cross-modal attention mechanism is then used to achieve cross-modal alignment, which improves the cross-modal features' contextual awareness. Finally, the pixel-by-pixel segmentation mask is obtained by upsampling with bilinear interpolation. Comparative experiments were carried out on the RefCOCO, RefCOCO+, and G-Ref datasets with mainstream methods. The overall IoU of our method reached 74.85%, 66.18%, and 64.95%, respectively, which were 2.12%, 4.04%, and 3.71% higher than the LAVT algorithm. The results demonstrate that the proposed method can effectively improve the performance of image representation segmentation.

Keywords：referring image segmentation; cross-modal; attention mechanism; feature fusion; Transformer

Received：2022-06-21；**Accepted**：2024-09-27；**Published Online**：2024-10-16 14：37

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241016.1058.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62076246); Fundamental Research Funds for the Central Universities (2023JKF01ZK07)

* **Corresponding author**. E-mail：songzhenfeng@ppsuc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0800

超声速钝体壁面斯坦顿数的求解方法

赵金鹏，曾伟，马海腾*
(上海交通大学大学 机械与动力工程学院，上海 200240)

摘 要：斯坦顿数是评价飞行器气动热性能的重要指标，但其求解方法尚有分歧，主要体现在对流换热驱动温度的确定方式上。当前常用的2种方法均基于解析公式获得驱动温度，统称为“解析法”：第1种方法选取来流总温作为驱动温度，第2种方法选取高速流动外掠平板时的壁面恢复温度作为驱动温度。鉴于此，以驱动温度等于绝热壁温的方法为基准，通过数值仿真对比了上述2种解析法与新引入的双壁温法(即由2组等温壁面算例的结果作差获得对流换热系数)在求解钝体壁面斯坦顿数时的准确性。结果表明：双壁温法所得斯坦顿数与基准方法的吻合度远高于2种解析法，其壁面平均斯坦顿数与基准方法的相对偏差在5%以内，而2种解析法的相对偏差均大于15%。此外，双壁温法所得驱动温度沿钝体圆周角的变化趋势与绝热壁温一致，而2种解析法所得驱动温度在各圆周角下均为定值，不符合物理规律。

关 键 词：超声速；钝体；气动热；斯坦顿数；驱动温度；双壁温法
中图分类号：V411.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)12-4361-09

严重的气动热载荷是超/高超声速飞行器面临的主要挑战，强烈的气动热会对飞行器的飞行性能产生显著影响[1]。高温会降低材料的设计载荷能力，在高速飞行条件下，严峻的气动热与飞行阻力可能会导致飞行器出现过度变形，带来严重的安全飞行风险[2-4]。因此，飞行器表面气动热分析对其结构设计与材料选择至关重要。

对于壁面的气动热分析与气动热防护，国内外研究人员已做了大量的相关研究，并已取得了显著的成果，多种气动热分析指标被应用到相关实验研究与数值计算中。目前在超/高超声速钝体实验中，气动热分析指标主要为热流密度[5-7]、热流密度归一化处理参数[8-10]以及斯坦顿数[11-15]。其中，作为无量纲对流换热系数，斯坦顿数在气动热分析相关研究中的应用更为广泛。

然而，在当前超/高超声速飞行器壁面气动热研究领域，斯坦顿数的求解方法仍存在争议，主要是壁面对流换热驱动温度的选取尚有分歧。第1种观点认为，驱动温度为来流总温，以该方法求解的斯坦顿数已被应用于钝体和飞行器空气舵的气动热研究中。在钝体的气动热分析中，Menezes等[11]以基于来流总温的斯坦顿数作为气动热指标，通过高超声速激波风洞开展了减阻杆的热防护性能研究。此外，Sahoo等[12]与Fu等[13]也采用了该斯坦顿数计算方法，探索了钝体壁面气膜冷却效果与吹风比、对流马赫数、攻角以及冷气种类等流动参数之间的关系。针对飞行器空气舵，Dai等[16]和Zhang等[17]也将来流总温作为驱动温度进行斯坦顿数的计算，开展了空气舵的气动热研究。

第2种观点认为，壁面对流换热驱动温度为高速流动外掠平板时的壁面恢复温度。基于此，Hayashi等[14-15]开展了暂冲式风洞下钝体壁面的气

收稿日期：2023-12-09；**录用日期**：2024-01-12；**网络出版时间**：2024-02-20 11:18
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240219.1515.001
基金项目：国家自然科学基金(52106050)；先进航空动力创新工作站(依托中国航空发动机研究院设立)资助项目(HKCX2022-02-003)；上海交通大学“交大之星”计划医工交叉研究基金(YG2021QN36)；上海市自然科学基金(21ZR1431800)
* **通信作者**. E-mail：haiteng.ma@sjtu.edu.cn

引用格式：赵金鹏，曾伟，马海腾. 超声速钝体壁面斯坦顿数的求解方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4361-4369.
ZHAO J P，ZENG W，MA H T. Method for determining Stanton number on blunt body in supersonic flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4361-4369 (in Chinese).

动热测试，评估了逆向射流对钝体壁面的热防护性能。基于 Hayashi 等的实验数据与恢复温度作为驱动温度的斯坦顿数计算方法，Huang 等[18-19]采用数值模拟的方法，展开了对逆向射流与前置空腔新组合构型的热防护性能分析。文献 [20-22] 也基于此斯坦顿数计算方法对射流与减阻杆等组合构型的热防护性能展开了探索。

综上可知，在当前超/高超声速气动热研究领域中，求解斯坦顿数时，计算壁面对流换热驱动温度的方法主要有 2 种，即来流总温[11-13,16-17]与高速流动外掠平板时的壁面恢复温度[14-15,18-22]。上述驱动温度均基于解析公式求得，但这 2 种方法所得斯坦顿数间的差异尚未得到相关研究。

此外，在航空燃气涡轮发动机领域，对流换热驱动温度的求解方法亦有诸多报道，且与超/高超声速飞行器气动热领域的方法有所不同。燃气涡轮发动机研究领域的驱动温度是基于壁温和热流密度的数据求解得到。针对跨声速高压涡轮叶片顶部，Ma 等[23-24]采用瞬态传热测量的方法，获得叶片顶部壁面温度与热流密度的实验数据，并对 2 组数据进行线性拟合，即可分别从拟合曲线的斜率与截距获得对流换热系数与驱动温度。基于此求解方法，Ma[23-24]与 Maffulli 等[25-26]在基于 RANS 的数值仿真中，采用了双壁温法，即对壁面设置了 2 组不同温度的等温边界条件，对 2 组工况下计算所得的壁面热流密度作差，利用牛顿冷却公式计算对流换热系数与驱动温度。在实验过程中，当壁面可近似为等温壁面时 (如激波风洞的气动热测试中)，可应用双壁温法进行气动热数据处理。然而，当前双壁温法在激波风洞的气动热测试，乃至整个超/高超声速飞行器气动热的研究领域鲜有应用。

针对上述问题，本文将双壁温法应用于超声速钝体壁面的斯坦顿数求解中，并对比当前常用的两种解析法与新引入的双壁温法在钝体壁面斯坦顿数求解中的准确性。本文通过对超声速 (Ma=3.98) 下的半球形钝体模型进行计算流体力学仿真，建立以绝热壁温为驱动温度的基准方法，从钝体壁面对流换热驱动温度与斯坦顿数分布两方面对上述 3 种斯坦顿数求解方法进行对比分析。

1 数值仿真方法与验证

1.1 数值仿真模型

本文基于 Hayashi 等[15]的钝体实验数据展开数值研究，数值计算模型的几何结构、尺寸和边界条件如图 1 所示。该钝体模型为半球-圆柱体状结构，且实验来流攻角为 0°，因此可简化为二维轴对称模型开展计算。半球体直径 D 为 50 mm，θ 为钝体壁面与对称轴之间的圆周夹角，后方的圆柱体长度为 0.5D。

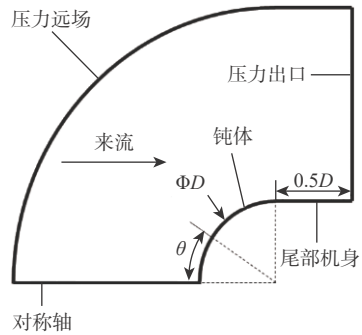


图 1 模型及边界条件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of model and boundary conditions

计算域来流采用压力远场边界，出口为压力出口边界，钝体壁面为无滑移恒温壁面，壁面温度 T_w 为 295 K 和 300 K。数值计算中流动条件的设置与 Hayashi 等[15]的实验条件一致，如表 1 所示。

表 1 流动条件

Table 1 Flow conditions

参数	数值
马赫数	3.98
来流总压/MPa	1.37
来流总温/K	397
壁面温度/K	295/300
单位雷诺数/m^{-1}	4.2×10^7

1.2 数值仿真设置

本文采用二维雷诺平均 Navier-Stokes 方程，基于密度的双精度求解器，开展超声速钝体周围流场的数值模拟。流场梯度项采用基于网格单元的最小二乘法，采用 AUSM (advection upstream splitting method) 格式计算数值通量，流动中的速度与动量、湍动能、比耗散率采用二阶迎风格式进行空间离散。工质流体为基于理想气体假设的空气，其动力黏度采用 Sutherland 黏性定律评估，公式如下：

$$\mu=\mu_0\left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2}\frac{T_0+S}{T+S} \tag{1}$$

式中：μ_0 = 1.716×10^{-5}, kg/(m·s)；T_0=273.11, K；S=110.56, K。

数值计算的初始 Courant 数为 0.5，设置适当的欠松弛因子以保证计算的稳定性，随着计算的深入可适当增大 Courant 数[27]。当残差下降 3 个数量级以上，且进出口质量流率之差小于 0.001 kg/s 时，认为数值计算求解结果达到收敛[28]。

1.3 网格独立性校验

图 2 为钝体计算域的网格划分，采用结构化网格。壁面气动热的模拟精度受壁面首层网格高度的影响十分显著，首层网格高度可通过网格雷诺数

确定, 其定义如下:

$$Re_{\text{grid}}=\frac{\rho_\infty u_\infty \Delta x}{\mu_\infty} \tag{2}$$

式中: ρ_∞、u_∞和μ_∞分别为自由来流的密度、速度和黏度; Δx为首层网格高度。当网格雷诺数小于10时, 可以减小首层网格高度对壁面气动热计算精度的影响[29]。

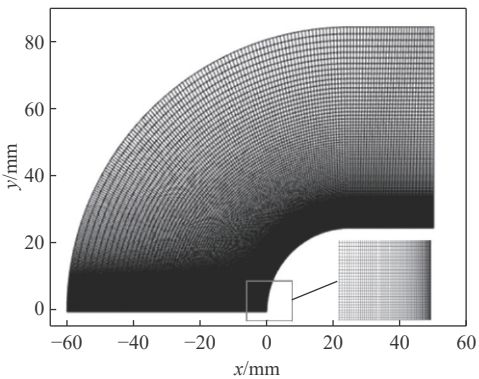


图 2　计算网格

Fig. 2　Computational mesh topology

在数值验证中, 通过斯坦顿数表征钝体壁面热流密度。本节中斯坦顿数计算方式与文献 [15] 一致, 计算公式如下:

$$St=\frac{q_{\text{w}}}{(T_{\text{d}}-T_{\text{w}})\rho_\infty u_\infty c_{\text{P}}} \tag{3}$$

$$T_{\text{r}}=T_\infty\left(1+\sqrt[3]{Pr}\frac{\gamma-1}{2}Ma^2\right) \tag{4}$$

式中: q_{w}为热流密度; T_{d}为对流换热的驱动温度; T_{r}为恢复温度; T_∞为自由来流静温; Ma为自由来流的马赫数; c_{P}为定压比热容; γ为比热比; Pr为普朗特数。

图 3 为不同网格尺寸下钝体壁面的压力和斯坦顿数沿圆周角的分布情况。其中, 近壁面网格增长率分别为 1.2、1.1 和 1.1, 网格雷诺数分别为 16、8 和 4。3 组不同尺寸网格划分参数如表 2 所示。

由图 3 可以发现, 相比于壁面压力, 钝体壁面的斯坦顿数分布对于网格尺寸的敏感性较高。3 组不同尺寸网格的压力分布基本一致, 而斯坦顿数则在钝体驻点存在一定的差异。其中, 147 000 网格与 205 000 网格的斯坦顿数分布更为吻合, 并且钝体壁面的平均斯坦顿数在 147 000 网格与 205 000 网格之间的差异 (0.23%) 远小于 125 000 网格与 147 000 网格之间的差异 (2.94%)。因此, 为节省计算资源并保证数值计算的准确性, 选择 147 000 网格参数进行后续数值计算。

1.4　湍流模型验证

图 4 展示了不同湍流模型下钝体壁面与实验中的压力和斯坦顿数沿圆周角的分布情况, 其中, 压力数据来自 Bibi 等[30], 斯坦顿数据来自 Hayashi 等[15]。可以发现, 相对于壁面压力, 斯坦顿数对于湍流模型的选择更为敏感。其中, Spalart-Allmaras 单方程湍流模型与 SST k-ω 双方程湍流模型数值模拟结果在钝体壁面圆周角 θ>30°时与实验结果较为接近, 而 Spalart-Allmaras 单方程湍流模型的数值结果在 θ=0°处与实验结果表现出较好的一致性, 且其最大误差为 20.8%, 出现在 θ=20°处, 其余位置误差均在 10% 以内。其中, 计算误差、仿真模型的假设与实验测量误差是造成数值与实验结果差异的主要原因。在数值计算中, 理想气体假设、湍流模型选择与仿真模型简化均会带来仿真上的误差。同时, 实验过程中也会存在测量误差与实验件加工误差, 使得仿真与实验结果间存在差异。图 5 展示了 Spalart-Allmaras 湍流模型数值计算密度梯度与实验纹影图。可以发现, 该模型可以精确地捕捉到钝体前部的脱体激波。因此, 选择 Spalart-Allmaras 湍流模型进行后续数值计算。

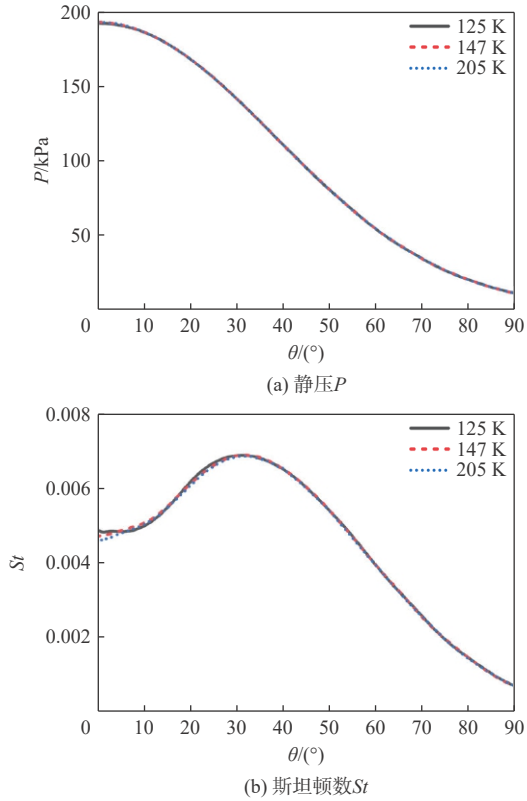


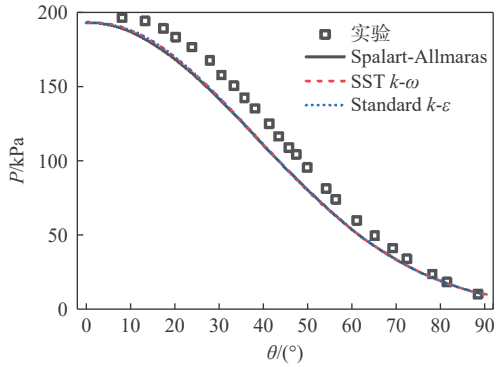
图 3　不同网格数下钝体静压与斯坦顿数沿圆周角分布

Fig. 3　Distribution of static pressure and Stanton number along the circumferential angle on the blunt body for different grid sizes

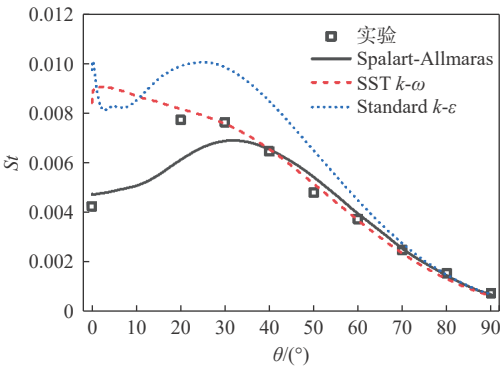
表 2　网格独立性研究参数

Table 2　Parameters of mesh independence study

网格数	首层网格高度/m	增长率	网格雷诺数	平均斯坦顿数
125 000	4×10^{-7}	1.2	16	0.00 429
147 000	2×10^{-7}	1.1	8	0.00 442
205 000	1×10^{-7}	1.1	4	0.00 441



(a) 静压P



(b) 斯坦顿数St

图 4 RANS 模型与实验钝体静压与斯坦顿数沿圆周角分布

Fig. 4 Distribution of static pressure and Stanton number along the circumferential angle on the blunt body, obtained from RANS models and experiment

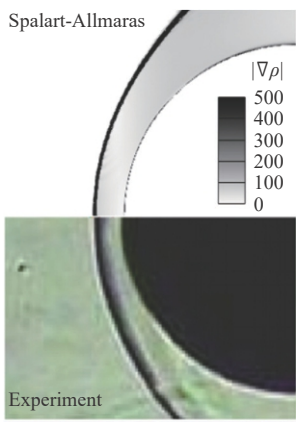


图 5 数值结果密度梯度云图与文献 [15] 实验纹影图对比

Fig. 5 Contour of density gradient magnitude from numerical result and Schlieren visualization data from experiment by referenees [15]

2 斯坦顿数求解方法

在超声速流作用下，钝体壁面将会产生强烈的气动热，相关实验中通常采用斯坦顿数来表征钝体壁面气动热分布。斯坦顿数的计算公式如式 (5) 所示，可通过式 (6) 牛顿冷却公式，将斯坦顿数转换为驱动温度的计算形式，如式 (3) 所示。

$$St = \frac{h}{\rho_\infty u_\infty c_\mathrm{p}} \tag{5}$$

$$q_\mathrm{w} = h(T_\mathrm{d} - T_\mathrm{w}) \tag{6}$$

式中：h 为对流换热系数。

2.1 基准方法

基准方法是以绝热壁温为驱动温度计算钝体壁面斯坦顿数分布的方法。通过绝热壁面工况的数值计算，获得钝体壁面的绝热壁温以及斯坦顿数，斯坦顿数计算公式如式 (3) 所示。由于绝热壁下获得的斯坦顿数与真实钝体壁面斯坦顿数存在差异，需要对绝热壁下的斯坦顿数进行修正。Kays 等[31] 发现可通过壁温与绝热壁温对绝热壁温下获得的斯坦顿数进行修正，获得真实钝体壁面斯坦顿数，并提出相应的修正公式，修正公式如下：

$$\frac{St_\mathrm{b}}{St_\mathrm{aw}} = \left(\frac{T_\mathrm{w}}{T_\mathrm{aw}}\right)^{-0.4} \tag{7}$$

式中：St_b为修正后的斯坦顿数；St_aw为绝热壁下的斯坦顿数；T_aw为钝体的绝热壁温。其中，绝热壁温与绝热壁下的斯坦顿数无法通过实验获得，仅能通过数值计算获得。本文将绝热壁下的斯坦顿数修正结果作为钝体壁面斯坦顿数的评估标准。

2.2 解析法

解析法是通过解析公式计算钝体壁面对流换热的驱动温度，进而得到壁面斯坦顿数分布的方法。在当前研究中，对流换热的驱动温度分为来流总温与高速流动外掠平板时的壁面恢复温度 2 种。其中，来流总温T_∞^*计算公式如式 (8) 所示，恢复温度T_r计算公式如式 (4) 所示。

$$T_\infty^* = T_\infty\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma^2\right) \tag{8}$$

根据驱动温度的计算方法，解析法分为来流总温和恢复温度 2 种方法。同时，实验中可通过实验测量结合解析公式获得钝体壁面驱动温度，进而求解钝体壁面的斯坦顿数分布。

2.3 双壁温法

双壁温法是基于牛顿冷却定律进行对流换热分析，通过两组不同初始壁面温度实验求解钝体壁面对流换热系数，进而计算壁面斯坦顿数的方法。

牛顿冷却公式如式 (6) 所示，假设壁面温度的变化对主流流场的影响很小，则对于给定几何模型与流动参数，模型壁面对流换热的驱动温度与换热系数不随壁面温度改变[23-24]。因此，根据式 (6)，通过 2 组不同壁面温度实验获得对流换热壁面的q_w1、q_w2、T_w1、T_w2，通过消去驱动温度T_d即可获得换热系数h。对流换热系数h的求解公式如下：

$$h=-\frac{(q_{w1}-q_{w2})}{(T_{w1}-T_{w2})}=\frac{\Delta q}{\Delta T} \tag{9}$$

式中: q_{w1}、q_{w2}分别为壁面温度为T_{w1}、T_{w2}对应的热流密度。

然而, 在超/高超声速环境下, 壁面温度与主流流动之间存在强烈的耦合作用, 壁面热流密度与温度呈非线性变化, 如图 6 所示[25]。从图中可以发现, 曲线斜率会发生变化。对于给定壁温T_{wc}, 对流换热系数 h 等于该点处切线的斜率, 切线在 x 轴上的截距为壁面对流换热的驱动温度。而在双壁温法的应用中, 当且仅当壁面温差ΔT足够小时才能准确表示曲线中该点处的斜率。

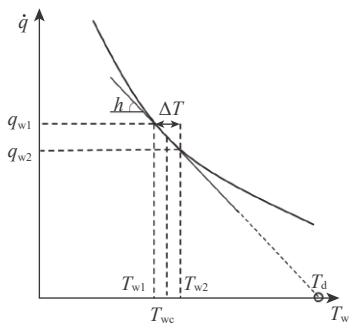


图 6　$\dot{q}=f(T_w)$的非线性示意图[25]

Fig. 6　Nonlinear diagram of $\dot{q}=f(T_w)$ [25]

为探究温差对双壁温法求解对流换热系数的影响, 图 7 展示了壁面温差为 2 K、5 K、10 K、30 K 与 80 K 时壁面对流换热系数的计算结果。可以发现, 不同温差下, 对流换热系数的计算结果是不同的, 这也验证了钝体壁面温度与热流密度的非线性特征。此外, 钝体壁面的平均换热系数在温差为 2～5 K 之间的差异为 0.37%, 温差为 5 ～10 K 之间的差异为 0.67%, 均小于 1%。当温差从 2 K 增大至 30 K 与 80 K 时, 平均换热系数的差异增大至 3.57%与 9.11%。因此, 为减小温差对计算结果的影响, 同时避免温差过小带来计算上的误差, 本文选取了温差 ΔT 为 5 K 进行后续计算。

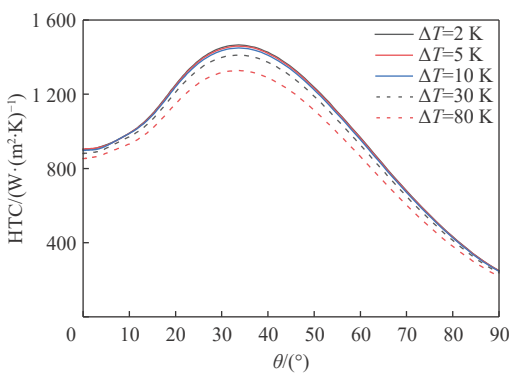


图 7　温差为 2 K、5 K、10 K、30 K 与 80 K 时, 钝体换热系数沿圆周角分布

Fig. 7　Distribution of heat transfer coefficient along the circumferential angle on the blunt body, for ΔT of 2 K, 5 K, 10 K, 30 K and 80 K

3　结果与讨论

3.1　驱动温度分布

图 8 展示了基准方法、解析法以及双壁温法所得钝体壁面对流换热驱动温度沿钝体圆周角的分布。

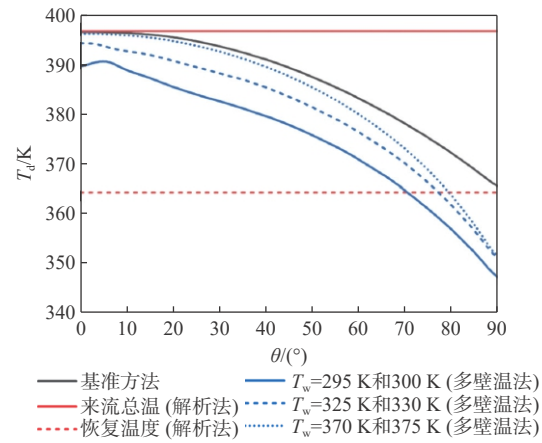


图 8　不同壁面温度下, 不同方法所得驱动温度沿圆周角分布

Fig. 8　Distribution of driving temperature along the circumferential angle on the blunt body, obtained from different methods at different wall temperatures

可以发现, 解析法-来流总温与解析法-恢复温度所得驱动温度在钝体各圆周角度下均为定值, 而双壁温法所得驱动温度则表现出与基准方法绝热壁温变化一致的趋势。在圆周角为 0°时, 解析法-来流总温与基准方法的驱动温度相同; 圆周角为 90°时, 解析法-恢复温度与基准方法的驱动温度相同。这是因为在绝热壁面工况下, 流动在前缘点滞止, 前缘点处的绝热壁温等于来流总温, 在钝体尾缘点, 壁面可近似为平板, 此处的绝热壁温与高速流动外掠平板时的壁面恢复温度相同。

另一个发现是, 对于双壁温法, 钝体壁面对流换热的驱动温度与壁面温度有关。随着钝体壁面温度的升高, 双壁温法所得驱动壁温越接近绝热壁温。当壁温为 370 K 时, 平均驱动温度与平均绝热壁温间的差异仅为 0.96%。

3.2　斯坦顿数分布

本节对不同求解方法所得钝体壁面斯坦顿数结果进行比较。图 9 为钝体壁面温度为室温 295 K 时, 通过基准方法、解析法与双壁温法所得壁面斯坦顿数。可以发现, 在斯坦顿数沿钝体圆周角的分布规律上, 双壁温法与基准方法基本一致, 二者的平均相对差异仅为 1.54%。然而, 解析法-来流总温、解析法-恢复温度所得斯坦顿数与基准方法的

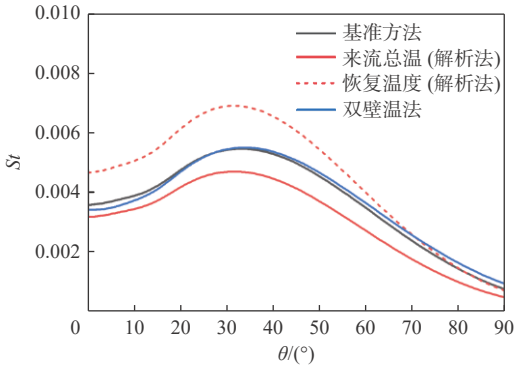


图 9 恒温壁 T_w=295 K 时，不同方法所得壁面斯坦顿数沿圆周角分布

Fig. 9 Distribution of Stanton number along the circumferential angle on the blunt body, obtained from different methods at an isothermal wall of T_w=295 K

平均相对差异分别为 16.72% 和 22.30%。基于解析法的平均相对差异定义如下：

$$\Delta\overline{St}=\frac{\overline{St}-\overline{St}_b}{\overline{St}_b} \tag{10}$$

式中：$\overline{St}$为解析法或双壁温法所得平均斯坦顿数；$\overline{St}_b$为基准方法所得平均斯坦顿数。

图 10 为钝体壁面温度为 295 K 时，通过解析法、双壁温法所得斯坦顿数与基准方法间的差异沿钝体圆周角的分布。可以发现，在气动热效应较为严重的圆周角 0°～60°区间，双壁温法与基准方法的差异在 5% 以内，而 2 种解析法的差异超过 10%。这表明相对工程常用的 2 种解析法，双壁温法能够更准确地预测钝体前缘及附近的热负荷，可以指导飞行器前缘的热防护设计，这一点与其他壁温 (如 T_w=325 K) 下的发现是一致的。

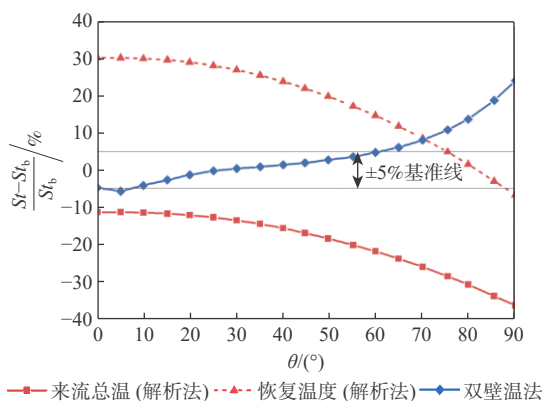


图 10 恒温壁T_w=295 K 时，解析法与双壁温法所得斯坦顿数与基准方法之间的差值百分数

Fig. 10 Percentage difference of Stanton number obtained by analytical method and two-point method compared to the baseline method, for the isothermal wall of T_w=295 K

图 10 的另一个发现是，在圆周角 60°～90°区间，双壁温法所得斯坦顿数与基准方法的差异较大。这主要有两方面的原因：一方面，基准方法计算得到的钝体尾缘处斯坦顿数较小，在数值计算误差相同的情况下，尾缘区域会表现出较大的相对误差；另一方面，对于不同钝体壁面的边界条件，随着流动向下游的发展，边界层内部流动差异会逐渐增大，钝体壁面气动热参数间的差异也会随之增大[25]。因此，针对绝热壁面与 295 K 等温壁面工况，对 30°与 90°圆周角处钝体壁面边界层内无量纲气动热参数 R 的分布展开了分析，R 的计算公式如下：

$$R(y)=-\frac{u(y)\rho(y)x}{\mu(y)} \tag{11}$$

式中：y为垂直于钝体壁面的局部坐标；u为流速；ρ为密度；μ为黏度；x为圆周角对应的弧长。

图 11 为绝热钝体壁面与等温钝体壁面边界条件下，30°与 90°圆周角处钝体边界层内 R 的分布，图中y坐标已被边界层厚度δ无量纲化。可以发现，在圆周角为 30°时，无量纲气动热参数 R 仅在 0.3δ边界层厚度内有所差异，而在圆周角为 90°时，R 分布的差异几乎遍布整个边界层厚度范围，这一点与 Maffulli 等[25] 的发现是一致的。

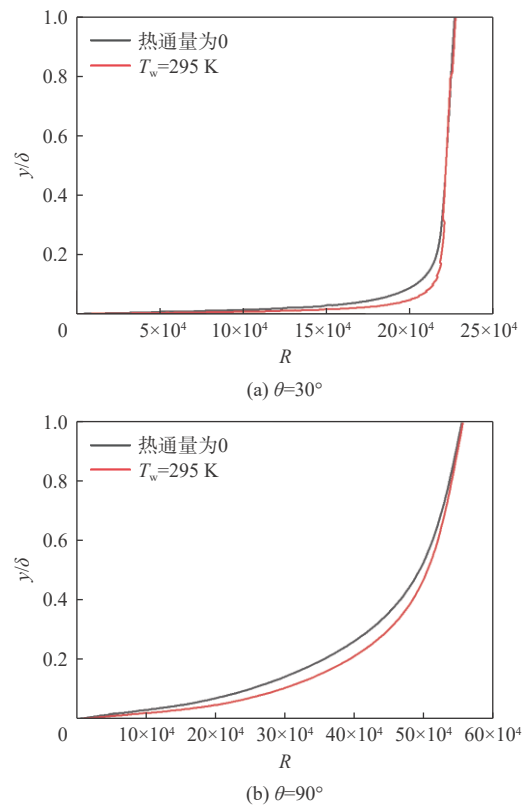


图 11 绝热壁面与等温壁面 2 个工况下，无量纲气动热参数沿 2 个圆周角边界层的分布

Fig. 11 Distribution of the non-dimensional aerothermal parameter across the boundary layer at two circumferential angles, calculated by the case with adiabatic wall and isothermal wall, respectively

图 12 为解析法与双壁温法所得钝体壁面的平均斯坦顿数与基准方法间的差异随钝体壁面温度的变化规律。可以发现, 在研究范围内, 双壁温法所得平均斯坦顿数与基准方法间的相对差异均在 5% 以内, 说明双壁温法具有较好的计算精度和鲁棒性, 而其他两种解析方法所得平均斯坦顿数与基准方法间的相对差异相对较大, 说明解析法无法获得钝体壁面准确的斯坦顿数分布。

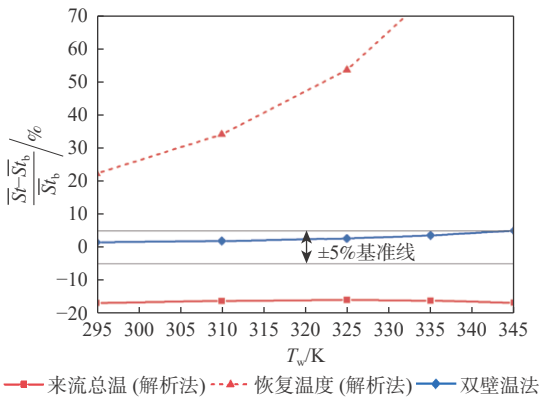


图 12　不同壁面温度下, 解析法与双壁温法所得平均斯坦顿数与基准方法之间的差值百分比

Fig. 12　Percentage difference of average Stanton number obtained by analytical method and two-point method compared to the baseline method, at different isothermal wall temperatures

从图 13 可以看出, 当半球体直径为 25 mm, 壁面温度为 295 K 时, 通过基准方法、解析法与双壁温法所得壁面斯坦顿数。可以发现, 当半球体直径为 25 mm 时, 双壁温法仍与基准方法更为一致。双壁温法与基准方法间的平均相对差异为 0.64%, 解析法-来流总温、解析法-恢复温度所得斯坦顿数与基准方法的平均相对差异分别为 15.92% 和 23.52%。

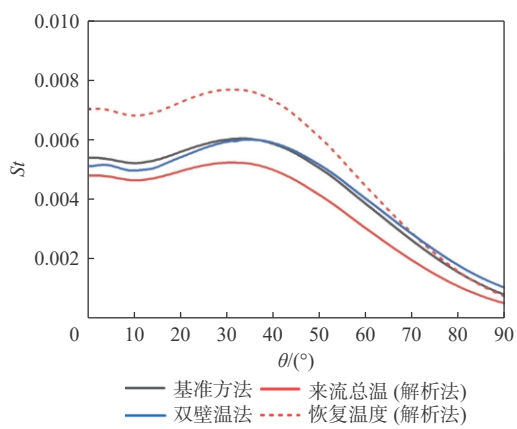


图 13　D=25 mm, T_w =295 K 时, 不同方法所得壁面斯坦顿数沿圆周角分布

Fig. 13　Distribution of Stanton number along the circumferential angle on the blunt body, obtained from different methods at D=25 mm and T_w=295 K

如图 14 所示, 当半球体直径为 25 mm, 壁面温度为 295 K 时, 通过解析法、双壁温法所得斯坦顿数与基准方法间的差异沿钝体圆周角的分布。可以发现, 双壁温法仍能在气动热效应较为严重的圆周角 0°～60°区间与基准方法的差异保持在 5% 以内。这表明对于不同尺寸下的半球形钝体模型, 双壁温法仍具有适用性。

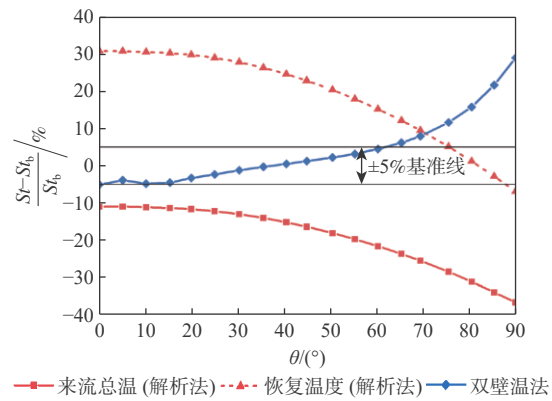


图 14　D=25 mm, T_w=295 K 时, 解析法与双壁温法所得斯坦顿数与基准方法之间的差值百分数

Fig. 14　Percentage difference of Stanton number obtained by analytical method and two-point method compared to the baseline method, when D=25 mm and T_w=295 K

4　结　论

本文对超声速半球形钝体模型开展数值模拟, 基于以绝热壁温为驱动温度的基准方法, 对比并评估 2 种解析法与双壁温法所得斯坦顿数及其驱动温度。结果表明:

1) 双壁温法所得斯坦顿数与基准方法的吻合度远高于当前常用的 2 种解析法。在气动热效应较为严重的圆周角 0°～60°范围内, 双壁温法所得斯坦顿数与基准方法间的差异均小于 5%, 且壁面平均斯坦顿数的差异也在 5% 以内。而解析法所得壁面平均斯坦顿数与基准方法的差异为 15% 以上(当驱动温度选为来流总温时)或 20% 以上(当驱动温度选为高速流动外掠平板时的壁面恢复温度时)。

2) 双壁温法所得驱动温度沿钝体圆周角的变化趋势与绝热壁温一致, 而当前常用的 2 种解析法所得驱动温度在各圆周角下均为定值, 不符合超声速钝体绕流的物理规律。

综上, 新引入的双壁温法在求解钝体壁面斯坦顿数和驱动温度方面, 比当前常用的 2 种解析法更加准确。双壁温法在超/高超声速气动热的激波风洞实验中具有可行性, 因为激波风洞的有效测试时间极短(毫秒级), 壁温近似等于实验初始温度。通过在 2 种不同初始温度的条件下开展激波风洞气

动热测试，即可应用双壁温法进行传热测试数据的后处理，求得钝体壁面的斯坦顿数。

为验证双壁温法在超/高超声速实验中的通用性，仍需要对高超声速条件下各种更为复杂的模型展开相关研究。这将在后续的工作中进一步完善。

参考文献（References）

[1] ZHU L, LI Y K, CHEN X, et al. Novel combinational aerodisk and lateral jet concept for drag and heat reduction in hypersonic flows[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 32: 04018133.

[2] CHEN F, LIU H, ZHANG S T. Coupled heat transfer and thermo-mechanical behavior of hypersonic cylindrical leading edges[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 122: 846-862.

[3] ZENG K C, XIANG J W, LI D C. Aeroservoelastic modeling and analysis of a canard-configured air-breathing hypersonic vehicles[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4): 831-840.

[4] GUO J, HUANG H M, XU X L. Protective effect of pyrolysis gases combustion against surface ablation under different Mach numbers[J]. Acta Astronautica, 2020, 166: 209-217.

[5] CHANG C L, VENKATACHARI B S, CHENG G. Effect of counterflow jet on a supersonic reentry capsule[C]//Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Berlin: AIAA, 2006: 4776.

[6] ASO S, MIYAMOTO Y, KUROTAKI T, et al. Experimental and computational study on reduction of aerodynamic heating load by film cooling in hypersonic flows[C]//Proceedings of the 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Berlin: AIAA, 1997: 770.

[7] ZHANG Z K, XU W W, YE W, et al. Heated wind-tunnel experiments and numerical investigations on hypersonic blunt cone aerodynamic heating[J]. Acta Astronautica, 2022, 197: 154-168.

[8] KULKARNI V, REDDY K P J. Effect of a supersonic counterflow jet on blunt body heat transfer rates for oncoming high enthalpy flow[J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2009, 82(1): 1-5.

[9] DASO E O, PRITCHETT V E, WANG T S, et al. Dynamics of shock dispersion and interactions in supersonic freestreams with counterflowing jets[J]. AIAA Journal, 2009, 47(6): 1313-1326.

[10] DECHAUMPHAI P, WIETING A R, THORNTON E A. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1989, 26(4): 201-209.

[11] MENEZES V, SARAVANAN S, JAGADEESH G, et al. Experimental investigations of hypersonic flow over highly blunted cones with aerospikes[J]. AIAA Journal, 2003, 41(10): 1955-1966.

[12] SAHOO N, KULKARNI V, SARAVANAN S, et al. Film cooling effectiveness on a large angle blunt cone flying at hypersonic speed[J]. Physics of Fluids, 2005, 17(3): 036102.

[13] FU J, YI S H, WANG X H, et al. Experimental study on supersonic film cooling on the surface of a blunt body in hypersonic flow[J]. Chinese Physics B, 2014, 23(10): 104702.

[14] HAYASHI K, ASO S, TANI Y. Experimental study on thermal protection system by opposing jet in supersonic flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(1): 233-235.

[15] HAYASHI K, ASO S. Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet[C]//Proceedings of the 36th AIAA Thermophysics Conference. Berlin: AIAA, 2003: 4041.

[16] DAI S M, MA H T, XU Z R, et al. Numerical study of discrete film cooling near the rudder shaft of a hypersonic air fin model[J]. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 2024, 85(5): 679-701.

[17] ZHANG F, YI S H, XU X W, et al. A swept fin-induced flow field with different height mounting gaps[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1): 148-162.

[18] HUANG W, JIANG Y P, YAN L, et al. Heat flux reduction mechanism induced by a combinational opposing jet and cavity concept in supersonic flows[J]. Acta Astronautica, 2016, 121: 164-171.

[19] HUANG W, YAN L, LIU J, et al. Drag and heat reduction mechanism in the combinational opposing jet and acoustic cavity concept for hypersonic vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 407-414.

[20] 郭建, 方蜀州, 王子玉. 高超声速飞行器减阻杆-双盘-槽道组合构型减阻防热特性研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 89-99.
GUO J, FANG S Z, WANG Z Y. Drag and heat flux reduction induced by a novel combinational spike with double aerodisks and channel concept for hypersonic vehicles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5): 89-99(in Chinese).

[21] 许阳, 陈宣亮. 超声速飞行器减阻杆/盘与双喷流组合构型减阻和防热性能[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 213-230.
XU Y, CHEN X L. Drag and heat flux reduction performance of supersonic vehicle with combination model of aerospike/aerodisk and double jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 213-230. (in Chinese).

[22] 王子玉, 方蜀州, 郭建, 等. 高超声速杆-盘-自耦合冲压横向射流新概念的减阻防热数值模拟[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 354-366.
WANG Z Y, FANG S Z, GUO J, et al. Numerical simulation on drag and heat reduction of hypersonic spike-aerodisk-self-coupled stamping lateral jet concept[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 354-366 (in Chinese).

[23] MA H, ZHANG Q, HE L, et al. Cooling injection effect on a transonic squealer tip: part I: experimental heat transfer results and CFD validation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 139(5): 052506.

[24] MA H T, ZENG W, JIANG H M, et al. Impact of cooling injection on shock wave over a flat tip in high pressure turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 2022, 144: 011012.

[25] MAFFULLI R, HE L. Wall temperature effects on heat transfer coefficient for high-pressure turbines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(4): 1080-1090.

[26] MAFFULLI R, HE L. Impact of wall temperature on heat transfer coefficient and aerodynamics for three-dimensional turbine blade passage[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2017, 9(4): 041002.

[27] ZHANG C L, CHANG J T, LIU M M, et al. Effect of heat release on movement characteristics of shock train in an isolator[J]. Acta Astronautica, 2017, 133: 185-194.

[28] HUANG W, ZHANG R R, YAN L, et al. Numerical experiment on the flow field properties of a blunted body with a counterflowing jet in supersonic flows[J]. Acta Astronautica, 2018, 147: 231-240.

[29] YANG J L, LIU M. A wall grid scale criterion for hypersonic aero-

dynamic heating calculation[J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 137-143.

[30] BIBI A, MAQSOOD A, SHERBAZ S, et al. Drag reduction of supersonic blunt bodies using opposing jet and nozzle geometric variations[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 69: 244-256.

[31] KAYS W M, CRAWFORD M E, WEIGAND B, et al. Convective heat and mass transfer[J]. Prandtl's Essentials of Fluid Mechanics, 1980, 158: 427-452.

Method for determining Stanton number on blunt body in supersonic flow

ZHAO Jinpeng，ZENG Wei，MA Haiteng*

(School of Mechanical Engineering，Shanghai Jiao Tong University，Shanghai 200240，China)

Abstract: The Stanton number is an important barometer in evaluating the aerodynamic thermal performance of a vehicle, but its determination is still subject to controversy, particularly because the method for obtaining the driving temperature during the convective heat transfer process is arguable. The two approaches that are frequently used in the open literature are referred to as "analytical methods" because they both use analytical formulas to determine the driving temperature. One considers the driving temperature to be the total temperature of the incoming flow, while the other compares it to the recovery temperature for high-speed flow over a flat plate. To resolve this dispute, this paper conducted numerical simulations to compare the accuracy of the two analytical methods, as well as the newly introduced two-point method (whose convective heat transfer coefficient is obtained by subtracting the results of two isothermal cases with different wall temperatures), in solving the Stanton number on the blunt body. The baseline for comparison is the method where the driving temperature is the adiabatic wall temperature. Numerical results show that the Stanton number calculated by the two-point method provides a much better agreement with the baseline method than the two analytic methods. The difference between the two-point method's area-averaged Stanton number and the baseline method is less than 5%, whereas the difference between the two analytical approaches and the baseline method is more than 15%. Moreover, the driving temperature derived by the two-point method varies along the circumferential angle of the blunt body with the same trend as the adiabatic wall temperature. In contrast, the driving temperature calculated by either of the two analytic methods remains a constant value at different circumferential angles, which does not comply with our physical consensus.

Keywords: supersonic; blunt bodies; aerodynamic heating; Stanton number; driving temperature; two-point method

Received：2023-12-09；**Accepted**：2024-01-12；**Published Online**：2024-02-20 11：18

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240219.1515.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (52106050); Advanced Jet Propulsion Innovation Center, AEAC (HKCX2022-02-003); Interdisciplinary Research Project by Shanghai Jiao Tong University (YG2021QN36); Natural Science Foundation of Shanghai (21ZR1431800)

* **Corresponding author**. E-mail：haiteng.ma@sjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0455

基于多模态特征融合的异常行为检测方法

肖波，郭放*，王蓉，曾昭龙
(中国人民公安大学 信息网络安全学院，北京 100032)

摘　　要：针对视频中的异常行为检测易发生误检、漏检以及正负样本数量不平衡的问题，提出了一种多模态特征融合的异常行为检测方法。设计了跨模态感知模块，利用交叉注意力机制进行特征融合，提高跨模态数据特征的表达能力，并通过共享参数策略减少网络参数量。采用改进的二元交叉熵损失函数训练网络，在训练过程中针对较易区分样本实现动态降低权重，并将较大的权重聚焦在较难区分的样本上，提高了不均衡、难分类数据的处理能力，提高异常行为检测准确率。通过样本批次选择的策略，利用统计分析方法过滤出更多异常片段，有效解决异常片段漏选问题。在XD-Violence、Shanghai-Tech公开数据集及自制数据集上进行测试，在XD-Violence数据集上的AP值达到85.32%，在Shanghai-Tech数据集及自制数据集上的AUC检测值分别为96.84%和81.73%，实验结果充分证明了所提方法的有效性及泛化能力。

关 键 词：异常行为识别；注意力机制；损失函数；多模态特征融合；弱监督学习
中图分类号：V328.3; TP181
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)12-4370-09

异常行为是指在某一特定的场景下出现了不符合人们预期的动作、现象或物体[1-2]。异常行为检测的主要任务是在视频监控中，检测已知类别的异常行为以及发现未知异常类别的新模式行为。如果能在视频监控系统中实现对行人活动的自动监控，当有可疑或者异常的行为发生时，视频监控系统能够自动发出警报，通知相关人员及时采取相应的措施。这样可以节省大量的人力资源，同时得到的检测结果也会更加客观和准确[3]，这有助于减少降低工作人员的工作强度以及尽可能避免误检、漏检问题。视频异常行为检测作为计算机视觉的一项重要任务，具有广泛的研究背景和重要的科研价值、应用价值[4]，目前已广泛应用于交通实时管理疏导、公共安全预警、犯罪预防等各个方面。特别是在校园、地铁站、商场等公共场所，通过智能视频异常行为分析技术，可以迅速识别打架、跌倒、奔跑等行为，提高响应速度，保障公共安全。

1 相关工作

针对异常行为检测问题，国内外研究者开展了广泛的研究，并提出了多种有效的解决方法。根据数据的标签类型可分为有监督、无监督及弱监督方法。有监督异常行为检测方法旨在使用标记数据分别对正常和异常行为进行建模，通过训练一个分类模型，预测离散或连续的输出作为检测结果。在进行预测之前，通常会对模型异常行为检测性能进行验证，以展示其可靠性[5]。Feng等[6]提出了一个多实例自训练框架，其通过一个多实例的生成器生成伪标签，利用视频的信息微调一个自引导的注意力增强的特征编码器来实现特征学习。有监督方法在训练过程中由于缺乏足够的异常行为数据作支撑，因此需要耗费大量的人力和时间做标注。无

收稿日期：2024-06-21；录用日期：2024-09-06；网络出版时间：2024-09-19 15:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240919.1500.004
基金项目：中国人民公安大学安全防范工程双一流专项(2023SYL08)
*通信作者. E-mail：guofang@ppsuc.edu.cn

引用格式：肖波，郭放，王蓉，等. 基于多模态特征融合的异常行为检测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(12)：4370-4378.
XIAO B，GUO F，WANG R，et al. Abnormal behavior detection method based on multi-modal feature fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(12)：4370-4378 (in Chinese).

监督方法的思路为仅学习正常行为, 并通过识别偏离正常事件的特征来实现异常事件检测。这种通过自训练学习捕捉正常视频特征的方法, 也可归纳为一种分类问题[7], 主要采用基于重构的方法[8]和基于回归的方法[9-10]实现。然而, 基于无监督的异常行为检测方法在训练过程中由于缺少异常行为的相关信息, 模型的可解释性较差, 限制了其在实际应用中的适用性。基于以上两类模型的局限性, 目前越来越多的研究人员将注意力转移至基于弱监督的异常行为检测方法。

弱监督异常行为检测只需要视频级标签来判断该视频中是否存在异常事件, 近年来受到了广泛的关注, 并在检测精度方面很大程度上优于无监督方法[11]。Li 等[12]设计了一种基于 Transformer[13]的多序列学习网络, 可有效降低实例选择错误的概率。Wu 等[14]提出的 RTFM 采用提高时间特征的鲁棒性的方法来提高识别正例的能力。但采用时间特征作为单一模态特征, 其描述能力有限, 忽略了视频中其他模态的相关特征, 从而丢失与异常行为检测相关度较高的关键信息, 导致检测精度不足。目前的许多方法也尝试了加入相应的音频信息来实现跨模态信息交互, 以提高异常检测性能。Wu 等[14]整理了大规模视听数据集 XD-Violence, 并建立了视听基准, 提出基于模态感知的异常行为识别架构, 通过模态感知及对比学习提高模型的检测能力。为促进多模态融合, Yu 等[15]通过轻量级双流网络进行跨模态交互, 并通过模态感知对比度和自蒸馏进行分辨式多模态学习。然而, 跨模态算法对单模态特征的语义完整性有较高要求, 特征提取过程中的特征表达能力不足、特征描述有偏差等问题在后期融合阶段会被放大。同时, 由于视频异常行为种类较多, 通常情况下, 场景不同, 异常的具体定义也不同, 所以难以对其进行分类。因此, 基于多模态特征融合的视频异常检测方法仍有很大的探索空间。

本文提出了一种基于多模态特征融合的异常行为检测的网络, 该网络通过设计并实现跨模态感知模块, 能够实现音频和视觉特征的自适应融合。主要贡献如下:

1) 提出基于多模态特征融合的视频异常行为检测方法, 引入音频信息作为新增模态的输入, 通过改进交叉注意力机制将多源信息进行融合, 利用多模态特征间的交互信息以及注意力机制丰富特征表达, 并采用共享参数减少模型参数量。

2) 设计了异常片段的样本批次选择(sample-batch selection, SBS)策略, 并对二元交叉熵损失函数作改进。在正负样本数量不平衡的数据集中, 能够提高对数量较少的异常样本的分类能力, 缓解样本不均衡、难以分类的问题。

3) 异常行为数据集 XD-Violence 上的 AP 值达到 85.32%, Shanghai-Tech 数据集及自制数据集上的 AUC 检测值分别为 96.84% 和 81.73%, 充分证明了本方法的准确性和有效性。

2　异常行为检测方法

本文提出的基于跨模态特征的异常行为检测方法包含 3 个核心部分(见图 1): 特征提取、多模态特征融合及异常检测。首先, 利用在 Kinetics-400 数据集上预训练的 I3D[16]网络进行视觉特征提取, 视觉采样率设定为 24 帧/s, 视觉特征由一个大小为 16 帧的滑动窗口来提取。音频特征采用在 YouTube 数据集上预训练的 VGGish[17]来提取。对于音频数据, 将每个音频分成 960 ms 的片段, 并计算梅尔谱图。最后, 通过知识蒸馏模块, 减少在模态交互时产生的数据噪声。

弱监督异常检测学习采用多实例学习框架(multi-instance learning, MIL), 将一个视频序列 S 视为一个包, 将包进一步分为 N 个不重叠的实例 $\{s_t^{\mathrm{A}}, s_t^{\mathrm{V}}\}_{t=1}^{N}$,

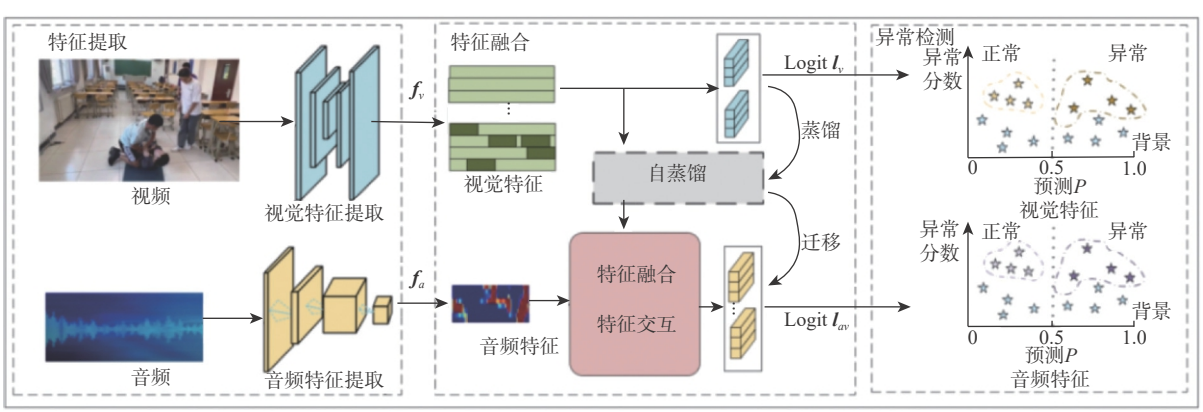


图 1　基于多模态特征融合的异常行为检测模型框架

Fig. 1　Abnormal behavior detection model framework based on multi-modal feature fusion

其中，s^{A}为音频通道，s^{V}表示视觉通道，t和N分别表示实例的序号和总数。对于每个视听实例对(s_t^A, s_t^V)，首先，利用与事件相关的标签$y_t \in \{0,1\}$判断包中是否包含异常事件。其中，$y_t=1$表示当前片段中至少有一种模态包含异常片段，$y_t=0$则表示无异常事件。然后通过特征级池化方法对实例进行聚类，生成视频级预测p。在具体实例中，首先，通过CNN卷积神经网络分别提取视觉特征$\boldsymbol{f}_v$和音频特征$\boldsymbol{f}_a$，然后，通过多模态模型分别生成视觉逻辑值$\boldsymbol{l}_v$、音频逻辑值$\boldsymbol{l}_a$以及视听逻辑值$\boldsymbol{l}_{av}$，最后，利用sigmoid激活函数分别对前K个最大逻辑值进行平均，生成对应的视频级预测标签p。

2.1 多模态特征融合

本文提出一个由线性层、多模态特征融合层、前馈网络组成的跨模态感知模块，如图2(a)所示。其中，线性层用于保证维度一致；多模态特征融合层包含了交叉注意力层、前馈层、残差连接和多头注意力层，用于增强不同模态间的交互，获取更丰富的特征表达；最后在多实例学习框架下进行弱监督学习。

在交叉注意力层中，以2种不同的模态特征作为自注意力的输入，用来融合2种模态之间的语义信息，实现跨模态的信息交互，输出更具有判别能力的特征。图2(b)表示多头注意力机制层，在$\boldsymbol{f}_v$中，视觉特征作为键值对$\boldsymbol{K}$和$\boldsymbol{V}$，而音频特征作为查询队列$\boldsymbol{Q}$。而在$\boldsymbol{f}_a$中，用音频特征作为键值，视觉特征作为查询。在视听数据中，由于需要对音频和视觉两类特征进行对齐，所以使用交叉注意力来计算2种模态之间的融合权重。将输入的视觉特征$(X_1 \in \mathbf{R}^{n\times d_1})$和音频特征$(X_2 \in \mathbf{R}^{n\times d_2})$中的一个作为查询集合，另一个作为键值集合，输出为$n\times d_2$的向量。针对每个向量，计算其对于所有行向量的注意力权重，并采用共享参数策略以减少计算量，具体计算方式为

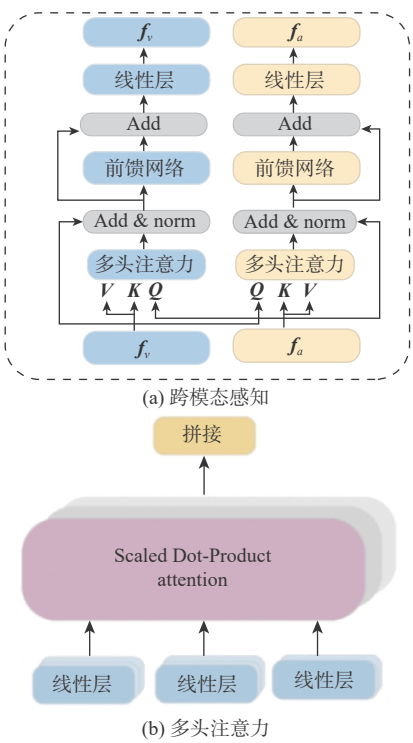


图2 跨模态感知图

Fig. 2 Cross-modal perception diagram

$$\mathrm{CrossAtt}(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2)=\mathrm{Softmax}\left(\frac{\boldsymbol{Q}\boldsymbol{K}^{\mathrm{T}}}{\sqrt{d_2}}\right)\boldsymbol{V} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{Q}=\boldsymbol{X}_1\times\boldsymbol{W}^{\boldsymbol{Q}}$为查询集合，$\boldsymbol{K}=\boldsymbol{V}=\boldsymbol{X}_2\times\boldsymbol{W}^{\boldsymbol{K}}$为键值集合，$\boldsymbol{W}$为权重；$X_1\in\mathbf{R}^{n\times d_1}$和$X_2\in\mathbf{R}^{n\times d_2}$是学习到的投影矩阵；$d_k$为键值集合的维度。

通过相加以及正则化操作实现多模态特征信息的融合和跨模态的信息交互，提升跨模态信息感知能力，从而提升了模型的识别准确率。

2.2 多损失联合

本文通过多损失函数联合训练，其中，基于视听特征的模型采用L_{av}损失函数，计算方法如式(2)所示。基于视觉的模型通过RF Loss(refined focal loss)损失函数进行训练。训练过程中用这2个函数分别对视听特征和视觉特征进行优化，而在推理阶段，仅使用视听网络进行判别。

在基于视听特征的模型训练过程中，采用Wu等[14]提出的基于弱监督学习多模态暴力检测方法得到数据集中的正常事件和背景信息数据，以此构建了大量的由背景及正常事件组成的负样本，旨在提高模型的判别能力。再通过计算InfoNCE[18]缩小正样本集合的内部距离，扩大与负样本之间的差异。具体实现过程如式(2)、式(3)所示，其中，L_A表示线性增长策略，用来控制对比损失的权重，L_B为二元交叉熵。

$$L_{av}=L_A+L_B \tag{2}$$

$$L_A=\frac{\lambda_{v2n}(t)}{K}\sum_i\left(L_{ct}^{v2n}(\boldsymbol{f}_a(i))+L_{ct}^{v2n}(\boldsymbol{f}_v(i))\right)+\frac{\lambda_{v2b}(t)}{K}\sum_i\left(L_{ct}^{v2b}(\boldsymbol{f}_a(i))+L_{ct}^{v2b}(\boldsymbol{f}_v(i))\right) \tag{3}$$

$$\lambda(t)=\min(rt,\Lambda) \tag{4}$$

式中，K表示整个小批量中异常数据的数量，是控制对比损失权重的超参数；$\boldsymbol{f}_a$和$\boldsymbol{f}_v$分别表示音频特征和视觉特征；L_{ct}^{v2n}和L_{ct}^{v2b}分别用于度量正例缩小的距离和正例与负例之间扩大的距离；$\lambda(t)$为一个动态权重控制器，表示每轮训练后权重的增加速度；r为增长比率；t为当前训练次数；Λ为最大增加量。式(3)中采用的InfoNCE方法，具体计算方式为

$$L_{ct}^{v2n}(\boldsymbol{f}_a(i)) = -\ln\left(\mathrm{e}^{\varnothing(f_a(i),f_v(i))/\tau} \Big/ \mathrm{e}^{\varnothing(f_a(i),f_v(i))/\tau} + \sum_{n=1}^{K^{\mathrm{nor}}}(\mathrm{e}^{\varnothing(f_a(i),h^{\mathrm{nor}}(n)/\tau)})\right) \tag{5}$$

$$L_{ct}^{v2b}(\boldsymbol{f}_a(i)) = -\ln\left(\mathrm{e}^{\varnothing(f_a(i),f_v(i))/\tau} \Big/ \mathrm{e}^{\varnothing(f_a(i),f_v(i))/\tau} + \sum_{n=1}^{K_{\mathrm{bg}}}(\mathrm{e}^{\varnothing(f_a(i),h^{\mathrm{bg}}(n)/\tau)})\right) \tag{6}$$

式中: ϕ为余弦相似度函数; τ为温度超参数; K_{nor}为整个小批量数据中正常数据的数量; K_{bg}为整个 Mini-batch 中背景实例的数量。

基于视觉特征的网络通过 RF Loss 损失与视频级标签进行优化, 以提取单模态知识。RF Loss 损失函数是基于二分类交叉熵的改进(见公式 9), 通过调制因子$(1-p_t)^{\gamma}$降低易分类样本对于损失值的贡献, 更多关注难分类样本, 目标检测器在训练过程中, 应避免易分类样本的损失占据损失函数的主导地位。再通过参数α使得该函数既能够缓解异常行为识别数据集中正负样本不均衡的问题, 也能够有效提高模型对难分类数据的判别能力。Loss 损失函数的计算方法如下式所示:

$$L_{+} = -\alpha y(1-p_t)^{\lambda}\ln p_t \tag{7}$$

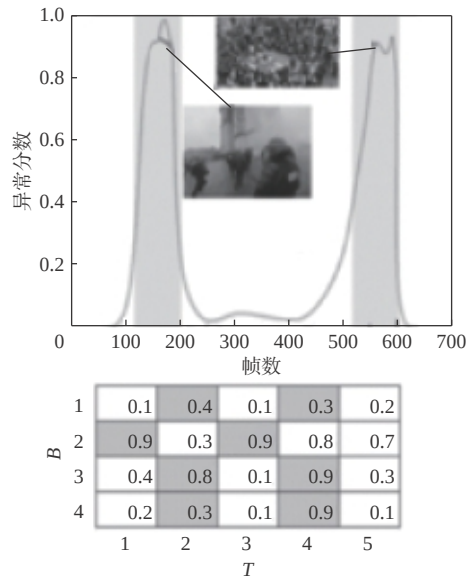
$$L_{-} = -(1-y)p_t^{\lambda}\ln(1-p_t) \tag{8}$$

$$L = -\alpha y(1-p_t)^{\lambda}\ln p_t - (1-y)p_t^{\lambda}\ln(1-p_t) \tag{9}$$

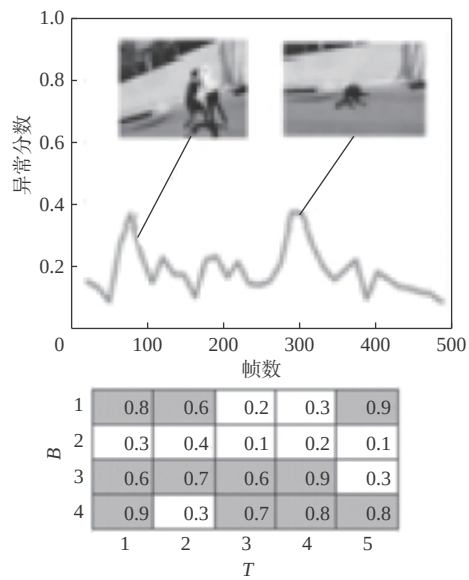
式中: α和γ为超参数; y为样本真实标签; p_t为模型输出为正样本的概率。对于正样本$y=1$, 通过参数α增加包含异常数据的样本权重, 提高对异常数据的识别能力, 如式(7)所示。 对于负样本$y=0$, 通过调制因子$(1-p_t)^{\lambda}$调节难易样本权重, 如式(8)所示。

2.3　样本批次选择策略

目前异常行为检测领域较常用的异常片段选择策略有样本级选择(sample-level selection, SLS)[19]和批量级选择(batch-level selection, BLS)[20]。这 2 种方法通过选择比率ρ_a和ρ_b以调节每个视频和小批量中选定的异常片段的比例, 此处ρ_a和ρ_b都设置为 40%, SLS 策略将每个视频中异常得分最高的 2 个片段识别为异常数据。BLS 设置了一个阈值P_i, 将所有异常分数$P_i > 0.5$的片段识别为异常数据。然而这 2 种策略在进行异常行为检测时仍有改进的空间。假设每个小批量由 B=4 个异常视频组成, 每个视频有 T=5 个片段。如图 3(a)所示, 仅采用 SLS 策略, 当 B=2、T=4 时, 其异常分数为 0.8, 但由于该视频片段中已经满足了ρ_a和ρ_b规定的数量, 导致该异常片段未被检测出来。而 BLS 策略通过统计学的方法筛选异常片段, 并成功捕捉异常分数较高的异常片段, 如图 3(b)所示。当 B=2 时, T=1 和 T=2 这两个实例由于异常分数未超过阈值, 视频中异常分数相对较小的不明显异常片段未能被识别出来。本文通过一个样本批次选择(sample-batch selection, SBS)策略来弥补 SLS 异常选择不足和 BLS 对困难样本不敏感的缺点。



(a) 异常片段漏选



(b) 不明显异常片段

图 3　不同的异常片段选择策略

Fig. 3　Different abnormal fragment selection strategies

虽然不同视频的异常部分所占比例不同, 但整个 mini-batch 的异常比例是相对稳定的, 因此本文采用 SBS 策略检测每个 mini-batch 中潜在的异常片段, 可更加灵活地处理不规则分布的异常片段。本文采用的 SBS 策略联合 SLS 策略和 BLS 策略, ρ_a和ρ_b设置为 40%, 设置异常得分阈值 P=0.5, 当视频中异常得分超过阈值的片段数量超过ρ_b时, 则采用 BLS 策略进行选择; 当超过阈值的片段数量少于ρ_b时, 则采用 SLS 策略进行选择。

3 实验结果分析

实验结果分析部分主要描述实验设置，包括数据集、评价指标、实现细节、消融实验。为了充分验证每个模块在实验中的有效性，进行了多次消融实验分析，分别对比跨模态感知模块、SBS训练策略、RF Loss损失函数的实验结果。

3.1 数据集及评价指标

XD-Violence多模态数据集：该数据集从摄像头、电影等收集，是包含斗殴、火灾、车祸等常见异常行为的最大视听数据集，有4 754个未经处理且具有视频级标签的监控视频。训练集包括2 049个正常视频和1 905个异常视频，带有视频级标注。测试集包括300个正常视频和500个异常视频，并带有视频级标签。本文实验以该视听数据集作基准，利用平均精度(AP)作为评价指标，对本文方法做评估。

Shanghai-Tech数据集：包括在13个校园场景拍摄的437个视频，原始版本用于基于半监督学习的异常检测，其中，训练集只包括正常的视频。Zhong等[16]对其进行了重新构建，使其适用于弱监督学习框架，其中，训练集包含238个视频，测试集包括199个视频。

自制数据集：包含跌倒、斗殴、追逐等常见的异常现象，其中，训练集包含260个视频片段，测试集包含120个视频片段，每个视频10 s左右，并对其进行重新构建，使其适用于弱监督学习框架。

3.2 实验环境及参数设置

视频异常检测使用的实验环境如表1所示，分别在XD-Violence、Shanghai-Tech和自制数据集上训练了50个epoch，将batch-size设置为128，初始学习率为4×10^{-4}，然后通过余弦调度器动态调整。视觉蒸馏网络的学习率为8×10^{-5}，使用没有权重衰减的Adam[16]作为优化器。

表1 实验平台配置

Table 1 Experimental platform configuration

名称	配置
操作系统	Ubuntu 20.04
GPU	A 100
CPU	32核CPU, 16 G内存
深度学习框架	Pytorch + Tensorflow
编程语言	Python 3.8
GPU加速平台	CUDA 11.0

3.3 实验结果与分析

为了评估本文方法在异常行为识别方面的性能，将其与主流算法进行对比分析。本文采用公开源代码和默认参数来复现这些算法的结果，各算法在XD-Violence多模态数据集上的实验结果如表2所示，本文方法在XD-Violence数据集上的AP值达到了85.32%。与可处理视觉特征和视听特征的方法CU-Net[12]相比，基于视觉特征和视听多模态特征的精度分别提高了6.58%和3.89%，表明了本文方法设计的增强模态交互模块的有效性。与基于视觉特征的研究方法如RTFM[21]和UR-DMU[22]相比，本文方法的AP值分别提高了7.51%和3.66%；而相比于基于视听多模态特征的方法如MACIL-SD[14]和BN-WVAD[15]模型，本文方法的AP值分别提高了1.92%和0.06%。结果表明，本文方法在视频异常行为检测任务中的有效性。

表2 XD-Violence数据集上的实验结果对比

Table 2 Comparison of experimental results on the XD-Violence dataset

特征	方法	使用场景	AP/%
I3D	RTFM[21]	ICCV′21	77.81
	MSL[16]	AAAI′22	78.28
	CU-Net	CVPR′23	78.74
	SAS[19]	arXiv′23	83.59
	UR-DMU[22]	CVPR′23	81.66
I3D+ VGGish	CU-Net[21]	CVPR′23	81.43
	UR-DMU[22]	CVPR′23	81.77
	MACIL-SD[14]	MM′22	83.40
	BN-WVAD[15]	arXiv′23	85.26
	本文		**85.32**

注：加粗字体为每列最优值。

如表3所示，本文方法在Shanghai-Tech数据集上评估算法性能，并使用AUC指标进行性能评估。与半监督方法Mem-AE[23]和AMP-Net[24]相比，实验AUC值分别提高了25.64%和18.04%，体现了本文方法采用基于MIL框架的有效性。此外，本文方法的AUC值比基于X-CLIP特征的方法UML[25]提高了0.06%，比基于I3D特征的方法AR-Net[26]和MIST[7]分别提高了11.46%和2.01%。虽然本文方法没有达到最高AUC值(最高AUC值为S3R[27])，但达到了目前流行方法的中上水平，而且其对多模态特征交互的处理能力及减少参数量的能力使其在基于多模态特征融合的异常行为检测领域具有较高的竞争力。实验结果证明了本文方法在Shanghai-Tech数据集检测中的有效性。

ROC曲线是评估分类模型性能的重要标准，值越高代表模型性能越优越。图4展示了本文模型在自制数据集的ROC曲线，其曲线下的面积AUC值为81.73%。实验表明本文方法对斗殴、跌倒等

表 3　在 Shanghai-Tech 数据集上的实验结果对比

Table 3　Comparison of experimental results on the Shanghai-Tech dataset

方法	特征	AUC/%
Mem-AE[23]		71.20
AMP-Net[24]		78.80
MIST[7]	I3D RGB	94.83
AR-Net[26]	I3D RGB	85.38
S3R[27]	I3D RGB	**97.48**
UML[25]	X-CLIP RGB	96.78
本文	I3D RGB	96.84

注: 加粗字体为每列最优值。

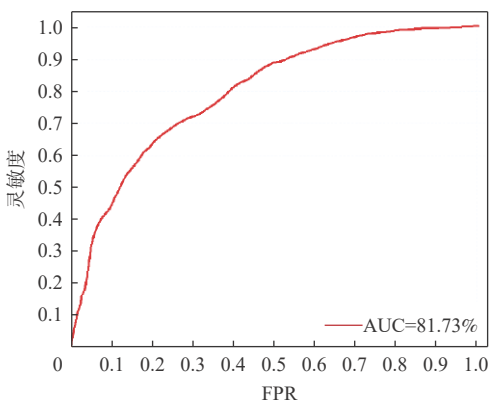


图 4　模型在自制数据集上的 ROC 曲线

Fig. 4　ROC curve of the model on a custom dataset

常见异常行为的检测具有较高的准确性以及泛化能力。

3.4　消融实验

为了分析模型各个模块的作用, 本文进行了广泛的消融实验, 实验测试结果如表 4 所示。首先, 分别检测 Cross-Attention、RF Loss 和 SBS 策略对实验结果的影响, AP 值分别提高了 0.17%、1.35% 和 0.83%。然后, 检测 Cross-Attention 和 RF Loss、Cross-Attention 和 SBS 以及 RF Loss 和 SBS 策略, AP 值分别提高了 1.33%、0.49% 以及 1.42%。可知不同模块组合对模型的识别精度均有不同程度的提升。

表 4　消融实验结果

Table 4　Ablation study results

模块	Cross-Attention	RF Loss	SBS	AP/%
baseline				83.40
0	√			83.57
1		√		84.75
2			√	84.23
3		√	√	84.82
4	√	√		84.73
5	√		√	83.89
6	√	√	√	85.32

最后, 将 3 个模块都加入模型进行联合训练, 得到最高的 AP 值 85.32%。充分证明了这 3 个模块的有效性。

3.5　收敛性能对比实验

本文实验可视化了数据集 XD-Violence 训练过程中的准确率与损失函数的变化趋势, 如图 5 所示, 其中, 黄色和绿色分别表示准确率与损失值。在经过 5 个 epoch 的学习之后, 准确率逐渐提高, 并在第 23 个 epoch 达到最高值 85.32% 后逐渐下降。而损失函数经过 10 个 epoch 之后逐渐收敛。证明本文实验对损失函数改进的有效性。

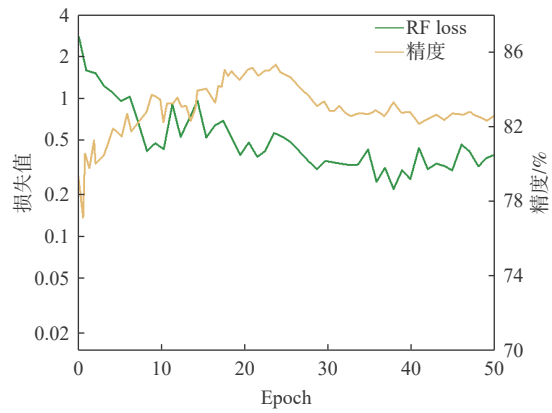


图 5　训练过程中精度与损失函数折线图

Fig. 5　Line chart of accuracy and loss function during training

在收敛过程中, 收敛速度高于常见的损失函数, 且曲线波动率较小, 精度高于 BCE 损失函数。实验结果表明, 通过 RF Loss 可以更快更好地提升网络的分类效果。

3.6　帧级图像的异常分数可视化

为了验证本文模型的异常行为检测能力, 通过方法[27] 在数据集 XD-Violence 上计算测试每帧视频图像的异常分数, 可视化效果如图 6 所示。其中, 横坐标为视频帧数, 纵坐标为对应帧数的异常得分, 红色区域为异常帧区间。实验选取的视频为一

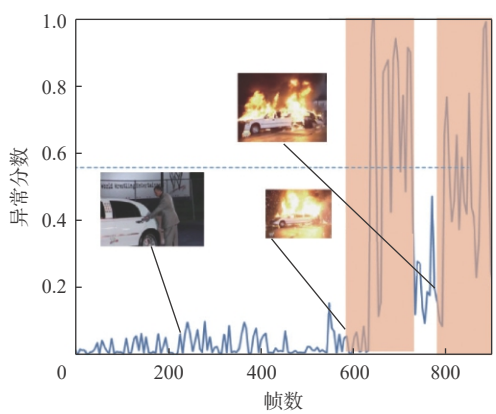


图 6　XD-Violence 异常分数可视化效果图

Fig. 6　Anomaly scores visualization on XD-Violence

辆车发生爆炸，在发生爆炸之前异常得分较低且趋于平稳，当发生爆炸时，异常得分迅速升高，当镜头转移至非爆炸画面时，曲线再次趋于平稳。当镜头中再次出现火光时，曲线再次迅速升高。此外，在图 7 中可视化了本文方法在自制数据集上预测的异常分数，图 7(a)为正常的视频，其异常分数趋于 0，而图 7(b)中有人跌倒，在人跌倒之前，异常分数趋于 0，在人跌倒之后迅速升高。

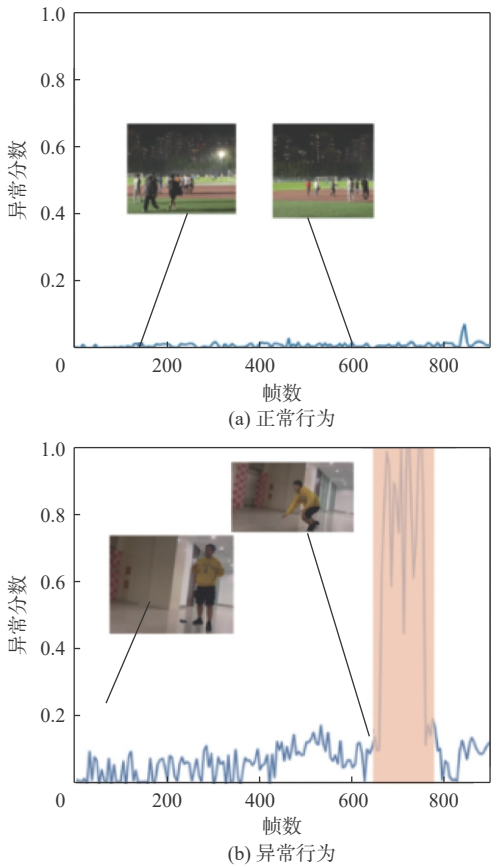


图 7 自制数据集异常分数可视化效果图

Fig. 7 Visualization of anomaly score of custom dataset

综上验证了本文设计的异常片段选择策略在明显异常行为、不明显异常行为及正常行为识别过程中的有效性。

4 结 论

本文提出的多模态特征融合方法在异常行为检测中表现出优异的性能，例如在 XD-Violence 数据集上 AP 值达到 85.32%，在 Shanghai-Tech 与自制数据集上 AUC 分别达到 96.84% 和 81.73%，验证了方法的准确性与泛化能力。尽管本文方法在多模态场景下表现良好，但对于模态缺失或质量较低的输入，其融合效果可能受到影响，且模型整体计算开销仍可进一步优化。未来工作将集中于扩展方法对不完整多模态数据的适应性，并探索轻量化融合策略，以提升在实时检测场景中的实用性。

参考文献（References）

[1] XU H T. Research on abnormal behavior detection in video based on deep learning[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2022, 31(2): 1-7.

[2] BERMEJO NIEVAS E, DENIZ SUAREZ O, BUENO GARCÍA G, et al. Violence detection in video using computer vision techniques [C]//Proceedings of the Computer Analysis of Images and Patterns. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2011: 332-339.

[3] DENIZ O, SERRANO I, BUENO G, et al. Fast violence detection in video[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Computer Vision Theory and Applications. Lisbon: SCITEPRESS-Science and Technology Publications, 2014 : 478-485.

[4] LI A. Research on the key techniques of group abnormal behavior detection in surveillance video [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2021, 31(2): 1-4.

[5] MA S, ZENG Z, Mcduff D, et al. Active contrastive learning of audio-visual video representations[EB/OL]. (2020-08-31)[2024-05-10]. https://doi.org/10.48550/arXiv.2009.09805.

[6] FANG Z, WANG J, WANG L, et al. Seed: self-supervised distillation for visual representation[J]. (2021-01-12)[2024-05-11]. https://doi.org/10.48550/arXiv.2101.04731.

[7] FENG J C, HONG F T, ZHENG W S. MIST: multiple instance self-training framework for video anomaly detection[C]//Proceedings of the 2021 the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 14004-14013.

[8] PANG W F, HE Q H, HU Y J, et al. Violence detection in videos based on fusing visual and audio information[C]//Proceedings of the ICASSP 2021-2021 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2021: 2260-2264.

[9] PEIXOTO B, LAVI B, BESTAGINI P, et al. Multimodal violence detection in videos[C]//Proceedings of the ICASSP 2020-2020 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2020: 2957-2961.

[10] CHEN L Q, WANG D, GAN Z, et al. Wasserstein contrastive representation distillation[C]//Proceedings of the 2021 the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 16291-16300.

[11] CHEN T, KORNBLITH S, NOROUZI M, et al. A simple framework for contrastive learning of visual representations[C]//Proceedings of the International Conference on Machine Learning. New York: PMLR, 2020: 1597-1607.

[12] LI S, LIU F, JIAO L C. Self-training multi-sequence learning with transformer for weakly supervised video anomaly detection[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2022, 36(2): 1395-1403.

[13] HAN K, XIAO A, WU E, et al. Transformer in transformer[J]. Advances in Neural Information Processing Systems, 2021, 34: 15908-15919.

[14] WU P, LIU J, SHI Y J, et al. Not only look, but also listen: learning multimodal violence detection under weak supervision[C]//Proceedings of the Computer Vision–ECCV 2020. Cham: Springer International Publishing, 2020: 322-339.

[15] YU J S, LIU J Y, CHENG Y, et al. Modality-aware contrastive instance learning with self-distillation for weakly-supervised audio-visual violence detection[C]//Proceedings of the 30th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2022: 6278-6287.

[16] ZHOU Y X, QU Y, XU X, et al. BatchNorm-based weakly supervised video anomaly detection[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2024, 34: 13642-13654.

[17] CHEN H L, XIE W D, VEDALDI A, et al. Vggsound: A large-scale audio-visual dataset[C]//Proceedings of the ICASSP 2020-2020 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2020: 721-725.

[18] LIU J Y, CHENG Y, ZHANG Y J, et al. Self-supervised video representation learning with motion-contrastive Perception[C]//2022 IEEE International Conference on Multimedia and Expo (ICME). Piscataway: IEEE Press, 2022: 1-6.

[19] SCHÖLKOPF B, WILLIAMSON R C, SMOLA A, et al. Support vector method for novelty detection[J]. Advances in Neural Information Processing Systems, 1999, 12: 582-588.

[20] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: accelerating deep network training by reducing internal covariate shift[C]//Proceedings of the International Conference on Machine Learning. New York: PMLR, 2015: 448-456.

[21] FAN Y D, YU Y X, LU W H, et al. Weakly-supervised video anomaly detection with snippet anomalous attention[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2024, 34(7): 5480-5492.

[22] TIAN Y, PANG G S, CHEN Y H, et al. Weakly-supervised video anomaly detection with robust temporal feature magnitude learning[C]//Proceedings of the 2021 Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 4955-4966.

[23] ZHOU H, YU J Q, YANG W. Dual memory units with uncertainty regulation for weakly supervised video anomaly detection[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2023, 37(3): 3769-3777.

[24] GONG D, LIU L Q, LE V, et al. Memorizing normality to detect anomaly: memory-augmented deep autoencoder for unsupervised anomaly detection[C]//Proceedings of the 2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1705-1714.

[25] LIU Y, LIU J, YANG K, et al. AMP-net: appearance-motion prototype network assisted automatic video anomaly detection system[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2024, 20(2): 2843-2855.

[26] WAN B Y, FANG Y M, XIA X, et al. Weakly supervised video anomaly detection via center-guided discriminative learning[C]//Proceedings of the 2020 IEEE International Conference on Multimedia and Expo. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-6.

[27] LV H, YUE Z Q, SUN Q R, et al. Unbiased multiple instance learning for weakly supervised video anomaly detection[C]//Proceedings of the 2023 Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2023: 8022-8031.

Abnormal behavior detection method based on multi-modal feature fusion

XIAO Bo，GUO Fang*，WANG Rong，ZENG Zhaolong

(School of Information Network Security，People's Public Security University of China，Beijing 100032，China)

Abstract：Aiming at the problems of false detection, missing detection and imbalance of positive and negative samples in video abnormal behavior detection, a multi-modal feature fusion method for abnormal behavior detection is proposed. Firstly, a cross-modal sensing module is designed, which uses the cross-attention mechanism for feature fusion to improve the expression ability of cross-modal data features, and reduces the number of network parameters by sharing parameter strategies. Then, the improved binary cross entropy loss function is used to train the network. In the training process, the weight is reduced dynamically for the easily distinguishable samples, and the larger weight is focused on the difficult to distinguish samples, which improves the processing ability of unbalanced and difficult to classify data and improves the detection accuracy of abnormal behavior. Finally, through the strategy of sample batch selection, more abnormal fragments are filtered out by statistical analysis method to effectively solve the problem of missing abnormal fragments selection. Tests were conducted on XD-Violence, Shanghai-Tech open data set and self-made data set. The AP value of XD-Violence data set reached 85.32%, and the AUC value of Shanghai-Tech data set and self-made data set were 96.84% and 81.73%, respectively. Experimental results fully prove the effectiveness and generalization ability of this method.

Keywords：abnormal behavior detection；attention mechanism；loss function；multimodal feature fusion；weak supervision learning

Received：2024-06-21；**Accepted**：2024-09-06；**Published Online**：2024-09-19 15：58

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240919.1500.004

Foundation item：Double First-class Security Project of People's Public Security University of China (2023SYL08)

* **Corresponding author**. E-mail：guofang@ppsuc.edu.cn

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

2025 年　第 51 卷　　总目次

（总第 383 期～总第 394 期）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 1 期（总第 383 期）

9270　基于多普勒频移改变量的单星航空器位置验证 …… 刘海涛，冯景勃，李冬霞，王磊（1）
9271　空间定位与特征泛化增强的铁路异物跟踪检测 …… 陈永，王镇，周方春（9）
9272　空间信息引导的双分支实时语义分割算法 …… 侯志强，戴楠，程敏捷，李富成，马素刚，范九伦（19）
9273　基于 AAGC-GRU 的航班延误组合预测方法 …… 刘晓琳，郭梦娇，李卓（30）
9274　基于指令扩展的 RISC-V 可配置故障注入检测方法 …… 刘强，李一可（43）
9275　飞机轮胎-湿滑道面相互作用 SPH 算法仿真分析 …… 蔡靖，黄钰岱，李琪，李岳，戴轩（53）
9276　自调节图卷积 UNet 的三维人体姿态估计方法 …… 马金林，崔琦磊，马自萍，武江涛，曹浩杰（63）
9277　用 Critic 赋权法加权邻域粗糙集的属性约简算法 …… 吴尚智，任艺璇，葛舒悦，王立泰，王志宁（75）
9278　基于复数卷积和注意力机制的并行磁共振成像重建 …… 段继忠，肖琛（85）
9279　复合材料厚板结构压缩稳定性和承载能力分析 …… 王春寿，张笑宇，詹志新，肖浩（94）
9280　弹射救生过程飞行员胸腰椎高负荷损伤分析 …… 裴卉宁，陈允峰，白仲航，孙佳俐，吴梦，邵星辰（102）
9281　地基光度数据判定 GEO 自旋稳定目标功能方法 …… 王阳，胡敏，杜小平，徐灿（113）
9282　基于简短可验证环签名的区块链版权存证协议 …… 王杰昌，刘玉岭，张平，刘牧华，王小伟（120）
9283　涡扇发动机等效持久试车谱适航符合性设计与验证 …… 汤鑫豪，窦英睿（133）
9284　挠性陀螺交叉耦合影响因素分析及控制 …… 蔡曜，司玉辉，王玉琢，杜鑫，尹路（141）
9285　传感器结冰特性及其影响规律试验研究 …… 丁亮，胡站伟，郭向东，石雅楠，易贤（152）
9286　基于分段自适应的机械臂力/位混合控制 …… 殷文喆，练达芃，李凯悦，赵国伟（161）
9287　高速电磁阀相移 PWM 电压驱动策略 …… 陈晓明，朱玉川，李林飞，王玉文（167）
9288　低空时变风扰下无人机避障路径跟随方法 …… 陶江，曹云峰（175）
9289　高超声速飞行器再入滑翔段在线制导 …… 魏昊，蔡光斌，凡永华，徐慧，王晶，周卓成（183）
9290　基于离心泵数字孪生流场云图的叶轮故障诊断方法与应用 …… 李亚洁，刘强，李炜（193）
9291　基于注意力引导和多样本决策的舰船检测方法 …… 吕奕龙，苟瑶，李敏，何玉杰，邢宇航（202）
9292　基于信道互易的 PA-MIMO雷达目标检测性能研究 … 齐铖，谢军伟，费太勇，张浩为，杨潇（214）
9293　面向城市道路安全的 ARAIM 保护级优化方法 …… 邓思瑜，孙蕊，张立东，胡浩亮（222）
9294　多策略融合的改进黑猩猩优化算法 …… 张福兴，高腾，吴泓达（235）
9295　考虑舵面效能柔性飞机阵风减缓控制系统 …… 刘易斯，杨佑绪，刘燚，成志勇，余灵富（248）
9296　基于多尺度注意力机制的 RAW 图像重建 …… 张科，刘昱，胡凯（257）
9297　基于共形几何代数的七杆巴氏桁架位置分析 …… 黄昔光，吴一帆，刘东裕（265）
9298　飞轮壳体黏弹性阻尼环的仿真分析与试验研究 … 金富蕴，王永锋，王虹，刘珊珊，马艳红（272）
9299　基于迎风格式伴随方程的飞行器边界特性设计方法 … 邓俊，高正红，黄江涛，赵轲，夏露（281）
9300　基于最优探测航线椭圆拟合的战斗巡逻规划方法 …… 李乐言，杨任农，王瑛，李寰宇，吴傲，岳龙飞（293）
9301　基于 GPSSA 算法的复杂地形多无人机航迹规划 …… 闫少强，杨萍，刘卫东，李新其，雷剑，赵超跃（303）
9302　基于高次时频谱特征的 LPI 雷达信号识别 …… 李世通，金小萍，孙杰，汪晓锋（314）
9303　基于卷积神经网络的双阶段水下图像增强方法 …… 路斯棋，管凤旭，赖海涛，杜雪（321）
9304　高动态协同拓扑在线优化与分布式制导方法 …… 庞博文，朱建文，包为民，李小平（333）
9305　基于改进 SuperPoint 与线性转换器的可见光红外匹配算法 …… 伍薇，鲜勇，苏娟，张大巧，李少朋，李冰（340）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 2 期（总第 384 期）

9306 基于 AF-BiTCN 的弹道中段目标 HRRP 识别 …… 王晓丹，王鹏，宋亚飞，向前，李京泰（349）
9307 基于全球星机会信号的多普勒定位技术 …… 秦红磊，张宇，师广婷，王丹瑶（360）
9308 机器与 AGV 联合利用再生能源的混合流水车间调度问题 …… 朱光宇，贾唯鸿，李德彪（368）
9309 低信噪比 S 模式基带信号到达时间估计联合算法 …… 宫峰勋，第五瑶光（380）
9310 Buck-Boost 转换器总剂量辐射效应分析与抗辐射加固设计方法 …… 郭仲杰，卢沪，刘楠，吴龙胜（389）
9311 空间混洗与链式残差增强的轻量级视频人群计数 …… 陈永，张娇娇，周方春（397）
9312 Swarm 异构轨道卫星运动学绝对和相对定轨 …… 金彪，李申阳，刘宁宁，赵立谦（409）
9313 单点吊挂集装箱动稳定性分析 …… 吕雨竹，万海明，徐玉貌（419）
9314 基于策略蒸馏的四足机器人步态学习方法 …… 朱晓庆，王涛，阮晓钢，陈江涛，南博睿，毕兰越（428）
9315 基于均匀设计试验法的电磁线圈发射关键参数优化 …… 杨保成，韩俊峰（440）
9316 终端区离场航空器自主路径规划 …… 王红勇，郭宇鹏（446）
9317 一种面向非结构化道路的点云语义分割方法 …… 王章宇，陈阳，周彬，王杰，段星集，赵忠山（457）
9318 基于综合评价的 BWB 无人机总体方案优化 …… 索欣诗，王宇，朱正（466）
9319 考虑机轮形变的车辆-飞机牵引滑出系统运动学特性分析 …… 鲁鑫，孙宇宁，唐杰，张威（478）
9320 无人机动态撞网回收制导控制方法与飞行试验 …… 王玉杰，陈清阳，高显忠，邓小龙，侯中喜（487）
9321 引信目标与干扰信号稀疏分类识别方法 …… 刘冰，郝新红，秦高林，时明心，刘佳琪（498）
9322 FSK 调制系统的干扰对抗效果 …… 马雅楠，王建，范广腾，曹璐（507）
9323 CFRP 平-折-平胶接接头疲劳寿命预测 …… 许昶，肖勇，邓鹏程（518）
9324 翼身融合布局平面参数对变弯度减阻特性分析 …… 王雨桐，刘悦，王浩，杨体浩，刘红阳，周铸（525）
9325 UH 模型数值计算优化分析 …… 张奎，姚仰平（546）
9326 Boltzmann-Rykov 模型方程气体动理论统一算法与喷管流动 …… 李凡，李志辉，陈爱国（553）
9327 减速器滞回模型及其应用 …… 程慧明，石照耀（563）
9328 飞机环控系统发动机动态引气地面试验设备总体设计方法 …… 吴豪，郑永贵，刘猛，王浚（573）
9329 基于级联森林和多模态融合的脑力疲劳识别算法 …… 邓浩伟，侯月皎，张朝月，徐慕华，朱玲玲，赵永岐（584）
9330 基于多星联合被动微波成像的运动目标检测 …… 李睿，邓丽，段然（594）
9331 一种在线训练的自决策主题爬虫算法 …… 熊观野，杨百龙（602）
9332 预弯曲螺旋缠绕的气动软体夹持器的研究 …… 谭暾旭，滕燕，王春渊（616）
9333 基于 CT 影像搏动性耳鸣识别及高致病区域 …… 田山，王治文，曹学鹏，苏磊，刘兆会（625）
9334 基于 SVT 的广义斜投影三维极化滤波方法 …… 王秉沅，何华锋，何耀民，韩晓斐，李震（633）
9335 一种面向非合作空间辐射源的自扩展识别方法 …… 陈仕凯，冀金金，荆有波（644）
9336 基于动态尺度观测器的多无人机立体包含控制 …… 王昊，李新凯，张宏立，杨加秀，窦磊（655）
9337 基于航位推算的车载组合导航系统NHC杆臂估计算法 … 邓成剑，陈起金，张提升，牛小骥（668）
9338 小视场角条件下地形跟随飞行适应角法的改进 …… 朱日楠，王彪，唐超颖（676）
9339 基于嵌套连接的多尺度红外与可见光图像融合 …… 吴楠，穆成坡，贺杨，刘太晔（683）
9340 多阶段退化数据融合的伺服驱动单元可靠性建模 …… 张忠文，彭翀，车众元，王基坤（692）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 3 期（总第 385 期）

9341 基于联系云的飞机轮胎滑水风险可拓评价模型 …… 李岳，周则圆，蔡靖（705）
9342 融合 Mobile Vit 和倒置门控编解码的视网膜血管分割算法 …… 梁礼明，阳渊，朱晨锟，何安军，吴健（712）

9343 改进 5G-R 自适应高速铁路越区切换算法 …… 陈永，康婕，陶瑄（724）
9344 基于双路径监督的遥感图像语义分割网络 …… 刘春娟，乔泽，闫浩文，吴小所，王嘉伟，辛钰强（732）
9345 基于等边 Bennett 机构的变形翼机构设计与分析 …… 田大可，张珺威，金路，刘荣强，雷宏强，崔锡赫（742）
9346 含局部缺陷的角接触球轴承时变位移激励及动力学建模 …… 雷春丽，宋瑞哲，樊高峰，刘凯，薛伟，李建华（753）
9347 基于改进 YOLOv5s 的动态视觉 SLAM 算法 …… 蒋畅江，刘朋，舒鹏（763）
9348 超声速进气道出口封闭的非定常流动特性研究 …… 温玉芬，张炜群，郝思思（772）
9349 基于邻域点特征分割与对应的航空发动机叶片损伤点云配准 …… 蔡舒妤，郝峰伟，史涛（784）
9350 基于 MC-GERT 的舰载机出动回收作业流程时间不确定性分析 …… 郭放，韩维，刘玉杰，苏析超，白天，刘纯（795）
9351 城市低空场景下无人机运行对地风险量化评估 …… 陈艺君，余莎莎，张学军（806）
9352 充气式返回舱迎风面真实气体效应 …… 何青松，孙素蓉（816）
9353 固化应力松弛对复材模具型面精度的影响 …… 肖遥，李勇，李东升，王磊，江超（824）
9354 基于语义关系的单视图隐式场三维重建技术 …… 徐岗，靳炯超，唐泽皓，冷彪（833）
9355 矩形微织构浮环气膜密封特性的方向效应 …… 王世鹏，丁雪兴，力宁，丁俊华，张兰霞（845）
9356 丝网印刷石墨烯标签天线的不确定性分析 …… 李凯，沈志刚，张晓静（857）
9357 离子推力器外壳非预期放电抑制及热特性 …… 李建鹏，靳伍银，赵以德，代鹏，张兴民（865）
9358 THS 功率回流问题分析及其解决方案 …… 刘学武，徐向阳，黄河，赵江灵，李凯峰，董鹏（874）
9359 超临界压力碳氢燃料在增材制造通道中流动传热的实验研究 …… 蔡磊，肖颖，韩怀志，于瑞天，罗文（881）
9360 融合注意力和多尺度特征的航空发动机缺陷检测 …… 赵崇林，朱江，胡永进，李祖泽，王鹏举，谢涛（892）
9361 多约束下升力式再入飞行器可达域计算方法 …… 冉云霆，泮斌峰（904）
9362 多谱自适应小波和盲源分离耦合的生理信号降噪方法 …… 王振宇，向泽锐，支锦亦，丁铁成，邹瑞（910）
9363 新型复合式构型直升机气动干扰特性分析 …… 梁家辉，张夏阳，招启军（922）
9364 基于位置约束与注意力的低空无人机障碍物检测方法 …… 唐友军，缪存孝，张贺，李玉峰，叶文（933）
9365 基于学习算法的结构大变形预测及气动弹性分析 …… 陈乔，安朝，谢长川，杨超（943）
9366 基于监督对比学习的无线电引信干扰识别方法 …… 钱鹏飞，秦高林，陈齐乐，郝新红（953）
9367 轴压铝合金蜂窝圆筒整体稳定性研究 …… 魏家睿，吴琼，吴伟，李群智，时红伟，张虞（962）
9368 基于深浅层特征融合的孪生网络目标跟踪算法 …… 王子康，姚文进，薛尚捷，司婷波（973）
9369 单离子通道神经元电路的动力学分析方法 …… 杨梓悦，吴静，李乐桐（985）
9370 基于改进 NSGA-Ⅱ算法的不规则集装器装载优化 …… 文淦，袁雷峰，王旭东，毕军，王永兴（992）
9371 前倾转变体无人机固定时间轨迹跟踪控制 …… 窦磊，李新凯，张宏立，王昊，杨加秀（1005）
9372 基于多轮次分布式拍卖的异构多任务分配算法 …… 吕晔，周锐，李兴，刘志恒，邸斌（1018）
9373 基于注意力机制的 GRU-IKF 场面滑行轨迹预测模型 …… 刘雨生，汤新民，任宣铭（1028）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 4 期（总第 386 期）

9374 电子机械制动系统关键技术研究进展 …… 赵立金，杨世春，曲婧瑶（1037）
9375 基于残差全局上下文注意和跨层特征融合的去雾网络 …… 杨燕，陈飞（1048）
9376 自适应不完备多视角聚类 …… 陈梅，马学艳，张弛，张锦宏，钱罗雄（1059）
9377 基于 RISC-V 向量扩展的图像预处理加速方法 …… 刘强，尹蔚，李凯（1074）
9378 基于 DSGIoU 损失与双分支坐标注意力的目标检测算法 …… 马素刚，李宁博，侯志强，余旺盛，杨小宝（1085）
9379 颜色一致性的无人机航拍低光照图像增强算法 …… 王殿伟，刘旺，房杰，许志杰（1096）

9380 基于新型趋近律的 AABS 积分滑模控制系统设计 …… 徐萌，李艳，高洁，徐海，高冰（1107）
9381 基于融合卷积 Transformer 的航空发动机故障诊断 …… 赵洪利，杨佳强（1117）
9382 基于混合整数规划的终端区柔性进场航迹优化 …… 赵向领，周志亮（1127）
9383 基于用户调度的多无人机辅助通信系统资源优化 …… 唐菁敏，黄嘉琪，王炳文，宋耀莲，虞贵财（1143）
9384 基于 SSA-IWT-EMD 的滚动轴承故障诊断方法 …… 雷春丽，焦孟萱，樊高峰，刘世超，薛林林，李建华（1152）
9385 直驱泵阀协同式线控制动单元压力串级控制 …… 谭草，于鹏，李波，陆佳瑜，任云云（1163）
9386 基于 MDAM-GhostCNN 的滚动轴承故障诊断方法 …… 郭俊锋，谭宝宏，王智明（1172）
9387 基于多层域适应的无标签数据故障诊断方法 …… 王进花，刘瑞，曹洁（1185）
9388 基于结构参数分析的 Gyroid 换热器性能 …… 杨晓军，张雪丽，李沛燃（1195）
9389 基于相邻特征融合与特征解耦的一阶段目标检测 …… 郑剑，贺朝辉，于祥春（1205）
9390 基于 Trans-Attention 的飞行区航空器监视数据融合方法 …… 王兴隆，尹昊，丁俊峰（1215）
9391 面向卫星星座的多地面站系统链路分配策略 …… 姜逸飞，何婉霞，刘文正，吴树范，魏骁，莫乾坤（1224）
9392 TBO 模式下基于复杂网络的空中交通复杂性分析 …… 彭娅婷，温祥西，吴明功，杨志伟，王楠（1234）
9393 小腔对排气活门快速调压能力的影响 …… 吴豪，刘猛，王浚（1245）
9394 翼伞翼型非定常气动特性数值模拟研究 …… 王震，钟伟，王同光，李旭东，张红英（1255）
9395 基于不确定理论的网络时间可靠性评估方法 …… 马骥，李瑞莹，张清源，康锐（1267）
9396 不同气体模型与滑移边界模型下升力体摩阻热流预测 …… 严攀，李沁，黄潇，郭晓明，翁谊辉，尤延铖（1277）
9397 3 种六自由度动力下降凸优化制导方法 …… 王驰，刘伟，高扬（1292）
9398 运载火箭发射过程中的最大气动载荷预测方法 …… 程胡华，武帅，姜祝辉，张入财（1304）
9399 基于卷积神经网络的星载粒子鉴别平台及应用 …… 白超平，张珅毅，张鑫，孙越强，张帅，王子婷（1313）
9400 基于时频重排算法的 LPI 雷达信号识别 …… 姬丽彬，朱岩，崔天舒，王栋，黄永辉（1324）
9401 基于奇异值方法的推力矢量/气动舵飞机复合控制律参数优化方法 …… 阮仕龙，董哲，孙尧，曲晓雷，霍少泽（1332）
9402 基于鲁棒最优滑模的非充气轮胎驱动车辆稳定性控制 …… 李田，赵又群，徐涛，沈亚伟，林棻（1342）
9403 月面应急直接上升交会轨迹快速规划方法 …… 班焕恒，周聪，闫晓东（1352）
9404 多智能体仿射编队机动控制的有向交互拓扑优化设计 …… 马苏慧，张栋，王孟阳，王庭晖，刘送丹（1367）
9405 基于异常点重构的调频引信抗扫频干扰方法 …… 段乐帆，郝新红，陈齐乐（1377）
9406 基于深度强化学习的离散状态转移算法求解柔性作业车间调度问题 …… 朱家政，王聪，李新凯，董颖超，张宏立（1385）
9407 岸基 GNSS-R 码测高反演模型 …… 宁保蛟，王娜子，荆丽丽，高凡，孔亚慧，贺匀峤（1395）
9408 融合 LBP 与并行注意力机制的微表情识别方法 …… 李帅超，李明泽，孙嘉傲，卢树华（1404）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 5 期（总第 387 期）

9409 两开关隔离型直流变换器拓扑自生成方法 …… 李虹，梁一迪，尹成东，郑琼林，张波（1415）
9410 非对称电网状态下 MMC-HVDC 改进滑模直接功率控制策略 …… 关天一，王怡博，王睿，赵海乔，郑文婧，孙秋野（1428）
9411 电力电子变换器拓扑同构与拓扑等效辨析 …… 莫李平，陈桂鹏，李志强（1440）
9412 基于图论的变换器冗余开关自动识别方法 …… 莫李平，宋吉祥，陈桂鹏（1449）
9413 基于差分进化算法的 SIMO Buck 变换器最优动态响应搜索 …… 李丹，崔文峰，陈桂鹏（1457）
9414 基于层次分析-熵值法的 DC-DC 变换器拓扑综合评价 …… 张洋，丘东元，张波，陈艳峰（1469）

9415 基于强化学习的单电感多端口变换器调制策略设计方法 …… 白敬波，陈宇，谢诗语，代新维（1480）
9416 锂离子电池故障预测及健康管理技术进展 …… 杨世春，王潇，陈飞，郑一帆，钟益林，周思达（1490）
9417 基于多变量机器学习的CYGNSS有效波高反演模型 …… 张云，肖盛，姜丽菲，孟婉婷，杨树瑚，韩彦岭（1503）
9418 嵌入自注意力机制的U型高分遥感影像语义分割网络 …… 杨军，张金影（1514）
9419 基于图神经网络的航班地面保障数据插补算法 … 邢志伟，孙恪，罗谦，刘畅，张涛，乔迪（1528）
9420 高精度动态温度控制系统设计与验证 …… 韩潇，周盈，黄海，邵静怡（1539）
9421 振动对锂离子电池循环及热失控特性的影响 …… 张青松，李东琪，杨娟（1548）
9422 基于级联的航班地面保障动态预测 …… 唐小卫，丁叶，吴政隆，张生润，吴佳琦，叶梦凡（1557）
9423 基于特征融合和分块注意力的无人机跟踪算法 …… 刘芳，杨雨妍，王鑫（1566）
9424 基于时效网络的关键航空器识别方法 …… 王红勇，马丽书，许平（1579）
9425 框架式动量交换装置角动量包络分析方法 …… 王卫杰，汪洲，庞维坤，杨洋（1591）
9426 基于多毁伤等级标准的导弹毁伤效能贝叶斯鉴定试验设计 …… 陈童，刘昊邦，胡涛（1599）
9427 融合全尺度特征与轨迹修正的遮挡车辆跟踪 …… 郭俊锋，张子华（1608）
9428 NNW-FlowStar软件模拟并联分离特性 …… 张培红，周桂宇，沈盈盈，唐静，赵炜，贾洪印（1620）
9429 基于Gossip协议的高效集群数据同步方案 …… 张宏海，崔斌豪，李一鸣，田丰，贾永强，肖傲三（1629）
9430 分布式多旋翼/倾转机翼气弹耦合动特性研究 …… 程毅，赵金瑞，黄水林，余智豪，邓旭东（1637）
9431 低速风洞动压场校核中设备干扰及修正方法 …… 刘江涛，龚小权，周乃春，李明，张耀冰（1651）
9432 考虑材料优选的高速飞行器多层隔热结构优化 …… 郝东，刘建霞，苏杰，贺元元（1662）
9433 双臂空间机器人球形外包络抓捕控制 …… 夏新会，贾英宏，张军（1673）
9434 贮箱自动无级增压可调文氏管的设计与试验 …… 任嘉琳，郭红杰，李文鑫，梁国柱，赵胜（1684）
9435 BDS-3星载原子钟在轨运行特征分析 …… 王文斌，唐成盼，杨建华，胡小工，曹月玲，周善石（1694）
9436 基于轻量胶囊网络的自监督图像变化检测方法 …… 张益天，罗喜伶，王宇鹏（1705）
9437 基于COOT算法的VMD-HPCA-GRU超短期风电功率预测 …… 何星月，杨靖，朱兆强，杨斌，覃涛（1716）
9438 板簧橡胶支座刚度与疲劳寿命波动性仿真分析及试验研究 …… 姬娜，刘娟，王浩然，高蕊，卢咏来，李凡珠（1726）
9439 可变拍幅扑翼飞行器模型设计与气动特性分析 …… 梁金泽，潘天宇，郑孟宗，彭连松，曹梦达（1735）
9440 高超变体飞行器再入轨迹罚函数序列凸规划 …… 王仰杰，龙腾，李俊志，徐广通，孙景亮（1747）
9441 重复使用火箭垂直着陆段在线轨迹优化方法 …… 施棋，齐瑞云，佘宇琛，胡存明（1760）
9442 双径向洛伦兹力磁轴承动力学及解耦控制方法 …… 李宗育，王卫杰，王丽芬，任元，樊亚洪，李磊（1770）
9443 AP虚拟位置感知下的双维度分区定位算法 …… 张阳，秦宁宁（1781）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 6 期（总第 388 期）

9444 低空智能网联体系 …… 张学军，刘法旺，张祖耀，田野（1793）
9445 飞机可动翼面缝隙封严结构研究进展 …… 程小全，蔡墨泉，王松伟（1816）
9446 基于功率损失特性分析的特种车辆传动性能研究进展 …… 高钦和，高蕾，刘志浩，王冬，马栋，章一博（1824）
9447 基于迭代最优阻抗的人机物理交互控制方法 …… 刘微容，魏子丰，晋振兵，孟家豪，王星琨，张浩琛（1843）
9448 边缘引导的双分支网络SAR图像相干斑抑制方法 …… 朱磊，姚同钰，车晨洁，姚丽娜，张博，潘杨（1852）

9449 融合聚类特征的改进 MRF 轨面缺陷分割方法 …… 闵永智，刘洋（1863）
9450 基于飞联网运行的航空器多速度差跟驰模型 …… 王莉莉，赵云飞，郭微萌（1873）
9451 基于双重随机扰动的人工大猩猩部队优化算法及工程应用 ……
…… 杜晓昕，郝田茹，王波，王振飞，张剑飞，金梅（1882）
9452 基于高增益扰动观测器的磁悬浮球系统滑模控制 …… 林俊亭，陈信州（1897）
9453 基于 QAR 数据与关联规则的着陆阶段超限风险评估 …… 汪磊，张楠，高杉（1907）
9454 基于内聚力模型的透波罩黏接强度性能研究 …… 侯保江，王姣，邢誉峰，张飞，李焱喜（1916）
9455 考虑多车型协同的机坪保障车辆双阶段调度 …… 姜雨，张诗淼，陈名扬，张文静，吴薇薇（1926）
9456 基于部件特性图优化的民航发动机性能退化建模 …… 郭庆，黄启廉，陈金亮（1935）
9457 基于几何蒸馏和特征自适应的磁共振成像重建 …… 朵琳，任勇，许渤雨，杨新（1946）
9458 基于多注意力与双模板更新的视觉跟踪算法 …… 马素刚，孙思维，侯志强，余旺盛，蒲磊（1955）
9459 EHL 下考虑冲击力的局部缺陷角接触球轴承动力学建模 ……
…… 雷春丽，薛伟，樊高峰，宋瑞哲，刘凯（1965）
9460 基于 K 互近邻与核密度估计的 DPC 算法 …… 周玉，夏浩，刘虹瑜，白磊（1978）
9461 冰晶颗粒在低压压气机中的融化特性 …… 贾惟，张峰，杨博文，郑森（1991）
9462 飞行器大气数据系统构型与解算演变机理 …… 熊亮，张睿，许斌，黄巧平（2004）
9463 星载准绝对式光电编码器抗污方法 …… 韩庆阳，沈宏海，马天翔，梁超，王志冲（2014）
9464 基于深度图卷积网络的自监督群体发现模型 … 王栽胜，汪晓锋，沈国栋，张增杰，全大英（2022）
9465 基于滑模控制律的机翼极限环主动抑制 …… 王诗其，张征，宋晨，杨超，郑焱午（2033）
9466 热隔膜成形中隔膜材料性能测试及本构模型选择 ……
…… 赵月青，林德志，陈汇，汤家力，陈萍（2041）
9467 基于自适应积分电容的高动态像素结构 …… 刘绥阳，郭仲杰，余宁梅，许睿明（2051）
9468 针对高机动目标的深度强化学习智能拦截制导 …… 张豪，朱建文，李小平，包为民（2060）
9469 VSV 调节机构运动精度可靠度计算及误差分析 …… 杨奕凤，王艺，刘傲宇，李佳，谢里阳（2070）
9470 多元件相关的列车牵引系统可靠性评估与寿命预测 …… 田贵双，王少萍，石健（2081）
9471 中心分级环形燃烧室液雾点熄火边界试验 ……
…… 王智辉，张弛，甘志超，高安雯，韩啸，陶雯婕（2091）
9472 人-车-智共享道路空间行人安全行为建模方法 ……
…… 仵若玙，杨德真，任羿，贾露露，李晓宾，王自力（2099）
9473 星载 GNSS 反射信号台风检测及风眼位置估计 …… 甄佳欢，朱云龙，杨东凯，张国栋，王峰（2106）
9474 μHT-1 推力器工作参数宽范围调节下束流特性实验研究 ……
…… 黄丹，龙建飞，成烨，王嘉彬，徐禄祥，杨威（2119）
9475 等离子体激励对火星条件下翼型气动特性影响 … 杨香港，高永新，汪忠明，李益文，姚程（2129）
9476 双参数退化型新研产品质保期设计与优化 …… 高帅，李艳宏，孙富强（2137）
9477 曲线梁肋机翼结构气动弹性优化设计 ……
…… 周泉知，杨佑绪，孙录斌，张兴翠，吴逸飞，霍梦文（2148）
9478 基于改进卡尔曼滤波的星内校时守时方法 …… 黄跃，王慧泉，涂实磊，金仲和（2157）
9479 基于强化学习的舰载机着舰直接升力控制技术 …… 柳仁地，江驹，张哲，刘翔（2165）
9480 基于 ISCA-DBN 的飞机地面空调能耗预测 …… 刘涵，林家泉（2176）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 7 期（总第 389 期）

9481 基于多尺度空间注意力引导的图像超分辨率重建网络 ……
…… 程德强，王培杰，董彦强，寇旗旗，江鹤（2185）
9482 基于模糊逻辑与自适应策略的红外可见光图像融合 ……
…… 杨勇，刘家祥，黄淑英，王晓争，夏钰锟（2196）
9483 空间信息增强的室内多任务 RGB-D 场景理解 …… 孙国栋，熊晨韵，刘俊杰，张杨（2209）
9484 基于坐标感知注意的多帧自监督单目深度估计 … 程德强，范舒铭，钱建生，江鹤，寇旗旗（2218）
9485 递归门控增强与金字塔预测的铁路全景分割 …… 陈永，周方春，张娇娇（2229）

9486 用于长时视觉跟踪的级联目标漂移判定网络 …… 侯志强，赵佳鑫，陈语，马素刚，余旺盛，范九伦（2240）
9487 基于动态嵌入特征的鲁棒半监督视频目标分割 …… 陈亚当，赵翊冰，吴恩华（2253）
9488 基于联合交互注意力的图文情感分析方法 …… 胡慧君，丁子毅，张耀峰，刘茂福（2262）
9489 基于语义信息引导的多标签图像分类 …… 黄俊，范浩东，洪旭东，李雪（2271）
9490 基于双分支特征增强和多级轨迹关联的多目标跟踪算法 …… 马素刚，段帅鹏，侯志强，余旺盛，蒲磊，杨小宝（2282）
9491 基于变换学习的快速多切片 MRI 重建算法 …… 段继忠，刘欢（2290）
9492 结合上下文关联的图像情感分析 …… 罗改芳，张浩，徐丹（2304）
9493 基于 IcD-FDRL 的应急监控视频边缘智能传输优化 …… 李彦，万征，邓承志，汪胜前（2314）
9494 基于自适应多态蚁群优化的智能体路径规划 …… 邢娜，邸昊天，尹文杰，韩亚君，周洋（2330）
9495 语言引导视觉的小样本航拍图像目标检测 …… 张智，易华辉，郑锦（2338）
9496 基于特征增强与自适应阈值非极大值抑制的目标检测算法 …… 孟伟君，安雯，马素刚，杨小宝（2349）
9497 基于信噪比的学习型哈里斯鹰优化算法 …… 张林，沈佳颖，胡传陆，朱东林（2360）
9498 面向低延迟视频压缩感知的搜索窗自适应重构 …… 孙仁慧，刘浩，邓开连，燕帅（2374）
9499 无模态融合的高效弱监督视频时刻检索算法 …… 蒋寻，徐行，沈复民，王国庆，杨阳（2384）
9500 面向红外弱小舰船检测的轻量化神经网络设计 …… 唐文婷，李波，季梦奇（2394）
9501 基于多视口自适应融合的全景图像质量评价 …… 冯晨曦，张地，林敢，叶龙（2404）
9502 基于小波变换和平行注意力的多源遥感图像分类 …… 王嘉毅，高峰，张天戈，甘言海（2415）
9503 显著性感知三重正则化相关滤波无人机目标跟踪算法 …… 贺冰，王法胜，王星，孙福明（2423）
9504 基于无监督深度学习的航拍图像拼接算法 …… 梁镇锋，夏海英，谭玉枚，宋树祥（2437）
9505 基于语义规则的自适应情感词典自动构建算法 …… 卫青蓝，何雨，宋金宝（2450）
9506 基于差异性特征蒸馏的多模态连续学习方法 … 贺驰原，程少旭，许林峰，孟凡满，吴庆波（2460）
9507 基于多元优化的批量图像隐写载体选择方法 …… 王仰光，姚远志，俞能海（2468）
9508 基于多标签对抗领域自适应的行人属性识别算法 …… 胡强梁，陈琳，尚明生（2478）
9509 基于双路视觉 Transformer 的图像风格迁移 …… 纪宗杏，贝佳，刘润泽，任桐炜（2488）
9510 基于旋转目标感知网络的 SAR 船舶检测方法 …… 王梓懿，尹嘉豪，黄博斌，高峰（2498）
9511 针对航拍小目标检测的 YOLOv7 改进方法 …… 刘一诺，张琪，王蓉，李冲（2506）
9512 多目视觉下基于融合特征的密集行人跟踪方法 …… 黄煜杰，陈凯，王子源，王紫腾（2513）
9513 基于三元组哈希损失的半监督图像检索 …… 邵伟志，熊思宇，潘丽丽（2526）
9514 面向基于知识图谱个性化推荐的诱导信息识别 …… 倪文锴，彭舒凡，杜彦辉（2538）
9515 基于人眼视觉机制的伪装目标检测网络 …… 张冬冬，王春平，付强（2553）
9516 基于自适应阈值和速度优化的轻量化语义 VSLAM 方法 …… 齐浩，付悦欣，胡祝华，吴佳琪，赵瑶池（2562）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 8 期（总第 390 期）

9517 临近空间飞艇电源系统技术难点及发展趋势 …… 徐国宁，张衍垒，陈康，黄庭双，孔华，焦斌（2573）
9518 平流层飞艇太阳电池阵输出性能多因素影响规律 …… 杨希祥，侯中喜，韩喻，杨洋（2587）
9519 柔性钙钛矿太阳电池研究进展 …… 赵政晶，蔡子贺，张赟，秦校军，赵东明，赵志国（2594）
9520 大面积有机太阳能电池在空间领域的应用探索 …… 张建齐，田晨阳，魏志祥（2605）
9521 临近空间太阳能无人机巡航剖面各阶段能量影响 …… 邓小龙，高显忠，杨民生，王玉杰，朱炳杰（2615）
9522 基于能量闭环的太阳能无人机能源管理 …… 户艳鹏，郭金，周蒙，王翔宇（2624）
9523 面向临近空间应用的柔性太阳电池试验研究进展 …… 王辉，张春福，曹越先，姜箫，郑德旭，杨琦（2632）

9524

临近空间用柔性晶硅异质结太阳电池 …… 赵文婕，韩安军，孟凡英，呼文韬，徐国宁，刘正新（2642）
9525 基于开关电容与耦合电感倍压单元的高增益直流变换器 …… 熊振阳，尹靖元，霍群海，韩立博，韦统振（2652）
9526 变体太阳能无人机面向通信的总体与能效优化 …… 李梓荣，杨延平，张子健，马晓平（2663）
9527 基于混合开关器件的可重构电池组串并联拓扑结构 …… 叶泽雨，尹靖元，张桐硕，师长立，韦统振（2674）
9528 面向空间应用的先进钙钛矿光伏技术 …… 周斌，屈铎，杨晓宇，孔华，涂用广，徐国宁（2685）
9529 平流层飞艇能源系统稳定性分析 …… 高阳，徐国宁，王生，李永祥，蔡榕，杨燕初（2701）
9530 临近空间飞行器用锂离子电池低温电解液综述 …… 苏方远，宋歌，王振兵，陈成猛（2716）
9531 太阳电池高空气球标定测量不确定度 …… 庄春雨，徐国宁，李兆杰，唐宇，李永祥，王岩庆（2727）
9532 高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划 …… 王茜，王翔宇，焦俊，张子健，张健（2735）
9533 基于 Au 修饰 CuO/CF 纳米阵列的锂金属电极 …… 李舒睿，熊刚毅，邢雅兰，张世超（2748）
9534 临近空间飞行器分布式太阳电池发电分析及系统优化 …… 蔡培源，徐国宁，柯挚捷，张衍垒，杨燕初，蔡榕（2757）
9535 高空气球太阳电池标定球体反光影响分析及防护 …… 张益清，黄庭双，李永祥，杨燕初，徐国宁（2767）
9536 柔性太阳电池极限弯曲半径测量方法 …… 高红鑫，赵寿根，朱佳林，余亦豪，张振（2776）
9537 结合充电平台的蜂群无人机多任务调度优化 …… 柯挚捷，徐国宁，蔡榕，李永祥，杨燕初（2782）
9538 浮空器电源电流均衡非谐振线性软开关直流升压变换拓扑 …… 胡肖飞，李虹，曾洋斌，苏文哲，徐国宁（2792）
9539 基于机器学习的飞行器无线充电线圈定位方法 …… 杨尚航，徐国宁，贾忠臻，李永祥，庄春雨，杨燕初（2801）
9540 钠离子电池硬炭负极过充析钠实验研究 …… 刘乾磊，戴丽琴，易宗琳，苏方远，孙国华，陈成猛（2812）
9541 临近空间飞行器升降压变换器模型预测控制策略 …… 赵宇宇，王保成，黄庭双，贾忠臻，杜晓伟，徐国宁（2820）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 9 期（总第 391 期）

9542 贝叶斯网络结构学习综述 …… 孟光磊，丛泽林，宋彬，李婷珽，王晨光，周铭哲（2829）
9543 柔性支承特性对惯性参考单元性能影响的分析 …… 李醒飞，韩佳欣，拓卫晓，刘雅琪，王天宇（2850）
9544 基于 MPC 的随机风场下航空器纵向自主间隔控制 …… 汤新民，陆晓娜（2860）
9545 采用多级渐进式门控卷积网络的歌声分离方法 …… 罗庆予，张天骐，熊天（2872）
9546 双三相起动发电系统电源变换器功率管开路故障诊断 …… 王化吉，刘禹，孙高阳，李德洪，徐金全（2882）
9547 基于非均匀大气光修正模型的夜间图像去雾 …… 林森，查子月（2894）
9548 强噪声环境下基于 MSDCNN 的滚动轴承故障诊断方法 …… 雷春丽，史佳硕，马淑珍，缪成翔，万会元，李建华（2906）
9549 基于 MPC 的飞机牵引车轨迹跟踪 …… 张军，黄明辉，王玥琳，阳星，叶敏，贾永乐（2916）
9550 航空货运安保供应链弹性测度及优化策略 …… 赵振武，邢肖肖，耿硕（2927）
9551 基于演化博弈的航空器自主冲突解脱效率 …… 王红勇，郭宇鹏（2937）
9552 一种结冰飞机失速迎角实时估计方法 …… 江飞鸿，刘贞报，薛源，孔满昭，赵甜（2947）
9553 临地协同观测中的高空气球组网轨迹优化 …… 曲艺，王生，冯慧，刘强（2955）
9554 基于滑动时间窗的机载传感器多任务调度算法 …… 冉华明（2968）
9555 基于贝叶斯优化 LSTM 神经网络的飞机货舱火源定位 …… 张伟，常本强，杨旭，熊枭（2979）
9556 基于滑模控制和舵轴驱动的多间隙折叠舵颤振抑制方法 …… 任浩源，程涛，张程，蔡毅鹏，刘飞，张炜群（2987）

9557 虑及装配中多源误差的航发转子不平衡量预测 …… 周天一，胡磊，赵所，靳潇潇，王诗雨，高航（3001）
9558 基于 GBDT-GS 方法的民机重着陆风险预测 …… 王向章，牟瑞芳，王赫，许博浩（3011）
9559 基于 U-Net++和特征融合的塑料齿轮复杂黑点检测方法 …… 方一鸣，石照耀，宋辉旭（3020）
9560 氧燃比对自燃推进剂模型火箭发动机燃烧稳定性的影响 …… 任永杰，徐伯起，楚威，郭康康，仝毅恒，聂万胜（3030）
9561 动态区域聚焦的反无人机红外长时跟踪算法 …… 谢学立，席建祥，卢瑞涛，杨小冈，张涛，夏文新（3039）
9562 导星辅助运动暗弱天体检测系统设计与仿真 …… 张威，冯文全，孙国童，王春雷（3052）
9563 面向单子集焦元冲突证据的融合方法 …… 周诚，徐达，曹振地（3062）
9564 尾座式垂直起降无人机过渡轨迹优化方法 …… 邹旭，刘贞报，赵闻，王莉娜（3071）
9565 长时间气动力/热作用下累积热变形演化规律 …… 刘深深，蒋波，韩青华，余婧，杨肖峰，魏东，朱言旦，桂业伟（3086）
9566 线束拓扑图纸快速签收方法 …… 雷璐，吴明宇，郭智博，乔晓利（3098）
9567 基于资源供需差与情境理解度的情境意识模型 …… 王一行，刘双，完颜笑如，冯传宴，周孙夏，钱春颖（3108）
9568 冷云辐射对超压气球热动力学特性影响 …… 贺澜，刘强，杨燕初，祝榕辰，周江华（3117）
9569 轨控发动机含冰晶多相羽流辐射特性 …… 罗吴迪，任军学，李志辉，汤海滨（3130）
9570 基于双天线 TDCP 的 GNSS/IMU 组合导航航向角增强算法 … 吉莉，孙蕊，王媛媛，戴晔莹（3141）
9571 基于 STF-Net 的信号调制波形识别方法 …… 哈晖，高翔，姚秀娟，付降寅，李伟，张晓燕（3150）
9572 民机货舱氮气-细水雾协同灭火数值仿真研究 …… 黄苏平，朱培，刘全义，邵荃（3161）
9573 格网误差建模辅助的 GNSS/IMU 组合导航综合质量控制算法 …… 戴晔莹，孙蕊，邓思瑜，吉莉，王媛媛，黄薛东（3174）
9574 基于直接概率积分的混合可靠性分析方法 …… 朱启滔，李洪双（3183）
9575 繁忙终端空域连续爬升与下降运行的调度优化 …… 杜卓铭，张军峰，归旭豪（3193）
9576 基于改进 TCN-Elman 神经网络的电离层杂波抑制方法 …… 刘强，尚尚，乔铁柱，祝健，石依山（3203）
9577 基于子弹击穿理论的直升机机身弹伤快速分析方法 …… 邢肖兵，谭剑锋，杨宇霄，雍天，于领军，武瑞（3212）
9578 基于混合注意力的全天候机场跑道异物检测 …… 张敬博，任杰，王美琪（3222）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 10 期（总第 392 期）

9579 带软时间窗的多调度中心 UAV 安全运输线路和航迹协同规划 …… 魏明，孙雅茹，孙博，王盛杰（3233）
9580 基于肢体动作预测的动态可变人机协作装配 …… 吴海彬，宋晨阳，周世璇（3243）
9581 面向点融合运行的多航空器低碳轨迹协同规划 …… 王超，李雯清，孙石磊，徐晨洋（3253）
9582 基于 FY-3E 的星载 GNSS-R 海面高度反演模型 …… 张云，鹿麒，张月维，秦甘尧，胡秀清，杨光林（3262）
9583 基于人工势场的虚拟编组自适应模型预测控制 …… 林俊亭，倪铭君（3273）
9584 基于子模型的复合材料主承力混杂连接结构失效分析 …… 李星，黎增山，邓凡臣，聂磊，张田（3286）
9585 点阵结构散热特性及其轻量化评价 …… 胡建军，窦若尘，张欣，姚静，孔祥东（3299）
9586 多角度偏振成像仪数据校正方法对比与评价 …… 王羿，孟炳寰，叶晨，骆冬根，姚萍萍，洪津（3307）
9587 复合材料蒙皮搭接结构电气性能分析 …… 杨占刚，魏宇昊，石旭东（3313）
9588 FAR 25 附录 C 结冰气象探测数据处理方法 …… 张文强，陈奕屹，雷国强，王光雨，支亚非，毛雪瑞（3324）
9589 改进超螺旋滑模自抗扰的 PMSM 无传感器控制 …… 陈德海，刘祥，王海峰（3337）

9590 考虑双时间窗特性的机场多车型摆渡车调度优化 …… 张文义，唐雨拉尔，王旭兰，周静，边可，刘志硕（3345）
9591 双端异步 DoS 攻击下基于数模联动的 ICPS 多模态综合安全控制 …… 李亚洁，李钢，李炜，路晨静（3354）
9592 富氧火炬式电点火器出口火焰稳定性研究 …… 杨进慧，王希杰，徐世洋，王晓丽（3368）
9593 CAD/CAM 模型驱动的型腔特征自适应数控工艺设计方法 …… 徐昌鸿，黄瑞，张树生，梁嘉宸，卞荣（3374）
9594 基于 PIV 的冲压发动机喷管推力的重构测量方法 … 刘顺，孔祥瑞，徐惊雷，高波，刘海龙（3385）
9595 同质竞争下补贴策略对多机场航线网络演化博弈 …… 吴维，林芷伊，王兴隆（3392）
9596 基于高精度算法的二级轻气炮性能分析 …… 项高翔，伍佳豪，吴梦佳（3405）
9597 火箭推进剂连接器在脉动风载下非合作自动对接策略 …… 李泳峄，王南，吴新跃，吴鹏辉，姚博丹（3415）
9598 基于 LSTM 和海图约束的舰船航迹预测方法 …… 赵汝健，杨威，巫震宇，曾虹程，陈杰，马雷（3424）
9599 基于 OMEGA 理论的燃油计量装置污染卡滞特性分析 …… 李文强，王彬，杨军杰，李柯柯，叶志锋（3433）
9600 空心涡轮叶片残芯检测的双模成像方法 …… 于洋懿，杨祎罡（3443）
9601 基于分层深度强化学习的无人机混合路径规划 …… 吕超，李慕宸，欧家骏（3451）
9602 无人机数据采集任务中的航迹规划与资源分配优化 …… 雷耀麟，丁文锐，罗祎喆，王玉峰，刘思琪，张芷兰（3460）
9603 复杂光照环境下民用飞机飞行员关键点检测方法 …… 刘豪，孙有朝，吴红兰，张海燕（3471）
9604 低压双流体细水雾削减三元锂离子电池热失控风险性能 …… 曾祥淑，梁家鑫，孙强，贺元骅（3482）
9605 含滚道剥落缺陷的滚动轴承动力学建模及分析 …… 王潇，马军，熊新，陈靖宇（3492）
9606 基于 LSTM-DDPG 算法的四翼变掠角飞行器主动变形决策 …… 彭余萧，何真，仇靖雯（3504）
9607 不确定危险区规避神经网络多段式弹道规划方法 …… 谢蕃葳，王旭刚，顾镇镇（3515）
9608 运载火箭助推段大攻角剖面高精度弹道解析解 …… 张珂洋，王鹏，于琦，余文斌，陈万春（3524）
9609 加权几何平均组合预测方法对数均方误差的分解 …… 朱双磊，陈华友，张琦，王一帆（3535）
9610 耗氧型催化惰化系统整体式反应器性能研究 …… 郭晨阳，刘祎，刘豪正，王俊杰，高经诚，冯诗愚（3547）
9611 基于改进一致性算法的无人机编队队形保持控制器设计 …… 万茹，马梓元，龚华军，王新华，张帅（3555）
9612 微型直接甲醇燃料电池多级退化参量融合预测 …… 董杰，苏雨临，张大骋（3567）
9613 一种考虑滑流效应的螺旋桨设计方法及应用 …… 陈胜久，杨佑绪，张兴翠，吴逸飞（3578）
9614 基于注意力机制改进的 PSO-BiLSTM 刀具磨损预测 …… 杨沛东，黄华，尉卫卫，郭宝岛（3589）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 11 期（总第 393 期）

9615 SRAM 型 FPGA 多层级软错误防护技术研究进展 …… 陈雷，王卓立，王硕，周婧，田春生，庞永江（3599）
9616 仪表着陆系统航向信标保护区的划设 …… 倪育德，李欣欣，刘瑞华，郭建立，王艳阳（3617）
9617 多狭缝高速开关阀的电-机械转换器动态特性 …… 陈淑梅，陈绍荣，李启正，黄惠，李雨铮，黄秋芳（3630）
9618 基于多维泰勒网的无人车有限时间路径跟踪控制 …… 吴玉崭，李晨龙，龚光红，卢俊言（3641）
9619 考虑旅客中转时长和中转服务选择偏好的航班时刻优化 …… 李艳华，阳杰，周锦，葛佳欣（3649）
9620 基于可见光图像引导和递归融合的红外图像超分辨率重建 …… 张艳，孙明磊，刘紫阳，孙叶美，刘树东（3662）
9621 侧风湿滑条件飞机着陆滑跑姿态人机闭环动力学仿真分析 …… 蔡靖，牛玉发，王岩，李岳，戴轩（3674）

9622 基于残差多尺度融合的双流深度网络红外步态识别 …… 张云佐，杨月辉，董旭，康伟丽，白晶（3688）
9623 改进的表贴式 PMSM 快速超扭曲滑模位置跟踪控制 …… 谭草，郝明基，陆佳瑜，韦青坤，任浩鑫（3698）
9624 扭曲螺旋管中超临界 RP-3 航空煤油换热数值研究 …… 王彦红，黄帅岭，东明，贾玉婷（3709）
9625 四倾转旋翼无人机过渡飞行位姿协调控制 …… 苏子康，陈嘉，李雪兵，李春涛（3721）
9626 基于 GRU 和改进注意力机制的多信息融合的 EMA 故障诊断方法 …… 彭朝琴，李奇聪，陈娟，马纪明（3734）
9627 加权双向金字塔融合的肝脏肿瘤检测方法 …… 马金林，贺康康，马自萍，欧阳轲（3745）
9628 高亚声速无人飞行器滑跑纠偏控制 …… 陈清阳，辛宏博，鲁亚飞，王鹏，王玉杰，郑俊飞（3759）
9629 黑盒测试技术在流体仿真软件研发中的应用实践 …… 张凡，刘婉，郭勇颜，曾志春，何乾伟，赵钟（3769）
9630 一种深度可微随机森林的腹部 CT 图像器官检测方法 …… 郑申海，刘小暄，王瑞浩（3781）
9631 基于 BSVAR 的航空发动机剩余使用寿命预测方法 …… 赵昱宇，索超，王雨潇（3790）
9632 小型旋翼倾转过渡状态多维气动特征试验研究 …… 刘聪，李百庆，魏志强，王宇（3799）
9633 外形隐身设计空间分析及气动隐身设计方法 …… 周琳，张伟，陈宪，黄江涛，高正红（3808）
9634 基于有限元节点的涡轮叶片蠕变应变预测 …… 陈实，徐鹤鸣，孙凯，徐逸晗，张屹尚（3822）
9635 顾及群延迟变化的区域网实时卫星钟差估计方法 …… 姜庭威，唐成盼，胡小工，周善石，曹月玲（3833）
9636 曲面等值分割几何认知计算方法 …… 胡靖尘，郑国磊（3842）
9637 自加权的缩放单形表示子空间聚类算法 …… 刘正闫，王惠文，赵青（3852）
9638 基于变弯度结构的主动气动弹性机翼优化设计 …… 雷朝辉，杨超，宋晨（3862）
9639 液体推进剂晃动力效应传递函数模型及其应用 …… 廖雨舟，张曙光，韩鹏鑫，熊知越（3869）
9640 基于模糊推理的空间非合作目标意图识别方法 …… 杨卓，师鹏，周韬，李文龙（3883）
9641 北斗广播电离层模型精度评估 …… 鲍任杰，唐成盼，胡小工，周善石，曹月玲，杨宇泽（3895）
9642 基于时空图卷积的航段拥挤态势预测 …… 殷建棠，刘继新，田文，张颖，陈海燕（3906）
9643 基于扩展边界法的导弹可达性判定方法 …… 张运杰，张逢哲，周颉鑫，周锐，邹亭（3916）
9644 多目标 RCS 耦合特性的试验研究 …… 张世健，李尧尧，曹成，陈凌（3926）
9645 套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的设计与分析 …… 张策，黄海，刘宇，刘拴军（3934）
9646 翼型不确定性对气动特性影响分析与外形监测方法 …… 王光瀚，宋晨，杨超（3945）
9647 考虑紧急订货的系统备件费用优化建模与求解 …… 崔新豪，杨锐意，张思悦，杨丽颖，陈练，肖依永（3953）
9648 TSN 网络时间触发流的启发式约束转化调度方法 …… 周子燕，李峭，时启栋（3965）
9649 WAIC 网络上行多用户分簇比例公平访问方法 …… 吴亚武，李峭，王彤，武俊杰（3973）
9650 基于 POD-LSTM 网络的平流层风场短期预测 …… 文博群，苗景刚，卢莹，周书宇（3982）
9651 融合多策略改进的侏儒猫鼬算法 …… 于明洋，李婷，许静（3991）

北京航空航天大学学报 2025 年第 51 卷第 12 期（总第 394 期）

9652 梯度六边形可变形翼肋结构设计及气动性能分析 …… 李志强，王阳，辛立彪（4003）
9653 基于改进 FRAM-STPA 的民机系统安全性分析 …… 贾宝惠，张勃，高源（4013）
9654 基于注意力特征融合的无人机检测算法 … 王尔申，张宏轩，徐嵩，于腾丽，雷虹，季善斌（4023）
9655 用于天基机会信号定位的 NC-LEO 卫星单站 TLE 估计 …… 秦红磊，邓若凡，吕红丽（4031）
9656 基于可学习图卷积的道路场景三维激光点云语义分割方法 …… 马庆禄，丁雪琴，黄筱潇，邹政（4041）
9657 基于 GRNN 的前起落架液压收放系统健康评估方法 …… 贾宝惠，谭楚懿，高源，王玉鑫（4052）
9658 数字孪生驱动的转子装配及不平衡分布 …… 吴法勇，王维斌，陈雪骑，马艳红，洪杰（4061）
9659 基于片上实时监测与自适应补偿的抗总剂量带隙基准 …… 郭仲杰，任瑗，王亚朋，邱子忆，李梦丽（4072）

9660 融合多项式差分学习与逐维变异的混沌蜉蝣算法 …… 毛清华，赵冰，李阳（4080）
9661 复合材料结构电池在民用飞机中的应用 … 李星，楼旸，董嘉琪，徐吉峰，吴海宏，石伟峰（4093）
9662 一种有限实测样本条件下 SAR 目标识别方法 …… 孙晓坤，陈洋，胡粲彬，项德良（4106）
9663 基于神经网络的无人直升机多故障容错控制设计 …… 阎坤，赵金泽，陈超波，高嵩，曹凯（4115）
9664 微纳卫星变轨机动段姿态复合控制技术 …… 陆正亮，谢昊东，倪涛，许浩（4125）
9665 高精度矢量磁强计正交性和安装矩阵定标技术 … 李志宏，王劲东，张艺腾，吴文敏，刘媛（4136）
9666 基于国密的 L 波段数字航空通信系统数据安全传输保护机制 …… 李瑞琪，黄勇强，刘亮，岳猛（4144）
9667 基于控制系统模型的新冠疫情分析及其在防控风险预测的应用 …… 肖文磊，刘强，王柳权，臧辰鑫，井明霞（4157）
9668 汽车路面附着系数融合观测方法 …… 雍加望，董懿瑶，李岩松，陈艳艳，冯能莲（4169）
9669 拦截弹复合控制半实物仿真系统设计与实现 …… 邓晨，陈功，敖厚军，任斯远，杜文涛（4178）
9670 基于时变观测器的变体飞行器有限时间鲁棒控制 …… 孙冰，陈伟（4188）
9671 热载荷环境下金属-陶瓷功能梯度板屈曲特性 …… 李畅，万志强，王晓喆，杨超，黎珂宇（4196）
9672 21 天禁食下成人记忆与注意功能变化的脑电特征 …… 殷瑛，董乐，周前祥，柳忠起（4207）
9673 基于异构图的天基光学传感器智能调度方法 …… 彭厚吾，田景峰，吴晓杰，马鹤洋（4216）
9674 弹射座椅-假人系统建模及出舱稳定性分析 …… 杨海峰，李志刚，谭跃东，肖鹏辉，孔伟（4226）
9675 粗晶组织材料的超声检测有限元仿真 …… 杨功鹏，周正干，马腾飞，王俊，李洋，周文彬（4235）
9676 高超声速飞机翼面布局与任务轨迹一体化设计 …… 叶一樵，沈海东，刘燕斌，高泽鹏，孔祥，陈金宝（4246）
9677 基于恒虚警率检测的线性调频引信抗扫频式干扰方法 …… 杨秋燕，郝新红，乔彩霞，杨瑾（4258）
9678 GNSS 外辐射源雷达空中目标 TDOA 定位算法评估 …… 谭传瑞，李唐，陈文谦，王峰，杨东凯，吴世玉（4268）
9679 宽带 LFMCW 雷达运动目标测速误差分析与抑制方法 …… 周炜，雷鹏，王俊，王剑（4279）
9680 基于神经网络增量动态逆的高速靶机筋斗机动控制 …… 翟友鸿，李春涛，苏子康，李雪兵（4286）
9681 基于星载 GNSS-R 技术监测湖泊水域面积变化 …… 周志凌，管栋良，李思思，夏逸旻（4299）
9682 视觉引导的大部件对接移载式定位器入位方法 …… 孙阳，翟雨农，杨应科，叶夏，傅伟，李东升（4310）
9683 空间用高效倒置结构三结砷化镓薄膜太阳电池本构参数研究 …… 高红鑫，赵寿根，朱佳林，余亦豪，刘欣（4323）
9684 基于 KMMS-ReliefF 和 SA-SVMRFE 的高超声速进气道不起动状态识别 …… 朱博楷，闵科，王靖瑶，曾建平（4330）
9685 融合数字孪生模型的滚动轴承性能退化趋势预测方法 …… 陈靖宇，马军，熊新，郭凯（4342）
9686 基于视觉语言双向感知的图像指代分割方法 …… 邓玉鹏，郭放，王蓉，宋振峰（4353）
9687 超声速钝体壁面斯坦顿数的求解方法 …… 赵金鹏，曾伟，马海腾（4361）
9688 基于多模态特征融合的异常行为检测方法 …… 肖波，郭放，王蓉，曾昭龙（4370）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2025 Vol. 51 Total Contents

(Sum 383 ~ Sum 394)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 1 (Sum 383)

9270 Aircraft position verification with one satellite based on Doppler shift change
…… LIU Haitao, FENG Jingbo, LI Dongxia, WANG Lei (1)

9271 Railway foreign objects tracking detection based on spatial location and feature generalization enhancement
…… CHEN Yong, WANG Zhen, ZHOU Fangchun (9)

9272 Two-branch real-time semantic segmentation algorithm based on spatial information guidance
…… HOU Zhiqiang, DAI Nan, CHENG Minjie, LI Fucheng, MA Sugang, FAN Jiulun (19)

9273 Combined prediction method of flight delay based on attention-based adaptive graph convolution-gated recurrent unit
…… LIU Xiaolin, GUO Mengjiao, LI Zhuo (30)

9274 Configurable fault injection detection method for RISC-V based on instruction extension
…… LIU Qiang, LI Yike (43)

9275 Simulation and analysis of SPH algorithm for interaction of aircraft tire-wet pavement
…… CAI Jing, HUANG Yudai, LI Qi, LI Yue, DAI Xuan (53)

9276 Self-adjusting graph convolution UNet method for 3D human pose estimation
…… MA Jinlin, CUI Qilei, MA Ziping, WU Jiangtao, CAO Haojie (63)

9277 An attribute reduction algorithm of weighting neighborhood rough sets with Critic method
…… WU Shangzhi, REN Yixuan, GE Shuyue, WANG Litai, WANG Zhining (75)

9278 Parallel MRI reconstruction by using complex convolution and attention mechanism
…… DUAN Jizhong, XIAO Chen (85)

9279 Analysis of compression stability and load capacity of thick composite plate structures
…… WANG Chunshou, ZHANG Xiaoyu, ZHAN Zhixin, XIAO Hao (94)

9280 Analysis of high load injury of thoracolumbar spine in pilots during ejection process
…… PEI Huining, CHEN Yunfeng, BAI Zhonghang, SUN Jiali, WU Meng, SHAO Xingchen (102)

9281 Method for function determination of GEO spin stabilized objects by ground-based photometric data
…… WANG Yang, HU Min, DU Xiaoping, XU Can (113)

9282 Blockchain copyright storage protocol based on short verifiable ring signature
…… WANG Jiechang, LIU Yuling, ZHANG Ping, LIU Muhua, WANG Xiaowei (120)

9283 Design and verification of airworthiness compliance of equivalent endurance test cycle of turbofan engine
…… TANG Xinhao, DOU Yingrui (133)

9284 Analysis and control of influencing factors of cross coupling of flexible gyro
…… CAI Yao, SI Yuhui, WANG Yuzhuo, DU Xin, YIN Lu (141)

9285 Test research on icing characteristics of sensors and their influence laws
…… DING Liang, HU Zhanwei, GUO Xiangdong, SHI Yanan, YI Xian (152)

9286 Manipulator force/position hybrid control based on staged adaptation
…… YIN Wenzhe, LIAN Dapeng, LI Kaiyue, ZHAO Guowei (161)

9287 Phase-shifted PWM voltage drive strategy of high-speed solenoid valve
…… CHEN Xiaoming, ZHU Yuchuan, LI Linfei, WANG Yuwen (167)

9288 UAV obstacle avoidance path-following method under time-varying wind disturbance at low altitudes
…… TAO Jiang, CAO Yunfeng (175)

9289 Online guidance for hypersonic vehicles in glide-reentry segment
…… WEI Hao, CAI Guangbin, FAN Yonghua, XU Hui, WANG Jing, ZHOU Zhuocheng (183)

9290 Impeller fault diagnosis method and application based on digital twin flow field contour of centrifugal pump
…… LI Yajie, LIU Qiang, LI Wei (193)

9291 Ship detection method based on attentional guidance and multi-sample decision
…… LYU Yilong, GOU Yao, LI Min, HE Yujie, XING Yuhang (202)

9292 Research on target detection performance of PA-MIMO radar based on channel reciprocity
…… QI Cheng, XIE Junwei, FEI Taiyong, ZHANG Haowei, YANG Xiao (214)

9293 Protection level optimization method of ARAIM algorithm for urban road safety
…… DENG Siyu, SUN Rui, ZHANG Lidong, HU Haoliang (222)

9294 Improved chimpanzee search algorithm based on multi-strategy fusion and its application
…… ZHANG Fuxing, GAO Teng, WU Hongda (235)

9295 Gust alleviation control system of flexible aircraft considering rudder efficiency
…… LIU Yisi, YANG Youxu, LIU Yi, CHENG Zhiyong, YU Lingfu (248)

9296 RAW image reconstruction based on multi-scale attention mechanism
…… ZHANG Ke，LIU Yu，HU Kai（257）
9297 Position analysis of seven-link Barranov truss based on conformal geometric algebra
…… HUANG Xiguang，WU Yifan，LIU Dongyu（265）
9298 Simulation analysis and experimental study of viscoelastic damping ring of flywheel housing
…… JIN Fuyun，WANG Yongfeng，WANG Hong，LIU Shanshan，MA Yanhong（272）
9299 Optimization design method of aircraft boundary characteristics based on upwind scheme adjoint equation
…… DENG Jun，GAO Zhenghong，HUANG Jiangtao，ZHAO Ke，XIA Lu（281）
9300 CAP planning method based on elliptic fitting of optimal detection routes
…… LI Leyan，YANG Rennong，WANG Ying，LI Huanyu，WU Ao，YUE Longfei（293）
9301 Multi-UAV trajectory planning for complex terrain based on GPSSA algorithm
…… YAN Shaoqiang，YANG Ping，LIU Weidong，LI Xinqi，LEI Jian，ZHAO Chaoyue（303）
9302 LPI radar signal recognition based on high-order time-frequency spectrum features
…… LI Shitong，JIN Xiaoping，SUN Jie，WANG Xiaofeng（314）
9303 Two-stage underwater image enhancement method based on convolutional neural networks
…… LU Siqi，GUAN Fengxu，LAI Haitao，DU Xue（321）
9304 High dynamic cooperative topology online optimization and distributed guidance method
…… PANG Bowen，ZHU Jianwen，BAO Weimin，LI Xiaoping（333）
9305 A matching method based on improved SuperPoint and linear Transformer for optical and infrared images
…… WU Wei，XIAN Yong，SU Juan，ZHANG Daqiao，LI Shaopeng，LI Bing（340）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 2（Sum 384）

9306 HRRP recognition of midcourse ballistic targets based on AF-BiTCN
…… WANG Xiaodan，WANG Peng，SONG Yafei，XIANG Qian，LI Jingtai（349）
9307 Doppler positioning technology based on Globalstar opportunity signals
…… QIN Honglei，ZHANG Yu，SHI Guangting，WANG Danyao（360）
9308 Hybrid flow-shop scheduling problem considering joint of machine and AGV with renewable energy
…… ZHU Guangyu，JIA Weihong，LI Debiao（368）
9309 Joint algorithm for time of arrival estimation of S-mode baseband signals with low SNR
…… GONG Fengxun，DIWU Yaoguang（380）
9310 Total ionizing dose effect analysis and radiation hardening design method of Buck-Boost converter
…… GUO Zhongjie，LU Hu，LIU Nan，WU Longsheng（389）
9311 Lightweight video crowd counting with spatial shuffling and chain residual enhancement
…… CHEN Yong，ZHANG Jiaojiao，ZHOU Fangchun（397）
9312 Kinematic absolute and relative orbit determination of Swarm satellites with heterogeneous orbits
…… JIN Biao，LI Shenyang，LIU Ningning，ZHAO Liqian（409）
9313 Dynamic stability analysis of a single-point hanging container
…… LYU Yuzhu，WAN Haiming，XU Yumao（419）
9314 Gait learning method of quadruped robot based on policy distillation
…… ZHU Xiaoqing，WANG Tao，RUAN Xiaogang，CHEN Jiangtao，NAN Borui，BI Lanyue（428）
9315 Optimization of key parameters of electromagnetic coil launching based on uniform design experimentation
…… YANG Baocheng，HAN Junfeng（440）
9316 Autonomous path planning of departing aircraft in terminal area
…… WANG Hongyong，GUO Yupeng（446）
9317 A point cloud semantic segmentation method for unstructured roads
…… WANG Zhangyu，CHEN Yang，ZHOU Bin，WANG Jie，DUAN Xingji，ZHAO Zhongshan（457）
9318 Overall scheme optimization of BWB UAVs based on comprehensive evaluation
…… SUO Xinshi，WANG Yu，ZHU Zheng（466）
9319 Kinematic characteristics analysis of vehicle-aircraft towing taxi system considering wheel deformation
…… LU Xin，SUN Yuning，TANG Jie，ZHANG Wei（478）
9320 Guidance and control method for dynamic net-recovery of UAV and the flight test verification
…… WANG Yujie，CHEN Qingyang，GAO Xianzhong，DENG Xiaolong，HOU Zhongxi（487）
9321 Sparse classification and recognition method of fuzed targets and jamming signals
…… LIU Bing，HAO Xinhong，QIN Gaolin，SHI Mingxin，LIU Jiaqi（498）
9322 Countermeasure effect of jamming to FSK modulation system
…… MA Yanan，WANG Jian，FAN Guangteng，CAO Lu（507）
9323 Fatigue life prediction of CFRP flat-joggle-flat bonded joint
…… XU Chang，XIAO Yong，DENG Pengcheng（518）
9324 Drag reduction characteristics analysis of variable camber based on plane parameters of blended wing body configuration
…… WANG Yutong，LIU Yue，WANG Hao，YANG Tihao，LIU Hongyang，ZHOU Zhu（525）
9325 Optimization analysis for numerical calculation of UH model
…… ZHANG Kui，YAO Yangping（546）
9326 Boltzmann-Rykov model equation gas-kinetic unified algorithm and nozzle flow
…… LI Fan，LI Zhihui，CHEN Aiguo（553）

9327 Hysteresis model of reducer and its application
…… CHENG Huiming，SHI Zhaoyao（563）
9328 Overall design method of ground test equipment for engine dynamic air bleed of aircraft environmental control system
…… WU Hao，ZHENG Yonggui，LIU Meng，WANG Jun（573）
9329 Mental fatigue recognition algorithm based on cascade forest and multi-modal fusion
…… DENG Haowei，HOU Yuejiao，ZHANG Chaoyue，XU Muhua，ZHU Lingling，ZHAO Yongqi（584）
9330 Moving targets detection based on multi-satellite joint passive microwave imaging
…… LI Rui，DENG Li，DUAN Ran（594）
9331 A self-decision topic crawler algorithm with online training
…… XIONG Guanye，YANG Bailong（602）
9332 Research on pre-curved spiral wound pneumatic soft gripper
…… TAN Tunxu，TENG Yan，WANG Chunyuan（616）
9333 Identification of pulsatile tinnitus and visualization of high pathogenic regions based on CT images
…… TIAN Shan，WANG Zhiwen，CAO Xuepeng，SU Lei，LIU Zhaohui（625）
9334 Three-dimensional polarization filtering method of generalized oblique projection based on SVT
…… WANG Liyuan，HE Huafeng，HE Yaomin，HAN Xiaofei，LI Zhen（633）
9335 A self-expanding identification method for non-cooperative space radiation sources
…… CHEN Shikai，JI Jinjin，JING Youbo（644）
9336 Multi-UAV stereoscopic inclusion control based on dynamic scale observer
…… WANG Hao，LI Xinkai，ZHANG Hongli，YANG Jiaxiu，DOU Lei（655）
9337 NHC lever arm estimation algorithm for vehicle-integrated navigation systems based on dead reckoning
…… DENG Chengjian，CHEN Qijin，ZHANG Tisheng，NIU Xiaoji（668）
9338 Improvement of terrain following flight adaptive angle method under small field of view conditions
…… ZHU Rinan，WANG Biao，TANG Chaoying（676）
9339 Multi-scale infrared and visible image fusion based on nest connection
…… WU Nan，MU Chengpo，HE Yang，LIU Taiye（683）
9340 Servo drive unit reliability modeling with multi-stage degradation data fusion
…… ZHANG Zhongwen，PENG Chong，CHE Zhongyuan，WANG Jikun（692）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 3（Sum 385）

9341 Extensible evaluation model of aircraft tire hydroplaning risk based on connection cloud
…… LI Yue，ZHOU Zeyuan，CAI Jing（705）
9342 Fusion of Mobile Vit and inverted gated codec retinal vessel segmentation algorithm
…… LIANG Liming，YANG Yuan，ZHU Chenkun，HE Anjun，WU Jian（712）
9343 An improved 5G-R adaptive high-speed railway handover algorithm
…… CHEN Yong，KANG Jie，TAO Xuan（724）
9344 Semantic segmentation network of remote sensing images based on dual path supervision
…… LIU Chunjuan，QIAO Ze，YAN Haowen，WU Xiaosuo，WANG Jiawei，XIN Yuqiang（732）
9345 Design and analysis of morphing wing mechanism based on equilateral Bennett mechanism
…… TIAN Dake，ZHANG Junwei，JIN Lu，LIU Rongqiang，LEI Hongqiang，CUI Xihe（742）
9346 Time-varying displacement excitation and dynamic modeling of local defects in angular contact ball bearings
…… LEI Chunli，SONG Ruizhe，FAN Gaofeng，LIU Kai，XUE Wei，LI Jianhua（753）
9347 Dynamic visual SLAM algorithm based on improved YOLOv5s
…… JIANG Changjiang，LIU Peng，SHU Peng（763）
9348 Investigation on unsteady flow characteristics of a supersonic inlet with exit blocked
…… WEN Yufen，ZHANG Weiqun，HAO Sisi（772）
9349 Partition based on features of neighborhood points and corresponding point cloud registration of aero-engine damaged blade
…… CAI Shuyu，HAO Fengwei，SHI Tao（784）
9350 Time uncertainty analysis on cyclic operation procedures of carrier aircraft based on MC-GERT
…… GUO Fang，HAN Wei，LIU Yujie，SU Xichao，BAI Tian，LIU Chun（795）
9351 Ground risk quantitative assessment for UAV operations in urban low-altitude scenarios
…… CHEN Yijun，YU Shasha，ZHANG Xuejun（806）
9352 Real gas effect of inflatable reentry decelerator on windward side
…… HE Qingsong，SUN Surong（816）
9353 Influence of curing stress relaxation on profile accuracy of composites tools
…… XIAO Yao，LI Yong，LI Dongsheng，WANG Lei，JIANG Chao（824）
9354 Semantic part based single-view implicit field for 3D shape reconstruction technology
…… XU Gang，JIN Jiongchao，TANG Zehao，LENG Biao（833）
9355 Orientation effect on sealing characteristics of rectangular micro-textured floating ring gas film
…… WANG Shipeng，DING Xuexing，LI Ning，DING Junhua，ZHANG Lanxia（845）
9356 Study on uncertainties of graphene tag antenna by screen printing
…… LI Kai，SHEN Zhigang，ZHANG Xiaojing（857）

9357 Unexpected electric breakdown control and thermal characteristics of ion thruster shell
…… LI Jianpeng，JIN Wuyin，ZHAO Yide，DAI Peng，ZHANG Xingmin（865）
9358 Analysis of power reflux problem and its solution of THS
…… LIU Xuewu，XU Xiangyang，HUANG He，ZHAO Jiangling，LI Kaifeng，DONG Peng（874）
9359 Experimental study on flow and heat transfer of hydrocarbon fuels in additive manufacturing channels at supercritical pressure
…… CAI Lei，XIAO Ying，HAN Huaizhi，YU Ruitian，LUO Wen（881）
9360 Aero-engine defect detection by fusing attention and multi-scale features
…… ZHAO Chonglin，ZHU Jiang，HU Yongjin，LI Zuze，WANG Pengju，XIE Tao（892）
9361 A method for calculating reachability regions of lift re-entry vehicles with multiple constraints
…… RAN Yunting，PAN Binfeng（904）
9362 Physiological signal denoising method based on multi-spectrum adaptive wavelet and blind source separation
…… WANG Zhenyu，XIANG Zerui，ZHI Jinyi，DING Tiecheng，ZOU Rui（910）
9363 Aerodynamic interference characteristics of a new compound configuration helicopter
…… LIANG Jiahui，ZHANG Xiayang，ZHAO Qijun（922）
9364 A low-altitude UAV obstacle detection method based on position constraint and attention mechanism
…… TANG Youjun，MIAO Cunxiao，ZHANG He，LI Yufeng，YE Wen（933）
9365 Large deformation prediction and geometric nonlinear aeroelastic analysis based on machine learning algorithm
…… CHEN Qiao，AN Chao，XIE Changchuan，YANG Chao（943）
9366 A recognition method of radio fuze signal based on supervised contrastive learning
…… QIAN Pengfei，QIN Gaolin，CHEN Qile，HAO Xinhong（953）
9367 Study on global stability of aluminum alloy honeycomb cylinder under axial compression
…… WEI Jiarui，WU Qiong，WU Wei，LI Qunzhi，SHI Hongwei，ZHANG Yu（962）
9368 Siamese network object tracking algorithm based on deep and shallow feature fusion
…… WANG Zikang，YAO Wenjin，XUE Shangjie，SI Tingbo（973）
9369 Dynamic analysis method of single ion channel neuron circuit
…… YANG Ziyue，WU Jing，LI Letong（985）
9370 Loading optimization of irregular unit load device based on improved NSGA-Ⅱ algorithm
…… WEN Gan，YUAN Leifeng，WANG Xudong，BI Jun，WANG Yongxing（992）
9371 Fixed time trajectory tracking control of forward-tilting morphing aerospace vehicle
…… DOU Lei，LI Xinkai，ZHANG Hongli，WANG Hao，YANG Jiaxiu（1005）
9372 A heterogeneous multi-task assignment algorithm based on multi-round distributed auction
…… LYU Ye，ZHOU Rui，LI Xing，LIU Zhiheng，DI Bin（1018）
9373 Prediction of aircraft surface trajectory based on the GRU-IKF model with attention mechanism
…… LIU Yusheng，TANG Xinmin，REN Xuanming（1028）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 4（Sum 386）

9374 Research progress of EMB systems key technology
…… ZHAO Lijin，YANG Shichun，QU Jingyao（1037）
9375 Dehazing network based on residual global contextual attention and cross-layer feature fusion
…… YANG Yan，CHEN Fei（1048）
9376 Adaptive incomplete multi-view clustering
…… CHEN Mei，MA Xueyan，ZHANG Chi，ZHANG Jinhong，QIAN Luoxiong（1059）
9377 Image preprocessing acceleration method based on RISC-V vector extension
…… LIU Qiang，YIN Wei，LI Kai（1074）
9378 Object detection algorithm based on DSGIoU loss and dual branch coordinate attention
…… MA Sugang，LI Ningbo，HOU Zhiqiang，YU Wangsheng，YANG Xiaobao（1085）
9379 Low illumination image enhancement algorithm for UAV aerial photography with color consistency
…… WANG Dianwei，LIU Wang，FANG Jie，XU Zhijie（1096）
9380 Design of aircraft anti-skid braking system integral sliding mode control system based on novel reaching law
…… XU Meng，LI Yan，GAO Jie，XU Hai，GAO Bing（1107）
9381 Aero-engine fault diagnosis based on fusion convolutional Transformer
…… ZHAO Hongli，YANG Jiaqiang（1117）
9382 Flexible arrival trajectory optimization at terminal airspace based on mixed integer programming
…… ZHAO Xiangling，ZHOU Zhiliang（1127）
9383 Resource optimization of multi UAV assisted communication system based on user scheduling
…… TANG Jingmin，HUANG Jiaqi，WANG Bingwen，SONG Yaolian，YU Guicai（1143）
9384 Fault diagnosis method of rolling bearings based on SSA-IWT-EMD
…… LEI Chunli，JIAO Mengxuan，FAN Gaofeng，LIU Shichao，XUE Linlin，LI Jianhua（1152）
9385 Pressure cascade control of brake-by-wire unit based on direct drive pump-valve cooperative
…… TAN Cao，YU Peng，LI Bo，LU Jiayu，REN Yunyun（1163）
9386 Fault diagnosis method of rolling bearing based on MDAM-GhostCNN
…… GUO Junfeng，TAN Baohong，WANG Zhiming（1172）

9387 Unlabeled data fault diagnosis method based on multi-domain adaptation
…… WANG Jinhua，LIU Rui，CAO Jie（1185）
9388 Performance of Gyroid heat exchanger based on structural parameters analysis
…… YANG Xiaojun，ZHANG Xueli，LI Peiran（1195）
9389 One-stage object detection based on adjacent feature fusion and feature decoupling
…… ZHENG Jian，HE Zhaohui，YU Xiangchun（1205）
9390 Aircraft surveillance data fusion method in flight area based on Trans-Attention
…… WANG Xinglong，YIN Hao，DING Junfeng（1215）
9391 Multi-ground station system-based link allocation strategy for satellite constellation
…… JIANG Yifei，HE Wanxia，LIU Wenzheng，WU Shufan，WEI Xiao，MO Qiankun（1224）
9392 Complex network-based air traffic complexity analysis in TBO
…… PENG Yating，WEN Xiangxi，WU Minggong，YANG Zhiwei，WANG Nan（1234）
9393 Effect of balance chamber on rapid pressure regulation ability of outflow valve
…… WU Hao，LIU Meng，WANG Jun（1245）
9394 Numerical simulation of unsteady aerodynamic characteristics of parafoil airfoil
…… WANG Zhen，ZHONG Wei，WANG Tongguang，LI Xudong，ZHANG Hongying（1255）
9395 Network time reliability evaluation method based on uncertainty theory
…… MA Ji，LI Ruiying，ZHANG Qingyuan，KANG Rui（1267）
9396 Friction and heat flux prediction of lift body under different gas models and slip boundary models
…… YAN Pan，LI Qin，HUANG Xiao，GUO Xiaoming，WENG Yihui，YOU Yancheng（1277）
9397 Three convexification-based methods for six-degree-of-freedom powered descent guidance
…… WANG Chi，LIU Wei，GAO Yang（1292）
9398 Maximum aerodynamic load prediction method during launching of vehicle launch
…… CHENG Huhua，WU Shuai，JIANG Zhuhui，ZHANG Rucai（1304）
9399 Spaceborne particle identification platform and application based on convolutional neural network
…… BAI Chaoping，ZHANG Shenyi，ZHANG Xin，SUN Yueqiang，ZHANG Shuai，WANG Ziting（1313）
9400 LPI radar signal recognition based on time-frequency reassignment algorithm
…… JI Libin，ZHU Yan，CUI Tianshu，WANG Dong，HUANG Yonghui（1324）
9401 Parameter optimization method of thrust vector/pneumatic rudder composite control law for aircraft based on singular value method …… RUAN Shilong，DONG Zhe，SUN Yao，QU Xiaolei，HUO Shaoze（1332）
9402 Stability control of vehicles powered by non-pneumatic wheels based on robust optimal sliding mode
…… LI Tian，ZHAO Youqun，XU Tao，SHEN Yawei，LIN Fen（1342）
9403 Rapid planning method for lunar direct ascent and rendezvous trajectory in emergency cases
…… BAN Huanheng，ZHOU Cong，YAN Xiaodong（1352）
9404 Directed interactive topology optimization design for multi-agent affine formation maneuver control
…… MA Suhui，ZHANG Dong，WANG Mengyang，WANG Tinghui，LIU Songdan（1367）
9405 Anti-sweep jamming method for FM fuze based on outlier reconstruction
…… DUAN Lefan，HAO Xinhong，CHEN Qile（1377）
9406 A deep reinforcement learning based on discrete state transition algorithm for solving fuzzy flexible job shop scheduling problem
…… ZHU Jiazheng，WANG Cong，LI Xinkai，DONG Yingchao，ZHANG Hongli（1385）
9407 The retrieval model of shore-based GNSS-R code altimetry
…… NING Baojiao，WANG Nazi，JING Lili，GAO Fan，KONG Yahui，HE Yunqiao（1395）
9408 A micro expression recognition method integrating LBP and parallel attention mechanism
…… LI Shuaichao，LI Mingze，SUN Jiaao，LU Shuhua（1404）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 5（Sum 387）

9409 Topology self-generating method of isolated DC-DC converters with two switches
…… LI Hong，LIANG Yidi，YIN Chengdong，ZHENG Qionglin，ZHANG Bo（1415）
9410 Improved sliding-mode direct power control strategy for MMC-HVDC under asymmetrical grid state
…… GUAN Tianyi，WANG Yibo，WANG Rui，ZHAO Haiqiao，ZHENG Wenjing，SUN Qiuye（1428）
9411 Discrimination on isomorphism and equivalence of topologies of power electronics converters
…… MO Liping，CHEN Guipeng，LI Zhiqiang（1440）
9412 Auto identification method for redundant switches in converters based on graph theory
…… MO Liping，SONG Jixiang，CHEN Guipeng（1449）
9413 Optimal dynamic response exploration for SIMO Buck converter based on differential evolution algorithm
…… LI Dan，CUI Wenfeng，CHEN Guipeng（1457）
9414 Comprehensive evaluation of DC-DC converters based on analytic hierarchy process and entropy method
…… ZHANG Yang，QIU Dongyuan，ZHANG Bo，CHEN Yanfeng（1469）
9415 Design method for modulation strategy of a single-inductor multi-port converter based on reinforcement learning
…… BAI Jingbo，CHEN Yu，XIE Shiyu，DAI Xinwei（1480）
9416 Advances in prognosis and health management technologies of lithium-ion batteries
…… YANG Shichun，WANG Xiao，CHEN Fei，ZHENG Yifan，ZHONG Yilin，ZHOU Sida（1490）

9417 Significant wave height retrieval model of CYGNSS based on multivariate machine learning
…… ZHANG Yun，XIAO Sheng，JIANG Lifei，MENG Wanting，YANG Shuhu，HAN Yanling（1503）
9418 U-shaped semantic segmentation network of high-resolution remote sensing images embedded with self-attention mechanism
…… YANG Jun，ZHANG Jinying（1514）
9419 Imputation algorithm for flight ground support data based on graph neural network
…… XING Zhiwei，SUN Ke，LUO Qian，LIU Chang，ZHANG Tao，QIAO Di（1528）
9420 Design and verification of high-precision dynamic temperature control system
…… HAN Xiao，ZHOU Ying，HUANG Hai，SHAO Jingyi（1539）
9421 Influence of vibration on cyclic and thermal runaway characteristics of lithium ion batteries
…… ZHANG Qingsong，LI Dongqi，YANG Juan（1548）
9422 Dynamic prediction of flight ground service based on cascade
…… TANG Xiaowei，DING Ye，WU Zhenglong，ZHANG Shengrun，WU Jiaqi，YE Mengfan（1557）
9423 UAV tracking algorithm based on feature fusion and block attention
…… LIU Fang，YANG Yuyan，WANG Xin（1566）
9424 Critical aircraft identification method based on temporal network
…… WANG Hongyong，MA Lishu，XU Ping（1579）
9425 Angular momentum envelope analysis method of gimbal-type momentum exchange device
…… WANG Weijie，WANG Zhou，PANG Weikun，YANG Yang（1591）
9426 Bayesian identification test design of missile damage effectiveness based on multiple damage grades standards
…… CHEN Tong，LIU Haobang，HU Tao（1599）
9427 Track obscured vehicles by fusing full-scale features with trajectory correction
…… GUO Junfeng，ZHANG Zihua（1608）
9428 Simulation of parallel separation characteristics using NNW-FlowStar software
…… ZHANG Peihong，ZHOU Guiyu，SHEN Yingying，TANG Jing，ZHAO Wei，JIA Hongyin（1620）
9429 An efficient cluster data synchronization scheme based on the Gossip protocol
…… ZHANG Honghai，CUI Binhao，LI Yiming，TIAN Feng，JIA Yongqiang，XIAO Aosan（1629）
9430 Research on dynamic characteristics of distributed multi-rotor/tilting wing aeroelastic coupling
…… CHENG Yi，ZHAO Jinrui，HUANG Shuilin，YU Zhihao，DENG Xudong（1637）
9431 Equipment interference and correction method in dynamic pressure field verification of low-speed wind tunnel
…… LIU Jiangtao，GONG Xiaoquan，ZHOU Naichun，LI Ming，ZHANG Yaobing（1651）
9432 Optimization of multilayer thermal insulation structure for high-speed aircraft considering material optimization
…… HAO Dong，LIU Jianxia，SU Jie，HE Yuanyuan（1662）
9433 Spherical envelope capture control for dual-arm space robots
…… XIA Xinhui，JIA Yinghong，ZHANG Jun（1673）
9434 Design and experiment of adjustable Venturi tube for stepless automatic tank pressurization
…… REN Jialin，GUO Hongjie，LI Wenxin，LIANG Guozhu，ZHAO Sheng（1684）
9435 In-orbit operation characteristics of BDS-3 spaceborne atomic clocks
…… WANG Wenbin，TANG Chengpan，YANG Jianhua，HU Xiaogong，CAO Yueling，ZHOU Shanshi（1694）
9436 Self-supervised image change detection method based on lightweight capsule network
…… ZHANG Yitian，LUO Xiling，WANG Yupeng（1705）
9437 VMD-HPCA-GRU ultra-short-term wind power prediction based on COOT algorithm
…… HE Xingyue，YANG Jing，ZHU Zhaoqiang，YANG Bin，QIN Tao（1716）
9438 Simulation analysis and experimental study on stiffness and fatigue life fluctuation of leaf spring rubber bearings
…… JI Na，LIU Juan，WANG Haoran，GAO Rui，LU Yonglai，LI Fanzhu（1726）
9439 Model design and aerodynamic characteristic analysis of variable-amplitude flapping wing aircraft
…… LIANG Jinze，PAN Tianyu，ZHENG Mengzong，PENG Liansong，CAO Mengda（1735）
9440 Re-entry trajectory planning for hypersonic morphing vehicles using penalty sequence convex programming
…… WANG Yangjie，LONG Teng，LI Junzhi，XU Guangtong，SUN Jingliang（1747）
9441 Online trajectory optimization method for vertical landing phase of reusable launch vehicle
…… SHI Qi，QI Ruiyun，SHE Yuchen，HU Cunming（1760）
9442 Dynamics and decoupling control method of double radial Lorentz force magnetic bearings
…… LI Zongyu，WANG Weijie，WANG Lifen，REN Yuan，FAN Yahong，LI Lei（1770）
9443 Dual-dimensional partition localization algorithm under AP virtual location perception
…… ZHANG Yang，QIN Ningning（1781）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 6（Sum 388）

9444 Overview of low-altitude intelligent networked system
…… ZHANG Xuejun，LIU Fawang，ZHANG Zuyao，TIAN Ye（1793）
9445 Study progress of gap sealing structure for aircraft movable wing
…… CHENG Xiaoquan，CAI Moquan，WANG Songwei（1816）
9446 Research progress on transmission performance of special vehicle based on power loss characteristics analysis
…… GAO Qinhe，GAO Lei，LIU Zhihao，WANG Dong，MA Dong，ZHANG Yibo（1824）
9447

Human-robot physical interaction control method based on iterative optimal impedance
…… LIU Weirong，WEI Zifeng，JIN Zhenbing，MENG Jiahao，WANG Xingkun，ZHANG Haochen（1843）
9448 SAR image coherence speckle suppression method based on edge-guided dual-branch network
…… ZHU Lei，YAO Tongyu，CHE Chenjie，YAO Lina，ZHANG Bo，PAN Yang（1852）
9449 Improved MRF rail surface defect segmentation method based on fusion of clustering features
…… MIN Yongzhi，LIU Yang（1863）
9450 Aircraft multi-velocity difference car-following model based on flight networking operation
…… WANG Lili，ZHAO Yunfei，GUO Weimeng（1873）
9451 Artificial gorilla troops optimizer based on double random disturbance and its application of engineering problem
…… DU Xiaoxin，HAO Tianru，WANG Bo，WANG Zhenfei，ZHANG Jianfei，JIN Mei（1882）
9452 Sliding mode control of magnetic levitation ball systems based on a high-gain disturbance observer
…… LIN Junting，CHEN Xinzhou（1897）
9453 Risk assessment of landing phase exceedance based on QAR data and association rule
…… WANG Lei，ZHANG Nan，GAO Shan（1907）
9454 Performance study on bonding strength of radome based on cohesive zone model
…… HOU Baojiang，WANG Jiao，XING Yufeng，ZHANG Fei，LI Yanxi（1916）
9455 Dual-phase scheduling of apron support vehicles considering multi-vehicle coordination
…… JIANG Yu，ZHANG Shimiao，CHEN Mingyang，ZHANG Wenjing，WU Weiwei（1926）
9456 Performance degradation modelling of civil aviation engines based on component characteristic map optimization
…… GUO Qing，HUANG Qilian，CHEN Jinliang（1935）
9457 MRI reconstruction based on geometry distillation and feature adaptation
…… DUO Lin，REN Yong，XU Boyu，YANG Xin（1946）
9458 Visual tracking algorithm based on multi-attention and dual-template update
…… MA Sugang，SUN Siwei，HOU Zhiqiang，YU Wangsheng，PU Lei（1955）
9459 Dynamic modelling of angular contact ball bearings with local defects under EHL considering impact force
…… LEI Chunli，XUE Wei，FAN Gaofeng，SONG Ruizhe，LIU Kai（1965）
9460 DPC algorithm based on K-reciprocal neighbors and kernel density estimation
…… ZHOU Yu，XIA Hao，LIU Hongyu，BAI Lei（1978）
9461 Ice crystal particles melting characteristics in a low-pressure compressor
…… JIA Wei，ZHANG Feng，YANG Bowen，ZHENG Miao（1991）
9462 Configuration and calculation evolution mechanism of air data system for aircraft
…… XIONG Liang，ZHANG Rui，XU Bin，HUANG Qiaoping（2004）
9463 Anti-stain method of satellite-borne absolute-to-be optical encoder
…… HAN Qingyang，SHEN Honghai，MA Tianxiang，LIANG Chao，WANG Zhichong（2014）
9464 Self-supervised learning for community detection based on deep graph convolutional networks
…… WANG Zaisheng，WANG Xiaofeng，SHEN Guodong，ZHANG Zengjie，QUAN Daying（2022）
9465 Limit cycle oscillation suppression of an airfoil based on sliding mode control law
…… WANG Shiqi，ZHANG Zheng，SONG Chen，YANG Chao，ZHENG Yanwu（2033）
9466 Performance test and constitutive model selection of diaphragm materials in hot diaphragm forming
…… ZHAO Yueqing，LIN Dezhi，CHEN Hui，TANG Jiali，CHEN Ping（2041）
9467 Structure of highly dynamic pixel based on adaptive integral capacitance
…… LIU Suiyang，GUO Zhongjie，YU Ningmei，XU Ruiming（2051）
9468 Deep reinforcement learning intelligent guidance for intercepting high maneuvering targets
…… ZHANG Hao，ZHU Jianwen，LI Xiaoping，BAO Weimin（2060）
9469 Calculation and error analysis of kinematic accuracy reliability of VSV adjustment mechanism
…… YANG Yifeng，WANG Yi，LIU Aoyu，LI Jia，XIE Liyang（2070）
9470 Reliability assessment and lifetime prediction for train traction system considering multiple dependent components
…… TIAN Guishuang，WANG Shaoping，SHI Jian（2081）
9471 Spray ignition and blow-out boundary of centrally staged annular combustor
…… WANG Zhihui，ZHANG Chi，GAN Zhichao，GAO Anwen，HAN Xiao，TAO Wenjie（2091）
9472 Modelling method for pedestrian safety behavior in shared road spaces of pedestrian-traditional vehicle-autonomous vehicle
…… WU Ruoyu，YANG Dezhen，REN Yi，JIA Lulu，LI Xiaobin，WANG Zili（2099）
9473 Detection of typhoons and estimation of eye position using satellite-based GNSS-reflectometry
…… ZHEN Jiahuan，ZHU Yunlong，YANG Dongkai，ZHANG Guodong，WANG Feng（2106）
9474 Experimental study on beam characteristics of μHT-1 thruster under wide range adjustment of operating parameters
…… HUANG Dan，LONG Jianfei，CHENG Ye，WANG Jiabin，XU Luxiang，YANG Wei（2119）
9475 Effect of plasma excitation on aerodynamic characteristics of airfoil in Martian atmosphere
…… YANG Xianggang，GAO Yongxin，WANG Zhongming，LI Yiwen，YAO Cheng（2129）
9476 Design and optimization of warranty period of new products with two-parameter degradation
…… GAO Shuai，LI Yanhong，SUN Fuqiang（2137）
9477 Aeroelastic optimization design of SpaRibs wing structure
…… ZHOU Quanzhi，YANG Youxu，SUN Lubin，ZHANG Xingcui，WU Yifei，HUO Mengwen（2148）

9478 On-board timekeeping method based on improved Kalman filter
…… HUANG Yue，WANG Huiquan，TU Shilei，JIN Zhonghe（2157）
9479 Direct lift control technology of carrier aircraft landing based on reinforcement learning
…… LIU Rendi，JIANG Ju，ZHANG Zhe，LIU Xiang（2165）
9480 Energy consumption prediction of aircraft ground air conditioning based on ISCA-DBN
…… LIU Han，LIN Jiaquan（2176）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 7（Sum 389）

9481 Image super-resolution reconstruction network based on multi-scale spatial attention guidance
…… CHENG Deqiang，WANG Peijie，DONG Yanqiang，KOU Qiqi，JIANG He（2185）
9482 Fuzzy logic and adaptive strategy for infrared and visible light image fusion
…… YANG Yong，LIU Jiaxiang，HUANG Shuying，WANG Xiaozheng，XIA Yukun（2196）
9483 Spatial information-enhanced indoor multi-task RGB-D scene understanding
…… SUN Guodong，XIONG Chenyun，LIU Junjie，ZHANG Yang（2209）
9484 Coordinate-aware attention-based multi-frame self-supervised monocular depth estimation
…… CHENG Deqiang，FAN Shuming，QIAN Jiansheng，JIANG He，KOU Qiqi（2218）
9485 Railway panoramic segmentation based on recursive gating enhancement and pyramid prediction
…… CHEN Yong，ZHOU Fangchun，ZHANG Jiaojiao（2229）
9486 Cascaded object drift determination network for long-term visual tracking
…… HOU Zhiqiang，ZHAO Jiaxin，CHEN Yu，MA Sugang，YU Wangsheng，FAN Jiulun（2240）
9487 Robust semi-supervised video object segmentation based on dynamic embedding feature
…… CHEN Yadang，ZHAO Yibing，WU Enhua（2253）
9488 Analysis of image and text sentiment method based on joint and interactive attention
…… HU Huijun，DING Ziyi，ZHANG Yaofeng，LIU Maofu（2262）
9489 Semantic information-guided multi-label image classification
…… HUANG Jun，FAN Haodong，HONG Xudong，LI Xue（2271）
9490 Multi-object tracking algorithm based on dual-branch feature enhancement and multi-level trajectory association
…… MA Sugang，DUAN Shuaipeng，HOU Zhiqiang，YU Wangsheng，PU Lei，YANG Xiaobao（2282）
9491 Fast multi-slice MRI reconstruction algorithm based on transform learning
…… DUAN Jizhong，LIU Huan（2290）
9492 Image sentiment analysis by combining contextual correlation
…… LUO Gaifang，ZHANG Hao，XU Dan（2304）
9493 Edge-intelligent transmission optimization of emergency surveillance video based on IcD-FDRL
…… LI Yan，WAN Zheng，DENG Chengzhi，WANG Shengqian（2314）
9494 Path planning for agents based on adaptive polymorphic ant colony optimization
…… XING Na，DI Haotian，YIN Wenjie，HAN Yajun，ZHOU Yang（2330）
9495 Few-shot object detection of aerial image based on language guidance vision
…… ZHANG Zhi，YI Huahui，ZHENG Jin（2338）
9496 An object detection algorithm based on feature enhancement and adaptive threshold non-maximum suppression
…… MENG Weijun，AN Wen，MA Sugang，YANG Xiaobao（2349）
9497 Learning Harris Hawks optimization algorithm with signal-to-noise ratio
…… ZHANG Lin，SHEN Jiaying，HU Chuanlu，ZHU Donglin（2360）
9498 Adaptive search window reconstruction for low-delay video compressive sensing
…… SUN Renhui，LIU Hao，DENG Kailian，YAN Shuai（2374）
9499 Efficient weakly-supervised video moment retrieval algorithm without multimodal fusion
…… JIANG Xun，XU Xing，SHEN Fumin，WANG Guoqing，YANG Yang（2384）
9500 Lightweight neural network design for infrared small ship detection
…… TANG Wenting，LI Bo，JI Mengqi（2394）
9501 Omnidirectional image quality assessment based on adaptive multi-viewport fusion
…… FENG Chenxi，ZHANG Di，LIN Gan，YE Long（2404）
9502 Multi-source remote sensing image classification based on wavelet transform and parallel attention
…… WANG Jiayi，GAO Feng，ZHANG Tiange，GAN Yanhai（2415）
9503 Saliency-aware triple-regularized correlation filter algorithm for UAV object tracking
…… HE Bing，WANG Fasheng，WANG Xing，SUN Fuming（2423）
9504 Aerial image stitching algorithm based on unsupervised deep learning
…… LIANG Zhenfeng，XIA Haiying，TAN Yumei，SONG Shuxiang（2437）
9505 An adaptive automatic construction algorithm for sentiment dictionaries based on semantic rules
…… WEI Qinglan，HE Yu，SONG Jinbao（2450）
9506 Continual learning method based on differential feature distillation for multimodal network
…… HE Chiyuan，CHENG Shaoxu，XU Linfeng，MENG Fanman，WU Qingbo（2460）
9507 Cover selection method for batch image steganography based on multivariate optimization
…… WANG Yangguang，YAO Yuanzhi，YU Nenghai（2468）
9508

Pedestrian attribute recognition algorithm based on multi-label adversarial domain adaptation
…… HU Qiangliang，CHEN Lin，SHANG Mingsheng（2478）
9509 Dual-channel vision Transformer-based image style transfer
…… JI Zongxing，BEI Jia，LIU Runze，REN Tongwei（2488）
9510 A rotated content-aware retina network for SAR ship detection
…… WANG Ziyi，YIN Jiahao，HUANG Bobin，GAO Feng（2498）
9511 Improved YOLOv7 method for aerial small target detection in aerial photography
…… LIU Yinuo，ZHANG Qi，WANG Rong，LI Chong（2506）
9512 A dense pedestrian tracking method based on fusion features under multi-vision
…… HUANG Yujie，CHEN Kai，WANG Ziyuan，WANG Ziteng（2513）
9513 Semi-supervised image retrieval based on triplet hash loss
…… SHAO Weizhi，XIONG Siyu，PAN Lili（2526）
9514 Identification of induced information for personalized recommendations based on knowledge graph
…… NI Wenkai，PENG Shufan，DU Yanhui（2538）
9515 Camouflaged object detection network based on human visual mechanisms
…… ZHANG Dongdong，WANG Chunping，FU Qiang（2553）
9516 A lightweight semantic VSLAM approach based on adaptive thresholding and speed optimization
…… QI Hao，FU Yuexin，HU Zhuhua，WU Jiaqi，ZHAO Yaochi（2562）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 8（Sum 390）

9517 Technical difficulties and development trend of near-space airship's power system
…… XU Guoning，ZHANG Yanlei，CHEN Kang，HUANG Tingshuang，KONG Hua，JIAO Bin（2573）
9518 Effect pattern of multiple factors on output performance of solar array for stratospheric airships
…… YANG Xixiang，HOU Zhongxi，HAN Yu，YANG Yang（2587）
9519 Research progress on flexible perovskite solar cells
…… ZHAO Zhengjing，CAI Zihe，ZHANG Yun，QIN Xiaojun，ZHAO Dongming，ZHAO Zhiguo（2594）
9520 Exploration of large-area organic solar cells in space applications
…… ZHANG Jianqi，TIAN Chenyang，WEI Zhixiang（2605）
9521 Energy influence of stages in cruise profile for near space solar powered unmanned aerial vehicles
…… DENG Xiaolong，GAO Xianzhong，YANG Minsheng，WANG Yujie，ZHU Bingjie（2615）
9522 Energy management of solar-powered UAV based on energy closed loop
…… HU Yanpeng，GUO Jin，ZHOU Meng，WANG Xiangyu（2624）
9523 Progress in experimental research on flexible solar cells for near space application
…… WANG Hui，ZHANG Chunfu，CAO Yuexian，JIANG Xiao，ZHENG Dexu，YANG Qi（2632）
9524 Flexible crystalline silicon heterojunction solar cells for near-space applications
…… ZHAO Wenjie，HAN Anjun，MENG Fanying，HU Wentao，XU Guoning，LIU Zhengxin（2642）
9525 A high gain DC-DC converter based on switched capacitor and coupled inductor voltage multiplier unit
…… XIONG Zhenyang，YIN Jingyuan，HUO Qunhai，HAN Libo，WEI Tongzhen（2652）
9526 Overall and energy efficiency optimization for communication-oriented morphing solar-powered UAV
…… LI Zirong，YANG Yanping，ZHANG Zijian，MA Xiaoping（2663）
9527 Series-parallel topology of reconfigurable battery pack based on hybrid switching devices
…… YE Zeyu，YIN Jingyuan，ZHANG Tongshuo，SHI Changli，WEI Tongzhen（2674）
9528 Advanced perovskite photovoltaic technology for space applications
…… ZHOU Bin，QU Duo，YANG Xiaoyu，KONG Hua，TU Yongguang，XU Guoning（2685）
9529 Stability analysis of stratospheric airship energy system
…… GAO Yang，XU Guoning，WANG Sheng，LI Yongxiang，CAI Rong，YANG Yanchu（2701）
9530 Review of low-temperature electrolyte of lithium-ion batteries for near space vehicle
…… SU Fangyuan，SONG Ge，WANG Zhenbing，CHEN Chengmeng（2716）
9531 Uncertainty of solar cell calibration using a high-altitude balloon
…… ZHUANG Chunyu，XU Guoning，LI Zhaojie，TANG Yu，LI Yongxiang，WANG Yanqing（2727）
9532 Three-dimensional complete coverage flight path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAV
…… WANG Qian，WANG Xiangyu，JIAO Jun，ZHANG Zijian，ZHANG Jian（2735）
9533 Lithium metal electrode based on Au-modified CuO/CF nanoarray
…… LI Shurui，XIONG Gangyi，XING Yalan，ZHANG Shichao（2748）
9534 Distributed solar cell generation analysis and system optimization for near space vehicles
…… CAI Peiyuan，XU Guoning，KE Zhijie，ZHANG Yanlei，YANG Yanchu，CAI Rong（2757）
9535 Analysis and mitigation of spherical reflection effects on solar cell calibration using high-altitude balloons
…… ZHANG Yiqing，HUANG Tingshuang，LI Yongxiang，YANG Yanchu，XU Guoning（2767）
9536 Measurement methods for the critical bending radius of flexible solar cells
…… GAO Hongxin，ZHAO Shougen，ZHU Jialin，YU Yihao，ZHANG Zhen（2776）
9537 Optimization of multi-mission scheduling for swarm UAVs with charging platform
…… KE Zhijie，XU Guoning，CAI Rong，LI Yongxiang，YANG Yanchu（2782）

9538 A non-resonant linear soft-switching DC-DC step-up conversion topology featuring current balancing for aerostat power systems
…… HU Xiaofei，LI Hong，ZENG Yangbin，SU Wenzhe，XU Guoning（2792）
9539 Wireless charging coil location method of aircraft based on machine learning
…… YANG Shanghang，XU Guoning，JIA Zhongzhen，LI Yongxiang，ZHUANG Chunyu，YANG Yanchu（2801）
9540 Experimental investigation of overcharge caused sodium plating of hard carbon anodes for sodium-ion batteries
…… LIU Qianlei，DAI Liqin，YI Zonglin，SU Fangyuan，SUN Guohua，CHEN Chengmeng（2812）
9541 Model predictive control strategy for Buck-Boost converter of near-space aircraft
…… ZHAO Yuyu，WANG Baocheng，HUANG Tingshuang，JIA Zhongzhen，DU Xiaowei，XU Guoning（2820）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 9（Sum 391）

9542 A review of Bayesian network structure learning
…… MENG Guanglei，CONG Zelin，SONG Bin，LI Tingting，WANG Chenguang，ZHOU Mingzhe（2829）
9543 Influence analysis of flexure support characteristics on performance of inertial reference unit
…… LI Xingfei，HAN Jiaxin，TUO Weixiao，LIU Yaqi，WANG Tianyu（2850）
9544 Longitudinal autonomous separation control of aircraft in random wind fields based on MPC
…… TANG Xinmin，LU Xiaona（2860）
9545 Singing voice separation method using multi-stage progressive gated convolutional network
…… LUO Qingyu，ZHANG Tianqi，XIONG Tian（2872）
9546 Open-circuit fault diagnosis of power tubes in power converter of dual three-phase starter-generator system
…… WANG Huaji，LIU Yu，SUN Gaoyang，LI Dehong，XU Jinquan（2882）
9547 Nighttime image dehazing based on non-uniform atmospheric light correction model
…… LIN Sen，ZHA Ziyue（2894）
9548 Rolling bearing fault diagnosis method based on MSDCNN in strong noise environment
…… LEI Chunli，SHI Jiashuo，MA Shuzhen，MIAO Chengxiang，WAN Huiyuan，LI Jianhua（2906）
9549 Trajectory tracking for aircraft tug based on MPC
…… ZHANG Jun，HUANG Minghui，WANG Yuelin，YANG Xing，YE Min，JIA Yongle（2916）
9550 Resilience measurement and optimization strategy of air cargo secure supply chain
…… ZHAO Zhenwu，XING Xiaoxiao，GENG Shuo（2927）
9551 Efficiency of aircraft autonomous conflict resolution based on evolutionary games
…… WANG Hongyong，GUO Yupeng（2937）
9552 A real-time estimation method for stall angle of attack of icing aircraft
…… JIANG Feihong，LIU Zhenbao，XUE Yuan，KONG Manzhao，ZHAO Tian（2947）
9553 Trajectory optimization of high-altitude balloon in nearspace-ground collaborative observation
…… QU Yi，WANG Sheng，FENG Hui，LIU Qiang（2955）
9554 Airborne sensor multi-task scheduling algorithm based on slide time window
…… RAN Huaming（2968）
9555 Fire source localization for long short-term memory networks based on Bayesian optimization
…… ZHANG Wei，CHANG Benqiang，YANG Xu，XIONG Xiao（2979）
9556 Flutter suppression method for multi-freepalys folding fin based on sliding mode control and fin shaft drive
…… REN Haoyuan，CHENG Tao，ZHANG Cheng，CAI Yipeng，LIU Fei，ZHANG Weiqun（2987）
9557 Prediction of aeroengine rotor unbalance considering multi-source errors in assembly process
…… ZHOU Tianyi，HU Lei，ZHAO Suo，JIN Xiaoxiao，WANG Shiyu，GAO Hang（3001）
9558 Hard landing risk prediction of civil aircraft based on GBDT-GS method
…… WANG Xiangzhang，MOU Ruifang，WANG He，XU Bohao（3011）
9559 Detection method for complex dark spots on plastic gears based on U-Net++ and feature fusion
…… FANG Yiming，SHI Zhaoyao，SONG Huixu（3020）
9560 Effects of oxygen-fuel ratio on combustion stability of a model rocket engine with hypergolic propellant
…… REN Yongjie，XU Boqi，CHU Wei，GUO Kangkang，TONG Yiheng，NIE Wansheng（3030）
9561 Long-term infrared object tracking algorithm based on dynamic region focusing for anti-UAV
…… XIE Xueli，XI Jianxiang，LU Ruitao，YANG Xiaogang，ZHANG Tao，XIA Wenxin（3039）
9562 Design and simulation of guide star assisted moving faint object detection system
…… ZHANG Wei，FENG Wenquan，SUN Guotong，WANG Chunlei（3052）
9563 Conflict evidence fusion method for single-subset focal elements
…… ZHOU Cheng，XU Da，CAO Zhendi（3062）
9564 Optimization method of transition trajectory for tail-sitter unmanned aerial vehicles
…… ZOU Xu，LIU Zhenbao，ZHAO Wen，WANG Lina（3071）
9565 Cumulative thermal deformation evolution under prelonged aerodynamic and thermal loads
… LIU Shenshen，JIANG Bo，HAN Qinghua，YU Jing，YANG Xiaofeng，WEI Dong，ZHU Yandan，GUI Yewei（3086）
9566 Fast sign-off method for wiring harness topology drawings
…… LEI Lu，WU Mingyu，GUO Zhibo，QIAO Xiaoli（3098）
9567 Situation awareness model based on resource supply-demand difference and understanding
…… WANG Yihang，LIU Shuang，WANYAN Xiaoru，FENG Chuanyan，ZHOU Sunxia，QIAN Chunying（3108）
9568

Influence of cold cloud radiation on thermal-dynamic characteristics of super-pressure balloon
…… HE Lan，LIU Qiang，YANG Yanchu，ZHU Rongchen，ZHOU Jianghua（3117）
9569 Radiation characteristics of multi-phase plumes containing ice crystals from orbit-control engines
…… LUO Wudi，REN Junxue，LI Zhihui，TANG Haibin（3130）
9570 Heading enhancement algorithm of GNSS/IMU integrated navigation based on dual-antenna TDCP
…… JI Li，SUN Rui，WANG Yuanyuan，DAI Yeying（3141）
9571 Signal modulation waveform recognition method based on STF-Net
…… HA Hui，GAO Xiang，YAO Xiujuan，FU Jiangyin，LI Wei，ZHANG Xiaoyan（3150）
9572 Numerical simulation study on synergetic fire suppression of nitrogen/water-mist in aircraft cargo compartment
…… HUANG Suping，ZHU Pei，LIU Quanyi，SHAO Quan（3161）
9573 Grid error modeling aided GNSS/IMU integrated navigation comprehensive quality control algorithm
…… DAI Yeying，SUN Rui，DENG Siyu，JI Li，WANG Yuanyuan，HUANG Xuedong（3174）
9574 A mixed reliability analysis method based on direct probability integral
…… ZHU Qitao，LI Hongshuang（3183）
9575 Scheduling optimization for continuous climb and descend operations in busy terminal area
…… DU Zhuoming，ZHANG Junfeng，GUI Xuhao（3193）
9576 Ionospheric clutter suppression method based on improved TCN-Elman neural network
…… LIU Qiang，SHANG Shang，QIAO Tiezhu，ZHU Jian，SHI Yishan（3203）
9577 An efficient analysis method of helicopter fuselage bullet damage based on bullet penetration theory
…… XING Xiaobing，TAN Jianfeng，YANG Yuxiao，YONG Tian，YU Lingjun，WU Rui（3212）
9578 All-weather airport runway foreign object debris detection based on mixed attention
…… ZHANG Jingbo，REN Jie，WANG Meiqi（3222）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 10（Sum 392）

9579 Cooperative planning for safe transportation routes and flight paths of UAV with multiple dispatching centers and soft time windows …… WEI Ming，SUN Yaru，SUN Bo，WANG Shengjie（3233）
9580 Dynamically changeable human-robot collaborative assembly based on limb motion prediction
…… WU Haibin，SONG Chenyang，ZHOU Shixuan（3243）
9581 Multi-aircraft low-carbon trajectories cooperative planning for point merge operation
…… WANG Chao，LI Wenqing，SUN Shilei，XU Chenyang（3253）
9582 Spaceborne GNSS-R sea surface height inversion model using FY-3E
…… ZHANG Yun，LU Qi，ZHANG Yuewei，QIN Ganyao，HU Xiuqing，YANG Guanglin（3262）
9583 Adaptive model predictive control of virtual coupled based on artificial potential field
…… LIN Junting，NI Mingjun（3273）
9584 Sub-model based failure analysis of composite primary load-bearing hybrid joint structure
…… LI Xing，LI Zengshan，DENG Fanchen，NIE Lei，ZHANG Tian（3286）
9585 Heat dissipation characteristics and lightweight evaluation of lattice structure
…… HU Jianjun，DOU Ruochen，ZHANG Xin，YAO Jing，KONG Xiangdong（3299）
9586 Comparison and evaluation of data correction methods for directional polarimetric cameras
…… WANG Yi，MENG Binghuan，YE Chen，LUO Donggen，YAO Pingping，HONG Jin（3307）
9587 Electrical properties analysis of composite materials skin bonding structures
…… YANG Zhangang，WEI Yuhao，SHI Xudong（3313）
9588 Data processing methodology of icing meteorological detection in FAR 25 Appendix C
…… ZHANG Wenqiang，CHEN Yiyi，LEI Guoqiang，WANG Guangyu，ZHI Yafei，MAO Xuerui（3324）
9589 Modified sensorless control of PMSM based on super-twisting sliding mode auto disturbance rejection
…… CHEN Dehai，LIU Xiang，WANG Haifeng（3337）
9590 Optimization of multi-type airport ferry vehicles schedules with double service time windows characteristic
…… ZHANG Wenyi，TANG Yulaer，WANG Xulan，ZHOU Jing，BIAN Ke，LIU Zhishuo（3345）
9591 ICPS multi-modal integrated security control based on data-model linkage under dual-end asynchronous DoS attacks
…… LI Yajie，LI Gang，LI Wei，LU Chenjing（3354）
9592 Study on flame stability of oxygen-rich torch igniter
…… YANG Jinhui，WANG Xijie，XU Shiyang，WANG Xiaoli（3368）
9593 Adaptive NC process planning approach for pocket features driven by CAD/CAM models
…… XU Changhong，HUANG Rui，ZHANG Shusheng，LIANG Jiachen，BIAN Rong（3374）
9594 Reconstruction measurement method for ramjet nozzle thrust based on PIV
…… LIU Shun，KONG Xiangrui，XU Jinglei，GAO Bo，LIU Hailong（3385）
9595 Evolutionary game of subsidy strategy on multi-airport route network under homogeneous competition
…… WU Wei，LIN Zhiyi，WANG Xinglong（3392）
9596 Performance analysis of two-stage light gas gun based on higher-order code
…… XIANG Gaoxiang，WU Jiahao，WU Mengjia（3405）
9597 Non-cooperative automatic docking strategy of propellant umbilical connector for launch vehicle under fluctuating wind load
…… LI Yongyi，WANG Nan，WU Xinyue，WU Penghui，YAO Bodan（3415）

9598 Ship track prediction method based on LSTM and nautical chart constraints
…… ZHAO Rujian，YANG Wei，WU Zhenyu，ZENG Hongcheng，CHEN Jie，MA Lei（3424）
9599 Contamination lock characteristics analysis of fuel metering unit based on OMEGA theory
…… LI Wenqiang，WANG Bin，YANG Junjie，LI Keke，YE Zhifeng（3433）
9600 Bi-modal imaging method for detection of residual core in hollow turbine blades
…… YU Yangyi，YANG Yigang（3443）
9601 UAV hybrid path planning based on hierarchical deep reinforcement learning
…… LYU Chao，LI Muchen，OU Jiajun（3451）
9602 Trajectory planning and resource allocation optimization in UAV data collection missions
…… LEI Yaolin，DING Wenrui，LUO Yizhe，WANG Yufeng，LIU Siqi，ZHANG Zhilan（3460）
9603 Key points detection method for civil aircraft pilot in complex lighting environments
…… LIU Hao，SUN Youchao，WU Honglan，ZHANG Haiyan（3471）
9604 Performance of low-pressure dual-fluid water mist to reduce thermal runaway risk of ternary lithium-ion battery
…… ZENG Xiangshu，LIANG Jiaxin，SUN Qiang，HE Yuanhua（3482）
9605 Dynamic modeling and analysis of rolling bearing with raceway spalling defect
…… WANG Xiao，MA Jun，XIONG Xin，CHEN Jingyu（3492）
9606 Active deformation decision-making for four-wing variable sweep aircraft based on LSTM-DDPG algorithm
…… PENG Yuxiao，HE Zhen，QIU Jingwen（3504）
9607 Multi-stage trajectory planning method for hazard zone avoidance under uncertainty based on neural networks
…… XIE Fanwei，WANG Xugang，GU Zhenzhen（3515）
9608 Analytical solutions for ascent trajectory under high angle-of-attack conditions
…… ZHANG Keyang，WANG Peng，YU Qi，YU Wenbin，CHEN Wanchun（3524）
9609 Decomposition of logarithm mean square error of weighted geometric mean combined forecasting method
…… ZHU Shuanglei，CHEN Huayou，ZHANG Qi，WANG Yifan（3535）
9610 Research on oxygen consumption based inerting monolithic catalyst reactor performance
…… GUO Chenyang，LIU Yi，LIU Haozheng，WANG Junjie，GAO jingcheng，FENG Shiyu（3547）
9611 Design of UAV formation-keeping controller based on improved consistency algorithm
…… WAN Ru，MA Ziyuan，GONG Huajun，WANG Xinhua，ZHANG Shuai（3555）
9612 Ensemble-based prediction using multi-level degradation parameters for micro direct methanol fuel cells
…… DONG Jie，SU Yulin，ZHANG Dacheng（3567）
9613 A propeller design method considering slipstream effect and its application
…… CHEN Shengjiu，YANG Youxu，ZHANG Xingcui，WU Yifei（3578）
9614 Tool wear prediction based on attention mechanism and PSO-BiLSTM
…… YANG Peidong，HUANG Hua，YU Weiwei，GUO Baodao（3589）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 11（Sum 393）

9615 Survey of multi-level soft error mitigation techniques for SRAM-based FPGAs
…… CHEN Lei，WANG Zhuoli，WANG Shuo，ZHOU Jing，TIAN Chunsheng，PANG Yongjiang（3599）
9616 Delineation of instrument landing system localizer protection area
…… NI Yude，LI Xinxin，LIU Ruihua，GUO Jianli，WANG Yanyang（3617）
9617 Dynamic characteristics of electro-mechanical transducer with multi-slit armature for high-speed on/off valve
…… CHEN Shumei，CHEN Shaorong，LI Qizheng，HUANG Hui，LI Yuzheng，HUANG Qiufang（3630）
9618 Finite-time path tracking control of unmanned vehicles based on multi-dimensional Taylor network
…… WU Yuzhan，LI Chenlong，GONG Guanghong，LU Junyan（3641）
9619 Flight schedule optimization considering passengers' transit duration and transit service selection preference
…… LI Yanhua，YANG Jie，ZHOU Jin，GE Jiaxin（3649）
9620 Infrared image super-resolution reconstruction based on visible image guidance and recursive fusion
…… ZHANG Yan，SUN Minglei，LIU Ziyang，SUN Yemei，LIU Shudong（3662）
9621 Simulation analysis of human-machine closed-loop dynamics of aircraft landing and taxiing attitude under crosswind and wet runway conditions …… CAI Jing，NIU Yufa，WANG Yan，LI Yue，DAI Xuan（3674）
9622 Dual-stream deep network for infrared gait recognition based on residual multi-scale fusion
…… ZHANG Yunzuo，YANG Yuehui，DONG Xu，KANG Weili，BAI Jing（3688）
9623 Improved surface PMSM fast super-twisted sliding mode position tracking control
…… TAN Cao，HAO Mingji，LU Jiayu，WEI Qingkun，REN Haoxin（3698）
9624 Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in twisted spiral tubes
…… WANG Yanhong，HUANG Shuailing，DONG Ming，JIA Yuting（3709）
9625 Coordinated control of transition flight position and attitude for a quad tilt-rotor UAV
…… SU Zikang，CHEN Jia，LI Xuebing，LI Chuntao（3721）
9626 Fault diagnosis method for EMA based on multi-source signal fusion with GRU and improved attention mechanism
…… PENG Zhaoqin，LI Qicong，CHEN Juan，MA Jiming（3734）
9627 Weighted bi-directional pyramid fusion for liver tumor detection method
…… MA Jinlin，HE Kangkang，MA Ziping，OUYANG Ke（3745）

9628 Ground taxiing lateral deviation correction control for high subsonic UAVs
…… CHEN Qingyang，XIN Hongbo，LU Yafei，WANG Peng，WANG Yujie，ZHENG Junfei（3759）
9629 Application and practice of black box testing technology in fluid simulation software
…… ZHANG Fan，LIU Wan，GUO Yongyan，ZENG Zhichun，HE Qianwei，ZHAO Zhong（3769）
9630 Multi-organ detection method in abdominal CT images based on deep differentiable random forest
…… ZHENG Shenhai，LIU Xiaoxuan，WANG Ruihao（3781）
9631 BSVAR-based remaining useful life prediction method for aircraft engines
…… ZHAO Yuyu，SUO Chao，WANG Yuxiao（3790）
9632 Experimental study on multidimensional aerodynamic characteristics of small rotor in tilt transition
…… LIU Cong，LI Baiqing，WEI Zhiqiang，WANG Yu（3799）
9633 Analysis of shaping design space and aerodynamic/stealth design methodology
…… ZHOU Lin，ZHANG Wei，CHEN Xian，HUANG Jiangtao，GAO Zhenghong（3808）
9634 Prediction of creep strain of turbine blades based on finite element nodes
…… CHEN Shi，XU Heming，SUN Kai，XU Yihan，ZHANG Yishang（3822）
9635 Method for regional real-time satellite clock offset estimation considering group delay variation
…… JIANG Tingwei，TANG Chengpan，HU Xiaogong，ZHOU Shanshi，CAO Yueling（3833）
9636 Geometric cognitive computing method for sculptured surface iso-segmentation
…… HU Jingchen，ZHENG Guolei（3842）
9637 Self-weighted scaled simplex representation subspace clustering algorithm
…… LIU Zhengyan，WANG Huiwen，ZHAO Qing（3852）
9638 Optimization design of active aeroelastic wing with variable camber structure
…… LEI Chaohui，YANG Chao，SONG Chen（3862）
9639 Transfer function model of sloshing force effect of liquid propellant and its application
…… LIAO Yuzhou，ZHANG Shuguang，HAN Pengxin，XIONG Zhiyue（3869）
9640 Intention recognition method for space non-cooperative targets based on fuzzy reasoning
…… YANG Zhuo，SHI Peng，ZHOU Tao，LI Wenlong（3883）
9641 Accuracy evaluation of BeiDou broadcast ionospheric model
…… BAO Renjie，TANG Chengpan，HU Xiaogong，ZHOU Shanshi，CAO Yueling，YANG Yuze（3895）
9642 Segment congestion situation prediction based on spatiotemporal graph convolution
…… YIN Jiantang，LIU Jixin，TIAN Wen，ZHANG Ying，CHEN Haiyan（3906）
9643 Reachability evaluation method for ballistic missile based on extended boundary method
…… ZHANG Yunjie，ZHANG Fengzhe，ZHOU Jiexin，ZHOU Rui，ZOU Ting（3916）
9644 Experimental study of multi-target RCS coupling characteristics
…… ZHANG Shijian，LI Yaoyao，CAO Cheng，CHEN Ling（3926）
9645 Design and analysis of a sleeve type spiral deployment coilable mast
…… ZHANG Ce，HUANG Hai，LIU Yu，LIU Shuanjun（3934）
9646 Influence of airfoil uncertainty on aerodynamic characteristics and shape inspection method
…… WANG Guanghan，SONG Chen，YANG Chao（3945）
9647 Modeling and solution of spare parts costs for complex systems considering emergency order strategy
…… CUI Xinhao，YANG Ruiyi，ZHANG Siyue，YANG Liying，CHEN Lian，XIAO Yiyong（3953）
9648 Heuristic constraint conversion scheduling method for time-triggered flows in TSN
…… ZHOU Ziyan，LI Qiao，SHI Qidong（3965）
9649 Proportional fair access method for uplink multi-user clustering in WAIC networks
…… WU Yawu，LI Qiao，WANG Tong，WU Junjie（3973）
9650 Short-term prediction of stratospheric wind field based on POD-LSTM network
…… WEN Boqun，MIAO Jinggang，LU Ying，ZHOU Shuyu（3982）
9651 Enhanced dwarf mongoose optimization algorithm with multi-strategy fusion
…… YU Mingyang，LI Ting，XU Jing（3991）

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2025 Vol. 51 No. 12（Sum 394）

9652 Structural design and aerodynamic performance analysis of gradient hexagonal deformable wing ribs
…… LI Zhiqiang，WANG Yang，XIN Libiao（4003）
9653 Safety analysis for civil aircraft system based on improved FRAM-STPA
…… JIA Baohui，ZHANG Bo，GAO Yuan（4013）
9654 UAV detection algorithm based on attentional feature fusion
…… WANG Ershen，ZHANG Hongxuan，XU Song，YU Tengli，LEI Hong，JI Shanbin（4023）
9655 Single-station TLE estimation of NC-LEO satellite for space-based opportunistic positioning
…… QIN Honglei，DENG Ruofan，LYU Hongli（4031）
9656 Learnable graph convolution-based semantic segmentation method for 3D LiDAR point clouds in road scenes
…… MA Qinglu，DING Xueqin，HUANG Xiaoxiao，ZOU Zheng（4041）
9657 Health assessment method of nose landing gear hydraulic retraction/extension system based on GRNN
…… JIA Baohui，TAN Chuyi，GAO Yuan，WANG Yuxin（4052）

9658 Rotor assembly and unbalance distribution driven by digital twins
…… WU Fayong，WANG Weibin，CHEN Xueqi，MA Yanhong，HONG Jie（4061）
9659 Based on on-chip real-time monitoring with adaptive compensation for anti-total dose bandgap reference
…… GUO Zhongjie，REN Yuan，WANG Yapeng，QIU Ziyi，LI Mengli（4072）
9660 Chaos ephemeran algorithm combining polynomial difference learning and dimensional variation
…… MAO Qinghua，ZHAO Bing，LI Yang（4080）
9661 Application of composite structural battery in civil aircraft
…… LI Xing，LOU Yang，DONG Jiaqi，XU Jifeng，WU Haihong，SHI Weifeng（4093）
9662 SAR target recognition method under limited measured sample conditions
…… SUN Xiaokun，CHEN Yang，HU Canbin，XIANG Deliang（4106）
9663 Neural networks-based fault-tolerant control design for unmanned helicopter with multiple actuator faults
…… YAN Kun，ZHAO Jinze，CHEN Chaobo，GAO Song，CAO Kai（4115）
9664 Attitude compound control technology for micro/nanosatellite variable orbit maneuvering segment
…… LU Zhengliang，XIE Haodong，NI Tao，XU Hao（4125）
9665 Orthogonality and mounting matrix calibration technology of high precision vector magnetometer
…… LI Zhihong，WANG Jindong，ZHANG Yiteng，WU Wenmin，LIU Yuan（4136）
9666 Data security transmission protection mechanism for L-band digital aeronautical communications system based on national cryptographic algorithms …… LI Ruiqi，HUANG Yongqiang，LIU Liang，YUE Meng（4144）
9667 Control system model of COVID-19 and its application in predicting the epidemic outbreak
…… XIAO Wenlei，LIU Qiang，WANG Liuquan，ZANG Chenxin，JING Mingxia（4157）
9668 Fusion method for automobile tire-road friction coefficient observation
…… YONG Jiawang，DONG Yiyao，LI Yansong，CHEN Yanyan，FENG Nenglian（4169）
9669 Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation system for interceptor composite control
…… DENG Chen，CHEN Gong，AO Houjun，REN Siyuan，DU Wentao（4178）
9670 Finite time robust control of morphing aircraft based on time-varying gain observer
…… SUN Bing，CHEN Wei（4188）
9671 Buckling characteristics of metal-ceramic functionally graded plates in thermal loading environments
…… LI Chang，WAN Zhiqiang，WANG Xiaozhe，YANG Chao，LI Keyu（4196）
9672 EEG characteristics of changes in adult memory and attention function under 21 days fasting
…… YIN Ying，DONG Le，ZHOU Qianxiang，LIU Zhongqi（4207）
9673 Intelligent scheduling method for space-based optical sensors based on heterogeneous graph
…… PENG Houwu，TIAN Jingfeng，WU Xiaojie，MA Heyang（4216）
9674 Model and seat tip-off stability analysis of ejection seat-dummy system
…… YANG Haifeng，LI Zhigang，TAN Yuedong，XIAO Penghui，KONG Wei（4226）
9675 Finite element simulation for ultrasonic testing of materials with coarse-grained tissue
…… YANG Gongpeng，ZHOU Zhenggan，MA Tengfei，WANG Jun，LI Yang，ZHOU Wenbin（4235）
9676 Integrated design of hypersonic aircraft wing layout and mission trajectory
…… YE Yiqiao，SHEN Haidong，LIU Yanbin，GAO Zepeng，KONG Xiang，CHEN Jinbao（4246）
9677 Anti-frequency sweeping jamming method for linear frequency modulated fuze based on CFAR detection
…… YANG Qiuyan，HAO Xinhong，QIAO Caixia，YANG Jin（4258）
9678 Evaluation of TDOA based air target localization algorithm using GNSS-based passive radar
…… TAN Chuanrui，LI Tang，CHEN Wenqian，WANG Feng，YANG Dongkai，WU Shiyu（4268）
9679 Analysis and suppression of radial velocity estimation error for moving targets in wideband LFMCW radar
…… ZHOU Wei，LEI Peng，WANG Jun，WANG Jian（4279）
9680 High-speed target drone somersault maneuver control based on neural network incremental dynamic inversion
…… ZHAI Youhong，LI Chuntao，SU Zikang，LI Xuebing（4286）
9681 Monitoring lake water area change based on spaceborne GNSS-R technology
…… ZHOU Zhiling，GUAN Dongliang，LI Sisi，XIA Yimin（4299）
9682 Vision-based mobile positioner insertion method for pose alignment of large components
…… SUN Yang，ZHAI Yunong，YANG Yingke，YE Xia，FU Wei，LI Dongsheng（4310）
9683 Research on constitutive parameters of high-efficiency inverted metamorphic GaAs triple junction solar cell for space applications …… GAO Hongxin，ZHAO Shougen，ZHU Jialin，YU Yihao，LIU Xin（4323）
9684 Recognition of hypersonic inlet unstart state based on KMMS-ReliefF and SA-SVMRFE
…… ZHU Bokai，MIN Ke，WANG Jingyao，ZENG Jianping（4330）
9685 A Prediction method of rolling bearing performance degradation trends based on digital twin models
…… CHEN Jingyu，MA Jun，XIONG Xin，GUO Kai（4342）
9686 A referring image segmentation method based on bidirectional vision-language interaction module
…… DENG Yupeng，GUO Fang，WANG Rong，SONG Zhenfeng（4353）
9687 Method for determining Stanton number on blunt body in supersonic flow
…… ZHAO Jinpeng，ZENG Wei，MA Haiteng（4361）
9688 Abnormal behavior detection method based on multi-modal feature fusion
…… XIAO Bo，GUO Fang，WANG Rong，ZENG Zhaolong（4370）

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部
办公地点:北京航空航天大学办公楼西配楼412~416房间
电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448
E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn
http://bhxb. buaa. edu. cn
http://www. buaa. edu. cn

集群成员期刊

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

编辑部主任：张　嵘

编　　辑：孙　芳　万玉敏　王　茜　卞欢欢　李亚泰

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956 年创刊）

第51卷 第12期　2025年12月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.51 No.12　December 2025

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http: //bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

ISSN 1001-5965

国内定价：50.00元／期

微信公众号　超星电子书