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

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

11 | 2025
Vol.51

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 51 卷　第 11 期　（总第 393 期）　2025 年 11 月

目　　次

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）

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）

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）

基于多维泰勒网的无人车有限时间路径跟踪控制 …… 吴玉新，李晨龙，龚光红，卢俊言（3641）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

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）

曲面等值分割几何认知计算方法 …… 胡靖尘，郑国磊（3842）

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）

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）
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）
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）
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）
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）
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）
多目标 RCS 耦合特性的试验研究 …… 张世健，李尧尧，曹成，陈凌（3926）
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）
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）
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）
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）
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）
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）
融合多策略改进的侏儒猫鼬算法 …… 于明洋，李婷，许静（3991）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 404 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 37 * 2025-11

（**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. 11 (Sum 393) November 2025

CONTENTS

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)

Delineation of instrument landing system localizer protection area
NI Yude, LI Xinxin, LIU Ruihua, GUO Jianli, WANG Yanyang (3617)

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)

Finite-time path tracking control of unmanned vehicles based on multi-dimensional Taylor network
WU Yuzhan, LI Chenlong, GONG Guanghong, LU Junyan (3641)

Flight schedule optimization considering passengers' transit duration and transit service selection preference
LI Yanhua, YANG Jie, ZHOU Jin, GE Jiaxin (3649)

Infrared image super-resolution reconstruction based on visible image guidance and recursive fusion
ZHANG Yan, SUN Minglei, LIU Ziyang, SUN Yemei, LIU Shudong (3662)

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)

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)

Improved surface PMSM fast super-twisted sliding mode position tracking control
TAN Cao, HAO Mingji, LU Jiayu, WEI Qingkun, REN Haoxin (3698)

Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in twisted spiral tubes
WANG Yanhong, HUANG Shuailing, DONG Ming, JIA Yuting (3709)

Coordinated control of transition flight position and attitude for a quad tilt-rotor UAV
SU Zikang, CHEN Jia, LI Xuebing, LI Chuntao (3721)

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)

Weighted bi-directional pyramid fusion for liver tumor detection method
MA Jinlin, HE Kangkang, MA Ziping, OUYANG Ke (3745)

Ground taxiing lateral deviation correction control for high subsonic UAVs
CHEN Qingyang, XIN Hongbo, LU Yafei, WANG Peng, WANG Yujie, ZHENG Junfei (3759)

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)

Multi-organ detection method in abdominal CT images based on deep differentiable random forest
ZHENG Shenhai, LIU Xiaoxuan, WANG Ruihao (3781)

BSVAR-based remaining useful life prediction method for aircraft engines
ZHAO Yuyu, SUO Chao, WANG Yuxiao (3790)

Experimental study on multidimensional aerodynamic characteristics of small rotor in tilt transition
LIU Cong, LI Baiqing, WEI Zhiqiang, WANG Yu (3799)

Analysis of shaping design space and aerodynamic/stealth design methodology
ZHOU Lin, ZHANG Wei, CHEN Xian, HUANG Jiangtao, GAO Zhenghong (3808)

Prediction of creep strain of turbine blades based on finite element nodes
CHEN Shi, XU Heming, SUN Kai, XU Yihan, ZHANG Yishang (3822)

Method for regional real-time satellite clock offset estimation considering group delay variation
JIANG Tingwei, TANG Chengpan, HU Xiaogong, ZHOU Shanshi, CAO Yueling (3833)

Geometric cognitive computing method for sculptured surface iso-segmentation
HU Jingchen, ZHENG Guolei (3842)

Self-weighted scaled simplex representation subspace clustering algorithm
LIU Zhengyan, WANG Huiwen, ZHAO Qing (3852)

Optimization design of active aeroelastic wing with variable camber structure
LEI Chaohui, YANG Chao, SONG Chen (3862)

Transfer function model of sloshing force effect of liquid propellant and its application
…… LIAO Yuzhou，ZHANG Shuguang，HAN Pengxin，XIONG Zhiyue （3869）
Intention recognition method for space non-cooperative targets based on fuzzy reasoning
…… YANG Zhuo，SHI Peng，ZHOU Tao，LI Wenlong （3883）
Accuracy evaluation of BeiDou broadcast ionospheric model
…… BAO Renjie，TANG Chengpan，HU Xiaogong，ZHOU Shanshi，CAO Yueling，YANG Yuze （3895）
Segment congestion situation prediction based on spatiotemporal graph convolution
…… YIN Jiantang，LIU Jixin，TIAN Wen，ZHANG Ying，CHEN Haiyan （3906）
Reachability evaluation method for ballistic missile based on extended boundary method
…… ZHANG Yunjie，ZHANG Fengzhe，ZHOU Jiexin，ZHOU Rui，ZOU Ting （3916）
Experimental study of multi-target RCS coupling characteristics
…… ZHANG Shijian，LI Yaoyao，CAO Cheng，CHEN Ling （3926）
Design and analysis of a sleeve type spiral deployment coilable mast
…… ZHANG Ce，HUANG Hai，LIU Yu，LIU Shuanjun （3934）
Influence of airfoil uncertainty on aerodynamic characteristics and shape inspection method
…… WANG Guanghan，SONG Chen，YANG Chao （3945）
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）
Heuristic constraint conversion scheduling method for time-triggered flows in TSN
…… ZHOU Ziyan，LI Qiao，SHI Qidong （3965）
Proportional fair access method for uplink multi-user clustering in WAIC networks
…… WU Yawu，LI Qiao，WANG Tong，WU Junjie （3973）
Short-term prediction of stratospheric wind field based on POD-LSTM network
…… WEN Boqun，MIAO Jinggang，LU Ying，ZHOU Shuyu （3982）
Enhanced dwarf mongoose optimization algorithm with multi-strategy fusion
…… YU Mingyang，LI Ting，XU Jing （3991）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0587

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
(北京微电子技术研究所，北京 100076)

摘 要：静态随机存取存储器(SRAM)型FPGA具有开发成本低、设计周期短、通用性广等一系列优点，被广泛应用于航天、军事、高能核物理和地面通信等领域，这些应用的特殊性对FPGA器件的抗辐射性能提出了额外的需求，研究SRAM型FPGA的软错误防护方法，进而提升系统可靠性变得迫在眉睫。基于此，按硬件级别、系统级别和软件级别对各类抗辐射优化技术进行概述，梳理硬件防护、三模冗余(TMR)、动态刷新重配置、设计实现算法优化等主流技术，对各项技术的优势和劣势进行分析，并阐述使用原位容错方法作为补充技术，对三模冗余加动态刷新重配置技术后的FPGA设计进行进一步加固的可行性和必要性。对机器学习技术在抗辐射优化中的应用探索做了总结和展望，并对基于强化学习的软件容错方法的架构进行了描述，以希望为进一步完善FPGA软件抗辐射措施提供技术支持，为抗辐射加固及相关领域的研究人员提供参考。

关 键 词：FPGA；单粒子效应；三模冗余；刷新技术；原位容错；软错误率
中图分类号：TN47; TP301; V443
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3599-18

现代的静态随机存取存储器(static random-access memory, SRAM)型FPGA具有开发成本低、设计周期短、通用性广等一系列优点，被广泛地应用于航天、军事、高能核物理和地面通信等领域[1-2]。但空间应用环境存在强辐射，使SRAM型FPGA存在诸多辐射敏感点，导致功能错误或紊乱，亟须从硬件、软件和系统等多个级别多FPGA进行抗辐射加固。

除了空间环境，SRAM型FPGA也被广泛应用于地面环境中。地面环境的整体辐射强度相对较小，但某些特殊应用下也存在大量辐射源。例如，应用在高海拔地区和航空器上的电子器件，其遭受的辐射强度是零海拔地区的数十到数百倍[3]；在高能核物理实验中，研究人员需要使用SRAM型FPGA读取和处理原始实验数据，在该应用中，FPGA中每秒会发生高达2.5次的单粒子翻转事件[4]；在欧洲和日本的核废墟处理任务中，普遍使用机器人替代人类进行作业，许多应用于此环境中的FPGA电子器件，也需考虑强辐射环境的影响[5]。

除上述特殊环境外，由于SRAM型FPGA相较于CPU和GPU有更好的性能和能耗比[6]，也被运用在如云计算、通信网络、数据中心等的地面大规模系统中。单个电子器件在地面受到的辐射量较小，但系统中超大规模电子器件带来的累积效应仍不可忽视。例如，在超级计算机这样的大规模系统中，每周发生在CPU上的软错误高达26.1个[3]；在纽约部署的10万块FPGA量级云计算系统中，平均每90 min就会发生一次单粒子翻转事件[6]。因此，在对可靠性较高的工业应用中，FPGA软错误防护方法的研究也是必不可少的。

首先，本文对空间环境中的辐射源及其造成的辐射效应进行了简要描述，并对各种类型FPGA在

收稿日期：2023-09-14；**录用日期**：2023-12-22；**网络出版时间**：2024-03-07 21:04
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1722.003
基金项目：国家科技重大专项(2009ZYHJ0005)；国家自然科学基金(62374138)
*通信作者. E-mail：chenleinpu@vip.126.com

引用格式：陈雷，王卓立，王硕，等. SRAM型FPGA多层级软错误防护技术研究进展[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3599-3616. CHEN L，WANG Z L，WANG S，et al. Survey of multi-level soft error mitigation techniques for SRAM-based FPGAs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3599-3616 (in Chinese).

辐射环境下受到的影响进行概述；然后，在此基础上，按照软错误防护方法的层级关系对FPGA容错算法进行分类，并按此分类对当前国内外的FPGA容错技术进行综述；最后，对FPGA容错技术的现有不足和未来趋势进行总结，以期对同行业研究人员提供SRAM型FPGA抗辐射优化技术选型参考，为未来相关研究提供技术支撑。

1 背景知识

1.1 辐射来源及效应

1.1.1 辐射来源

空间辐射主要有3种来源：地球俘获带[7]、银河宇宙射线和太阳高能粒子射线[8]。大气和地面辐射主要由高能宇宙射线进入大气层后引发的次级粒子形成，除此之外，空间中，高能粒子与材料相互作用产生的次级辐射（如韧致辐射）也会导致电子器件失效。

上述辐射在空间环境中通量最大，高空大气次之，随着海拔的降低，辐射通量呈指数级减少，在地面低海拔地区，单个电子器件受到的辐射较少，但超大电子系统中因包含大量电子器件，辐射的影响也无法忽略；此外，核废墟、高能核物理实验等特殊场景下，也存在小范围内大通量/大剂量的其他辐射来源。

1.1.2 辐射效应

在上述高能粒子的影响下，FPGA会受到各种效应的影响，主要包括：

1）总剂量效应（total ionizing dose, TID）。在辐射环境中工作的FPGA设备，其氧化层在高能粒子的影响下会产生缺陷，缺陷累积到一定剂量会导致器件出现漏电流变大、亚阈值摆幅变化等退化现象[2,9]。在纳米工艺后，随着栅极氧化层的厚度越来越薄，总剂量效应已经基本在基于二氧化硅栅介质的器件中消失[10-11]。

2）单粒子事件（single event effect, SEE）。指器件受到射入的单一粒子影响（区别于总剂量效应），发生功能扰动或永久故障的现象。单粒子事件包括单粒子闩锁事件（single event latch-up, SEL）、单粒子翻转事件（single event upset, SEU）、多粒子翻转事件（multiple bits upset, MBU）、单粒子功能中断事件（single event functional interrupt, SEFI）、单粒子瞬态事件（single event transient, SET）等。

① 单粒子闩锁事件。由于单个高能粒子射入产生的瞬态电流，FPGA中CMOS器件的PNPN结构被锁定；单粒子闩锁事件发生时，单粒子闩锁区的电流将大幅增加，这种现象可能造成器件的永久损伤，也被作为检测单粒子闩锁事件的主要特征[2,12-13]。

② 单粒子翻转事件。单粒子翻转事件是一种软错误，指单个高能粒子射入敏感器件（如SRAM器件），从而导致器件发生逻辑反转的现象；如SRAM型FPGA的电路逻辑取决于SRAM配置存储阵列中存储的电平值，SRAM器件中发生的单粒子翻转事件会导致FPGA中器件的逻辑发生改变，最终导致整个电路逻辑出错。单粒子翻转事件是SRAM型FPGA中最常见的辐射效应，但可以通过冗余、刷新、逻辑屏蔽等方法进行容忍[2,14-15]，是本文主要讨论的空间辐射效应。

③ 单粒子瞬态事件。高能粒子射入敏感节点后，会出现短暂的电压脉冲或电流异常，这种异常被称为单粒子瞬态事件；若单粒子瞬态事件发生在存储单元的读写阶段，则会造成存储单元内容的错误读取或翻转[15-17]。

④ 单粒子功能中断事件。高能粒子射入敏感节点后，导致电路器件出现复位、锁定等故障，以及电路停止运行的软错误，被称为单粒子功能中断事件。这类事件通常与发生在控制位或寄存器上的单粒子翻转事件有关[15,18]，通常可以通过断电或重启的方式来恢复器件的正常功能。

上述辐射效应对电子器件的影响在宇宙空间环境中尤为显著，其中，总剂量效应的影响随着工艺的发展越来越小；单粒子闩锁事件可能对电子器件造成永久损伤，但通过在版图中添加保护电路和自检测与断电设计，可以有效在现代CMOS器件中防护单粒子闩锁事件效应；其余的单粒子翻转事件、单粒子瞬态事件、单粒子功能中断事件仍是高频发生在CMOS器件上的辐射事件，需要进行有效的防护措施。

1.2 FPGA特点和结构

目前，FPGA逐步向平台化方向发展，如图1所示，一块FPGA由可编程核心、通用处理器、以太网、串行高速接口等多种复杂电路组成。其中，可编程核心为双层逻辑[19]，上层为用户逻辑，包括输入输出资源、可编程逻辑块、可编程互联资源，以及时钟模块、可编程射频等多种复杂IP核；下层是配置存储器（configuration RAM, CRAM），通过改变存储在下层的配置位，可以更改上层用户逻辑中查找表（look-up table, LUT）的逻辑和连接方式，进一步控制整个FPGA的电路逻辑。根据FPGA片内CRAM阵列中存储单元的类型，可将FPGA分为SRAM型、反熔丝型和Flash型3类。

SRAM型FPGA具有极强的编程灵活性，其配置位存储在SRAM单元中。SRAM单元是由6个

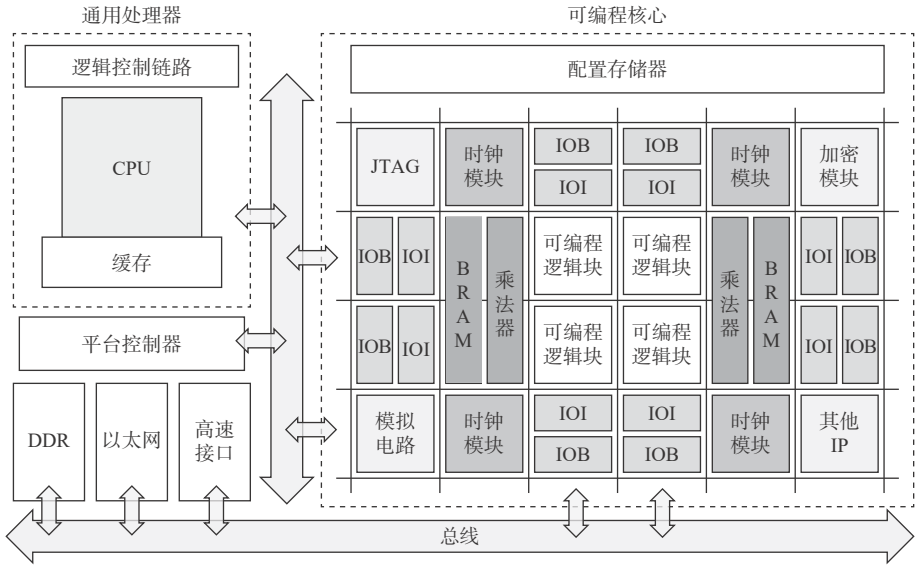


图 1　FPGA 平台的系统架构

Fig. 1　System architecture of FPGA platform

CMOS 管组成的易失型静态存储器，最大优势是具有极快的读写速度，且由于 SRAM 单元与主流 CMOS 工艺兼容，可以采用最新的制造工艺以提高存储阵列的集成度，如 Xilinx 公司最新的 Versal 系列产品采用了 7 nm 的工艺[20]。

反熔丝型 FPGA 的下层 CRAM 为反熔丝型结构，反熔丝型结构包括 MTM 结构、ONO(SiO_2-Si_3N_4-SiO_2)结构等，反熔丝存储单元是非易失的，且对总剂量效应、单粒子事件等完全免疫，反熔丝型 FPGA 的 CRAM 仅能一次编程，无法应用在需要重构的任务中，但可以作为黄金 FPGA，为易受辐射效应影响的 FPGA 提供恢复样本。反熔丝型 FPGA 工艺发展较缓慢，目前，国外最先进的反熔丝型 FPGA 是 Microchip 公司的 RTAX4000S 型，采用了 0.15 μm 工艺[21]；国内最先进的产品采用了 0.18 μm 工艺[22]。

Flash 型 FPGA 的下层 CRAM 为 Flash，基于 Flash 的 FPGA 不需要外部 CRAM，通常具有更小的系统占用空间和功耗，且启动时间很快，但由于 Flash 器件对总剂量效应和单粒子闩锁事件的容限更低，在长期太空任务中的应用也少于 SRAM 型 FPGA。目前，最先进的 Flash 型 FPGA 是 Microchip 公司的 PolarFire 系列，规模约 5 000 万门[23]。

除上述 3 种存储技术外，许多新型存储技术也被应用在 FPGA 中，如阻变存储器(resistive RAM, RRAM)、磁性随机存储器(magnetoresistive RAM, MRAM)、铁电存储器(ferroelectric RAM, FeRAM)等。在 FPGA 的抗辐射应用中，这些新型存储技术主要用于做片外存储。

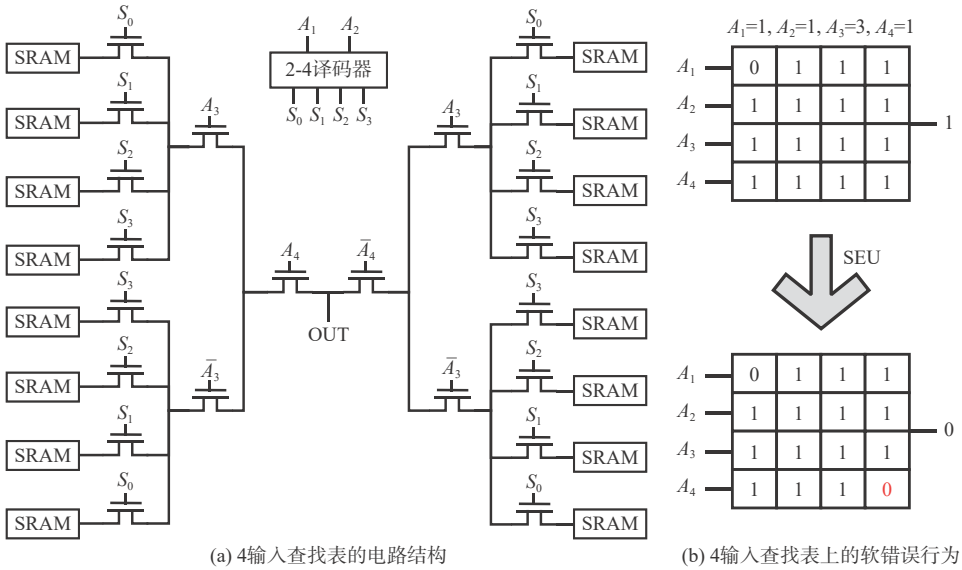
作为抗辐射 FPGA 的主要“战场”，宇航航天器主要选择 SRAM 型 FPGA，这是因为 SRAM 型 FPGA 的制程工艺较反熔丝型器件更先进，抗辐射性能优于 Flash 型器件，且经过多年的抗辐射措施研究，SRAM 型 FPGA 已能较好地满足当前宇航任务的要求[24]。但为了更好地适应未来宇航任务和其他抗辐射场景日益增长的需求，针对最新的 FPGA 架构进行抗辐射优化，仍需继续研究软错误的机理和容错方法。以某先进型号 FPGA 的电路结构为例，分别分析软错误对逻辑单元块(configurable logic blocks, CLB)、互联资源、块存储器(block RAM, BRAM)和其他电路的影响。

1) 逻辑单元块。该 FPGA 中的每个基于簇结构的逻辑单元块含有 4 个 6 输入的查找表，每个 6 输入查找表由 4 个 4 输入查找表拼接而成，4 输入查找表的电路结构示意图如图 2(a)所示，其中，A_1～A_4 为查找表的输入，S_0～S_3 为中间信号，由 A_1 和 A_2 信号通过 2-4 译码器生成；CRAM 单元通过码流直接配置，存放真值表的对应内容。

图 2(a)为 4 输入查找表的结构示意图，真值表中的 16 个 SRAM 单元按照如图 2(b)所示方式配置，此时该 4 输入查找表执行的是一个 4 输入或门。图 2(b)上方是正常运行的查找表，下方是发生单粒子翻转事件后的查找表，查找表中第 16 个 SRAM 中存储的 1 变为 0，导致输出结果出错。

每个 4 输入查找表有存储在 SRAM 中的 16 个配置位，由于输入向量未知，发生在每个配置位上的软错误都有可能最终传递到输出。

2) 互联资源。FPGA 内部基于簇结构的逻辑单元块通过互联资源相连，互联资源分为可编程连线和其他硬件连线，其中，可编程配置资源通过配



(a) 4输入查找表的电路结构　(b) 4输入查找表上的软错误行为

图 2　4 输入查找表电路结构示意和软错误行为

Fig. 2　4-input look-up table circuit structure and soft error behavior

置位配置，若配置位发生翻转，将会导致由布线资源引起的故障，主要分为以下 3 种：

① 开路故障。开关矩阵中，2 个端点正常状态下通过互联点连接，控制该互联点的配置位翻转，导致连接断开，形成开路故障。

② 短路故障。开关矩阵中，两端点间无连接，控制某个互联点的配置位翻转，导致两端点间的非法连接，形成短路故障。

③ 桥接故障。开关矩阵中，a、b 端点连接，c、d 端点连接，控制 b、c 端点间互联点的配置位发生翻转，导致 a、d 间产生非法连接，形成桥接故障。

对可编程互联点进行研究，以开关矩阵中的多路选择器和逻辑单元块中的多路选择器为例，图 3(a)为开关矩阵中多路选择器的电路结构，电路由传输管结构实现导通/截止逻辑，图 3(b)为逻辑单元块中 6 输入多路选择器的电路结构。

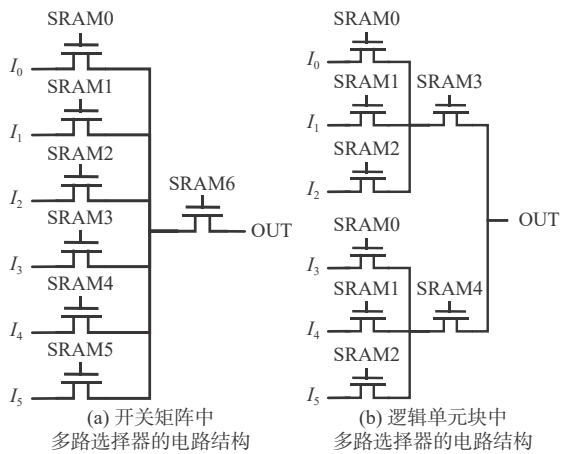
可见，每个互联资源点由 2 位或更多配置位控制，发生在配置 SRAM 单元上的单粒子翻转事件会直接造成由布线资源引起的故障。

3）块存储器。FPGA 中存在一定数量的 BRAM，以实现内部数据的随机存储，是 FPGA 的第二大存储单元，存储着用户的设计状态。与 CRAM 相同，发生在 BRAM 中的单粒子翻转事件会累积，造成用户存储的内容出错。

除上述电路外，FPGA 中还存在通用处理器、高速接口等对辐射敏感的器件，也需进行抗辐射加固。

1.3　FPGA 抗辐射优化方法分类

对 SRAM 型 FPGA 的防护方法按照采取防护措施的阶段，可以分为硬件、软件和系统 3 个级别。



(a) 开关矩阵中多路选择器的电路结构　(b) 逻辑单元块中多路选择器的电路结构

图 3　FPGA 中不同多路选择器的电路结构

Fig. 3　Circuit structure of various multiplexers in FPGA

1）硬件级别。在电子器件的制造过程中，考虑进行单粒子加固，主要关注 2 个方向：①在器件的材料、工艺等方面，考虑采用对辐射不敏感的新材料或新工艺，如采用对辐射免疫的 MRAM 作为 FPGA 的存储阵列[25-26]，或使用体硅外延等工艺为器件提供天然的抗单粒子能力[27]；②使用抗辐射的单元版图，如文献 [28-29] 中使用单粒子翻转加固的 SRAM 单元结构，通过提高 SRAM 单元的翻转临界电荷来提升器件的可靠性。

2）系统级别。在系统级对 FPGA 进行单粒子加固，通常是牺牲时间和空间资源，利用电路或系统级别上的冗余，实现错误检测与纠正（error detection and correction, EDAC）、自检测电路、动态刷新重配置等抗辐射方案[30-31]。此类措施依赖于片外资源，充分发挥 SRAM 型 FPGA 灵活编程的特性，可根据任务需求人为设定，在航天和高能核物理应用中被广泛应用。

3) 软件级别。在软件级别对 FPGA 进行抗辐射优化, 即对 SRAM 型 FPGA 设计实现中综合、映射、布局布线、生成码流等过程进行优化, 对用户设计电路进行不改变逻辑的修改, 以加强电路可靠性。上述设计实现的步骤中, 通常涉及软件算法的优化问题。一种思路是: 在求解优化问题的过程中, 将可靠性加入考虑, 文献 [32-38] 通过对布局布线、综合等步骤进行优化, 不同程度地提高了 FPGA 的抗辐射性能, 这类方法原理较为抽象, 但具有巨大的解空间。另一种思路是: 在软件上对用户电路进行三模化, 将电路模块复制为 3 份, 为每个模块提供相同的输入, 3 个模块的输出被连接到多数表决器, 以少数服从多数的方式屏蔽错误, 这种方法会耗费大量的额外面积, 文献 [39-42] 针对这一缺点进行了不同方向的研究, 提出了更有效的三模冗余(triple modular redundancy, TMR)方法。使用软件对 FPGA 进行抗辐射优化是透明过程, 在开发完成后, 无需关心实现细节, 对用户而言是最方便的容错方法。

除对 FPGA 进行抗辐射优化外, 对当前设计实现的可靠性进行量化也是一个重要的过程, 量化结果需能转换为软错误通用指标, 如平均故障间隔时间(mean time to failure, MTTF)。目前, 主流的软错误率评估方法有辐射实验、故障注入和软件仿真 3 种。辐射实验需要将待评估的电子器件放置于真实辐射环境下照射[43], 是最准确也是成本最高的软错误率评估方法; 故障注入方法依托 FPGA 的重配置功能, 是较为直观和普遍采用的方法; 与前 2 个方法不同的是, 软件仿真方法可以在设计阶段提供近似的 FPGA 容错能力评估结果, 可与设计实现算法优化方法配合使用。

2　软错误防护现有研究方法

2.1　硬件防护方法

硬件防护方法是通用的抗辐射加固方法, 适用于 FPGA 内的所有电路资源, 可用于加固通用处理器、高速接口等敏感电路。

在硬件层次对 SRAM 型 FPGA 进行抗辐射防护, 主要分为 2 个方面: ①采用新型防辐射工艺, 提高器件的单粒子容限; ②采用抗辐射的版图设计, 通过额外的器件来提升总体抗辐射性能[44]。

在工艺层面, 主要采用的技术包括体硅外延工艺和绝缘体上硅(silicon on insulator, SOI)工艺。体硅外延技术指在低电阻率的衬底上生长一层高电阻率的外延层, 该技术提高了器件对总剂量效应和单粒子闩锁事件的容限, 但对单粒子翻转事件、单粒子瞬态事件和单粒子功能中断事件的防护效果有限[27]。SOI 工艺分为部分绝缘体上硅(partially depleted SOI, PDSOI)和全耗尽绝缘体上硅(fully depleted SOI, FDSOI)。SOI 工艺相对于传统工艺, 在沟道和衬底之间多了一层埋氧层(buried-oxide, BOX), 一定程度上降低了电荷共享效应, 提升了器件的抗辐射性能, 但 BOX 层作为器件的第 2 个退化源, 也需考虑到总剂量效应带来的额外影响。

在版图设计层面, 文献 [28-29] 提出了抗单粒子翻转加固的 SRAM 单元结构, 如图 4 所示。相较于传统的 6T 结构, 图 4(a)中的 Quatro 10T 结构可将临界电荷提高 2 倍, 显著提高了抗单粒子翻转性能; 图 4(b)中的 Quatro 12T 结构相较于 Quatro 10T 结构提升了写入性能, 但并未获得显著的抗辐射性能提升。除图 4 中提到的抗辐射加固 SRAM 单元外, 14T[45] 和 18T 的抗辐射 SRAM 单元设计在获得高抗辐射能力的同时, 也耗费了大量的面积资源, 不利于小尺寸和低功耗设计。综上所述, 使用版图设计的方法对器件进行抗辐射加固, 需要综合考虑器件面积、功耗和抗辐射性能, 找到各项指标均衡的平衡点。

针对 SRAM 单元抗辐射性能不足的缺陷, 部分研究学者提出使用其他抗辐射存储单元对 SRAM 单元进行替代的方案。例如, 文献 [19,25] 提出了基

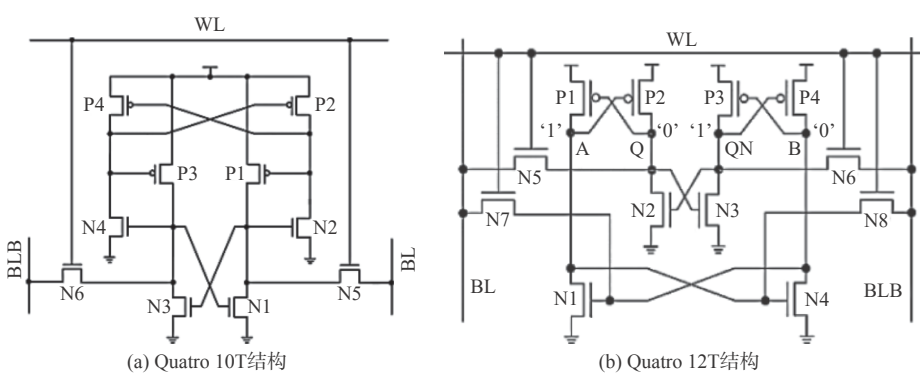


图 4　抗辐射加固 SRAM 单元结构

Fig. 4　Structure of radiation-hardened SRAM cells

于MRAM的FPGA。MRAM具有零漏电流、非挥发性和兼容CMOS工艺等特点，为器件提供了低功耗的特性，且由于其关键部件，即磁性隧道结（magnetic tunnel junction, MTJ）天生对辐射免疫[26]，只需通过在版图上对其他CMOS单元进行额外的抗辐射设计，即可获得对单粒子效应的高防护能力。虽然基于MRAM的FPGA在寿命、写延迟和写能耗等方面仍存在一些不足，但在许多抗辐射应用中已具备替代SRAM型FPGA的潜力。

2.2 系统防护方法

系统级的防护方法主要是人为在电路和系统级别设置额外的防护电路，为工作FPGA提供故障检测和修复，系统防护方法依赖于片外资源。目前，主流的系统防护方法包括动态刷新重配置、EDAC码等。

2.2.1 动态刷新重配置技术

动态刷新重配置技术主要用于防护运行时发生在CRAM中的单粒子和多粒子翻转事件，其基本思路为：定期将存储于可靠内存中的“黄金”码流写入运行时的FPGA中，以纠正可能发生翻转错误的CRAM。

刷新技术最简单直观的思路是直接使用刷新电路，定期将存储于可靠内存中的码流写入FPGA中，对码流进行刷新，这种刷新不考虑当前FPGA是否发生错误，而是坚定地按照固定时间间隔进行刷新，称为盲刷新[46]。盲刷新的问题在于：只要计时器结束，无论当前是否发生错误，都会对CRAM进行写入操作，由于配置码流的写入过程会受到辐射的影响，频繁地写入将会潜在增加发生单粒子功能中断事件的概率。Xilinx在官方文档[47]中建议用户在对FPGA的CRAM进行写入操作前，对当前电路进行单粒子功能中断事件检测，包括对帧地址寄存器、状态寄存器和控制寄存器进行检查，以防止在刷新的过程中引入额外错误。

在进行刷新操作前，可以利用SRAM型FPGA的回读特性，将回读得到的码流与“黄金”码流进行对比，仅在回读码流有误的情况下才进行刷新，此类方法减少了写入的次数，降低了由刷新引入单粒子功能中断事件的可能性。将回读码流与“黄金”码流进行对比主要有2种方法：①使用循环冗余校验（cyclic redundancy check, CRC）计算回读码流的校验和，通过将该校验和与“黄金”码流的CRC校验和进行比较，以确定回读码流中是否存在单粒子翻转错误；②使用器件自带的纠错码（error-correcting code, ECC），如Xilinx公司Virtex-5器件的FRAME_ECC_VIRTEX5原语[48]，使用单位纠错双位检错（single error correction and double error detection, SECDED）汉明码对回读码流进行计算，若检测到错误，则使用“黄金”码流对器件进行修复。

在使用“黄金”码流对器件进行修复时，简单且直观的思路是将整个器件的码流全部刷新，该方案的刷新电路简单，但如上文所述，对器件进行不必要的刷新会引入单粒子功能中断事件，即使是使用基于回读的刷新技术，对整个器件的刷新也会导致很多不含错误的帧被无效刷新。为进一步减少无效刷新，研究人员设计了更复杂的刷新电路，利用FPGA器件的纠错检错机制[48]定位发生错误的帧，当电路发生错误时，仅对发生错误的帧进行刷新。基于帧刷新方案的优点在于可以降低单粒子功能中断事件的发生概率，且即使单粒子功能中断事件发生，也会被“隔离”在一帧内。

在刷新时机的选择上，许多研究选择按照固定频率对FPGA设计进行错误的检测和刷新，与FPGA的运行及其他容错措施异步进行，也有的研究选择错误触发的刷新机制，即引入错误触发机制，在电路中检测到错误后，该机制会触发刷新控制器，对电路中的错误码流进行修复。错误触发的刷新机制可以尽可能地减少平均修复时间（mean time to recover, MTTR）和对CRAM的访问次数，但需在软件和硬件层面设计更加复杂的错误检测机制[49-50]。

按照刷新电路的位置，可以将刷新技术分为内部刷新和外部刷新。外部刷新通常通过SelectMAP接口实现，如图5（a）所示，外部刷新电路通过SelectMAP接口对FPGA的CRAM进行回读和写入码流操作；内部刷新通常通过ICAP接口实现，如图5（b）所示，刷新电路在FPGA内部实现，通过ICAP接口访问可靠存储器并对电路进行刷新[51]。在FPGA外部实现刷新电路可以提高系统的鲁棒性，但需额外为刷新电路提供抗辐射加固；在FPGA内部实现刷新电路无需考虑额外加固，但无法处理FPGA电路内发生的单粒子多位翻转事件。

表1对上述刷新技术进行了分类、总结和对比。可知，实现越复杂的刷新方法，获得的容错效果也越好。在实际刷新系统的设计中，研究人员也会混合使用上述方法来获得更好的容错效果。例如，文献[51]提出了一种混合刷新策略，使用内部刷新电路对单位翻转进行检测和修复，并对多位翻转进行检测，若检测到多位翻转发生，则交由外部刷新电路进行修复，获得了更全面的容错性能。也有研究学者对更细粒度的刷新方法进行了研究。例如，文献[52]提出了一种基于节点软错误率的刷

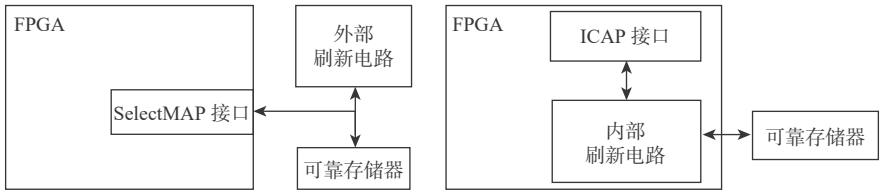


图 5　刷新逻辑的不同实现位置

Fig. 5　Different implementations of scrubbing

表 1　动态刷新重配置技术分类

Table 1　Dynamic scrubbing reconfiguration techniques classification

分类标准	刷新方法	优势	劣势	实现复杂度	容错效果
按刷新策略	盲刷新	实现难度低, 对多粒子翻转事件有效	过多无效刷新提升了单粒子功能中断事件的发生概率	低	中
	基于回读检测的刷新	减少无效刷新次数, 对多粒子翻转事件有效	需要额外的比较器电路	中	高
按刷新范围	基于设备的刷新	实现难度低	过多无效刷新提升了单粒子功能中断事件的发生概率	低	中
	基于帧的刷新	降低了单粒子功能中断事件的发生概率	实现复杂度上升, 刷新速度减慢	中	高
按刷新时机	按时刷新	实现难度低	容错效果取决于刷新频率, 过多无效刷新, 功耗较高	低	中
	按需刷新	容错效果好, 最小化无效刷新带来的副作用	实现较复杂	较高	较高
按刷新电路位置	外部刷新	鲁棒性高	需外部电路	中	高
	内部刷新	实现简单	刷新电路会受到软错误影响	较高	中

新方法, 对 FPGA 设计中不同节点的软错误率进行评估, 对软错误率高的节点使用更快的刷新频率, 对软错误率低的节点使用较慢的刷新频率, 以此获得更好的容错效果。

2.2.2　面向 BRAM 的错误检测与纠正

SRAM 型 FPGA 内部的 BRAM 资源是用于用户存储的高密度存储模块, 在辐射环境中, BRAM 容易受到单粒子翻转事件的影响, 导致数据错误或丢失。

对 BRAM 的防护方法主要是使用三模冗余(包括三模化的表决器)和内部刷新电路。文献 [51] 提出了一种内部电路结构。在现代 FPGA 器件中, BRAM 中内置了检错 ECC 电路, 该电路使用 64 位编译码器实现单位纠错和双位检错, 但检错电路本身并未进行防护, 也会受到单粒子翻转事件的影响。文献 [53] 提出使用基于 RM(2,5)码的 EDAC 容错技术, 对 BRAM 进行了进一步的抗辐射优化。

2.2.3　片外存储

严苛的航天任务对 FPGA 采用片外存储器。一方面, 航天器从太阳能电池板获得的功率有限, 限制了整个电子系统的峰值功耗; 另一方面, FPGA 芯片的正常运行需要通过可靠的非易失性片外存储来保障, 对片外存储器件的抗辐射性能提出了较高要求。

目前, 主流的宇航用非易失性存储器主要包括反熔丝、Flash、RRAM、MRAM 和 FeRAM 等, 如表 2 所示。相较于 SRAM, 反熔丝型 FPGA 仅能单次编程, 但极强的抗辐射性能使其在航天领域中被广泛应用; Flash 型 FPGA 具有高密度、低功耗的特性, 单个宇航用 NOR Flash 的容量可达 512 Mbit[54], 可用于对片外存储性能要求较高的应用中; RRAM 的工作电流低, 且低功耗下具有较高的性能, 有在空间辐射环境中应用的潜力; MRAM 的关键部件 MTJ 天生对辐射免疫, 对 CMOS 工艺的兼容也扩大了其在抗辐射环境下的应用; FeRAM 具有极强的耐用性, 其较低的工作电流也有利于控制航天器电子系统的整体功耗。

2.3　软件防护方法

在软件级别对 FPGA 进行抗辐射优化, 即对 SRAM 型 FPGA 设计实现中综合、映射、布局布线、生成码流等过程进行优化, 对用户设计电路进行不改变逻辑的修改, 以增强电路的可靠性。一种思路是在求解综合、映射、布局布线等优化问题时加入对可靠性的考虑, 或单独在上述流程中添加优化步骤; 另一种思路是将电路进行三模冗余处理, 随着三模冗余技术的发展, 研究人员对电路三模的处理粒度越来越细, 处理所在的层次也越来越抽象, 插入表决器、复制电路等大部分三模冗余操作均在软件层面完成, 故将该方法归入软件防护方法中。

表2 FPGA在抗辐射环境中采用的片外存储技术

Table 2 Off-chip storage techniques for FPGAs in radiation-resistant environments

存储技术	抗辐射性能		抗辐射应用	描述
	抗总剂量效应能力	抗单粒子事件能力		
SRAM	较强	较弱	用于片内配置位存储阵列	采用冗余设计、刷新配置等方法来提高可靠性
反熔丝	免疫	免疫	用于片内配置位存储阵列	仅能单次编程
Flash	较弱	较弱	用于片内配置位存储阵列/用于片外存储	密度高,功耗低,单器件容量达512 Mbit
RRAM	强	强	用于片外存储	工作电流低,低功耗下具有高性能
MRAM	强	强	用于片内配置位存储阵列/用于片外存储	关键部件免疫辐射效应,兼容CMOS工艺,单器件容量达4 Mbit[55]
FeRAM	较强	较强	用于片外存储	极强耐用性,工作电流低,单器件容量达2 Mbit[56]

2.3.1 三模冗余

三模冗余是多模块冗余的一种形式,基本思想为:将模块复制为3份,为每个模块提供相同的输入,3个模块的输出被连接到多数表决器,以少数服从多数的方式屏蔽错误,其应用前提是同一时刻只有一个模块会出现错误,基于该前提的三模冗余技术可以对大多数实际电路中的软错误进行检测和屏蔽,且相对于其他数量的多模块冗余技术,三模冗余在面积和容错效率的平衡上最优,是目前最常用的软错误缓解技术。

但三模冗余技术存在诸多缺陷:①最直观的一点,三模冗余技术将电路复制为3份,导致需要占用原设计3倍的电路资源,引入了巨大的额外开销;②无法屏蔽发生在表决器上的单粒子翻转错误;③发生在3个模块中的软错误会累积,且在单粒子事件发生频繁的场景下,该累积效应会大大加快,若不对错误进行修复,最终导致三模冗余技术失效[57]。此外,现代FPGA中存在共享布线资源,发生在共享布线资源上的软错误可能会同时影响三模冗余中的2个模块,导致容错失效。针对上述问题,研究人员对细粒度三模冗余技术、系统分级技术、状态同步技术和高层次三模冗余技术进行了研究。

1)细粒度三模冗余技术。针对三模冗余技术消耗过多资源的问题,也为了进一步提升三模冗余技术的容错效果,出现了一系列对设计局部进行细粒度三模冗余化的技术,即细粒度三模冗余技术。根据不同的三模化程度,细粒度三模冗余可分为局部三模冗余(local TMR, LTMR)、分布式三模冗余(distributed TMR, DTMR)、全局三模冗余(global TMR, GTMR)和块三模冗余(block TMR, BTMR)[55]。

局部三模冗余主要是为了对发生在触发器中的单粒子翻转事件进行防护,如表3所示。该方法将触发器复制3份,并在输出处插入表决器,这种方法强调对时序逻辑的防护,但缺乏对组合逻辑、时钟和复位信号等电路的防护[58-59]。

分布式三模冗余在局部三模冗余的基础上,将组合逻辑单元和表决器也进行三模化,如表3所示,该方法缺乏对复位和时钟信号的防护,仍然无法防护发生在时钟和复位线上的单粒子翻转事件[58-59]。

全局三模冗余在分布式三模冗余的基础上,对输入输出、复位和时钟信号也进行三模化,如表3所示,全局三模冗余使用3个独立的时钟域保护电路,会消耗巨大的额外功耗的面积,且需对独立时钟域的同步问题进行额外考虑[60-61]。

块三模冗余将触发器和组合逻辑电路视为黑盒,如表3所示,在进行三模化时,将黑盒块三模化,并在3个黑盒的输出加入表决器进行判断[60]。该方法通常用于对用户无法访问的IP核进行三模冗余操作,是一种妥协策略,本质上接近粗粒度三模冗余方法[61]。

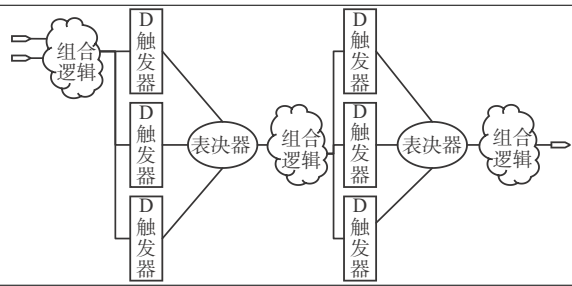
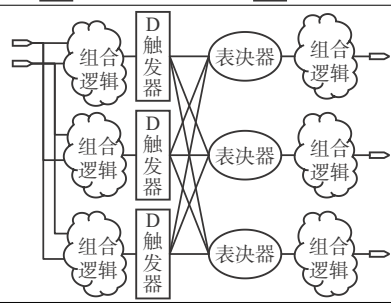
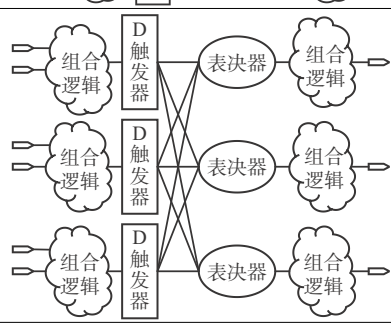
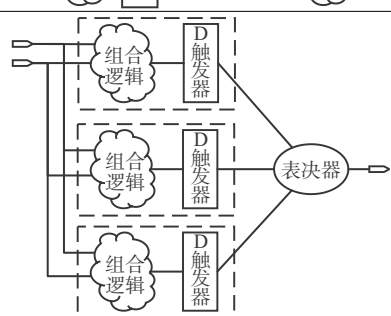
在上述技术中,粒度越细的三模冗余方法,占用资源越少,容错效果越差。在实际应用中,如何权衡占用资源和容错效果,并与其他容错方法进行结合,是需要进一步探索的问题。

2)系统分级技术。为进一步加强三模冗余技术的容错效果,研究人员对系统分级技术进行了研究[62-63],基本思路为:先将整个系统切分为多个子系统,由子系统串联实现原系统的功能,再对每个子系统进行三模冗余操作,将发生在子系统中的软错误屏蔽在子系统内。可以预见的是,使用系统分级技术可以有效缓解软错误累积造成的三模冗余方法失效,明显提升系统容错效果。但系统分级技术需使用大量额外的表决器,不仅消耗了大量的面积和功耗,还增加了关键路径长度,对电路系统的性能也有较大影响。

使用系统分级技术,需要根据不同的设计设置分级个数,分级个数越多,容错效果越好,消耗的额外资源越多,导致的性能下降也越严重[58]。随着级数的增加,带来的容错效果提升也会逐渐下降。实

表 3　细粒度三模冗余技术分类

Table 3　Fine-grained triple modular redundancy techniques classification

类别	图示说明	占用资源	容错效果
局部三模冗余		较少	较差
分布式三模冗余		平衡	平衡
全局三模冗余		较大	较好
块三模冗余		平衡	平衡

际应用中, 需要针对电路的面积、性能和可靠性指标做出综合考虑。

3) 状态同步技术。由于三模冗余技术仅考虑对软错误进行容忍而不考虑纠错, 通常与动态刷新重配置技术搭配使用, 该组合容错效果优秀, 是目前最常用的抗辐射容错技术。

2.2.1 节对动态刷新重配置技术进行了详细的说明, 其可以按需对三模冗余技术中累积的软错误进行刷新, 应用在含有反馈的时序电路上时, 该技术会影响寄存器的状态, 故需研究状态同步技术, 在配置刷新后将寄存器恢复至正确状态。

状态同步最常用的方法是在反馈环路上添加冗余的同步电路。一个方法[64]是在反馈环路上放置表决器, 若由于配置刷新, 导致某个模块中反馈路径上的触发器进入错误的状态, 反馈环路上的表决器可以将该模块的状态与其他模块中的正确状态进行同步。

4) 高层次三模冗余技术。目前, 已有诸多基于 HLS 的 FPGA 工具, 包括由 FPGA 制造商(Xilinx、Intel、Microchip 等)及 EDA 厂商(Cadence、Synopsys、Mentor Graphics 等)推出的商业工具和各个大学及研究机构开发的学术工具, 这些工具均证明了基于 HLS 对 FPGA 进行综合, 相对于 RTL 具有更高的算法效率、更少的资源占用率和更多的潜在性能优化空间[61]。虽然现阶段 HLS 工具还存在一些设计限制, 但随着其不断提升的易用性和适用性, 使用 HLS 工具进行 FPGA 设计将会成为一种趋势。

多项研究表明, 在 HLS 阶段使用三模冗余技术

同样可以获得比RTL三模冗余工具更大的优化空间。文献[65]提出了TLegUp工具，使用HLS自动生成三模冗余后的FPGA设计，配合提出的时序表决器，将时钟频率和应用程序的执行时间分别提高了16%和4%；北京微电子技术研究所[42]实现了一种基于LLVM的HLS软件平台，配合系统分级技术、状态同步技术和共模故障缓解技术，实现了在HLS阶段对电路进行三模冗余操作，相对于Mentor Graphics的三模冗余工具，该工具综合得到的电路中逻辑资源的占用明显下降，时序性能提升了16%，且软错误缓解能力得到了大幅提升。

现阶段，高水平的三模冗余技术被国外大型的国际公司垄断，如Xilinx公司的TMR Tool工具[61]、Mentor Graphics公司（现已被Siemens公司收购）的Precision Hi-Rel[61]。中国国内的三模冗余工具领域仍存在进口依赖现象，且面向7系FPGA的三模冗余点工具，国外对中国实施了严格的禁运与封锁，在应用层面保证FPGA宇航应用过程的可靠性面临一定挑战。针对该问题，北京微电子技术研究所团队通过系列技术攻关，研发出“鸿途”开发工具套件[66]，能够全面对标Xilinx Vivado商业工具，覆盖从HDL电路功能描述到比特流下载的完整设计流程，具有功能完整、算法高效、IP友好、扩展性好和兼容性强等特点，同时打造了独特的基于网表级的三模冗余特色点工具，填补了中国国产千万门级FPGA无三模冗余软错误防护工具可用的技术空白。

2.3.2 设计实现算法优化方法

三模冗余辅助动态刷新重配置技术已经成为主流的SRAM型FPGA容错方法，但随着工艺节点的进步和日益复杂的FPGA结构，刷新技术一方面具有不可忽视的额外功耗，另一方面在刷新CRAM时易受到单粒子瞬态事件的影响，造成刷新出错。此外，面对规模越来越大的FPGA，刷新所有CRAM需要的时间大大超过了FPGA的运行速度，在这种情况下，软错误平均会保留数百万个周期后才被刷新恢复，刷新间隔中发生的软错误不能完全被三模冗余技术屏蔽[67-68]。为缓解上述问题，研究人员从其他方向着手，研究与三模冗余和动态刷新重配置技术正交的容错技术。

设计实现算法优化方法，即对FPGA设计实现过程中的算法进行优化，以达到加强FPGA设计可靠性的目的。同一段描述电路的代码经过综合、映射、布局布线等步骤，最终在FPGA上的电路实现方式不计其数。FPGA的设计实现是多目标优化问题，每种实现视为一个解，将组成巨大的解空间。在传统的FPGA设计实现解空间探索中，通常使用面积、功耗和性能作为优化目标，用户根据需求在3个指标中做出平衡[65]。在软件层面对FPGA进行软错误加固，可将可靠性作为优化问题的指标，在设计实现流程中加入面向可靠性的优化算法，以探索更多可靠性更高的解。

基于对解空间进行探索的思路，可使用传统的解空间探索方法对FPGA的实现步骤进行优化。文献[69]提出了一种新的可靠性设计方法，该方法利用基因遗传算法（genetic algorithm, GA）和粒子群优化（particle swarm optimization, PSO）算法的搜索能力，寻找最优的电路实现，使其具有最高的可靠性和最低的资源开销。该方法降低了FPGA设计的平均错误率，但牺牲了设计的关键路径长度和线长。

另一种思路是在传统的流程中加入新的步骤。文献[32]提出了RoRA算法，先按照三模冗余的思想将设计分为3个模块，再以软错误率为指导，使用超布线图对各个模块进行布局和细粒度布线。RoRA算法在三模冗余技术的基础上进行进一步优化，在增加了布线资源（多8%～38%）的情况下，显著提升了FPGA设计的可靠性指标。文献[70]在RoRA的基础上进一步提出了一种布局算法，额外考虑了软错误恢复时间这一指标，降低了RoRA算法带来的负时序优化。

上述算法在对FPGA进行抗辐射优化的同时牺牲了较多资源，随着用户设计规模的不断加大，为可靠性牺牲的额外资源越来越显著，如何使用更少的资源达到更好的容错效果成为了新的研究方向。基于此考虑，研究人员对原位容错方法进行了研究[32-37]。该方法的核心思想为：限制电路拓扑结构的改变，使用基于布尔匹配的方法或原子操作，对FPGA中的配置位进行不改变电路逻辑的更改，在引入最小代价的同时，最大化电路的容错能力。原位容错方法的原理较为抽象，单独使用的优化效果不及三模冗余加刷新技术，更多场景下是作为补充技术出现的。但与上述设计实现算法优化方法相同，原位容错方法是透明的，用户仅需在实现过程中使用额外指令调用即可；且原位容错方法可针对电路中的特定资源进行加固，与三模冗余技术正交，能对三模冗余技术无法覆盖到的配置位进行软错误加固[68]。

无关位（don’t care bit, DC）是原位容错方法中的一个重要概念，其是指在给定的FPGA设计和有效激励下，无法被访问到的配置位。直观地看，若某个配置位逻辑翻转后会影响输出，这个配置位即

为有效位, 否则为无关位, 无关位的软错误率为 0。无关位集合包括可控无关位(controllable don't care bit, CDC)集合和可观测无关位(observable don't care bit, ODC)集合, 分别对应外界无法访问到的和无法在输出节点观测到的无关位。据统计, 在一个 FPGA 设计中, 无关位的占比可以达到 58.03%[38], 启发利用无关位进行原位容错方法设计。但 FPGA 设计中无关位的占比会显著地受所使用 EDA 工具的影响, 设计容错方法时也需注意无关位之间存在的相容问题[71], 即对某个无关位进行更改后, 其他无关位会因此改变, 需要对无关位进行重新提取。

上述无关位获取过程由 FPGA 敏感度评估方法完成, 获取无关位是一部分原位容错方法的重要前提。FPGA 敏感度评估方法输出一个敏感度报告, 敏感度报告包含 FPGA 设计的无关位信息, 可用于进行原位容错方法。下面根据研究发表时间, 分别对原位容错方法进行介绍。

研究人员发现了重会聚路径具备软错误的屏蔽能力, 并提出了一种可靠性重综合算法(robust resynthesis algorithm, ROSE), 使用面向容错的布尔匹配, 将 FPGA 中的查找表结构向可靠性模板上映射, 这种映射在不增加查找表级数的情况下, 尽可能增多重会聚路径, 利用重会聚路径对软错误的屏蔽性来提升电路的整体容错效果。相较于不使用容错方法, ROSE 在使用更少(减少 1%)查找表的情况下, 将错误率降低了 25%[33]。但值得一提的是, 由于需要进行大量布尔匹配计算, ROSE 花费的运行时间相对较长。

代价更小的方式是: 对查找表的无关位进行更改, 以增强其对扇入网络中软错误的屏蔽能力, 如原位重配置(in-place reconfiguration, IPR)方法。IPR 通过重新配置查找表配置位, 将查找表对某 2 条扇入线上发生错误的屏蔽能力对换, 由于 2 条扇入线上发生错误的概率不同, 正确使用上述对换可以最大化整个查找表的错误屏蔽能力。相较于 ROSE 在运行过程中需要进行一系列可满足性计算, IPR 在对一个查找表进行加固时, 仅需进行一次可满足性计算, 故 IPR 的运行时间更短, 同时能将 FPGA 设计的 MTTF 提升 1 倍。IPR 不更改查找表的数量, 也不改变电路的拓扑结构, 可以与 ROSE 算法结合使用, 获得更好的容错效果[34]。

对无关位进行简单的更改也能缓解发生在配置位上的软错误。文献 [38] 提出了一种原位填充方法(in-place x-filling, IPF)。IPF 找出 FPGA 设计中的所有属于 ODC 集合的配置位, 将其配置为同一查找表中敏感度最高的配置位的值, 以屏蔽发生在高敏感度配置位上的软错误。IPF 遍历用户设计, 将每个查找表中的无关位依次进行重新配置, 无需进行复杂的布尔可满足性运算。使用 IPF 可以在不改变设计面积的情况下降低电路 15% 的敏感度。

文献 [35] 提出了一种面向可靠性的重新布线方法 R2, 其基本思路为: 选出敏感度高的互连线, 使用其他满足布尔灵活性的查找表和布线资源替代当前互连线, 并在局部电路进行保持布尔逻辑的更改。相较于 IPR 方法, 使用 R2 方法对 FPGA 设计进行重新布线, 可以在使用更少资源的情况下(布线资源减少 5%, 节点资源减少 2%), 将 MTTF 提升 24%。

研究显示, 在实际应用中, FPGA 中 6 输入的查找表平均有效输入线数为 3.89[71], 启发研究人员除使用无关位进行容错外, 使用本地的空闲查找表实现冗余逻辑, 以达到容错的效果。文献 [36] 提出了一种原地分解(in-place decomposition, IPD)方法, 利用查找表中未被占用的部分实现当前逻辑的完全或部分备份, 由 FPGA 中的进位链实现屏蔽和聚合逻辑, 以此实现对软错误的屏蔽。通过使用 IPD, 可将 FPGA 设计的 MTTF 提升 2.7 倍。

针对基于多路选择器的可编程布线资源, 文献 [37] 提出了一种原位翻转(in-place inversion, IPV)方法, 通过极性取反的原子操作, 翻转查找表的极性, 对发生在多路选择器配置位的软错误进行屏蔽。该方法在降低一部分配置位敏感度的同时, 也会提高另一部分配置位的敏感度, 故 IPV 会对给定电路中所有查找表进行极性翻转, 使用线性规划的方法求解得到整个电路的可靠性最优解, 最高可将 FPGA 设计中的敏感度平均降低 67%。

表 4 对上述技术进行了比较。可见, 传统算法 RoRA 具有最高的容错效率, 相应也占用了更多的额外资源; 细化算法的粒度在 FPGA 设计流程中使用传统的解空间求解方法辅助求解, 可以在较低的额外资源占用下获得一定的容错效果增强; 原地容错方法进一步细化算法的粒度, 仅使用布尔匹配等原位操作, 约束方法对电路拓扑结构的改变。原位容错方法不占用或占用的额外资源极低, 单独使用也能小幅增强 FPGA 的容错效果。

由上文所述, 单独使用原位容错方法对 FPGA 的抗辐射优化效果不足, 但这些原位容错方法是相互解耦且正交的, 每个原位容错方法均可作为单独的优化指令被用户调用。文献 [72] 对 IPF、IPD 和 IPV 方法进行排列组合, 测试了 3 个原位容错方法

表4 不同软件容错方法的比较

Table 4 Comparison of different software fault tolerance algorithms

容错方法	优势	劣势	占用资源	容错效果
在布局布线阶段使用GA和PSO算法	相较于VPR, 软错误率降低35%	关键路径增长11%, 线长增加14%	中高	中
RoRA算法	相较于三模冗余, 容错效果显著提升	相较于三模冗余, 布线资源增长8%～38%, 平均性能下降22%	高	高
ROSE算法	相较于ABC, 查找表减少1%, 软错误率降低25%	运行时间长, 单独使用容错效果不足	低	中低
IPR方法	相较于ABC, 软错误率降低48%	单独使用容错效果不足	低	中
IPF方法	相较于ABC, 软错误率降低15%	单独使用容错效果不足	低	中低
R2方法	相较于IPR方法, 布线资源减少5%, MTTF提升24%	对电路拓扑结构改变较大	低	中
IPD方法	相较于ABC, 软错误率最高下降53%	仅针对查找表进行容错加固, 并未加固布线资源	低	中
IPV方法	相较于ABC, 软错误率下降61%	基于FPGA学术模型, 与商业化FPGA有原理级差异	低	中

组合后的兼容性和容错效果。如表5所示, 将3个方法按照IPF、IPD、IPV的顺序执行, 在整体电路中可以将软错误率降低70.24%, 即3.36倍的降幅。值得一提的是, 上述3个方法均与三模冗余+动态刷新重配置方法正交, 且不消耗额外的查找表资源, 可与三模冗余技术结合使用, 进一步提升FPGA设计的可靠性, 降低面积和功耗上的额外损耗。

表5 不同软件容错方法组合的比较

Table 5 Comparison of different combinations of software fault tolerance algorithms

方法组合	对查找表配置位的优化效果/%	对电路级配置位的优化效果/%
IPF+IPD	66.53	19.63
IPF+IPV	17.58	66.29
IPD+IPV	74.34	67.33
IPF+IPD+IPV	66.53	70.24

需要注意, 一方面, 上述方法的优化效果是与开源工具ABC和VPR进行对比得到的, 无法保证在与目前先进商业工具的对比中获得相同优势; 另一方面, 测试用例虽然选择MCNC测试集中最大的10个电路, 但在规模上已经远小于当前的FPGA用户设计, 由于上述原位容错方法(除IPF外)均是NP难的, 在对更大规模的FPGA设计进行优化时, 方法的运行时间也将指数增长。如何将不同的软件容错方法组合使用, 并降低方法的运行时间, 是该类软件容错方法的未来研究方向。

2.4 软错误率评估方法

软错误率评估方法主要包括辐射实验、故障注入和软件仿真3种方法。辐射实验包括航天器搭载实验和粒子加速实验[73], 可以获取入射粒子线性能量传输(linear energy transfer, LET)和器件翻转截面的精确关系, 从而进一步用于后续研究[43], 但该方法的实施成本较高; 故障注入方法通过修改码流, 模拟在FPGA实验板上的单粒子翻转事件[74], 故障注入位于FPGA设计流程末端, 是较为准确的软错误率评估方法, 被广泛应用于抗辐射优化技术的结果评估中; 软件仿真方法在设计阶段进行, 可以尽早提供近似的FPGA容错能力评估结果, 且实施的成本较低, 适合与原位容错方法配合使用。

早在20世纪, 研究人员就针对通用数字电路的软件仿真软错误率评估方法进行了研究, 主要包括基于仿真[75-76]和基于概率[77-78]的方法。基于仿真的方法通常使用窗口技术[79]、蒙特卡罗方法[72]、将时序信息转换为拓扑信息等方法进行加速; 基于概率的方法利用信号翻转率来推算系统软错误率[77,80], 通常使用并行计算的方法加速, 为在FPGA上进行软错误率评估提供了研究经验。

在通用数字电路中的可靠性研究提供了诸多软错误率评估的方法, 但不同于通用数字电路, FPGA具有重复的可编程结构, 许多研究人员针对这种结构特点对FPGA进行建模。对FPGA模型电路进行可靠性评估, 可以更好地反映FPGA中软错误的行为模式, 以得到更准确的软错误率评估结果。美国东北大学的Asadi等提出了一种使用信号概率和错误传输概率的软错误率计算方法, 给出了一种布线资源中配置位的信号概率计算方法[81]。加利福尼亚大学洛杉矶分校的Luckenbill等提出了一种逻辑错误可靠性分析(reliability analysis for logic faults, RALF)算法, 通过将给定的FPGA设计电路转换为逻辑等价的确定性可分解否定范式(deterministic decomposable negation normal form, d-DNNF), 从而消除了电路中固有的重会聚路径, 并利用信号反转率来取代耗时的逻辑仿真, 对单路节

点的软错误进行精确地量化评估, 在 RALF 的基础上, 研究人员进一步研究发现了基于蒙特卡罗仿真来替代输入空间是可行的[77]。

用软件仿真的方法对 FPGA 进行软错误评估, 即用软件对软错误的产生、作用和传播至最终显现整个过程进行模拟。用户 FPGA 设计经过软错误率评估方法后, 会得到一份包含所有配置位的软错误率报告, 该报告也会给出所有无关位。一方面, 2.3.2 节中描述的原位容错方法是基于无关位进行的, 即软错误率评估过程是原位容错方法的重要前提; 另一方面, 原位容错方法的进行会更改 FPGA 设计的无关位, 若需重复使用原位容错方法对 FPGA 设计进行加固, 需要将评估和容错 2 个过程不断顺序执行并迭代, 2 个过程的方法是相互耦合的。

开发准确快速的软错误率评估方法的另一个益处在于: 当使用传统解空间探索方法(如模拟退火方法、基因遗传算法等)对 FPGA 进行多目标优化时, 好的软错误率评估方法可以加快优化的迭代速度, 有利于加速更大规模 FPGA 设计的求解。

3　未来发展方向

在 FPGA 的硬件防护技术中, 采用新的抗辐射工艺来制造逻辑存储单元是有潜力的发展方向。一些新型存储单元具备媲美 SRAM 的读写性能和功耗, 同时具备更佳的抗辐射性能, 其中一些与 CMOS 工艺兼容的存储单元具备在特定应用场景下替代 SRAM 型 FPGA 的潜力。在系统防护技术中, 采用混合的刷新策略与更细的处理粒度是获得功耗、面积和性能平衡的刷新系统的未来研究趋势。

经过数十年的研究, FPGA 的硬件级加固技术和动态刷新重配置技术等系统级加固技术已比较成熟, 在软件级加固方法中, 三模冗余技术也已经过数代产品的验证, 三模冗余技术和动态刷新重配置技术相结合, 是目前主流的 FPGA 抗辐射加固方法。但三模冗余技术需要消耗大量的额外资源, 且会受到共模错误的影响, 无法覆盖所有配置位; 动态刷新重配置技术一方面容易受到瞬态事件的影响, 另一方面, 由于现代 FPGA 规模巨大, 一次刷新通常会消耗多个电路运行周期, 发生在刷新间隙的软错误无法得到修正。在三模冗余和动态刷新重配置技术的基础上, 使用设计实现算法优化方法(如原位容错方法)对 FPGA 进行抗辐射优化, 实际是对 FPGA 设计实现的解空间进行进一步探索。设计实现算法优化方法对用户透明, 与三模冗余及动态刷新重配置技术正交, 是理想的补充技术, 这类方法通常原理抽象, 但优化潜力巨大。

在实现原位容错方法的过程中, 需注意这些方法大部分是 NP 难的, 部分方法也需要使用到耗时的 SAT 求解器。近年来, 得益于机器学习(machine learning, ML)技术的关键进步, 许多研究人员使用机器学习辅助求解 FPGA 综合流程中的优化问题和解空间探索问题[82], 包括使用决策树和强化学习的方法加速模拟退火算法的过程[83-84]、使用监督学习加速 SAT 求解器[85] 等, 这些研究均揭示了使用机器学习对原位容错方法进行加速是可能且有利的。本文给出一种使用基于强化学习的软件容错方法的框架, 如图 6 所示。输入为原始电路, 原位重配置、原位复制和原位填充 3 个原位容错方法作为强化学习中的动作, 容错方法的 Agent 每次选取目标子电路并进行动作, 动作完成后, 使用软错误率评估方法对得到的电路进行评估, 若电路的软错误率得到改进, 则接受动作, 否则仅以一个逐渐缩小的概率接受动作。上述整个过程不断迭代, 由强化学习来加速选取过程, 期望能在较短的时间内得到软错误率更好的电路设计。

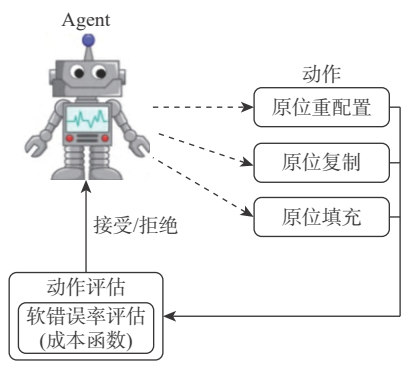


图 6　基于强化学习的软件容错方法流程

Fig. 6　Process of reinforcement learning-based software fault tolerance algorithm

近年来, ChatGPT 的火爆吸引了全世界对大语言模型(large language model, LLM)的关注, 吸引了许多研究学者利用 LLM 来优化 EDA 工具的实现流程。例如, 香港中文大学与上海人工智能实验室的团队基于 LLM 的 EDA 工具设计接口 ChatEDA[86]。ChatEDA 通过有效管理任务规划、脚本生成及任务执行, 极大程度地简化了 EDA 工具的工作流程, 且该项工作也证明了将 LLM 应用于 EDA 流程的可行性, 预示了将 LLM 及相关技术应用于 FPGA 软错误防护领域的潜力。因此, 随着 LLM 与人工智能技术及工具的发展, 可以尝试突破现有 FPGA 软错误方法的体系结构, 将人工智能相关技术应用于 FPGA 软错误防护的流程中, 加快设计收敛, 同时提

升FPGA设计的抗辐射性能。

1.2节中提到，目前FPGA正逐步向平台化发展，图7展示了FPGA平台化的最新进展。在传统的可编程核心和通用处理器之外，FPGA也集成了用于处理并行计算的AI核心。研究表明，集成了AI核心的FPGA可以更好地满足未来航天任务中高密度边缘计算、自动化任务等要求[87]。因此，对高速高密度的AI核心进行抗辐射加固，也是未来FPGA多层级软错误防护技术的潜在研究方向。

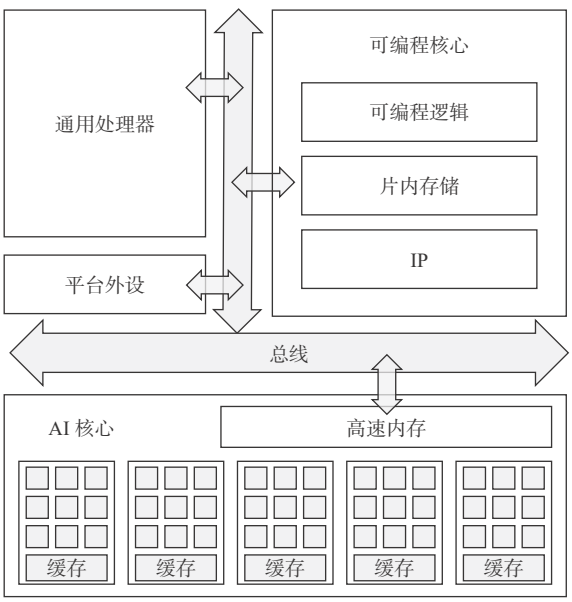


图7 配备AI核心的FPGA平台

Fig. 7 FPGA platforms with AI cores

4 结束语

为适应特殊辐射环境下的应用，研究人员对SRAM型FPGA的抗辐射措施进行了研究，本文按照硬件级别、系统级别和软件级别对这些抗辐射措施进行了分类对比，尤其着重对软件级别的抗辐射方法进行了概述。一方面，硬件级别和系统级别的容错技术已经过多年研究，较为成熟，而在软件级别对FPGA进行抗辐射优化，尤其是使用优化算法对FPGA设计进行重新综合，仍是可深入探索的方向；另一方面，由于近年来机器学习技术的革命性发展，软件容错方法迎来了新的机遇，更好地挖掘软件容错方法的潜力，有利于缓解三模冗余辅助动态刷新重配置技术带来的额外面积损耗。此外，本文也对与软件容错方法耦合的软错误率评估方法进行了阐述，提出了一种基于强化学习的软件容错方法框架，以期为同领域研究人员提供FPGA抗辐射优化技术选型，为未来FPGA抗辐射方法研究和国产化工具的开发提供技术支撑。

参考文献（References）

[1] KASTENSMIDT F, RECH P. FPGAs and parallel architectures for aerospace applications: soft errors and fault-tolerant design[M]. Berlin: Springer , 2016.

[2] 吴正新. 航天器舱内辐射环境及空间剂量学应用研究[D]. 长春: 吉林大学, 2020.
WU Z X. Study on radiation environment in spacecraft cabin and application of space dosimetry[D]. Changchun: Jilin University, 2020(in Chinese).

[3] QUINN H, GRAHAM P. Terrestrial-based radiation upsets: a cautionary tale[C]//Proceedings of the 13th Annual IEEE Symposium on Field-Programmable Custom Computing Machines. Piscataway: IEEE Press, 2005: 193-202.

[4] ROED K. Single event upsets in SRAM FPGA based readout electronics for the time projection chamber in the ALICE experiment [D]. Bergen: University of Bergen, 2009.

[5] KASAP S, WÄCHTER E W, ZHAI X J, et al. Survey of soft error mitigation techniques applied to LEON3 soft processors on SRAM-based FPGAs[J]. IEEE Access, 2020, 8: 28646-28658.

[6] KELLER A M, WIRTHLIN M J. Impact of soft errors on large-scale FPGA cloud computing[C]//Proceedings of the ACM/SIGDA International Symposium on Field-Programmable Gate Arrays. New York: ACM, 2019: 272-281.

[7] European Cooperation for Space Standardization. Space engineering-method for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins: 2014: DIN EN 16603-10-12[S]. [S.l.]: European Cooperation for Space Standardization, 2014.

[8] TOWNSEND L W, ADAMS J H, BLATTNIG S R, et al. Solar particle event storm shelter requirements for missions beyond low Earth orbit[J]. Life Sciences in Space Research, 2018, 17: 32-39.

[9] SIEGLE F, VLADIMIROVA T, ILSTAD J, et al. Mitigation of radiation effects in SRAM-based FPGAs for space applications[J]. ACM Computing Surveys, 2015, 47(2): 1-34.

[10] BOULGHASSOUL Y, BAJURA M, STANSBERRY S, et al. TID damage and annealing response of 90 nm commercial-density SRAMs[C]//Proceedings in European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems. [S.l.:s.n.] , 2008: 274-279.

[11] 范晓洋. 不同阈值FDSOI器件总剂量效应及其加固技术研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2022.
FAN X Y. Research on total dose effect and reinforcement technology of FDSOI devices with different thresholds[D]. Xi'an: Xidian University, 2022(in Chinese).

[12] 薛玉雄, 杨生胜, 陈罗婧, 等. 空间单粒子锁定效应研究[J]. 核技术, 2012, 35(9): 692-697.
XUE Y X, YANG S S, CHEN L J, et al. Investigation of single event latchup[J]. Nuclear Techniques, 2012, 35(9): 692-697(in Chinese).

[13] 杨世宇, 曹洲, 薛玉雄. 空间单粒子锁定及防护技术研究[J]. 核电子学与探测技术, 2008, 28(5): 945-948.
YANG S Y, CAO Z, XUE Y X. Research on the single event latch-up in the space and it's protection technology[J]. Nuclear Electronics & Detection Technology, 2008, 28(5): 945-948(in Chinese).

[14] DODD P E, MASSENGILL L W. Basic mechanisms and modeling of single-event upset in digital microelectronics[J]. IEEE Transac-

tions on Nuclear Science, 2003, 50(3): 583-602.

[15] TAWFEEK R M, EGILA M G, ALKABANI Y, et al. A survey on faults and mitigation techniques in FPGAs[C]//Proceedings of the IEEE 4th International Conference on New PARADIGMS in Electronics & Information Technology. Piscataway: IEEE Press, 2017.

[16] HASS K J, AMBLES J W. Single event transients in deep submicron CMOS[C]//Proceedings of the 42nd Midwest Symposium on Circuits and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2002: 122-125.

[17] JEDEC. Single-event transient (SET)[EB/OL]. [2023-06-16]. https://www.jedec.org/standards-documents/dictionary/terms/single-event-transient-set.

[18] JEDEC. Single-event functional interrupt (SEFI)[EB/OL]. [2023-06-16]. https://www.jedec.org/standards-documents/dictionary/terms/single-event-functional-interrupt-sefi.

[19] RICK P. Reconfigurable FPGAs in space-present and future[C]//Proceedings of the Military and Aerospace Programmable Logic Devices Conference. [S.l.]: MAPLD, 2005.

[20] VISSERS K. Keynote 2: versal: the new Xilinx adaptive compute acceleration platforms[C]//Proceedings of the IEEE/ACM 8th Workshop on Irregular Applications: Architectures and Algorithms. Piscataway: IEEE Press, 2018.

[21] Microchip. FPGA radiation & reliability data[EB/OL]. [2023-06-16]. https://www.microsemi.com/product-directory/rad-tolerant-fpgas/1698-radiation-reliability-data.

[22] 曹正州, 张艳飞, 徐玉婷, 等. 基于反熔丝技术的 FPGA 配置芯片设计[J]. 电子与封装, 2021, 21(12): 70-76.
CAO Z Z, ZHANG Y F, XU Y T, et al. Design of FPGA configuration chip based on anti-fuse technology[J]. Electronic & Packaging, 2021, 21(12): 70-76(in Chinese).

[23] Microchip. PolarFire® mid-range FPGAs[EB/OL]. [2023-06-16]. https://www.microchip.com/en-us/products/fpgas-and-plds/fpgas/polarfire-fpgas/polarfire-mid-range-fpgas.

[24] NICOLAIDIS M. Soft errors in modern electronic systems[M]. Berlin: Springer, 2010.

[25] GONÇALVES O, PRENAT G, DIENY B. Radiation hardened MRAM-based FPGA[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2013, 49(7): 4355-4358.

[26] RAJAEI R. Radiation-hardened design of nonvolatile MRAM-based FPGA[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2016, 52(10): 3402010.

[27] 蔡畅. 纳米 SRAM 型 FPGA 的单粒子效应及其加固技术研究[D]. 兰州: 中国科学院大学 (中国科学院近代物理研究所), 2021.
CAI C. Research on single event effect and reinforcement technology of nano-SRAM FPGA[D]. Lanzhou: University of Chinese Academy of Sciences (Institute of Modern Physics, Chinese Academy of Sciences), 2021(in Chinese).

[28] BHUVANESHWARI Y V, SAI N P, KUMAR N V, et al. SEU study of 4T, 6T, 7T, 8T, 10T MOSFET based SRAM using TCAD simulation[C]//Proceedings of the International Conference on Information Communication and Embedded Systems. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-7.

[29] LI T H, YANG Y T, ZHANG J N, et al. A novel SEU hardened SRAM bit-cell design[J]. IEICE Electronics Express, 2017, 14(12): 20170413.

[30] SHEN Z T, FENG C Q, GAO S S, et al. Study on FPGA SEU mitigation for the readout electronics of dampe BGO Calorimeter in space[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2015, 62(3): 1010-1015.

[31] SECONDO R, FOUCARD G, DANZECA S, et al. Embedded detection and correction of SEU bursts in SRAM memories used as radiation detectors[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2016, 63(4): 2168-2175.

[32] STERPONE L, REORDA M S, VIOLANTE M. RoRA: a reliability-oriented place and route algorithm for SRAM-based FPGAs[C]//Proceedings of the Research in Microelectronics and Electronics. Piscataway: IEEE Press, 2005: 173-176.

[33] HU Y, FENG Z, HE L, et al. Robust FPGA resynthesis based on fault-tolerant Boolean matching[C]//Proceedings of the IEEE/ACM International Conference on Computer-Aided Design. Piscataway: IEEE Press, 2008: 706-713.

[34] FENG Z, HU Y, HE L, et al. IPR: in-place reconfiguration for FPGA fault tolerance? [C]//Proceedings of the International Conference on Computer-Aided Design. New York: ACM, 2009: 105-108.

[35] JOSE M, HU Y, MAJUMDAR R, et al. Rewiring for robustness[C]//Proceedings of the 47th Design Automation Conference. New York: ACM, 2010: 469-474.

[36] LEE J Y, FENG Z, HE L. In-place decomposition for robustness in FPGA[C]//Proceedings of the IEEE/ACM International Conference on Computer-Aided Design. Piscataway: IEEE Press, 2010: 143-148.

[37] JING N F, LEE J Y, HE W F, et al. Mitigating FPGA interconnect soft errors by in-place LUT inversion[C]//Proceedings of the IEEE/ACM International Conference on Computer-Aided Design. Piscataway: IEEE Press, 2011: 582-586.

[38] FENG Z, JING N F, HE L. IPF: in-place X-filling algorithm for the reliability of modern FPGAs[J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration (VLSI) Systems, 2014, 22(10): 2226-2229.

[39] 黄影, 张春元, 刘东. SRAM 型 FPGA 的抗 SEU 方法研究[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(4): 57-65.
HUANG Y, ZHANG C Y, LIU D. Research on SEU mitigation of FPGA based-on SRAM[J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 27(4): 57-65(in Chinese).

[40] PRATT B, CAFFREY M, GRAHAM P, et al. Improving FPGA design robustness with partial TMR[C]//Proceedings of the IEEE International Reliability Physics Symposium Proceedings. Piscataway: IEEE Press, 2006: 226-232.

[41] SAMUDRALA P K, RAMOS J, KATKOORI S. Selective triple Modular redundancy (STMR) based single-event upset (SEU) tolerant synthesis for FPGAs[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2004, 51(5): 2957-2969.

[42] 张瑶伟. 基于高层次综合的三模冗余软件技术研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2022.
ZHANG Y W. Research of software technology for triple modular redundancy based on high level synthesis[D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2022(in Chinese).

[43] LEE D S, KING M, EVANS W, et al. Single-event characterization of 16 nm FinFET Xilinx ultrascale devices with heavy ion and neutron irradiation[C]//Proceedings of the IEEE Radiation Effects Data Workshop. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-8.

[44] 陈雷. 百万门级 FPGA 芯片设计技术及辐射加固技术研究[D]. 北京: 中国空间技术研究院, 2010.

CHEN L. Research on million-gate level FPGA chip design and radiation-hardening techniques[D]. Beijing: China Academy of Space Technology, 2010(in Chinese).

[45] PENG C Y, HUANG J T, LIU C Y, et al. Radiation-hardened 14T SRAM bitcell with speed and power optimized for space application[J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration (VLSI) Systems, 2019, 27(2): 407-415.

[46] AHMED A. New FPGA blind scrubbing technique[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-9.

[47] BRIDGFORD B, CARMICHAEL C, TSENG C W. Correcting single-event upsets in Virtex-II platform FPGA configuration memory[EB/OL]. [2023-09-01]. https://docs.amd.com/v/u/en-US/xapp779.

[48] Xilinx. Virtex-5 FPGA configuration user guide[EB/OL]. (2023-02-21) [2023-06-19]. https://docs.xilinx.com/v/u/en-US/ug191.

[49] SIEGLE F, VLADIMIROVA T, EMAM O, et al. Adaptive FDIR framework for payload data processing systems using reconfigurable FPGAs[C]//Proceedings of the NASA/ESA Conference on Adaptive Hardware and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2013: 15-22.

[50] MOUSAVI M, POURSHAGHAGHI H R, KUMAR A, et al. MT-TR reduction of FPGA scrubbing: exploring SEU sensitivity[J]. Microprocessors and Microsystems, 2023, 101: 104841.

[51] STODDARD A, GRUWELL A, ZABRISKIE P, et al. A hybrid approach to FPGA configuration scrubbing[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2017, 64(1): 497-503.

[52] MILLER A G, CARMICHAEL C, SWIFT G. Single-event upset mitigation for Xilinx FPGA block memories[EB/OL]. [2023-09-01]. https://docs.amd.com/v/u/en-US/xapp962.

[53] 钟敏. SRAM 型 FPGA 的 SEU 容错技术研究[D]. 北京: 中国科学院大学 (中国科学院光电技术研究所), 2021.
ZHONG M. Research on SEU fault tolerance technology of SRAM FPGA[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences (Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences), 2021(in Chinese).

[54] Infineon Technologies AG. Infineon 256Mb 512Mb rad tolerant nor flash product brief[EB/OL]. (2022-02-17) [2023-12-15]. https://www.infineon.com/dgdl/Infineon-256Mb_512Mb-Rad-tolerant-NOR-Flash-ProductBrief-v01_00-EN.pdf?fileId=8ac78c8c7e7124d1017ee46ab85b1c18.

[55] Everspin. Case study: SpriteSat (Rising) satellite[EB/OL]. [2023-12-15]. https://www.everspin.com/aerospace.

[56] Infineon Technologies AG. Infineon F-RAM solutions product brochure[EB/OL]. (2022-02-15) [2023-12-15]. https://www.infineon.com/dgdl/Infineon-F-RAM_Solutions-ProductBrochure-v04_00-EN.pdf?fileId=8ac78c8c7d0d8da4017d0f64d6975061.

[57] 张超, 赵伟, 刘峥. 基于 FPGA 的三模冗余容错技术研究[J]. 现代电子技术, 2011, 34(5): 167-171.
ZHANG C, ZHAO W, LIU Z. Research of TMR-based fault-tolerance techniques based on FPGA[J]. Modern Electronics Technique, 2011, 34(5): 167-171(in Chinese).

[58] BENITES L A C, KASTENSMIDT F L. Automated design flow for applying triple modular redundancy (TMR) in complex digital circuits[C]//Proceedings of the IEEE 19th Latin-American Test Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-4.

[59] BENITES L A C, BENEVENUTI F, DE OLIVEIRA Á B, et al. Reliability calculation with respect to functional failures induced by radiation in TMR arm cortex-M0 soft-core embedded into SRAM-based FPGA[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66(7): 1433-1440.

[60] BENEVENUTI F, CHIELLE E, TONFAT J, et al. Experimental applications on SRAM-based FPGA for the NanosatC-BR2 scientific mission[C]//Proceedings of the IEEE International Parallel and Distributed Processing Symposium Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2019: 140-146.

[61] 陈雷, 张瑶伟, 王硕, 等. FPGA 三模冗余工具的关键技术与发展[J]. 电子与信息学报, 2022, 44(6): 2230-2244.
CHEN L, ZHANG Y W, WANG S, et al. Key technology and development of triple modular redundancy tool for FPGA[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2022, 44(6): 2230-2244 (in Chinese).

[62] PRATT B, WIRTHLIN M, CAFFREY M, et al. Improving FPGA reliability in harsh environment using triple modular redundancy with more frequent voting[C]//Proceedings of the Military and Aerospace FPGA and Applications Meeting. [S.l.:s.n.], 2007.

[63] CANNON M J. Improving the single event effect response of triple modular redundancy on SRAM FPGAs through placement and routing[D]. Provo: Brigham Young University, 2019.

[64] KHATRI A R, HAYEK A, BORCSOK J. RASP-TMR: an automatic and fast synthesizable verilog code generator tool for the implementation and evaluation of TMR approach[J]. International Journal of Advanced Computer Science and Applications, 2018, 9(8): 590-597.

[65] LEE G, AGIAKATSIKAS D, WU T, et al. TLegUp: a TMR code generation tool for SRAM-based FPGA applications using HLS[C]//Proceedings of the IEEE 25th Annual International Symposium on Field-Programmable Custom Computing Machines. Piscataway: IEEE Press, 2017: 129-132.

[66] 田春生, 陈雷, 王硕, 等. BFDS: BMTI FPGA 设计套件[C]//中国航天科技集团有限公司科技委“微电子与元器件应用专业组”与“航天计算机专业组”2021 年联合学术年会. 上海: 中国航天科技集团有限公司科技委, 2021: 1-10.
TIAN C S, CHEN L, WANG S, et al. BFDS: MBTI FPGA design suite[C]//Joint Annual Academic Conference 2021 of the Microelectronics and Component Applications Specialized Group and the Aerospace Computer Specialized Group. Shanghai: The Science and Technology Committee of China Aerospace Science and Technology Corporation, 2021: 1-10(in Chinese).

[67] KELLER A M. Partial circuit replication for masking and detecting soft errors in SRAM-based FPGAs[D]. Provo: Brigham Young University, 2021.

[68] STERPONE L, VIOLANTE M. A new reliability-oriented place and route algorithm for SRAM-based FPGAs[J]. IEEE Transactions on Computers, 2006, 55(6): 732-744.

[69] JAHANIRAD H, MOHAMMADI K. Reliable implementation on SRAM-based FPGA using evolutionary methods[J]. IETE Journal of Research, 2013, 59(5): 597.

[70] STERPONE L, BATTEZZATI N, VIOLANTE M. A new placement algorithm for the optimization of fault tolerant circuits on reconfigurable devices[C]//Proceedings of the Workshop on Radi-

ation Effects and Fault Tolerance in Nanometer Technologies. New York: ACM, 2008: 347-352.

[71] 张双悦. 一种 FPGA 综合过程中的测试向量生成与可测性设计方法[D]. 北京: 清华大学, 2014.
ZHANG S Y. A test vector generation and testability design method in FPGA synthesis process[D]. Beijing: Tsinghua University, 2014 (in Chinese).

[72] 景乃锋. 面向 SRAM 型 FPGA 软错误的可靠性评估与容错算法研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.
JING N F. Research on reliability evaluation and fault-tolerant algorithm for soft errors of SRAM FPGA[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012(in Chinese).

[73] 孙雷, 段哲民, 刘增荣, 等. SRAM 型 FPGA 单粒子辐照试验系统技术研究[J]. 计算机工程与应用, 2014, 50(1): 49-52.
SUN L, DUAN Z M, LIU Z R, et al. Study of SEU radiation experimental system technology of SRAM-based FPGA[J]. Computer Engineering and Applications, 2014, 50(1): 49-52(in Chinese).

[74] ZHOU J, CHEN L, WANG S. Precision fault injection method based on correspondence between configuration bitstream and architecture (abstract only)[C]//Proceedings of the ACM/SIGDA International Symposium on Field Programmable Gate Arrays. New York: ACM, 2013: 267.

[75] REORDA M S, VIOLANTE M. Accurate and efficient analysis of single event transients in VLSI circuits[C]//Proceedings of the 9th IEEE On-Line Testing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2003: 101-105.

[76] WROBEL F, SAIGNÉ F. MC-ORACLE: a tool for predicting soft error rate[J]. Computer Physics Communications, 2011, 182(2): 317-321.

[77] LUCKENBILL S, LEE J Y, HU Y, et al. RALF: reliability analysis for logic faults: an exact algorithm and its applications[C]//Proceedings of the Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition. Piscataway: IEEE Press, 2010: 783-788.

[78] KRISHNASWAMY S, VIAMONTES G F, MARKOV I L, et al. Accurate reliability evaluation and enhancement *via* probabilistic transfer matrices[C]//Proceedings of the Design, Automation and Test in Europe. Piscataway: IEEE Press, 2005: 282-287.

[79] CONG J, MINKOVICH K. LUT-based FPGA technology mapping for reliability[C]//Proceedings of the Design Automation Conference. Piscataway: IEEE Press, 2010: 517-522.

[80] ASADI G, TAHOORI M B. Soft error rate estimation and mitigation for SRAM-based FPGAs[C]//Proceedings of the ACM/SIGDA 13th International Symposium on Field-Programmable Gate Arrays. New York: ACM, 2005: 149-160.

[81] ASADI G, TAHOORI M. An analytical approach for soft error rate estimation of SRAM-based FPGAs[C]//Proceedings of the Military and Aerospace Applications of Programmable Logic Devices. [S.l.:s.n.], 2004: 2991-2994.

[82] HUANG G Y, HU J B, HE Y F, et al. Machine learning for electronic design automation: a survey[J]. ACM Transactions on Design Automation of Electronic Systems, 2021, 26(5): 1-46.

[83] MAHAPATRA A, SCHAFER B C. Machine-learning based simulated annealer method for high level synthesis design space exploration[C]//Proceedings of the Electronic System Level Synthesis Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-6.

[84] TIAN C S, CHEN L, WANG Y, et al. Improving simulated annealing algorithm for FPGA placement based on reinforcement learning[C]//Proceedings of the IEEE 10th Joint International Information Technology and Artificial Intelligence Conference. Piscataway: IEEE Press, 2022: 1912-1919.

[85] HAIM S, WALSH T. Restart strategy selection using machine learning techniques[C]//Proceedings of the Theory and Applications of Satisfiability Testing. Berlin: Springer, 2009: 312-325.

[86] HE Z L, WU H Y, ZHANG X Y, et al. ChatEDA: a large language model powered autonomous agent for EDA[C]//Proceedings of the ACM/IEEE 5th Workshop on Machine Learning for CAD. Piscataway: IEEE Press, 2023: 1-6.

[87] PERRYMAN N, WILSON C, GEORGE A. Evaluation of Xilinx versal architecture for next-gen edge computing in space[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2023: 1-11.

Survey of multi-level soft error mitigation techniques for SRAM-based FPGAs

CHEN Lei*，WANG Zhuoli，WANG Shuo，ZHOU Jing，TIAN Chunsheng，PANG Yongjiang

(Beijing Microelectronics Technology Institute，Beijing 100076，China)

Abstract：Static random-access memory (SRAM) -based FPGAs are widely used due to their low development cost, short design cycles, and broad adaptability. In applications such as aerospace, military, high-energy nuclear physics, and terrestrial communication systems, these devices face additional requirements for radiation resistance. Therefore, studying soft error protection methods for SRAM-based FPGAs to enhance system reliability has become urgent. This paper categorizes radiation hardening techniques into three levels: hardware-level techniques, system-level techniques, and software-level techniques. It also reviews research in these categories, including hardware hardening, triple modular redundancy (TMR), scrubbing techniques, and algorithm optimization methods. The advantages and disadvantages of each technique are analyzed, and the feasibility and necessity of using in-place fault tolerance as a supplementary technique to further strengthen the TMR + scrubbing design are discussed. Finally, the paper summarizes and provides an outlook on the application of machine learning techniques in this field and proposes a software fault tolerance method based on reinforcement learning. This research aims to offer technical support for the further enhancement of FPGA software radiation resistance methods and provide a reference for researchers in radiation hardening and related fields.

Keywords：FPGA；single event effect；triple modular redundancy；scrubbing technique；in-place fault tolerance；soft error rate

Received：2023-09-14；**Accepted**：2023-12-22；**Published Online**：2024-03-07 21：04

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240305.1722.003

Foundation items：National Science and Technology Major Project (2009ZYHJ0005) ; National Natural Science Foundation of China (62374138)

* **Corresponding author**. E-mail：chenleinpu@vip.126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0592

仪表着陆系统航向信标保护区的划设

倪育德[1]，李欣欣[2]，刘瑞华[1,*]，郭建立[3]，王艳阳[4]

(1. 中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300；2. 广西壮族自治区气象技术装备中心，南宁 530000；
3. 天津七六四通信导航技术股份有限公司，天津 300210；4. 中国民用航空局空中交通管理局航空气象中心，北京 100122)

摘 要：仪表着陆系统(ILS)保护区是保证飞机安全着陆的重要屏障。针对ILS中航向信标(LOC)保护区划设理论依据研究不足的问题，依据《国际民用航空公约》附件10的要求，利用物理光学(PO)法系统研究了LOC保护区的划设。对LOC辐射远场和近场进行划分，并推导求解LOC近场方向图，避免障碍物处于近场时仍使用远场条件计算带来的误差；结合跑道周围停止等待飞机的垂直表面特征进行面元划分，使用物理光学法计算这些飞机作为障碍物在不同位置及转向时造成的电磁散射场，根据其对进近着陆飞机接收信号调制度差(DDM)的影响程度划设LOC保护区；分别使用20阵元与24阵元LOC，以A380、B737-8与B787-8为障碍物进行LOC保护区划设仿真实验。实验结果与《国际民用航空公约》附件10规定的保护区具有较大接近度，敏感区差距最大处相差约100 m，临界区差距最大处相差约50 m；与专业软件ATOLL的仿真结果相比，保护区的走势基本相同。实验结果证明了所提思想方法、理论建模及技术处理的正确性，可以为LOC保护区划设提供重要理论依据。

关 键 词：航向信标；近场；保护区；物理光学法；电磁散射
中图分类号：V249.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3617-13

仪表着陆系统(instrument landing system, ILS)中的航向信标(localizer, LOC)为进近着陆飞机提供水平制导信息[1-2]。在LOC运行期间，其周围的飞机、车辆、建筑物及场地环境等产生的多径效应可能会造成LOC辐射场畸变[3-4]，从而影响其导航性能。《国际民用航空公约》附件10规定在LOC信标台周围划设临界区和敏感区作为保护区[5-6]，LOC系统运行期间，任何航空器和车辆不得进入临界区，在敏感区停放或移动的航空器、车辆必须受到严格管制，以控制LOC周围飞行器、车辆等障碍物造成的多径影响。

虽然《国际民用航空公约》附件10载有ILS保护区划设的建议，但没有提供任何理论说明，国内外有关ILS保护区划设直接研究的公开报道很少。同时，随着超大型飞机(如A380)的投入运行和LOC阵列天线的进化发展，《国际民用航空公约》附件10涉及ILS保护区划设的相关内容也在不断补充和完善。例如，2006年颁布的第6版《国际民用航空公约》附件10[5]中，只对中型、大型飞机运行及小孔径、中孔径LOC阵列天线环境下给出了LOC保护区划设建议；而2018年颁布的第7版《国际民用航空公约》附件10[6]中，LOC保护区划设的规定更加详细具体，涉及因素包括地面车辆、中型、大型和超大型飞机，以及小孔径、中孔径和大孔径LOC阵列天线。中国作为国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)的缔约国及民航大国，有责任推进相关标准的研究工作，探究涉及的底层理论，在ILS标准的修订中增大话语权。

收稿日期：2023-09-19；**录用日期**：2023-10-13；**网络出版时间**：2023-11-20 10:17
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231117.1616.004
基金项目：国家自然科学基金(U2233215)
* **通信作者**. E-mail：rhliu_cauc@163.com

引用格式：倪育德，李欣欣，刘瑞华，等. 仪表着陆系统航向信标保护区的划设[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3617-3629.
NI Y D，LI X X，LIU R H，et al. Delineation of instrument landing system localizer protection area[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3617-3629 (in Chinese).

LOC保护区划设本质上是研究障碍物引起的多径效应对LOC电磁辐射场的影响，且多径效应与LOC阵列天线孔径密切相关。在满足LOC场地要求的前提下[6-8]，涉及的多径干扰可以只考虑机场停止等待的飞机，而《国际民用航空公约》附件10正是基于跑道周围的飞机（或行驶的车辆）及LOC阵列天线孔径这2个主要因素来划设LOC保护区。

在研究多径效应对LOC辐射场影响方面，早期部分学者把障碍物简单视为一个质点并分析其对LOC辐射场的影响[9-10]，对实际场景的等效过于简单。部分学者运用ATOLL、HFSS等专业软件分析障碍物产生的多径效应对LOC的影响[11-15]，研究障碍物对航道调制度差（difference in depth modulation, DDM）及航道信号覆盖范围的影响，以探究真实机场周围障碍物位置的合理性，但这类研究底层数学建模不多。也有学者运用物理光学（physical optics, PO）法[16]、射线追踪法等电磁计算方法探究LOC附近障碍物产生的多径干扰[17-24]，但未按《国际民用航空公约》附件10的条件将电磁分析与LOC保护区划设有机联系起来。文献[25]运用一致性几何绕射理论研究了跑道附近的机库产生的多径效应对LOC辐射信号的影响，得到大型机库影响下LOC敏感区划设的理论依据，将LOC电磁环境影响研究拓展至敏感区的划设，但只考虑了特定障碍物影响下LOC敏感区的划设，未考虑障碍物相对机场跑道的方位，也未区分LOC辐射远近场。

机场飞机对LOC而言属于电大尺寸障碍物。目前，有关电大尺寸障碍物的电磁散射分析方法主要包括PO法、几何光学法及对应的衍生方法[26]。PO法具有局限性小、精度高、易于程序实现等优点，应用更加广泛[27]，目前多应用于雷达散射截面的计算[28-31]，利用该方法从底层建模开始系统研究LOC保护区划设的公开报道非常少见。

针对以上研究的不足，本文从底层数学建模及仿真实验2方面探究LOC保护区的划设，主要贡献为：①从LOC方向图的角度考虑辐射场的远场和近场区别，提高电磁散射求解精度；②依据第7版《国际民用航空公约》附件10的要求，在机场停止等待的飞机及LOC阵列天线孔径这2个制约因素影响下，利用PO法系统研究了LOC保护区的划设。本文的思想方法、理论建模及技术处理可以为规划LOC保护区提供重要理论支持。

1 LOC保护区要求

1.1 LOC辐射场的调制度差

LOC系统由LOC地面信标和机载接收系统组成。双频LOC辐射由150 Hz和90 Hz调制的2个载波频率的4种信号，分别为航道载波边带（course carrier and sideband, COU CSB）信号、航道边带（course sideband only, COU SBO）信号、余隙载波边带（clearance carrier and sideband, CLR CSB）信号及余隙边带（clearance sideband only, CLR SBO）信号。由于捕获效应，机载接收机接收较强的信号，再解调、比较90 Hz与150 Hz的信号调制度，从而判断飞机与航向面的水平偏移。考虑到模型化地面反射的镜像天线的辐射影响的是LOC垂直方向性，不会影响提供水平制导信息的LOC建立导航参数（即方位）与电参数（即调制度）之间的关系，因此，在满足LOC场地要求的前提下，本文研究不用考虑地面对LOC阵列天线的镜像影响。

LOC阵列天线一般为多元线阵，可视作多个二元阵叠加。图1为N元LOC阵列天线。图中：θ为相对跑道中心线的方位角，d_i为第i对对称天线的间距，Q为机载LOC接收机位置。

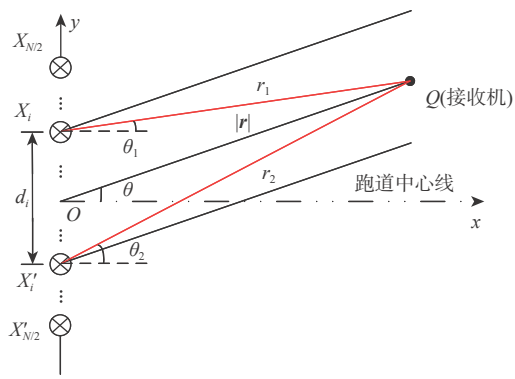


图1 LOC阵列天线

Fig. 1 LOC array antenna

LOC CSB信号对全部阵元等幅同相馈电，SBO信号对左、右对称阵元等幅反相馈电。对于N元LOC阵列天线，其远场辐射CSB与SBO信号的水平方向性函数分别为

$$f_{\mathrm{CSB}}(\theta)=2\cos\left(\frac{\pi}{2}\sin\theta\right)\sum_{i=1}^{N/2}A_i\cos\left(\frac{\pi d_i}{\lambda_{\mathrm{c}}}\sin\theta+\varphi_i\right) \tag{1}$$

$$f_{\mathrm{SBO}}(\theta)=2\cos\left(\frac{\pi}{2}\sin\theta\right)\sum_{i=1}^{N/2}A_i\sin\left(\frac{\pi d_i}{\lambda_{\mathrm{c}}}\sin\theta+\varphi_i\right) \tag{2}$$

式中：A_i为馈电幅度；λ_{c}为载波波长；φ_i为馈电相位。

对于航道信号与余隙信号，式(1)与式(2)均适用。

DDM定义为150 Hz与90 Hz信号的调制度差，表示为

$$D_{\mathrm{DDM}}=M_{150}-M_{90}=2\frac{f_{\mathrm{SBO}}(\theta)}{f_{\mathrm{CSB}}(\theta)} \tag{3}$$

式中: M 为调制度。

1.2　LOC 保护区划设影响因素的确定及保护区划设总体思路

理想情况下, 飞机沿标准下滑线进近着陆, DDM 应恒为 0。当跑道附近存在停止等待的飞机、车辆等障碍物时, 进近着陆的飞机将接收到来自这些障碍物的多径信号, 导致本应恒为 0 的 DDM 出现抖动。《国际民用航空公约》附件 10 规定了 LOC 的 DDM 弯曲幅度范围, 如图 2 所示。

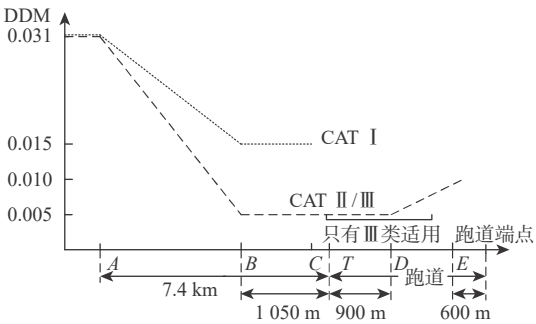


图 2　《国际民用航空公约》附件 10 规定的 LOC DDM 弯曲幅度范围

Fig. 2　Specified bending amplitude range of LOC DDM by Annex 10 of the Convention on International Civil Aviation

LOC 保护区内物体对 DDM 造成的多径影响不应超过 DDM 弯曲幅度范围。LOC 保护区分为临界区和敏感区,《国际民用航空公约》附件 10 对 LOC 保护区的划设有以下描述:

1) 临界区干扰通常会影响整个进场时间内使用 ILS 信号的所有飞机; 敏感区干扰通常是短暂的, 并且仅产生影响单个飞机的局部干扰。

2) 除阵列天线的辐射场外, 影响 LOC 保护区大小的因素主要包括可提供的进近着陆运行等级, 静态干扰的数量, 飞机和其他车辆(特别是其垂直表面)的位置、大小和方位, 跑道和滑行道布局, 以及天线位置。特别地, 必须考虑可能遇到的飞机垂直尾翼表面的最大高度及给定位置处尾翼的所有可能方位, 包括相对于跑道的非平行或非垂直方位。

3) 临界区的边界适用于干扰飞机的整个纵轴(包括机尾和机身); 敏感区的边界只适用于干扰飞机的尾部。

解读《国际民用航空公约》附件 10 对 LOC 保护区划设方式的描述可知, 在跑道和滑行道布局、LOC 天线位置及跑道周围静态建筑物固定, 并且满足 LOC 场地要求的前提下, 跑道周围停止等待的飞机(包括机身、机尾及飞机在各位置时的转向)及 LOC 阵列天线孔径是影响 LOC 保护区划设的 2 个最主要因素。

敏感区和临界区内多径干扰的主要区别在于: 敏感区内的障碍物造成的 DDM 超限持续时间短, 而临界区内障碍物造成的 DDM 超限持续时间长。LOC 保护区边界点应位于 DDM 曲线刚好未超限时对应的障碍物位置, 连接这些边界点即得到 LOC 保护区范围。

2　LOC 接收电磁场求解

2.1　直射场求解

LOC 直射场与 LOC 辐射的 CSB 或 SBO 信号的方向性函数 $f(\theta)$有关。在 LOC 阵列天线的电磁辐射中, 根据到 LOC 阵列天线的距离将场区分为远场区和近场区。近场区内方向性函数是径向距离的函数, 远场区内的方向性函数则与距离无关, 因此, 需对 LOC 的场区进行远近场划分。

2.1.1　LOC 辐射远近场划分

机载 LOC 接收机接收的信号由来自 LOC 阵列天线的直射信号和经障碍物得到的散射信号共同组成, 如图 3 所示。

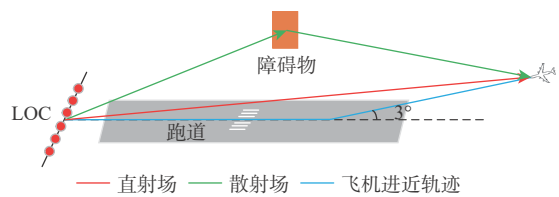


图 3　机载接收机接收 LOC 信号示意

Fig. 3　LOC signal reception by on-board receiver

由 LOC 阵列天线辐射, 不经障碍物直接被机载接收机接收的场为直射场, 表示为

$$\boldsymbol{E}_{\mathrm{i}}=\boldsymbol{e}_{\mathrm{i}}\sqrt{30P}\frac{\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}}{|\boldsymbol{r}|}f(\theta)=\boldsymbol{e}_{\mathrm{i}}|\boldsymbol{E}_{\mathrm{i}}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}f(\theta)\tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{e}_{\mathrm{i}}$为 LOC 辐射场的极化单位矢量; $\boldsymbol{E}_{\mathrm{i}}$ 为 LOC 直射信号电场强度; $f(\theta)$为 LOC 辐射 CSB 或 SBO 信号的方向性函数; $\boldsymbol{i}$ 为入射方向单位矢量; $\boldsymbol{r}$ 为接收点的位置矢量; P 为信号功率。

以 LOC 阵列天线中心为原点建立坐标系, 如图 1 所示, $X_{N/2}$和 $X'_{N/2}$为 LOC 阵列天线最外侧的 2 个对称阵元; r_1、r_2 和$|\boldsymbol{r}|$分别为第 i 对对称天线和中心参考天线 O 到接收机 Q 点的距离; θ_1、θ_2和θ分别为 r_1、r_2 和$|\boldsymbol{r}|$相对跑道中心线的方位角。

对于远场区, 各源点至场点的射线可近似视为相互平行, 有以下关系[3]:

$$\begin{cases}\theta_1\approx\theta_2\approx\theta\\ r_1\approx|\boldsymbol{r}|-|y|\cos\theta\\ r_2\approx|\boldsymbol{r}|+|y|\cos\theta\\ \dfrac{1}{r_1}\approx\dfrac{1}{|\boldsymbol{r}|}\approx\dfrac{1}{r_2}\end{cases}\tag{5}$$

设场点 Q 坐标为(X,Y,Z), 天线 X_i 坐标为(x,y,z),

则根据图1可知，$x=z=0$，$|\boldsymbol{r}|^2=X^2+Y^2+Z^2$，$Y=|\boldsymbol{r}|\cos\theta$，因此，$r_1$可表示为

$$r_1=\sqrt{(X-x)^2+(Y-y)^2+(Z-z)^2}=\sqrt{|\boldsymbol{r}|^2+(-2|\boldsymbol{r}|y\cos\theta+y^2)} \tag{6}$$

设$y\leqslant d_i<|\boldsymbol{r}|$，利用二项式定理展开式(6)得到

$$r_1=|\boldsymbol{r}|-y\cos\theta+\frac{y^2}{2|\boldsymbol{r}|}\sin^2\theta+\frac{y^3}{2|\boldsymbol{r}|^2}\cos\theta\sin^2\theta+\cdots \tag{7}$$

比较式(7)与式(5)可得，最大误差在第3项，即$y=L/2$、$\theta=\pi/2$时，此时，参考天线O与天线X_i辐射电磁场传播的路径差为

$$\Delta r_{\max}=||\boldsymbol{r}|-r_1|=\frac{L^2}{8|\boldsymbol{r}|} \tag{8}$$

式中：L为阵列天线孔径。

一般认为阵元到场点的相位差不大于$\pi/8$时，场的叠加效应影响较小，因此，得到远近场划分界限r_{d}，表示为

$$r_{\mathrm{d}}\geqslant\frac{2L^2}{\lambda_{\mathrm{c}}} \tag{9}$$

r_{d}与阵列天线孔径L及阵列天线辐射电磁波波长λ_{c}有关。当场点Q到LOC阵列天线距离$|\boldsymbol{r}|<r_{\mathrm{d}}$时，场点处于该阵列天线辐射近场区，求解LOC阵列天线辐射到Q点的场强时应使用近场方向图。反之，当$|\boldsymbol{r}|>r_{\mathrm{d}}$时，场点处于该阵列天线辐射远场区，求解LOC阵列天线辐射到Q点的场强时应使用远场方向图。

2.1.2 LOC近场方向图

目前，对LOC方向性函数的分析几乎都只考虑远场情况，1.1节已给出，但辐射近场下的方向性函数需进一步精确推导。图1中，给天线X_i、X_i'馈入相同的幅度和相位，则接收机接收到X_i、X_i'天线辐射信号的幅度和相位分别为

$$\begin{cases}|\boldsymbol{E}_1|=|\boldsymbol{E}_0|\dfrac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\\ \phi_1=\phi_0+\Delta\phi_1=\phi_0+\dfrac{2\pi(|\boldsymbol{r}|-r_1)}{\lambda_{\mathrm{c}}}\end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases}|\boldsymbol{E}_2|=|\boldsymbol{E}_0|\dfrac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\\ \phi_2=\phi_0+\Delta\phi_2=\phi_0+\dfrac{2\pi(|\boldsymbol{r}|-r_2)}{\lambda_{\mathrm{c}}}\end{cases} \tag{11}$$

式中：$|\boldsymbol{E}_0|$和ϕ_0分别为中心参考天线的辐射信号的幅度和相位。

等幅同相馈电时接收信号矢量图如图4所示，$\boldsymbol{E}_1$、$\boldsymbol{E}_2$的合成电场$\boldsymbol{E}$与参考电场$\boldsymbol{E}_0$之间存在相位差β。

为求解相位差β，以$\boldsymbol{E}_0$方向为x轴、垂直$\boldsymbol{E}_0$方向为y轴建立坐标系，如图4所示，则电场矢量可表示为坐标形式。

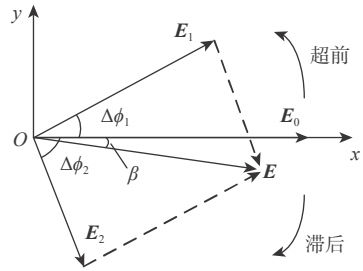


图4 等幅同相二元阵下近场接收信号矢量图

Fig. 4 Vector diagram of near-field received signals under constant-amplitude in-phase binary array

接收到的直射总场为

$$\boldsymbol{E}=\boldsymbol{E}_1+\boldsymbol{E}_2=\left[|\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos\Delta\phi_1+|\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos\Delta\phi_2,\ |\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\sin\Delta\phi_1+|\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\sin\Delta\phi_2\right] \tag{12}$$

相位差β可以表示为

$$\beta=\arctan\left(\frac{|\boldsymbol{E}|_0\dfrac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\sin\Delta\phi_1+|\boldsymbol{E}|_0\dfrac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\sin\Delta\phi_2}{|\boldsymbol{E}|_0\dfrac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos\Delta\phi_1+|\boldsymbol{E}|_0\dfrac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos\Delta\phi_2}\right) \tag{13}$$

因此，接收到的直射总电场又可表示为

$$\boldsymbol{E}=\left[\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos(\Delta\phi_1-\beta)+\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos(\Delta\phi_2-\beta)\right]\boldsymbol{E}_0\angle\beta \tag{14}$$

由此得到近场条件下等幅同相馈电二元阵方向性函数为

$$f_1(\theta)=\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos(\Delta\phi_1-\beta)+\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos(\Delta\phi_2-\beta) \tag{15}$$

同理，若对X_i、X_i'这2根天线等幅反相馈电，近场条件下的方向性函数为

$$f_2(\theta)=\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos(\Delta\phi_1-\beta)-\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos(\Delta\phi_2-\beta) \tag{16}$$

因此，可以得到LOC辐射近场方向性函数为

$$f_{\mathrm{CSB}}(\theta)=\cos\left(\frac{\pi}{2}\sin\theta\right)\cdot\sum_{i=1}^{N/2}A_i\left[\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos(\Delta\phi_1-\beta)+\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos(\Delta\phi_2-\beta)\right] \tag{17}$$

$$f_{\mathrm{SBO}}(\theta)=\cos\left(\frac{\pi}{2}\sin\theta\right)\cdot\sum_{i=1}^{N/2}A_i\left[\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos(\Delta\phi_1-\beta)-\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos(\Delta\phi_2-\beta)\right] \tag{18}$$

国内外使用最广泛的西班牙INDRA公司的双频24阵元LOC和双频20阵元LOC(以下分别简称为NM 24阵元LOC、NM 20阵元LOC)阵列天线孔径分别为46.92 m和52.06 m，根据式(9)可得其远近场界限分别为1 624.71 m和2 000.18 m。图5和图6分别展示了NM 24阵元LOC与NM 20阵元LOC在不同辐射距离的COU CSB方向图。可

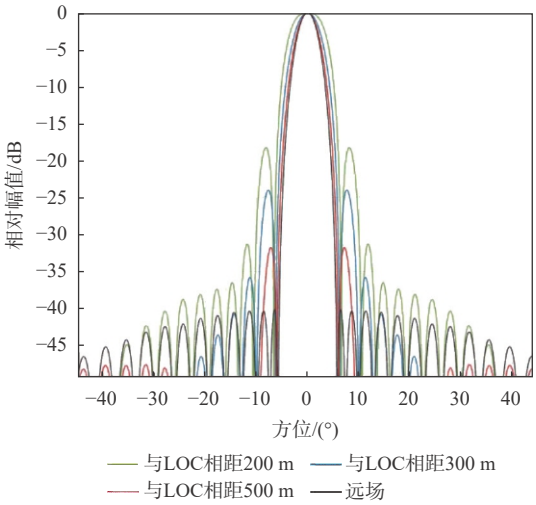


图 5　NM 24 阵元 LOC 辐射 COU CSB 远近场方向图

Fig. 5　Far-field and near-field radiation patterns of NM 24-element LOC array (COU CSB)

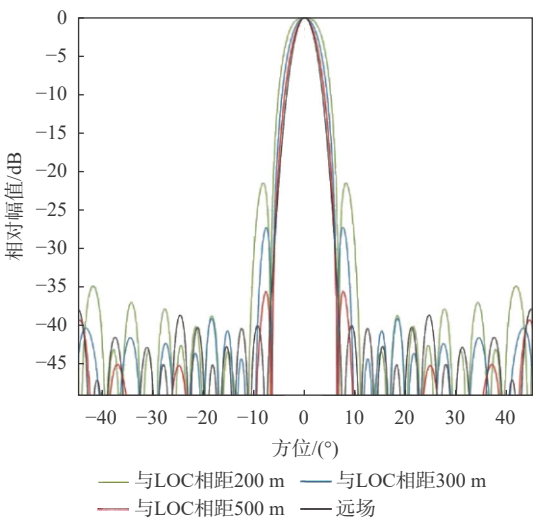


图 6　NM 20 阵元 LOC 辐射 COU CSB 远近场方向图

Fig. 6　Far-field and near-field radiation patterns of NM 20-element LOC array (COU CSB)

知，在辐射近场内，随着距离 LOC 阵列天线越近，方向图越宽胖，这将直接影响不同位置的场强大小，从而影响场强的求解结果。

2.2　运用 PO 法求解散射场

以机场障碍物的一个顶点为原点建立直角坐标系，如图 7 所示。图中：$\boldsymbol{i}$ 为入射场入射方向单位矢量；$\boldsymbol{n}$ 为散射体外表面法向矢量；$\boldsymbol{R}$ 为坐标原点到接收点的位置矢量，$\boldsymbol{R}_0$ 为其单位矢量；$\boldsymbol{r}$ 为坐标原点到散射面元中心的位置矢量，$\boldsymbol{r}_0$ 为其单位矢量；$\boldsymbol{s}$ 为散射方向单位矢量。

远场下，PO 法求解散射场表示为

$$\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}=\frac{\mathrm{j}\omega\mu \mathrm{e}^{\mathrm{j}k|\boldsymbol{R}|}}{4\pi|\boldsymbol{R}|}\int_S\left[(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{H}_{\mathrm{T}})-\boldsymbol{s}(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{H}_{\mathrm{T}})\boldsymbol{s}-\sqrt{\frac{\varepsilon}{\mu}}(\boldsymbol{n}\boldsymbol{E}_{\mathrm{T}})\times\boldsymbol{s}\right]\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k(\boldsymbol{s}\boldsymbol{r})}\mathrm{d}\boldsymbol{s} \tag{19}$$

式中：ω 为角速率；S 为散射体照亮面的面积；$\boldsymbol{E}_{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{H}_{\mathrm{T}}$ 为散射体表面的总场，包含入射场和散射场；ε 和 μ 分别为自由空间介电常数和磁导率。

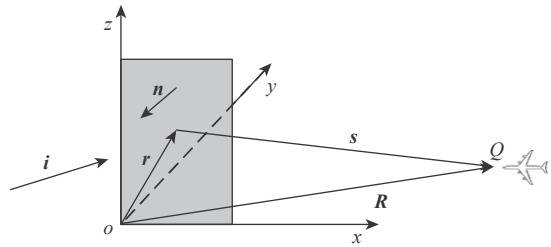


图 7　LOC 散射场求解示意

Fig. 7　LOC scattering field solution

在散射远区，散射场性质近似为平面波，且对于理想导体，有

$$\begin{cases}\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{E}_{\mathrm{T}}=\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{n}\times\boldsymbol{H}_{\mathrm{T}}=2\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{H}_{\mathrm{i}}\end{cases} \tag{20}$$

入射电场和入射磁场可分别表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{E}_{\mathrm{i}}=|\boldsymbol{E}_{\mathrm{i}}|\boldsymbol{e}_{\mathrm{i}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}\\ \boldsymbol{H}_{\mathrm{i}}=|\boldsymbol{H}_{\mathrm{i}}|\boldsymbol{h}_{\mathrm{i}}\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}\end{cases} \tag{21}$$

式中：$\boldsymbol{H}_{\mathrm{i}}=Y\boldsymbol{i}\times\boldsymbol{E}_{\mathrm{i}}$；$\boldsymbol{h}_{\mathrm{i}}$ 和 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{i}}$ 分别为入射磁场和入射电场入射方向的单位矢量。

因此，在散射远区，机载 LOC 接收机所接收的散射电场最终可表示为

$$\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}=-\frac{\mathrm{j}k|\boldsymbol{E}_{\mathrm{i}}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k|\boldsymbol{R}|}}{2\pi|\boldsymbol{R}|}\boldsymbol{s}\times[\boldsymbol{s}\times(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{h}_{\mathrm{i}})]\int_S\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{r}(\boldsymbol{i}-\boldsymbol{s})}\mathrm{d}\boldsymbol{s} \tag{22}$$

以上 PO 法推导均基于散射远场条件，散射远近场距离的划分与障碍物尺寸及电磁波波长有关。散射远场条件为

$$R_{\mathrm{d}}\geqslant\frac{2D^2}{\lambda_{\mathrm{c}}} \tag{23}$$

式中：R_{d} 为 LOC 到障碍物面元中心的距离；D 为面元尺寸。

当障碍物过大时，应对障碍物面元进行划分以满足散射远场条件。

PO 积分通常用 Gordon 积分计算，如图 8 所示。对每一个小面元建立 $x_0y_0z_0$ 坐标系，其中，$\boldsymbol{l}_0$ 为面元中点位置向量，$\boldsymbol{l}_n$ 为面元第 n 条边的中点矢量，$\boldsymbol{l}_n^0$ 为面元中点与第 n 条边中点所成向量，$\boldsymbol{a}_n$ 为第 n 条边

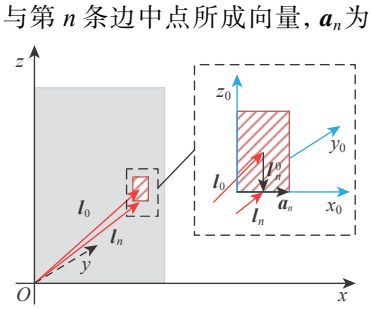


图 8　Gordon 面元积分

Fig. 8　Gordon panel integration

的边长向量。

积分最终表示为

$$\int_{S_1} \mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{r}(i-s)}\mathrm{d}\boldsymbol{s} = \frac{\mathrm{j}}{kG^2}\sum_{n=1}^{N}(\boldsymbol{p}\boldsymbol{a}_n)\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{l}_n\boldsymbol{w}}\mathrm{sinc}\left(\frac{k\boldsymbol{a}_n\boldsymbol{w}}{2}\right) \tag{24}$$

式中：S_1为面元划分后的小面元面积；$G^2=u^2+v^2$，$\boldsymbol{p}=\boldsymbol{w}\times\boldsymbol{n}$，$\boldsymbol{w}=\boldsymbol{i}-\boldsymbol{s}$，$u=\boldsymbol{x}_0'\boldsymbol{w}$，$v=\boldsymbol{z}_0'\boldsymbol{w}$。

2.3 LOC辐射近场和远场的调制度差

多径条件下，机载LOC接收机接收总场$\boldsymbol{E}$为直射场$\boldsymbol{E}_\mathrm{i}$与散射信号$\boldsymbol{E}_\mathrm{s}$的矢量和，即

$$\boldsymbol{E}=\boldsymbol{E}_\mathrm{i}+\boldsymbol{E}_\mathrm{s}=\boldsymbol{e}_\mathrm{i}|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}f(\theta)+\frac{|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k|\boldsymbol{R}|}}{2\pi|\boldsymbol{R}|G^2}\boldsymbol{s}\times[\boldsymbol{s}\times(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{h}_\mathrm{i})]\cdot\sum_{n=1}^{N}(\boldsymbol{p}\boldsymbol{a}_n)\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{l}_n\boldsymbol{w}}f(\theta)\mathrm{sinc}\left(\frac{k\boldsymbol{a}_n\boldsymbol{w}}{2}\right) \tag{25}$$

当进近着陆飞机处于LOC阵列天线的辐射远场时，机载接收机接收到的信号对应的DDM由LOC辐射的CSB与SBO信号表示为

$$D_\mathrm{DDM}=2\frac{E_\mathrm{SBO}}{E_\mathrm{CSB}}=\left\{\boldsymbol{e}_\mathrm{i}|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}f_\mathrm{SBO}(\theta)+\frac{|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k|\boldsymbol{R}|}}{2\pi|\boldsymbol{R}|G^2}\boldsymbol{s}\times[\boldsymbol{s}\times(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{h}_\mathrm{i})]\sum_{n=1}^{N}(\boldsymbol{p}\boldsymbol{a}_n)\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{l}_n\boldsymbol{w}}f_\mathrm{SBO}(\theta)\mathrm{sinc}\left(\frac{k\boldsymbol{a}_n\boldsymbol{w}}{2}\right)\right\}\Bigg/\left\{\boldsymbol{e}_\mathrm{i}|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}f_\mathrm{CSB}(\theta)+\frac{|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k|\boldsymbol{R}|}}{2\pi|\boldsymbol{R}|G^2}\boldsymbol{s}\times[\boldsymbol{s}\times(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{h}_\mathrm{i})]\cdot\sum_{n=1}^{N}(\boldsymbol{p}\boldsymbol{a}_n)\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{l}_n\boldsymbol{w}}f_\mathrm{CSB}(\theta)\mathrm{sinc}\left(\frac{k\boldsymbol{a}_n\boldsymbol{w}}{2}\right)\right\} \tag{26}$$

式中：E_SBO和E_CSB分别为机载接收机接收到的SBO和CSB信号总电场幅度。

当进近着陆飞机位于LOC阵列天线的辐射近场时，CSB与SBO信号存在相位差β，DDM值表示为

$$D_\mathrm{DDM}=2\frac{E_\mathrm{SBO}}{E_\mathrm{CSB}}\cos\beta \tag{27}$$

因此，结合式(26)、式(27)与式(13)，可以得到多径影响下的近场DDM为

$$D_\mathrm{DDM}=2\cos\left[\arctan\left(\frac{|\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\sin\Delta\phi_1+|\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\sin\Delta\phi_2}{|\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_1}\cos\Delta\phi_1+|\boldsymbol{E}_0|\frac{|\boldsymbol{r}|}{r_2}\cos\Delta\phi_2}\right)\right]\cdot\left\{\boldsymbol{e}_\mathrm{i}|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}f_\mathrm{SBO}(\theta)+\frac{|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k|\boldsymbol{R}|}}{2\pi|\boldsymbol{R}|G^2}\boldsymbol{s}\times[\boldsymbol{s}\times(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{h}_\mathrm{i})]\cdot\sum_{n=1}^{N}(\boldsymbol{p}\boldsymbol{a}_n)\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{l}_n\boldsymbol{w}}f_\mathrm{SBO}(\theta)\mathrm{sinc}\left(\frac{k\boldsymbol{a}_n\boldsymbol{w}}{2}\right)\right\}\Bigg/\left\{\boldsymbol{e}_\mathrm{i}|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{i}\boldsymbol{r}}f_\mathrm{CSB}(\theta)+\frac{|\boldsymbol{E}_\mathrm{i}|\mathrm{e}^{\mathrm{j}k|\boldsymbol{R}|}}{2\pi|\boldsymbol{R}|G^2}\boldsymbol{s}\times[\boldsymbol{s}\times(\boldsymbol{n}\times\boldsymbol{h}_\mathrm{i})]\cdot\sum_{n=1}^{N}(\boldsymbol{p}\boldsymbol{a}_n)\mathrm{e}^{\mathrm{j}k\boldsymbol{l}_n\boldsymbol{w}}f_\mathrm{CSB}(\theta)\mathrm{sinc}\left(\frac{k\boldsymbol{a}_n\boldsymbol{w}}{2}\right)\right\} \tag{28}$$

理想情况下，飞机沿标准进近着陆轨迹进近着陆时接收到的DDM应该恒为0。由于障碍物的存在，DDM会出现抖动，将DDM曲线与图2所示界限对比以划设LOC保护区。

3 仿真实验与分析

依据第7版《国际民用航空公约》附件10的要求展开LOC保护区划设实验，共包括3.2节和3.3节所述的2类仿真实验，如表1所示，其中，3.2节实验的主要目的是验证本文的思想方法、理论建模及技术处理的正确性，3.3节实验则在3.2节实验获得正面评价结论的基础上，给出滑行的大型飞机、中型飞机作为障碍物时的LOC保护区划设结果。根据1.2节对《国际民用航空公约》附件10的解读结论进行临界区划设实验时，障碍物设置为飞机的机身和尾翼；而进行敏感区划设实验时，障碍物设置为飞机的尾翼。

表1 实验设置

Table 1 Experimental setup

LOC型号	障碍物设置	
	临界区	敏感区
NM 20阵元LOC	A380机身和尾翼	A380尾翼
NM 24阵元LOC	A380机身和尾翼	A380尾翼
NM 20阵元LOC	B737-8机身和尾翼	B737-8尾翼
NM 20阵元LOC	B787-8机身和尾翼	B787-8尾翼

考虑到LOC天线系统必须满足规定的性能要求[6,32]，且西班牙INDRA公司生产的ILS因其卓越的性能成为国内外应用最广泛的进近系统，因此，仿真实验采用NM 20阵元LOC和NM 24阵元LOC展开。

3.1 仿真环境、参数设置及仿真流程

依据1.2节的结论设置仿真条件。跑道参数参考天津滨海国际机场西跑道，长3 600 m，宽60 m。LOC阵列天线位于跑道末端后撤370 m处，设定航向信号和余隙信号的载波频率分别为110.7 MHz+5 kHz和110.7 MHz−5 kHz，馈电功率均设置为20 W，划设Ⅲ类运行LOC保护区。

障碍物在实验中均等效为垂直地面的矩形板，具体参数如表2所示。其中，A380、B787-8、B737-8在《国际民用航空公约》附件10关于保护区的规定

表2 不同障碍物的近似尺寸

Table 2 Approximate dimensions of different obstacles

飞机型号	尾翼近似尺寸/m			机身近似尺寸/m		
	长	高	离地高度	长	高	离地高度
A380	8.5	14	10	72.5	8.5	1.5
B737-8	3	8.5	4	39.5	2.7	1.3
B787-8	6.7	9	8	56.7	6	2

中分别属于特大型、大型和中型飞机。

不断改变障碍物位置及朝向, 模拟进近飞机沿标准进近路线飞行, 计算机载 LOC 接收机在每个点的 DDM, 绘制 DDM 与相距 LOC 距离关系的曲线, 依据所得曲线与图 2 所示Ⅲ类运行 DDM 弯曲幅度范围的超限关系划设 LOC 保护区。实验流程如图 9 所示。

以 LOC 阵列天线中心在地面的投影为原点, 沿跑道中心线且远离 LOC 方向为 x 轴, 垂直地面向上方向为 z 轴, 建立坐标系, 如图 10 所示。障碍物

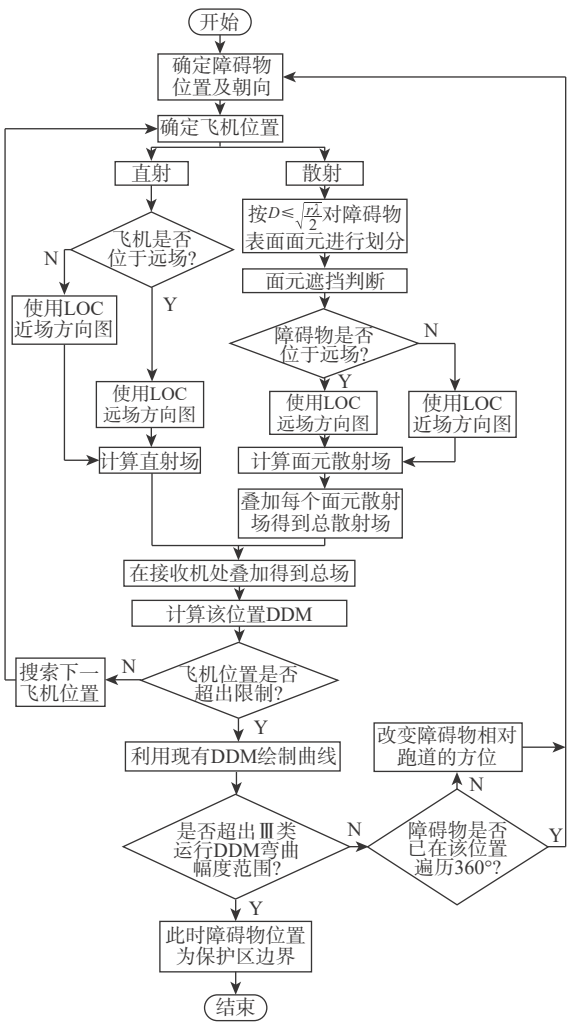


图 9　LOC 保护区划设实验流程

Fig. 9　LOC protection area experiment procedure

沿 x 轴正方向以 X 为步进不断移动, 在 x 坐标一定时, 由跑道中心向 y 轴正方向以 Y 为步进不断变化位置, 在每个位置又将作为障碍物的飞机以 10°为步进遍历 360°以改变朝向, 获取每个位置抖动最严重的 DDM 曲线。由于每节实验的障碍物不同, 步进 X、Y 设置也不同。

3.2　不同 LOC 阵列天线条件下的保护区

3.2.1　NM 20 阵元 LOC、A380 作为障碍物

障碍物设置如表 1 所示, 划设该条件下Ⅲ类运行时的敏感区和临界区。

敏感区划设时, 从相距 LOC 阵列天线 1 000 m 开始, 以 X=400 m、Y=5 m 为步进不断改变障碍物位置。临界区划设时, 设置 X=100 m、Y=5 m。在每个位置障碍物又以 10°为步进旋转 360°, 以得到每个位置抖动最严重的 DDM 曲线。

图 11 展示了障碍物位于 x=1 000 m 与 x=1 400 m 处的 DDM 曲线。可以看出, DDM 均在障碍物位置处, 即横坐标分别为 1 000 m 和 1 400 m 处出现大幅抖动, 此时进近着陆飞机距离障碍物最近, 接收到的散射场最强。在横坐标一定时, 随着距离跑道越远, DDM 抖动幅度越小, 由超限逐渐减小至不超限。

与图 11 类似, 图 12 给出了障碍物位于 x=200 m 与 x=300 m 处的 DDM 曲线。对比图 11 与图 12 可知, DDM 曲线均在障碍物位置处出现大幅抖动, 但 DDM 超限情况有所不同, 敏感区内的障碍物造成的 DDM 超限持续时间短, 而临界区内障碍物造成的 DDM 超限持续时间长, 这与《国际民用航空公约》附件 10 对保护区的描述相符。

临界 DDM(图 11、图 12 中的红色曲线)对应的障碍物位置即为保护区边界, 获得的全部障碍物临界位置如表 3 所示。将对应的位置相连, 最终得到 NM 20 阵元 LOC 在特大型飞机作为障碍物条件下的敏感区和临界区, 如图 13 所示。

在相同实验条件设置和相同实验方法下, 使用法国民航大学开发的 ILS 专业软件——ATOLL 进行仿真实验, 获得的 LOC 保护区如图 13 所示。为便于比对, 图 13 也给出了本文仿真实验结果及《国

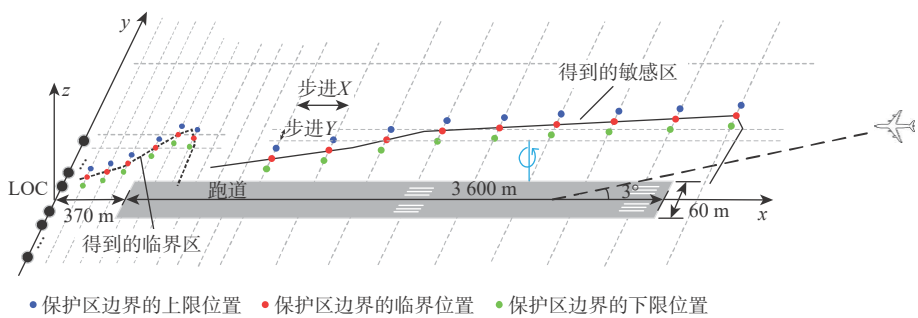


图 10　实验过程示意图

Fig. 10　Experimental process

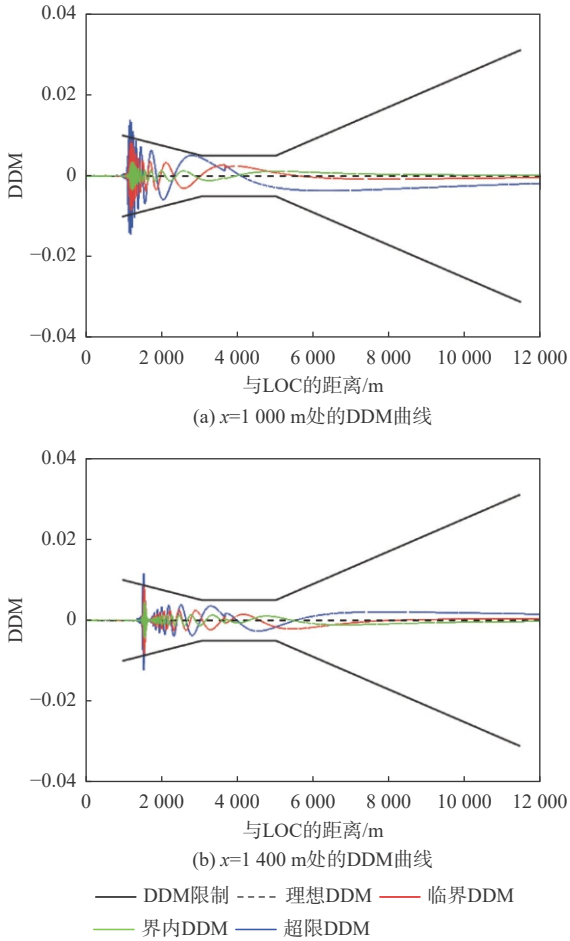


图 11 NM 20 阵元 LOC 敏感区划设时不同点的 DDM 曲线

Fig. 11 DDM curves at different points during sensitive area delineation of NM 20-element LOC

际民用航空公约》附件 10 的保护区范围。

从图 13 可以看出，本文实验所得 LOC 敏感区介于《国际民用航空公约》附件 10 规定的敏感区和 ATOLL 软件仿真出的敏感区之间，与《国际民用航空公约》附件 10 规定的敏感区具有较大接近度，差距最大处相差 100 m，临界区差距最大处相差约 50 m。《国际民用航空公约》附件 10 的数据也是经过理论建模和仿真得来的，由于建模考虑的影响因素及仿真时的假设参数不尽相同，本文实验结果会与《国际民用航空公约》附件 10 给出的数据有所差别，且《国际民用航空公约》附件 10 给出的保护区尺寸也只是大概数量级的指示，其尺寸也处于不断进化之中，这也是进行保护区研究的重要原因之一。由于理论建模与 ATOLL 的理论建模可能会出现思想方法及技术处理上的差异，本文实验结果与 ATOLL 的结果不尽相同，但敏感区边界的走势基本一致，最大相差约 500 m。由此可以说明，本文的思想方法、理论建模及技术处理是正确的，可以为规划 LOC 保护区提供理论支持。

3.2.2 NM 24 阵元 LOC、A380 作为障碍物

选取 NM 24 阵元 LOC，其他仿真实验条件如

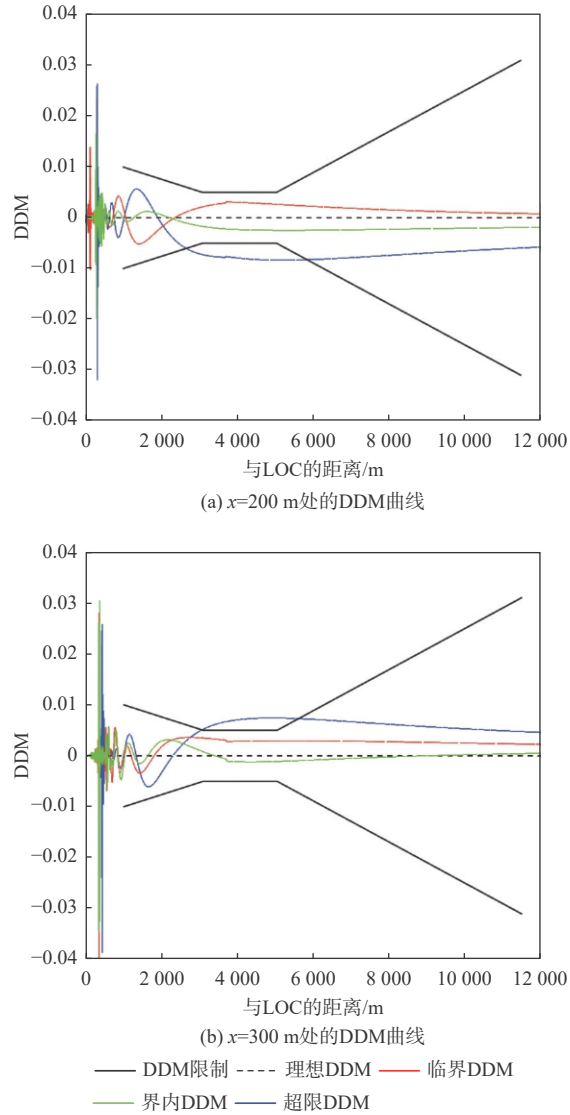


图 12 NM 20 阵元 LOC 临界区划设时不同点的 DDM 曲线

Fig. 12 DDM curves at different points during critical area delineation of NM 20-element LOC

表 3 NM 20 阵元 LOC 保护区边界坐标

Table 3 Boundary coordinates of NM 20-element LOC protection area

保护区	*x*/m	*y*/m
敏感区	1 000	100
	1 400	140
	1 800	185
	2 200	180
	2 600	215
	3 000	250
	3 400	280
	3 800	300
	4 200	245
临界区	200	85
	300	95
	400	100
	500	105
	600	110
	700	110

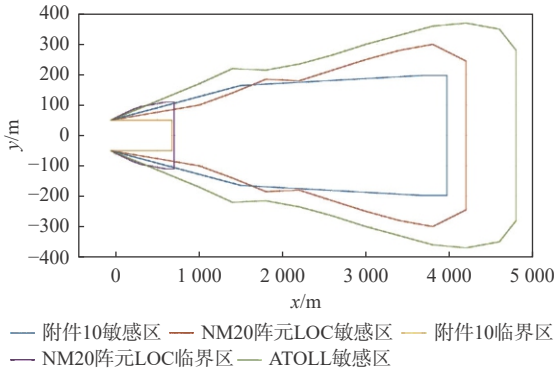


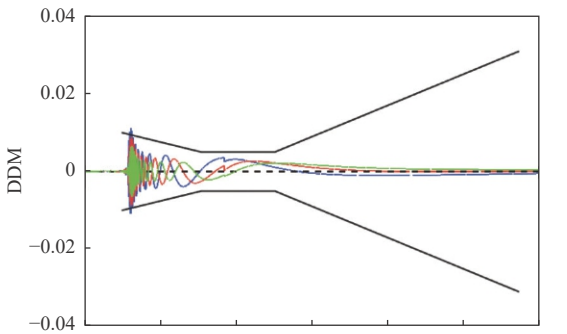
图 13　不同方法得到的 NM 20 阵元 LOC 保护区对比

Fig. 13　Comparison of NM 20-element LOC protection areas obtained by different methods

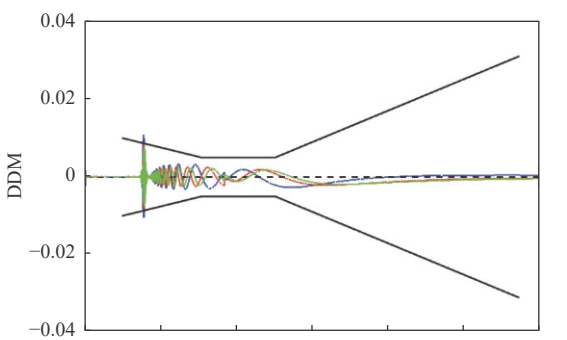
表 1 所示。

与 3.2.1 节采用相同的方法, 敏感区划设时, 从相距 LOC 阵列天线 1 000 m 开始, 以 X=400 m、Y=5 m 为步进不断改变障碍物位置。临界区划设时, 设置 X=100 m、Y=5 m。

图 14 展示了障碍物位于 x=1 000 m 和 x=1 400 m 处的 DDM 曲线, 图 15 为障碍物位于 x=200 m 和 x=300 m 处的 DDM 曲线。停止等待的 A380 造成的多径效应导致进近着陆飞机接收到的 LOC 辐射场产生畸变, 对应 DDM 也发生抖动。最终得到保护区边界坐标如表 4 所示。



(a) x=1 000 m处的DDM曲线



(b) x=1 400 m处的DDM曲线

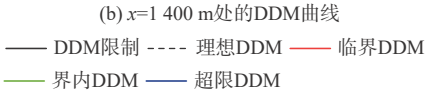
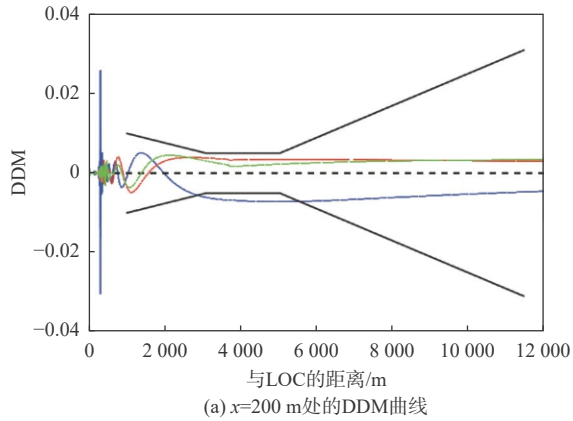


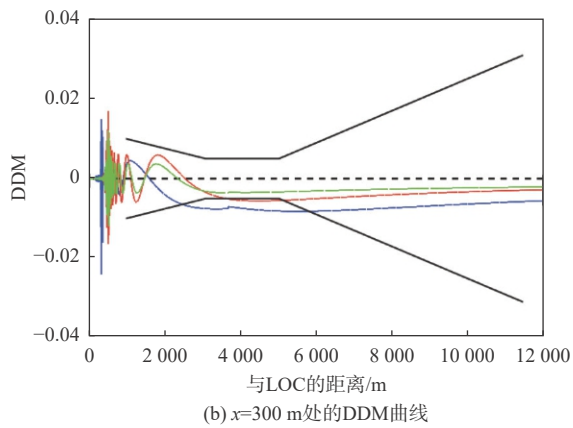
图 14　NM 24 阵元 LOC 敏感区划设时不同点的 DDM 曲线

Fig. 14　DDM curves at different points during sensitive area delineation of NM 24-element LOC

连接表 4 所示的边界坐标点便得到本文跑道条件下 NM 24 阵元 LOC Ⅲ类运行的保护区, 如图 16 所示。与 NM 20 阵元 LOC 时的仿真结果类似, 本



(a) x=200 m处的DDM曲线



(b) x=300 m处的DDM曲线

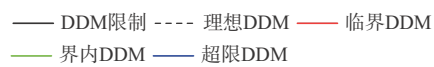


图 15　NM 24 阵元 LOC 临界区划设时不同点的 DDM 曲线

Fig. 15　DDM curves at different points during critical area delineation of NM 24-element LOC

表 4　NM 24 阵元 LOC 保护区边界坐标

Table 4　Boundary coordinates of NM 24-element LOC protection area

保护区	x/m	y/m
敏感区	1 000	110
	1 400	155
	1 800	165
	2 200	200
	2 600	240
	3 000	280
	3 400	310
	3 800	335
	4 200	260
临界区	200	85
	300	90
	400	100
	500	105
	600	110
	700	110

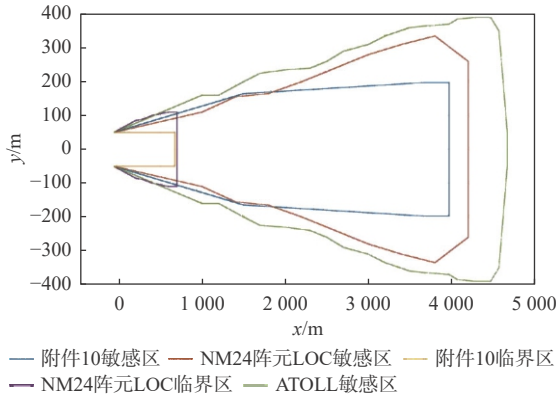


图 16 不同方法得到的 NM 24 阵元 LOC 保护区对比

Fig. 16 Comparison of NM 24-element LOC protection area obtained by different methods

文实验所得 LOC 敏感区介于《国际民用航空公约》附件 10 的规定与 ATOLL 的敏感区之间，且与 ATOLL 敏感区边界走势基本一致，但更接近《国际民用航空公约》附件 10 的敏感区，敏感区和临界区与《国际民用航空公约》附件 10 相比，差距最大处分别约为 130 m 和 50 m，进一步证明了本文思想方法、理论建模及技术处理的合理性。

3.3 不同障碍物条件下的 LOC 保护区

3.3.1 B737-8 作为障碍物

采用 NM 20 阵元 LOC 阵列天线，障碍物设置为 B737-8 型飞机，如表 1 所示，划设该条件下Ⅲ类运行时的敏感区和临界区。

进行敏感区划设时，障碍物从相距 LOC 阵列天线 1 000 m 开始移动，设置 X=400 m、Y=5 m。临界区划设时，从相距 LOC 阵列天线 50 m 开始，以 X=50 m、Y=5 m 为步进不断改变障碍物位置。在每个位置的障碍物又以 10°为步进旋转 360°，表 5 展示了获得的临界 DDM 对应的障碍物位置。

连接各个临界点得到图 17 所示在 B737-8 作为障碍物下，NM 20 阵元 LOC 的敏感区和临界区，整体比 3.2.1 节所得保护区范围小，符合《国际民用航空公约》附件 10 有关保护区划设的思想。

表 5 B737-8 为障碍物时 NM 20 阵元 LOC 保护区边界坐标

Table 5 Boundary coordinates of NM 20-element LOC protection area with B737-8 as obstacle

保护区	x/m	y/m
敏感区	1 000	90
	1 400	125
	1 800	150
	2 200	175
	2 600	205
	3 000	235
	3 400	255
	3 800	245
临界区	50	40
	100	45
	150	45
	200	55
	250	45

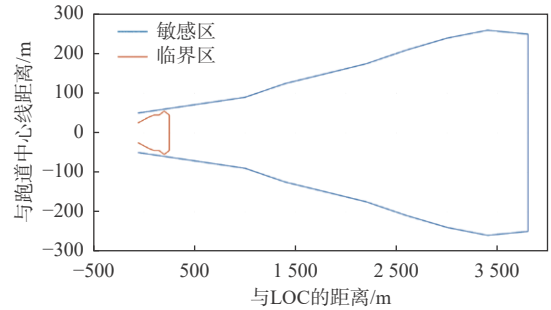


图 17 B737-8 条件下 NM 20 阵元 LOC 保护区

Fig. 17 NM 20-element LOC protection area under B737-8 condition

3.3.2 B787-8 作为障碍物

采用 NM 20 阵元 LOC 阵列天线，障碍物设置为 B787-8 型飞机，如表 1 所示，划设该条件下Ⅲ类运行时的敏感区和临界区。

进行敏感区划设时，从相距 LOC 阵列天线 1 000 m 开始，以 X=400 m、Y=5 m 为步进不断改变障碍物位置。进行临界区划设时，从相距 LOC 阵列天线 100 m 开始，以 X=100 m、Y=5 m 为步进不断改变障碍物位置，在每个位置障碍物又以 10°为步进旋转 360°，得到保护区边界坐标如表 6 所示。

连接表 6 各临界障碍物位置得到 NM 20 阵元 LOC 的临界区和敏感区，如图 18 所示。

综合 3.2.1 节、3.3.1 节和 3.3.2 节的实验结果，获得 NM 20 阵元 LOC 在不同尺寸飞机作为障碍物

表 6 B787-8 为障碍物时 NM 20 阵元 LOC 保护区边界坐标

Table 6 Boundary coordinates of NM 20-element LOC protection area with B787-8 as obstacle

保护区	x/m	y/m
敏感区	1 000	135
	1 400	150
	1 800	190
	2 200	230
	2 600	270
	3 000	310
	3 400	340
	3 800	260
	4 200	210
临界区	100	65
	200	75
	300	95
	400	95
	500	80
	600	115

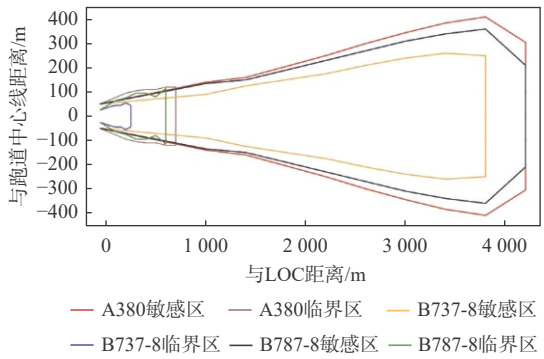


图 18　相同 LOC 阵列天线不同障碍物条件下 LOC 保护区

Fig. 18　LOC protection areas of same LOC array antenna under different obstacle conditions

条件下的保护区如图 18 所示。可以看出, 固定 LOC 阵列天线阵元数, 障碍物的尺寸越大, 保护区的范围也随之增大, 该变化规律与《国际民用航空公约》附件 10 的规定相一致。

4　结　论

1) 针对 LOC 远场方向图不适宜计算近场障碍物电磁散射的问题, 推导了 LOC 辐射远场与辐射近场的划分条件, 并求解近场方向图, 提高了 LOC 近场电磁散射计算的精确度。

2) 建立不同仿真场景来划设 LOC 保护区。在相同障碍物条件下, 分别进行 NM 20 阵元 LOC、NM 24 阵元 LOC 天线保护区的划设; 在不同障碍物条件下划设 NM 20 阵元 LOC 天线的保护区。通过将实验结果分别与《国际民用航空公约》附件 10 的要求及专业软件 ATOLL 的仿真结果进行比对, 证明了本文的思想方法、理论建模及技术处理的正确性, 可为 LOC 保护区的划设提供理论依据。

参考文献 (References)

[1] 鲁合德, 张强. 高铁弓网电弧对飞机进近着陆的电磁干扰影响[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 324036.
LU H D, ZHANG Q. EMI effect of pantograph catenary arc of high-speed railway on aircraft approach landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(10): 324036(in Chinese).

[2] 倪育德, 张振楠, 刘瑞华, 等. GBAS 与 ILS 联合导航系统数据融合方法与验证[J]. 信号处理, 2022, 38(11): 2385-2399.
NI Y D, ZHANG Z N, LIU R H, et al. Data fusion method of GBAS and ILS joint navigation system[J]. Journal of Signal Processing, 2022, 38(11): 2385-2399(in Chinese).

[3] 倪育德, 卢丹, 王颖, 等. 导航原理与系统[M]. 北京: 清华大学出版社, 2015: 238-241.
NI Y D, LU D, WANG Y, et al. Navigation principles and systems[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2015: 238-241(in Chinese).

[4] 倪育德, 于颖丽, 刘瑞华. 保护区内地形对 ILS 下滑信标辐射场的影响[J]. 信号处理, 2022, 38(9): 1892-1902.
NI Y D, YU Y L, LIU R H. Influence of terrain in protected area on radiation field of glide slope of ILS[J]. Journal of Signal Processing, 2022, 38(9): 1892-1902(in Chinese).

[5] International Civil Aviation Organization. Aeronautical telecommunications. Annex 10 to the convention on international civil aviation. Volume Ⅰ(6th edition)[S]. Montreal: International Civil Aviation Organization, 2006.

[6] International Civil Aviation Organization. Aeronautical telecommunications. Annex 10 to the convention on international civil aviation. Volume Ⅰ(7th edition)[S]. Montreal: International Civil Aviation Organization, 2018.

[7] Department of Transportation Federal Aviation Administration. Siting criteria for instrument landing systems: FAA ORDER 6750.16E [S]. Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 2014.

[8] 中国民用航空局. 民用航空通信导航监视台 (站) 设置场地规范 第 1 部分: 导航: MH/T 4003.1—2021[S]. 北京: 中国民用航空局, 2021.
Civil Aviation Administration of China. Specification for aeronautical communication navigation and surveillance station siting criteria-Part 1: navigation: MH/T 4003.1—2021[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2021(in Chinese).

[9] 刘勇, 吴德伟, 王永胜. 仪表着陆系统辐射场型的场地影响分析[J]. 无线电通信技术, 2004, 30(2): 31-33.
LIU Y, WU D W, WANG Y S. Site impact analysis of radiation pattern of instrument landing system[J]. Radio Communications Technology, 2004, 30(2): 31-33(in Chinese).

[10] 李紫丹. 基于回波模型多径效应对航向信标系统的影响研究[J]. 信息通信, 2015, 28(3): 18.
LI Z D. Research on the influence of multipath effect on heading beacon system based on echo model[J]. Information & Communications, 2015, 28(3): 18(in Chinese).

[11] THAIN A, ESTIENNE J P, PERES G, et al. Comparisons of different approaches for ILS simulation[C]//Proceedings of the 4th European Conference on Antennas and Propagation. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-5.

[12] THAIN A, ESTIENNE J P, ROBERT J, et al. A solution for ILS disturbance due to a building[C]//Proceedings of the 6th European Conference on Antennas and Propagation. Piscataway: IEEE Press, 2012: 2392-2395.

[13] 朱峰, 翁文雯, 谢雨轩, 等. 多径效应对航向信标系统电磁环境影响分析[J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(12): 2703-2709.
ZHU F, WENG W W, XIE Y X, et al. Analysis of influence of multipath effect on electromagnetic environment of localizer[J]. Systems Engineering and Electronics, 2019, 41(12): 2703-2709(in Chinese).

[14] 陈超, 黄裕文. 仪表着陆系统下滑信号结构分析与改善[J]. 现代雷达, 2020, 42(7): 17-22.
CHEN C, HUANG Y W. Analysis and improvement of glide signal structure of instrument landing system[J]. Modern Radar, 2020, 42(7): 17-22(in Chinese).

[15] WANG Q Q, SHEN Z Y, CHENG X M, et al. A fast ILS electromagnetic covering analysis method for new obstacles impact at expanded airport[C]//Proceedings of the IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-5.

[16] 费钟阳, 蒋相闻, 招启军. 基于动态 RCS 特征相似的直升机靶机旋翼设计[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 125465.

FEI Z Y, JIANG X W, ZHAO Q J. Design of helicopter target rotor based on similar dynamic RCS characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 125465(in Chinese).

[17] REDLICH R W, GORMAN J T. Disturbance of ILS localizer signals by reflections from large hangers[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1969, AES-5(6): 1001-1002.

[18] SHIH S L. LS localizer multipath analysis[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1971, AES-7(1): 54-60.

[19] HONDA J, YOKOYAMA H, TAJIMA H, et al. Influences of 3D aircraft model to ILS localizer[C]//Proceedings of the 10th International Conference on Complex, Intelligent, and Software Intensive Systems. Piscataway: IEEE Press, 2016: 180-185.

[20] HONDA J. Influences of scattered field caused by buildings to ILS localizer in Airport[C]//Proceedings of the International Symposium on Antennas and Propagation. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-4.

[21] 赵修斌, 戴传金, 许进, 等. 进近着陆系统多径效应仿真设计与实现[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(11): 3316-3319.
ZHAO X B, DAI C J, XU J, et al. Design of simulations for multipath effect of the approaching landing system and implementation[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(11): 3316-3319(in Chinese).

[22] 吴华新, 赵修斌, 陈校平, 等. PO分米波着陆系统多径环境分析和仿真[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(8): 103-106.
WU H X, ZHAO X B, CHEN X P, et al. Analysis and simulation of multi-path environment for decimeter wave instrument landing system based on physical optics[J]. Fire Control & Command Control, 2011, 36(8): 103-106(in Chinese).

[23] 吴华新, 赵修斌, 戴传金. 基于PO的进近着陆系统信道环境分析和仿真预测[J]. 系统仿真学报, 2012, 24(2): 414-418.
WU H X, ZHAO X B, DAI C J. Analysis and simulation prediction on approach landing system channel environment based on physical optics[J]. Journal of System Simulation, 2012, 24(2): 414-418(in Chinese).

[24] GONG F X, GUO F Y, MA Y Q. Analysis of electromagnetic interference on localizer beam using in parallel runway[C]//Proceedings of the 4th IEEE International Symposium on Microwave, Antenna, Propagation and EMC Technologies for Wireless Communications. Piscataway: IEEE Press, 2011: 562-565.

[25] 倪育德, 于颖丽, 刘瑞华, 等. 大型障碍物影响下航向信标敏感区的划设[J]. 系统工程与电子技术, 2023, 45(2): 360-372.
NI Y D, YU Y L, LIU R H, et al. Setting the sensitive area of localizer under the influence of large obstacles[J]. Systems Engineering and Electronics, 2023, 45(2): 360-372(in Chinese).

[26] 赵京城, 娄长玉, 李家碧, 等. 一种方形腔体的目标散射特性及测量方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(12): 2415-2424.
ZHAO J C, LOU C Y, LI J B, et al. Scattering characteristics and measurement method of a square cavity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(12): 2415-2424 (in Chinese).

[27] HUO J C, XU L, SHI X W, et al. An accelerated PO for EM scattering from electrically large targets[J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2021, 20(12): 2300-2304.

[28] 郭霄, 杨青真, 文振华, 等. 吸波材料脱落对球面收敛喷管电磁散射特性的影响[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 224466.
GUO X, YANG Q Z, WEN Z H, et al. Influence of RAM abscission on electromagnetic scattering characterisitic of cavity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 224466(in Chinese).

[29] 苏东林, 崔朔, 白江飞, 等. 复杂电磁环境辐射-散射耦合场快速预估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(9): 1553-1560.
SU D L, CUI S, BAI J F, et al. Fast prediction method for radiated and scattered coupled fields in complex electromagnetic environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(9): 1553-1560(in Chinese).

[30] XIAO D H, GUO L X, LIU W, et al. Efficient RCS prediction of the conducting target based on physics-inspired machine learning and experimental design[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2021, 69(4): 2274-2289.

[31] 秦远田, 孙汗青, 岳鑫. 微小卫星隐身构型设计及优化分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(11): 2102-2110.
QIN Y T, SUN H Q, YUE X. Stealthy configuration design and optimization analysis of microsatellite[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(11): 2102-2110 (in Chinese).

[32] 中国民用航空总局. 航空无线电导航设备 第1部分: 仪表着陆系统 (ILS) 技术要求: MH/T 4006.1—1998[S]. 北京: 中国民用航空总局, 1998.
General Administration of Civil Aviation of China. Aeronautical radio navigation aids. Part 1: technical requirements for instrument landing system (ILS): MH/T 4006.1—1998[S]. Beijing: General Administration of Civil Aviation of China, 1998(in Chinese).

Delineation of instrument landing system localizer protection area

NI Yude[1]，LI Xinxin[2]，LIU Ruihua[1,*]，GUO Jianli[3]，WANG Yanyang[4]

(1. School of Electronic Information and Automation，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China；
2. Guangxi Meteorological Technology Equipment Center，Nanning 530000，China；
3. Tianjin 764 Communication and Navigation Technology Co.，Ltd.，Tianjin 300210，China；
4. Aviation Meteorological Center，Air Traffic Management Bureau，Civil Aviation Administration of China，Beijing 100122，China)

Abstract：The instrument landing system (ILS) protection area is an important barrier to ensure the safe landing of aircraft. In view of the insufficiency in the theoretical study on the delineation of the protection area of the localizer (LOC) in the ILS, the LOC protection area is systematically studied for the first time using the physical optics (PO) method, in accordance with the requirements of the Annex 10 of the Convention on International Civil Aviation. First, the LOC radiation field is divided into far-field and near-field regions, and the LOC near-field radiation pattern is derived and solved to avoid errors caused by applying far-field conditions when obstacles are actually in the near-field. Then, based on the vertical surface characteristics of aircraft waiting around the runway, the surfaces are discretized into small facets. The electromagnetic scattering field caused by these aircraft, considered as obstacles in different positions and orientations, is calculated using the PO method. The LOC protection area is delineated according to the impact of these scattering fields on the difference in depth modulation (DDM) of the signal received by approaching aircraft. Finally, simulation experiments are conducted using 20-element and 24-element LOC arrays, with the A380, B737-8, and B787-8 serving as the obstacles. The simulation results show high consistency with the protection area requirements specified in Annex 10 of the Convention on International Civil Aviation, with the maximum deviation in the sensitive area being about 100 m and in the critical area about 50 m. Compared with simulations performed using the professional software ATOLL, the overall trend of the protection area is basically the same. The experimental results validate the correctness of the proposed conceptual approach, theoretical modeling, and technical processing, and can provide an important theoretical basis for LOC protection area delineation.

Keywords：localizer; near field; protection area; physical optics method; electromagnetic scattering

Received：2023-09-19；**Accepted**：2023-10-13；**Published Online**：2023-11-20 10：17

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231117.1616.004

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (U2233215)

* **Corresponding author**. E-mail：rhliu_cauc@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0594

多狭缝高速开关阀的电-机械转换器动态特性

陈淑梅[1,2]，陈绍荣[1,2]，李启正[1,2]，黄惠[1,2,*]，李雨铮[1,2]，黄秋芳[3]

(1. 福州大学 机械工程及自动化学院，福州 350108；2. 福州大学 流体动力与电液智能控制福建省高等学校重点实验室，福州 350108；3. 福龙马集团股份有限公司，龙岩 364028)

摘 要：高速开关阀(HSV)在航空航天领域广泛运用，但现有高速开关阀的涡流大，导致其响应时间难以提升，且响应时间受衔铁直径、复位弹簧预紧力等多个结构参数交互影响的规律复杂。针对该问题，分析了涡流对高速开关阀动态特性的影响，在此基础上设计了一种降低涡流损耗的多狭缝衔铁结构，可加快高速开关阀的电-机械转换器的启闭，并基于该结构分析了衔铁直径、线圈匝数、复位弹簧预紧力、复位弹簧刚度交互作用对电-机械转换器启闭特性的影响规律，通过灰色关联度量化各因素与启闭时间的关联度。研究表明：多狭缝衔铁结构可以减少50.07%的涡流损耗，可缩短启闭时间15%，同时发现复位弹簧预紧力与闭合时间关联度最高，衔铁直径与复位时间关联度最高，可为高速开关阀的电-机械转换器结构优化和动态特性进一步提升提供依据。

关 键 词：高速开关阀；电-机械转换器；涡流；动态特性；参数分析
中图分类号：TH137
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3630-11

高速开关阀因其体积小、控制方便、抗油液污染能力强等优点，被广泛运用于航空航天、燃油喷射系统、汽车制动系统、悬架系统等领域，是数字液压元件中研究的热点[1-3]，作为高速开关阀(high-speed on/off value, HSV)的核心驱动部件，电-机械转换器的动态特性与高速开关阀的性能密切相关。为研究高速开关阀的电-机械转换器的动态特性，相关学者考虑电、磁、机械的相互作用，建立了电-机械转换器的模型，并进行了相关特性的研究，取得了较好的效果[4-6]。涡流效应对高速开关阀的电-机械转换器的动态特性有广泛的影响，Zmood等[7]讨论了涡流对高速开关阀的电-机械转换器瞬态性能的影响，建立了包含涡流的一阶控制模型，该模型可用于控制系统的分析。Zhao等[8]的研究表明，涡流的出现和变化与驱动电流有关，涡流总是阻碍磁场变化并降低高速开关阀的动态响应。Harmer等[9]定性分析了涡流和磁滞对短行程高速开关阀动态性能的影响。上述研究发现涡流可显著影响高速开关阀的操控性，须降低涡流对高速开关阀动态特性的影响。然而，上述研究并未对涡流如何影响高速开关阀的动态特性进行深入分析。

高速开关阀的电-机械转换器的结构参数对高速开关阀的动态特性有直接的影响，目前的研究主要体现在结构参数对电磁阀电磁力的影响。Fan[10]、Zhang[11]、Liu[12]等建立了高速电磁阀的有限元数值仿真模型，分别进行了各参数对电磁力影响规律的研究。Sun等[13]用数值方法研究了驱动电流和电磁铁结构参数对静态电磁特性的影响，发现驱动电流会严重影响电磁能量转换效率。Wang等[14]通过数值模拟的方法研究了线圈电流对静态电磁力的影响，发现启动电流影响电磁铁的打开过程，保持电流影响关闭过程。Yang等[15]通过有限元法研究了关键结构因素对高速开关阀静态电磁特性的影响。Guo等[16]分析了隔磁环的不同位置分布对电

收稿日期：2023-09-19；**录用日期**：2023-12-15；**网络出版时间**：2024-01-04 16:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240103.1624.002
基金项目：国家重点研发计划(2019YFB2005103)；国家自然科学基金(52105053)；福建省高校产学研联合创新项目(2022H6007)
* **通信作者**. E-mail：huihuang@fzu.edu.cn

引用格式：陈淑梅，陈绍荣，李启正，等. 多狭缝高速开关阀的电-机械转换器动态特性 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3630-3640. CHEN S M，CHEN S R，LI Q Z，et al. Dynamic characteristics of electro-mechanical transducer with multi-slit armature for high-speed on/off valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3630-3640（in Chinese）.

磁阀性能的影响，发现隔磁环通过改变电磁阀的磁路来影响电磁阀的动态响应特性。Tao 等[17] 考虑了软磁材料的性质和几何形状对高速开关阀的性能影响，提出了一种磁场优化设计方法，但忽略了部分电磁耦合的关键非线性因素。

此外，相关学者分析了驱动策略对高速开关阀动态特性的影响。高强等[18] 通过复合脉冲宽度调制（pulse width modulation，PWM）控制策略，使高速开关阀的关闭时间减少约 62.5%。钟麒等[19] 提出了多电压复合驱动方式，可缩短高速开关阀的启闭时间并降低能耗。刘浩等[20] 在自适应电压激励和 BP 神经网络联合控制策略下，实现了对液压缸的精确控制。贾文昂等[21] 以提高动态响应为目标对高速开关阀进行了优化。Wu 等[22] 为螺线管设计了等效磁路模型，应用迭代法求出了非线性磁性材料磁导率的精确值，并提出了结构参数的多目标优化设计。为提升电磁阀的动态特性，“智能”材料被采用，如巨磁致伸缩材料和压电晶体[23-24]。然而，这些材料成本高，工艺难度大。

为提高电-机械转换器的动态特性，上述学者进行了深入的研究，取得了较好的效果，然而上述研究未提出简单易行的低涡流结构来降低涡流损耗及提高动态特性。同时，组成电-机械转换器的部件较多，结构参数也随之增多，使得动态特性受到多种复杂因素的影响，然而，并未对各种参数之间关联进行深入分析。

基于上述问题，本文设计了多狭缝低涡流优化结构来降低涡流损耗，分析了结构参数对启闭时间的影响，并通过灰色关联度分析了结构参数与启闭时间之间的联系，可为进一步提升电-机械转换器性能提供参考。

1　高速开关阀模型

1.1　高速开关阀的工作原理

电-机械转换器是高速开关阀的核心驱动部件，其作用是为高速开关阀提供电磁力，完成阀芯的开启和关闭。如图 1 所示，当线圈通电后产生磁场，磁场内的软磁材料被磁化，并在磁路内产生磁通，衔铁被磁化后向使磁通路径缩短的方向移动，即向铁芯移动闭合气隙，当其受到的电磁力大于复位弹簧的弹簧力时，衔铁开始运动，推动推杆运动，直至限位套接触到固定支撑座，限位套与支撑座的碰撞用来模拟实际高速开关阀中阀芯与阀座的碰撞限位。当线圈结束激励后，衔铁受到的电磁力下降，直至只剩下材料被磁化的剩磁力，衔铁受到的电磁力下降过程中，当电磁力小于复位弹簧的弹簧力

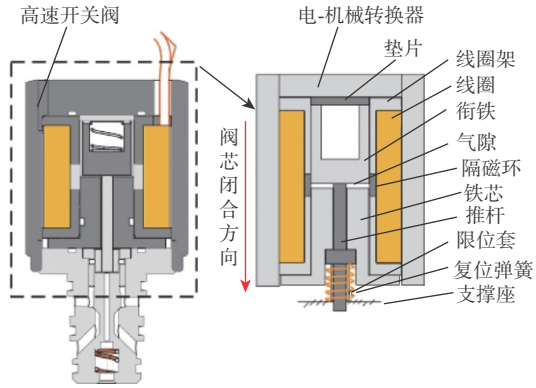


图 1　高速开关阀工作原理

Fig. 1　Working principle of high-speed on/off valve

时，衔铁开始复位，直至衔铁回到初始位置。

1.2　考虑磁滞的电-机械转换器模型

电-机械转换器的电路环节可以等效为一个 RL 电路，根据基尔霍夫电压方程：

$$E(t)-L\frac{\mathrm{d}i(t)}{\mathrm{d}t}-i\frac{\mathrm{d}L(t)}{\mathrm{d}t}-Ri(t)=0 \tag{1}$$

式中：E为电源电压；i为线圈电流；L为线圈电感；R为电路电阻。

电-机械转换器工作过程中涉及磁场，由安培环路定理，对闭合磁路的每个确定的磁性结构进行积分：

$$\oint_C H\cdot\mathrm{d}l=\sum_n H_n l_n=NI \tag{2}$$

式中：H 为磁场强度；H_n为各磁性元件的磁场强度；C 为闭合回路；l 为磁路长度；l_n为各磁路的长度；N为线圈匝数；I 为电流。

根据磁路原理，式(2)又可写为

$$NI=\sum_n\frac{B_n}{\mu_n}l_n=\sum_n\phi_n\frac{l_n}{\mu_n A_n} \tag{3}$$

式中：μ_n为各材料的磁导率；ϕ_n为磁路的磁通量；A_n为磁路磁通的横截面积；B_n为磁感应强度。

在电磁力的作用下，衔铁开始运动，并带动可动部件运动，其运动微分方程为

$$F_{\mathrm{mag}}+F_{\mathrm{spring}}+F_{\mathrm{B}}=m\ddot{x} \tag{4}$$

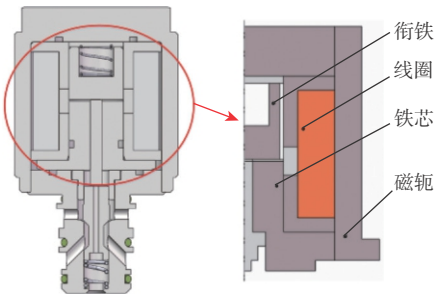
式中：F_{mag} 为电磁力；F_{spring} 为复位弹簧的弹簧力；F_{B} 为运动阻尼力；$\ddot{x}$为衔铁及运动部件加速度；m 为衔铁及运动部件总质量。

在 COMSOL 平台中建立电-机械转换器的有限元模型，求出其准确的电磁力。建立的二维轴对称模型如图 2 所示。

对电-机械转换器电磁场的仿真域进行网格剖分，如图 3 所示。对空气域部分采用常规网格细度剖分，对磁轭部分采用超细化网格。由于电磁场传导的集肤特性，对磁轭的关键边缘部分采用边界层

网格剖分，可以更精确地捕捉到电磁场物理量在边界的值的传递；对气隙部分及衔铁周围网格采用规则四边形映射网格。

如图4所示，气隙的材料设置为空气，铁芯和衔铁的材料设置为1J50，推杆的材料设置为1Cr18Ni9Ti，线圈的材料设置为铜。



(a) 高速开关阀三维模型　(b) 电-机械转换器二维轴对称仿真模型

图2　电-机械转换器的仿真结构

Fig. 2　Simulation structure of electro-mechanical transducer

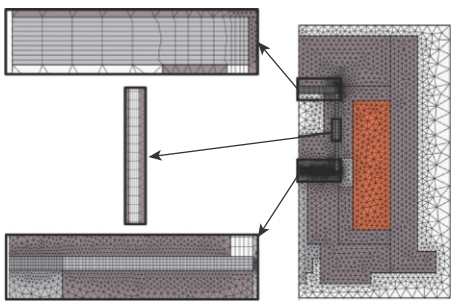


图3　电-机械转换器的网格划分

Fig. 3　Mesh of electro-mechanical transducer

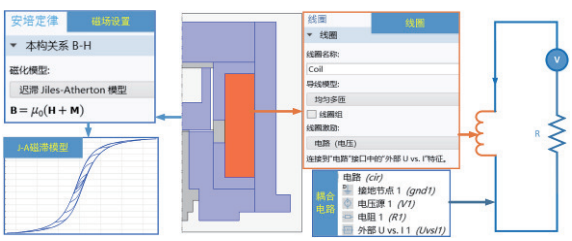


图4　电磁场设置

Fig. 4　Electromagnetic field settings

1.3　涡流对动态特性的影响

完成上述电磁场仿真模型后，对电-机械转换器施加电压激励，分别为正电压0.8 ms、负电压0.8 ms和零电压0.8 ms，分析有涡流和无涡流时电-机械转换器动态性能不同的原因。

在考虑和不考虑涡流的情况下，磁通密度如图5所示。在0.3 ms时刻，相比于存在涡流的情况，在不考虑涡流的情形下，磁通在铁芯、衔铁及其他磁轭分布更为均匀，材料被磁化的范围更大，但磁通密度值较小。这主要是因为变化的磁场会使材料内部产生涡流。涡流会产生磁场，涡流产生的磁场

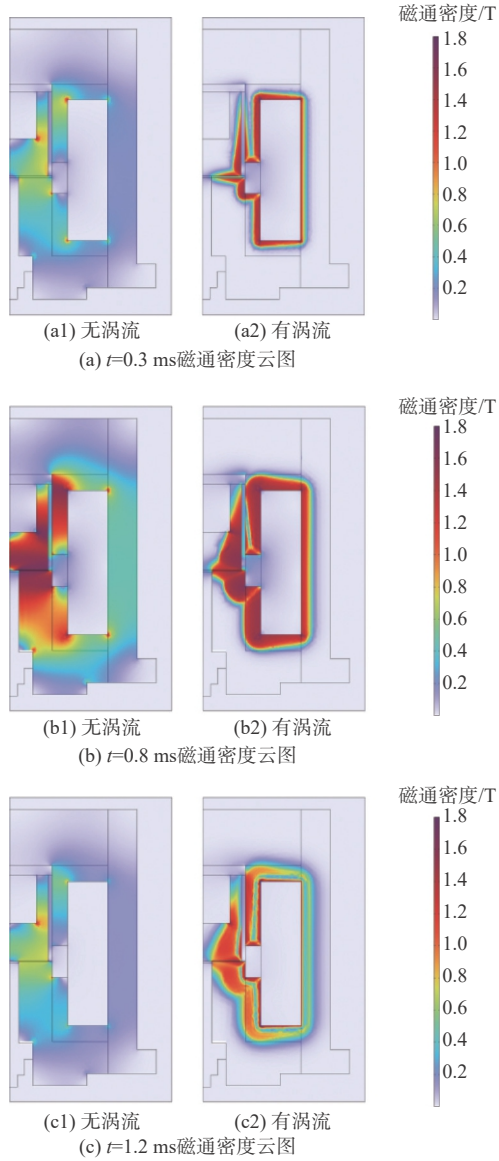


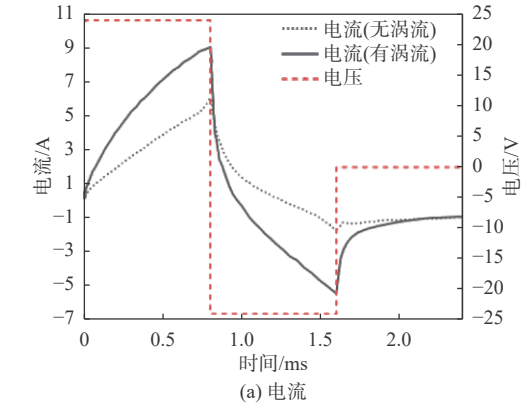
图5　有无涡流条件下的不同时刻磁场云图

Fig. 5　Magnetic field distribution at different times with and without eddy current

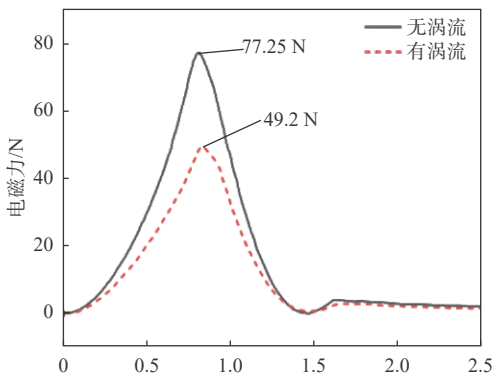
是抵抗外界磁场变化的，与引起涡流产生的外磁场变化的方向相反。也就是说，涡流反过来改变了磁通的分布和大小，导致有无涡量2种情况下磁通密度不同。

在0.8 ms时刻，无涡流存在的衔铁和铁芯内部磁通密度最大值与有涡流存在时的相应处的磁通密度相同，均约为1.6 T，但无涡流时的磁通分布更宽泛。0.8 ms后，开始施加负电压激励退磁，1.2 ms时，在无涡流的情况下，铁芯、衔铁下部分别约为0.5 T、0.7 T，而有涡流时，铁芯与衔铁处均约为1 T。可见，无涡流情况下，铁芯、衔铁等部位的退磁更快。综上可以发现，涡流对磁场形成和消退都有阻碍作用。

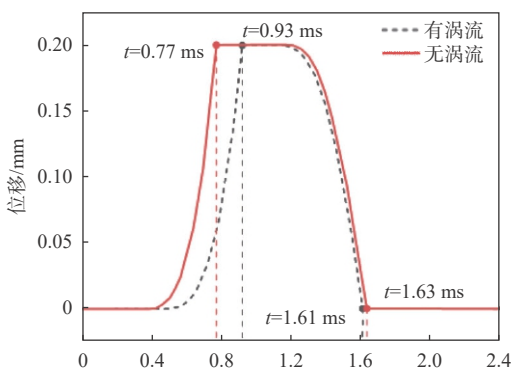
在考虑和不考虑涡流的情况下，电流、电磁力、位移和输入功率的大小和分布如图6所示。电



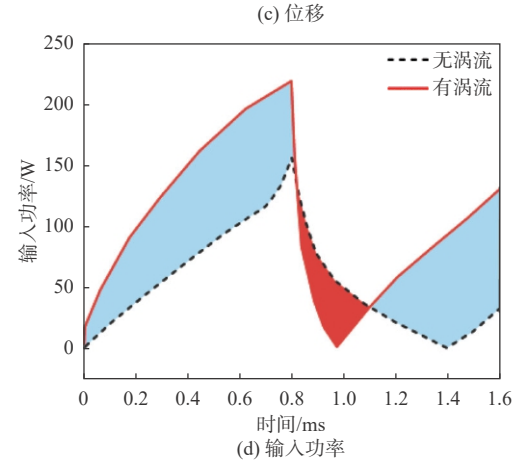
(a) 电流



(b) 电磁力



(c) 位移



(d) 输入功率

图 6　有无涡流的动态特性对比

Fig. 6　Comparison of dynamic characteristics with and without eddy current

流结果显示, 存在涡流时, 驱动电流始终高于不存在涡流的情形, 原因是: 在没有涡流的情况下, 材料内部的磁通分布扩散更为迅速, 磁通变化率更高, 由于线圈电感的作用, 反向电动势会更大, 正向的驱动电流会上升更慢, 从另一方面来说, 其总功耗会更低, 而能量利用率更高。电磁力随时间变化的曲线表明, 无涡流下的衔铁受到的电磁力上升速度更快, 并且其最大值为 77.25 N, 远大于存在涡流的 49.2 N, 提高了 57% 的电磁力, 电磁力下降也有相同趋势, 不存在涡流的情形下电磁力下降更快。而从衔铁位移响应曲线来看, 无涡流的情形下, 衔铁开始运动的时刻在 0.41 ms, 完全吸合需要 0.77 ms, 在 1.63 ms 完成复位; 而有涡流的情况下, 衔铁开始运动的时刻在 0.5 ms, 完成吸合则需要 0.93 ms, 复位时间在 1.61 ms, 总体而言, 在一个周期中存在涡流的情况下, 衔铁的位移响应多消耗了 0.25 ms 的时间, 占周期总长的 10%。电路输入功率对比显示了是否存在涡流 2 种情况下的电-机械转换器的输入功率, 电路中存在非线性电感为感性电路, 电压超前于电流, 在整个周期看来, 有涡流存在下的功耗明显高于无涡流情况, 有涡流下的周期输入功率最高为 218 W, 平均功率为 66.4 W, 而不考虑涡流下的对应值则为 156.24 W 和 34.05 W, 每周期平均功率多出了 95%, 这些功率造成了能量损耗与温升发热。

2　多狭缝的衔铁结构

为降低涡流对电-机械转换器动态特性的影响, 设计了多狭缝衔铁结构。多狭缝衔铁结构的设计思想是在原有结构的基础上, 以相等的间隔切割出一定宽度的狭缝。其原理是: 利用空气的高磁阻来增大磁路的磁阻, 从而降低感应电动势, 最终减少涡流。选择衔铁进行优化, 旨在降低衔铁内的涡流, 同时, 衔铁是电-机械转换器运行中最重要的部件, 狭缝可以减少衔铁的质量, 从而增大衔铁运动的加速度, 缩短开关的时间。如图 7 所示, 在衔铁上均匀地切割出 6 个宽为 0.5 mm、深度为 4 mm 的空气狭缝。

图 8 显示了施加 2 ms 的驱动电压, 衔铁的涡流

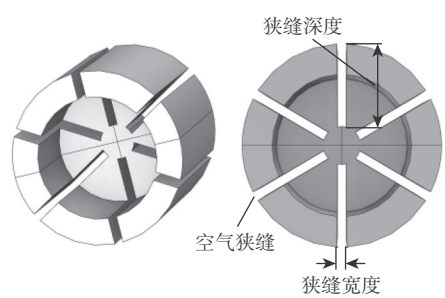
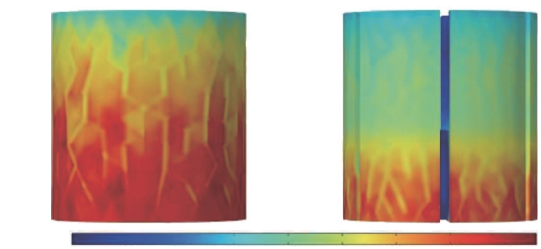


图 7　多狭缝结构

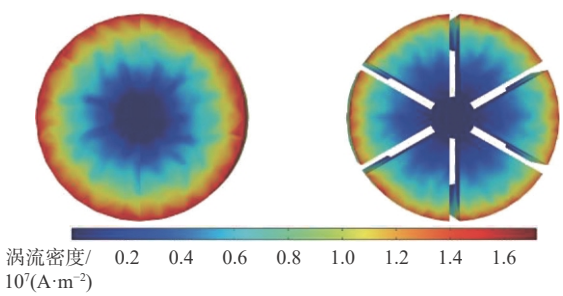
Fig. 7　Multi-slit structure

密度分布。经过结构优化后，衔铁内部涡流产生的涡流密度较小，衔铁内部的分布面积也较小。在涡流正视图的底面上，原始结构和多狭缝结构的平均涡流密度分别为 1.5×10^7 A/m^2 和 1.29×10^7 A/m^2。在中上部，原始结构的涡流密度为 $0.8\times10^7\sim1.3\times10^7$ A/m^2，多狭缝结构为 $0.6\times10^7\sim0.8\times10^7$ A/m^2。可以看出，多狭缝结构减少了涡流的分布，并降低了涡流的总密度。这是因为：空气狭缝阻碍了原来的涡流循环路径，增加了涡流的流动路径，延长了环路的长度，并增大了等效电阻。

图 9 为衔铁在一个周期内的涡流损耗功率。结果表明，在一个周期内的多数时刻，多狭缝衔铁结构的涡流损耗功率均比原始结构低。原始的衔铁结构一个周期内的平均涡流损耗功率为 13.4 W，而多狭缝衔铁结构一个周期内的平均涡流损耗功率为 6.69 W，下降了 50.07%。



(a) 原始结构和多狭缝结构涡流密度云图正视图 (t=1 ms)



(b) 原始结构和多狭缝结构涡流密度云图仰视图 (t=1 ms)

图 8 原始结构和多狭缝结构涡流密度

Fig. 8 Eddy current density of original and multi-slit structures

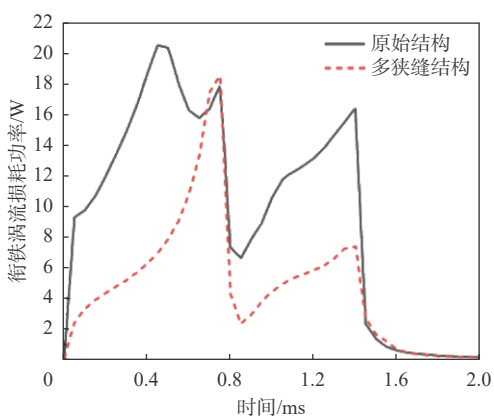


图 9 原始结构和多狭缝结构衔铁涡流损耗功率

Fig. 9 Power loss of armature eddy current of original and multi-slit structures

对改进前后的动态特性进行分析，如图 10 所示，在 2 ms 三电压激励下，在电磁力的上升阶段，2 种结构基本保持一致的上升速度和电磁力，原始结构和多狭缝结构电磁力最大值分别为 60.5 N、57 N；从衔铁位移曲线来看，多狭缝结构可以使衔铁复位时间缩短 0.11 ms，占衔铁运动时间的 15%。2 种结构动态性能差异的原因在于：多狭缝结构的涡流损耗更小，磁场建立的速度较快，同时刻磁通量与磁通密度与改进前的结构差异较小，因此，能保持电磁力的上升趋势一致，但在电磁力下降阶段，改进后的结构退磁明显较快，复位响应加快。

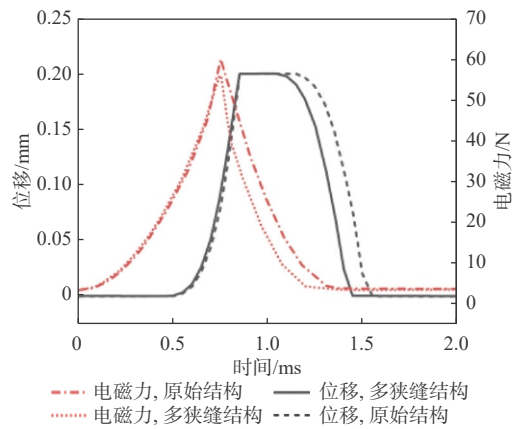


图 10 低涡流结构改进前后动态性能对比

Fig. 10 Comparison of dynamic performance before and after low-eddy-current structural improvement

3 参数交互影响下动态特性分析

3.1 衔铁直径与复位弹簧预紧力

在上述多狭缝衔铁结构的基础上，进一步分析参数交互影响下的动态特性。图 11 表明，在衔铁直径为 8 mm，复位弹簧预紧力分别为 5 N、8 N、11 N、14 N、17 N 时，衔铁的闭合时间分别为 0.707 ms、0.817 ms、0.904 ms、1.019 ms、1.187 ms，衔铁复位时间分别为 2.202 ms、2.006 ms、1.894 ms、1.824 ms、1.776 ms。由此可以看出，复位弹簧预紧力的提高会拖慢衔铁闭合速度，加快衔铁的复位速度。当衔铁直径为 12 mm 时，随着复位弹簧预紧力增大到 17 N 时，衔铁的闭合时间分别为 0.752 ms、0.811 ms、0.821 ms、0.836 ms、0.912 ms，衔铁的复位时间分别为 2.510 ms、2.213 ms、2.205 ms、2.120 ms、2.034 ms，相比于衔铁直径为 8 mm 时，相同情况下对应的闭合时间缩短，复位时间延长，表明更大的衔铁直径会缩短衔铁闭合时间，延长衔铁复位时间。

整体分析，随着复位弹簧预紧力的增大、衔铁

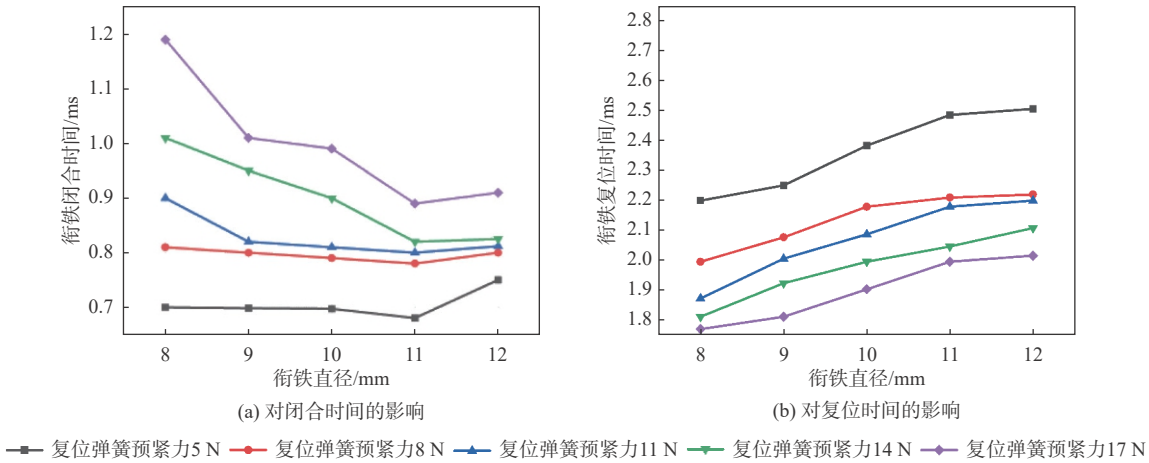


图 11　衔铁直径和复位弹簧预紧力对响应时间的影响

Fig. 11　Effects of armature diameter and preload of return spring on response time

直径的减小, 会进一步延长闭合时间, 缩短复位时间。原因在于: 复位弹簧预紧力越大, 所需启动电磁力越大, 衔铁直径越小, 产生的电磁力越小, 两者的叠加会使闭合时间进一步延迟, 同时复位时间缩短。然而, 当衔铁直径增加到一定程度, 衔铁部件的质量就会增加, 导致在相同的电磁力作用下, 衔铁部件的加速度减小, 从而使闭合时间增长, 导致衔铁直径为 12 mm 的闭合时间相较于衔铁直径为 11 mm 有上升的趋势。

3.2　衔铁直径与复位弹簧刚度

图 12 结果显示, 复位弹簧刚度会减慢衔铁闭合速度并加快复位速度, 相较于衔铁直径对衔铁启闭时间的影响, 复位弹簧刚度对衔铁启闭时间的影响更小, 每增加 1 000 N/m 的复位弹簧刚度, 会增加约 0.002 ms 的闭合时间, 减少约 0.007 ms 的复位时间。随着衔铁直径的增大与复位弹簧刚度的减小, 闭合时间缩短, 复位时间延长, 2 种因素中衔铁直径对响应时间的影响占主导作用。其中, 当复位弹簧刚度为 2 000 N/m 和衔铁直径为 8 mm 时, 电-机械转换器无法正常启闭, 说明结构参数对电-机械转换器的影响是重要的。下文中, 缺失的数据点都是因为电-机械转换器无法正常启闭。

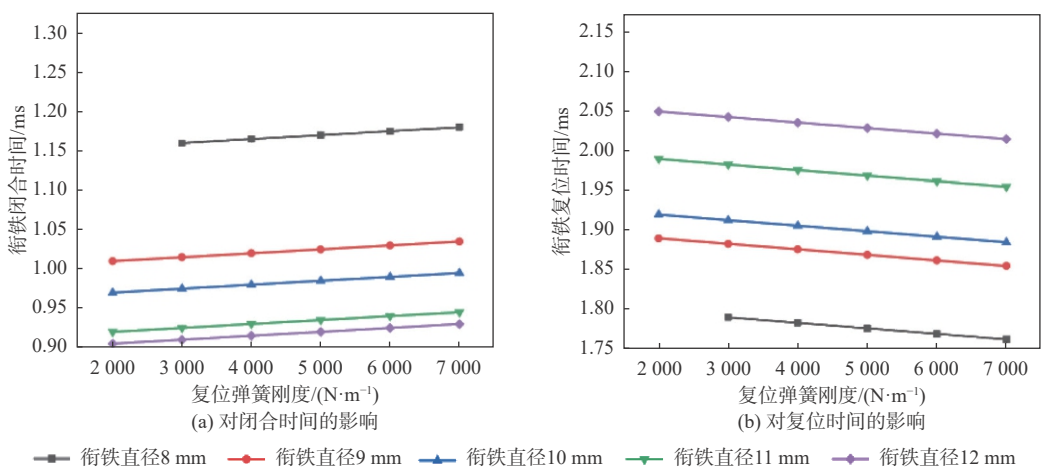


图 12　衔铁直径和复位弹簧刚度对响应时间的影响

Fig. 12　Effects of armature diameter and stiffness of return spring on response time

3.3　衔铁直径与线圈匝数

图 13 结果表明, 线圈匝数的增多与衔铁直径的增大都会明显缩短衔铁的闭合时间, 延长衔铁的复位时间。

3.4　复位弹簧预紧力与复位弹簧刚度

图 14 的结果显示, 相对于复位弹簧预紧力, 复位弹簧刚度对衔铁的闭合时间和复位时间的影响并不明显, 复位弹簧预紧力一定时, 衔铁的响应时间几乎不随复位弹簧刚度值的改变而发生变化。这是因为: 高速开关阀阀芯的开度比较小, 决定了电-机械转换器的衔铁行程比较小, 在较小行程下增加的弹簧力较小, 弱化了复位弹簧刚度对响应时间的影响。复位弹簧刚度和复位弹簧预紧力的减小会缩短阀芯闭合时间, 延长阀芯的复位时间。

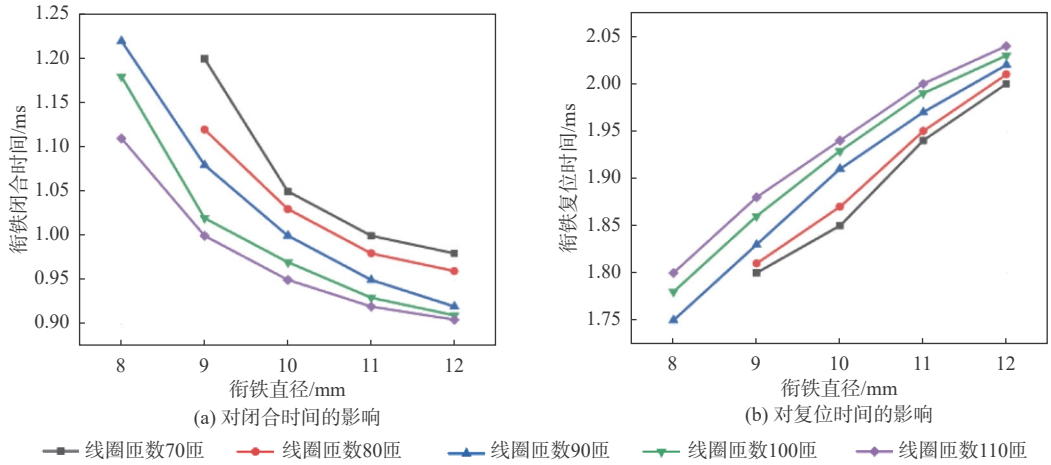


图 13 衔铁直径和线圈匝数对响应时间的影响

Fig. 13 Effects of armature diameter and coil turns on response time

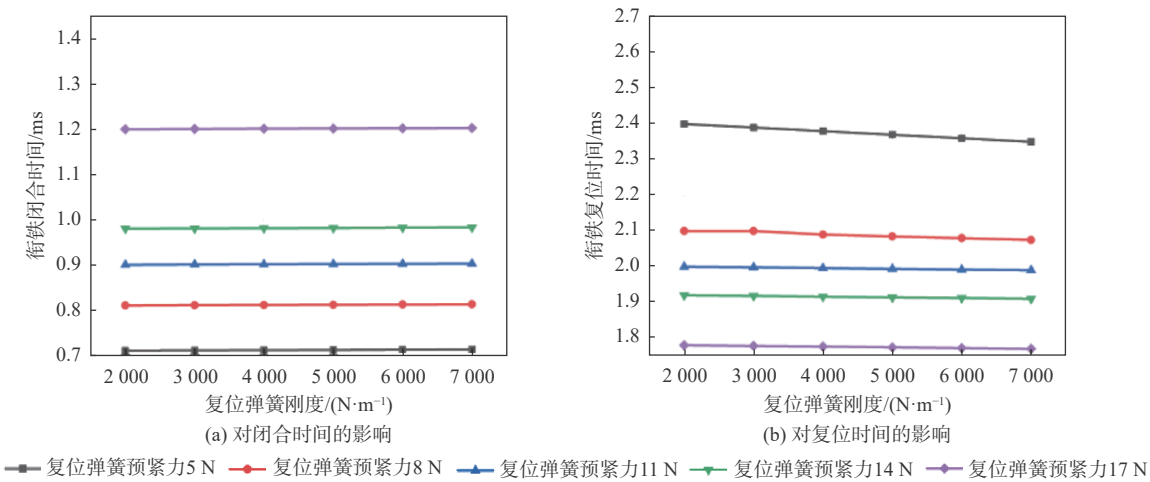


图 14 复位弹簧预紧力和复位弹簧刚度对响应时间的影响

Fig. 14 Effects of preload and stiffness of return spring on response time

3.5 复位弹簧预紧力与线圈匝数

图 15 的结果显示，提高线圈匝数，并减小复位弹簧预紧力会显著缩短闭合时间、延长复位时间。

3.6 复位弹簧刚度与线圈匝数

图 16 结果表明，复位弹簧刚度由于衔铁行程小而作用有限，线圈匝数占据主要作用。随着匝数的增多、复位弹簧刚度的减小，闭合时间缩短，复位时间增长。复位弹簧刚度与线圈匝数相比，对响应时间的影响较小。

进一步，为明确衔铁直径、复位弹簧预紧力、

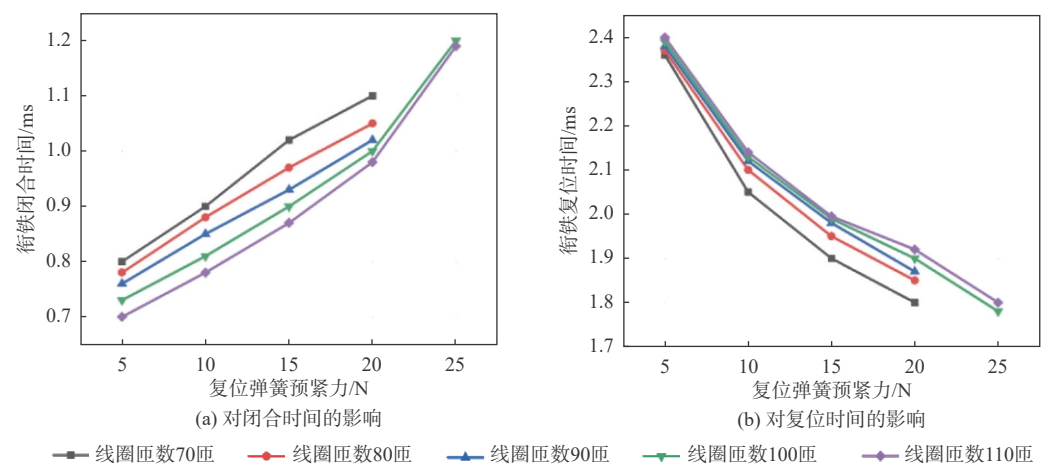


图 15 复位弹簧预紧力和线圈匝数对响应时间的影响

Fig. 15 Effects of preload of return spring and coil turns on response time

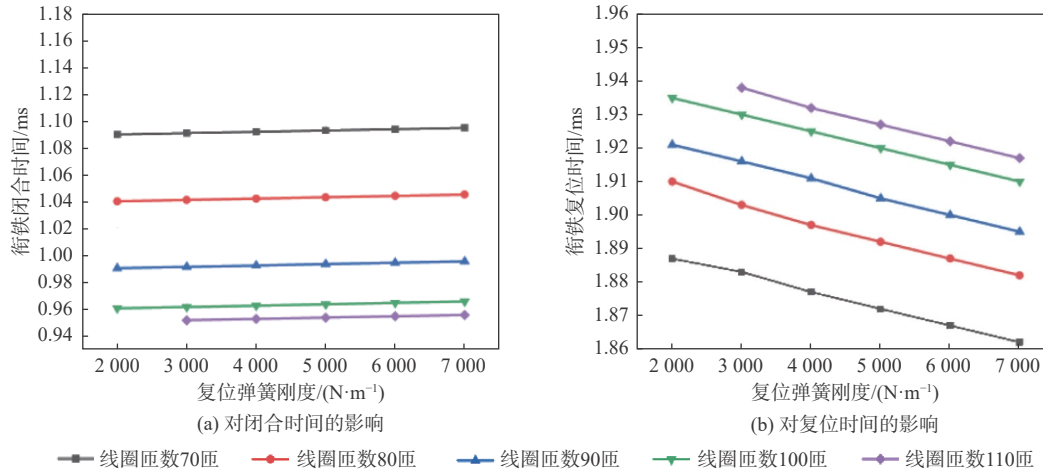


图 16　复位弹簧刚度和线圈匝数对响应时间的影响

Fig. 16　Effects of stiffness of return spring and coil turns on response time

复位弹簧刚度、线圈匝数 4 种因素对响应时间的影响程度, 使用灰色关联分析(grey relational analysis, GRA)[25] 量化每种因素对衔铁闭合时间、衔铁复位时间的影响程度。主要计算式为

$$\zeta_i = \frac{\min|\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{X}| + \rho\cdot\max|\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{X}|}{|\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{X}_i| + \rho\cdot\max|\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{X}|} \tag{5}$$

式中: ζ_i为该因素对响应时间的关联度; $\boldsymbol{Y}$为归一化的响应时间向量; ρ为调节系数, 本文取为 0.5; $\boldsymbol{X}$为归一化的影响因素向量; $\boldsymbol{X}_i$为归一化的单一影响因素的向量。可以得出每种因素对衔铁闭合时间与衔铁复位时间的关联度。

图 17 表明, 从数据的统计分析角度看, 在选取的 4 个参数中, 复位弹簧预紧力与衔铁闭合时间的关联程度最高, 为 0.856 08; 其次为衔铁直径, 关联度为 0.849 56。与衔铁复位时间关联程度最高的为衔铁直径, 关联度为 0.883 06; 其次为线圈匝数, 关联度为 0.836 74。在多参数共同作用的分析中表明, 复位弹簧预紧力和衔铁直径对电-机械转换器的动态响应影响较大, 而较容易占据主导的位置。线圈匝数在与其他参数关联分析时对响应时间也有着显著的影响, 复位弹簧刚度则影响有限。

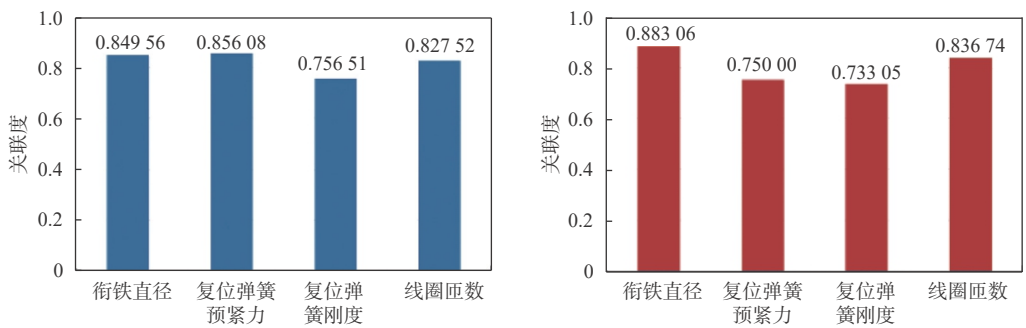


图 17　4 个参数与衔铁闭合时间、复位时间的关联度

Fig. 17　Correlation between four parameters and armature closure time and reset time

4　优化方法验证

为验证上述多狭缝衔铁结构的有效性, 加工了原始结构和多狭缝结构 2 款电-机械转换器, 并搭建了实验装置, 如图 18 所示。选用 NI cRIO-9025 嵌入式实时控制器搭配 RIO-9505 驱动模块来实现对电-机械转换器的驱动控制; 选用 5E104 电涡流位移传感器进行位移测量; 选用 Arizon model6023 拉压力传感器进行电磁力测量; 选用 CHB-50A 闭环霍尔电流传感器进行电流测量。

对多狭缝结构的电-机械转换器及原始结构进行动态特性对比, 使用 1 ms + 24 V 的电压激励, 1 ms 后电流和电磁力自然衰减。该实验的目的是对比单电压下原始结构与多狭缝结构的驱动电流、电磁力、动态位移的变化规律。如图 19(a)中电磁力结果显示, 原始结构的电磁力峰值为 81 N, 多狭缝结构的电磁力峰值为 77.5 N, 多狭缝结构的电磁力下降相对较快, 在 5 ms 时已下降到了 3.7 N, 而原始结构此时的电磁力为 11.5 N。

如图 19(b)中位移的实验结果显示, 2 种样机

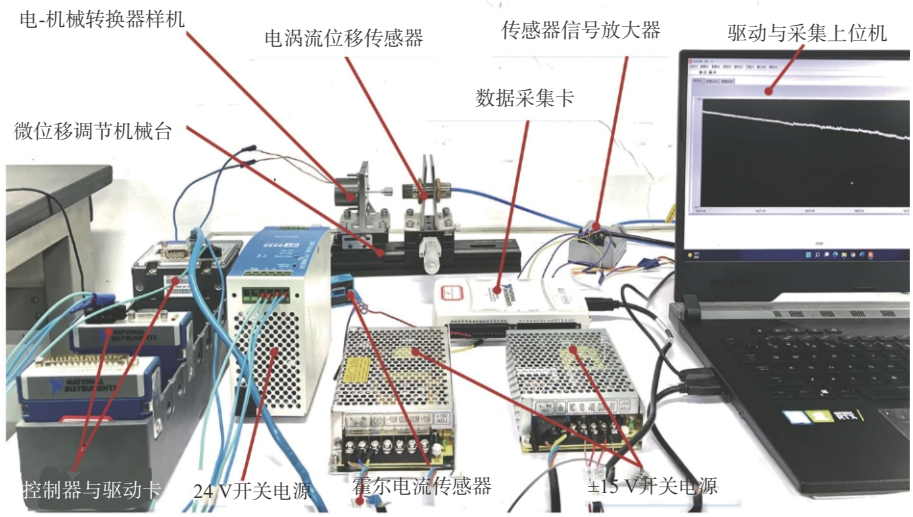


图 18 电-机械转换器实验装置

Fig. 18 Experimental setup of electro-mechanical transducer

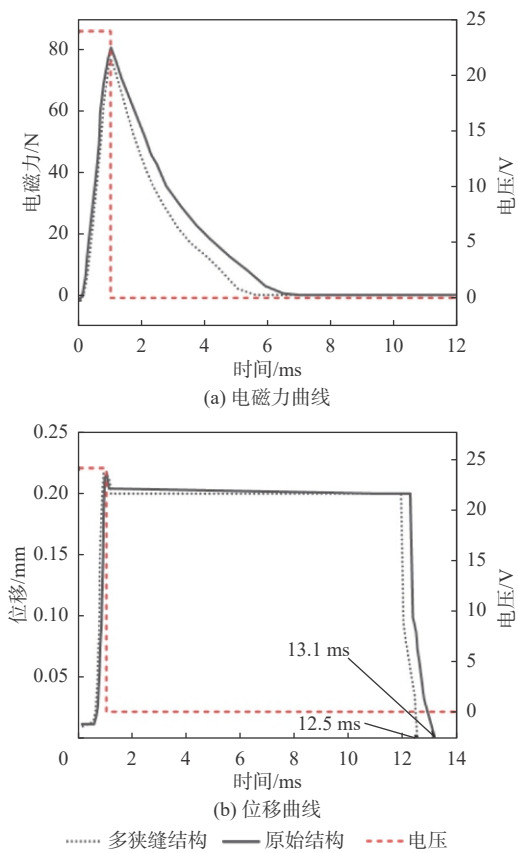


图 19 优化前后动态特性

Fig. 19 Dynamic characteristics before and after optimization

的衔铁闭合时间一致，均在 0.9 ms 完成闭合，多狭缝结构下的衔铁在 12.5 ms 时完成复位，而原始样机在 13.1 ms 复位完成，多狭缝结构有更短的复位时间。

5 结 论

1）本文提出了一种多狭缝结构，研究结果表明，该结构可以减少 50.07% 的涡流损耗，同时可以降低 15% 的动态响应时间。通过实验对比了多狭缝结构与原始结构，证明了多狭缝结构的有效性，实验和仿真都表明改进后的结构退磁明显较快，复位响应加快。

2）通过灰色关联度分析，结果表明，复位弹簧预紧力和衔铁直径对电-机械转换器的动态响应影响较大，复位弹簧预紧力与闭合时间关联度最高，衔铁直径与复位时间关联度最高。在结构优化时，应重点关注复位弹簧预紧力和衔铁直径。

参考文献（References）

[1] ZHAO J H, WU X H, SONG Z H, et al. Practical hybrid model predictive control for electric pneumatic braking system with on-off solenoid valves[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2024, 238(10-11): 3253-3266.

[2] KATGERI D, HUBBALLI B. A review & progress on digital hydraulic pumps and valves[J]. Hidraulica, 2019(1): 116-123.

[3] 丁凡, 姚健娣, 笪靖, 等. 高速开关阀的研究现状[J]. 中国工程机械学报, 2011, 9(3): 351-358.
DING F, YAO J D, DA J, et al. Advances on high-speed on-off valves[J]. Chinese Journal of Construction Machinery, 2011, 9(3): 351-358(in Chinese).

[4] 陈淑梅, 柯旭锟, 吴荣钰, 等. 耦合磁滞的电-机械转换器多场建模及参数优化[J]. 中南大学学报 (自然科学版), 2022, 53(11): 4271-4281.
CHEN S M, KE X K, WU R Y, et al. Multi-field modeling with hysteresis and optimization for electromechanical converter[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2022, 53(11): 4271-4281(in Chinese).

[5] TAN C, CHANG S Q, LIU L. Dynamic performance design and analysis of hybrid excited linear actuator for on-off valve[J]. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2017, 54(2): 199-209.

[6] CVETKOVIC D, COSIC I, SUBIC A. Improved performance of the

electromagnetic fuel injector solenoid actuator using a modelling approach[J]. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2008, 27(4): 251-273.

[7] ZMOOD R B, ANAND D K, KIRK J A. The influence of eddy currents on magnetic actuator performance[J]. Proceedings of the IEEE, 1987, 75(2): 259-260.

[8] ZHAO J H, YUE P F, WEI K B. Eddy current effects on the dynamic response of high-speed solenoid valve for common rail injector[J]. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2020, 62(3): 607-618.

[9] HARMER K, JEWELL G W, HOWE D. Transient performance of a short-stroke linear solenoid actuator[J]. IEE Proceedings-Electric Power Applications, 2002, 149(5): 379-384.

[10] 范立云, 许德, 费红姿, 等. 高速电磁阀电磁力全工况关键参数相关性分析[J]. 农业工程学报, 2015, 31(6): 89-96.
FAN L Y, XU D, FEI H Z, et al. Key parameters' correlation analysis on high-speed solenoid valve electromagnetic force under overall operating conditions[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2015, 31(6): 89-96(in Chinese).

[11] ZHANG J, LIU P, FAN L, et al. Analysis on dynamic response characteristics of high-speed solenoid valve for electronic control fuel injection system[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020, 2020: 1-9.

[12] LIU P, FAN L Y, HAYAT Q, et al. Research on key factors and their interaction effects of electromagnetic force of high-speed solenoid valve[J]. The Scientific World Journal, 2014, 2014: 567242.

[13] SUN Z Y, LI G X, WANG L, et al. Effects of structure parameters on the static electromagnetic characteristics of solenoid valve for an electronic unit pump[J]. Energy Conversion and Management, 2016, 113: 119-130.

[14] WANG L, LI G X, XU C L, et al. Effect of characteristic parameters on the magnetic properties of solenoid valve for high-pressure common rail diesel engine[J]. Energy Conversion and Management, 2016, 127: 656-666.

[15] YANG L, GAO T X, DU X M, et al. Electromagnetic characteristics analysis and structure optimization of high-speed fuel solenoid valves[J]. Machines, 2022, 10(10): 964.

[16] GUO J, LI L G, QIN P, et al. Optimization design of magnetic isolation ring position in AC solenoid valves for dynamic response performances[J]. Micromachines, 2022, 13(7): 1065.

[17] TAO G, CHEN H Y, Y Y J, et al. Optimal design of the magnetic field of a high-speed response solenoid valve[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2002, 129(1-3): 555-558.

[18] 高强, 朱玉川, 罗樟, 等. 高速开关阀的复合 PWM 控制策略分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1129-1136.
GAO Q, ZHU Y C, LUO Z, et al. Analysis and optimization on compound PWM control strategy of high-speed on/off valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1129-1136(in Chinese).

[19] 钟麒, 谢耿, 汪谢乐, 等. 多电压复合驱动的高速开关阀性能研究[J]. 机械工程学报, 2021, 57(4): 191-201.
ZHONG Q, XIE G, WANG X L, et al. Performance analysis of high speed on/off valve by multi-voltages compound excitation[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(4): 191-201(in Chinese).

[20] 刘浩, 赵丁选, 张祝新, 等. 基于 BP 神经网络的高速开关阀多级电压控制策略[J]. 农业机械学报, 2019, 50(4): 420-426.
LIU H, ZHAO D X, ZHANG Z X, et al. Control strategy of high-speed switch valve under multistage adaptive voltage based on BP neural network[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2019, 50(4): 420-426(in Chinese).

[21] 贾文昂, 阮健, 李胜. 2D 高速开关阀结构参数优化设计与实验[J]. 农业机械学报, 2016, 47(11): 391-398.
JIA W A, RUAN J, LI S. Structure parameters optimization and experiments on 2D high-speed on-off valve[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2016, 47(11): 391-398 (in Chinese).

[22] WU S, ZHAO X Y, LI C F, et al. Multiobjective optimization of a hollow plunger type solenoid for high speed on/off valve[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(4): 3115-3124.

[23] LI L Y, ZHANG C M, YAN B P, et al. Research of a giant magnetostrictive valve with internal cooling structure[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2011, 47(10): 2897-2900.

[24] XUE G M, ZHANG P L, HE Z B, et al. Design and experimental study of a novel giant magnetostrictive actuator[J]. Journal of Magnetism and Magnetic Materials, 2016, 420: 185-191.

[25] LIU S F, YANG Y J, CAO Y, et al. A summary on the research of GRA models[J]. Grey Systems: Theory and Application, 2013, 3(1): 7-15.

Dynamic characteristics of electro-mechanical transducer with multi-slit armature for high-speed on/off valve

CHEN Shumei[1, 2], CHEN Shaorong[1, 2], LI Qizheng[1, 2], HUANG Hui[1, 2, *], LI Yuzheng[1, 2], HUANG Qiufang[3]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Fuzhou University, Fuzhou 350108, China;
2. Key Laboratory of Fluid Power and Intelligent Electro-Hydraulic Control, Fujian Province University, Fuzhou University, Fuzhou 350108, China;
3. FULONGMA Group Co., Ltd., Longyan 364028, China)

Abstract: High-speed on/off valves (HSVs) are widely used in the aerospace industry. The large eddy currents make it difficult to improve their response time, and the relationship between response time and various structural parameters such as armature diameter and spring preload is complex. To address this issue, the influence of eddy currents on the dynamic characteristics of HSVs is analyzed. Based on this, a multi-slit armature structure is designed to reduce eddy current loss, which can accelerate the opening and closing of the electro-mechanical transducer in HSVs. The effects of the interaction between armature diameter, coil turns, spring preload, and spring stiffness on the opening and closing characteristics of the electro-mechanical transducer are then analyzed. Subsequently, the correlation between each factor and the opening and closing times is quantified using grey correlation analysis. The results show that the multi-slit armature structure can reduce eddy current loss by 50.07% and shorten the opening and closing time by 15%. Moreover, it is found that spring preload has the highest correlation with closing time, while armature diameter is most correlated with reset time. These findings can serve as a basis for optimizing the structure of the electro-mechanical transducer and further improving the dynamic characteristics of HSVs.

Keywords: high-speed on/off valve; electro-mechanical transducer; eddy current; dynamic characteristics; parameter analysis

Received: 2023-09-19; **Accepted**: 2023-12-15; **Published Online**: 2024-01-04 16:16

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240103.1624.002

Foundation items: National Key Research and Development Program of China (2019YFB2005103); National Natural Science Foundation of China (52105053); Fujian Province University Industry-University-Research Joint Innovation Project (2022H6007)

* **Corresponding author**. E-mail: huihuang@fzu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0610

基于多维泰勒网的无人车有限时间路径跟踪控制

吴玉崭[1]，李晨龙[2,*]，龚光红[1]，卢俊言[3]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学杭州创新研究院，杭州 310053；
3. 北京航空航天大学 中法航空学院，杭州 311115)

摘 要：针对含有模型不确定和测量噪声条件下的无人车路径跟踪控制问题，提出基于多维泰勒网(MTN)的有限时间路径跟踪控制方案。利用MTN模型刻画无人车模型的不确定性，改进的反向传递(BP)算法作为其学习算法；设计自适应MTN滤波器来滤除测量噪声，MTN作为滤波器，最小均方(LMS)算法作为其学习算法；设计MTN有限时间控制器对无人车进行精确路径跟踪控制，其可以快速准确跟踪参考路径；根据有限时间控制理论，给出了收敛性证明。通过无人车仿真实验验证了所提方法的有效性。

关 键 词：多维泰勒网；有限时间控制；模型不确定性；测量噪声；路径跟踪控制；无人车
中图分类号：TP273
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3641-08

无人车路径跟踪控制作为无人驾驶领域的核心技术之一，能够确保无人车沿着指定路径行驶。然而，无人车在驾驶过程中，常常伴有未知干扰等问题，引起无人车模型陷入不确定性状态；此外，无人车对道路环境和车体状态的感知一般通过全球定位系统(global positioning system, GPS)、雷达、摄像机、陀螺仪等获得，测量过程往往带有噪声。以上问题给无人车的精确路径跟踪控制带来挑战[1-3]。无人车路径跟踪控制称为车辆的横向控制，其主要目的是：根据车辆前方参考的目标路径计算出合适的方向盘转角，使无人车能够平稳、快速、准确地沿着目标路径行驶[4-6]。虽然无人车目前已应用于众多领域，有众多研究成果，但大都基于无人车的精确模型进行研究。因此，研究模型不确定和测量噪声下的无人车路径跟踪控制问题具有理论和现实意义。

车辆路径跟踪控制系统的性能取决于车辆模型的精确性。由于外部扰动、模型参数不确定性和时变特性，很难建立精确的数学模型，进而导致车辆跟踪精度降低。面对模型不确定性，学者们进行了大量研究。例如，文献[7]针对建模参数不确定性情况下的欠驱动自动驾驶汽车的跟踪控制问题，提出位置轨迹跟踪和路径跟踪控制设计方案；文献[8]针对模型不确定的自动驾驶汽车控制问题，提出基于机器学习的方法；文献[9]针对无人车在非匹配不确定性影响下的路径跟踪控制问题，设计一种基于线性矩阵不等式的滑模控制器。面对测量噪声的影响，自适应滤波已得到普遍的应用，其中，以线性滤波的应用最为广泛[10]。然而，无人车的测量噪声具有非线性、非平稳信号特征，因此，研究非线性滤波器尤为必要。神经网络因具有非线性逼近性能常被用于自适应非线性滤波器[11]，但其易陷入局部极小值[12]。

由于无人车路径跟踪控制过程是一个强非线性过程，应用于线性系统的控制方法不再适用[13]。目前，常用的无人车控制方法包括自适应控制、滑模控制、模糊控制、神经网络控制及预测控制等[14-18]。然而，以上方法存在自身局限性[12]。设

收稿日期：2023-09-25；录用日期：2023-10-11；网络出版时间：2023-10-13 15:55
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231013.1346.001
*通信作者. E-mail：lichenlong007@126.com

引用格式：吴玉崭，李晨龙，龚光红，等. 基于多维泰勒网的无人车有限时间路径跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3641-3648. WU Y Z，LI C L，GONG G H，et al. Finite-time path tracking control of unmanned vehicles based on multi-dimensional Taylor network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3641-3648 (in Chinese).

计的无人车路径跟踪控制方案在满足准确性和平稳性的基础上，还应具有较强的抗干扰性、鲁棒性及快速性。有限时间控制和多维泰勒网(multi-dimensional Taylor network, MTN)就具有这样的特性。有限时间控制可实现控制系统性能指标有限时间收敛，且由于设计的有限时间闭环控制器中含有分数幂项，使得相应的控制系统具有较强的抗干扰性和鲁棒性[19-20]。MTN具有可以任意逼近非线性函数的能力，其结构简单，只包含加法和乘法，不含有超越函数和无理函数，参数调整方便，便于工程实现，无需复杂的数学计算，便于实现实时建模与控制，同时，MTN具有“学习”能力，使其具有较强的鲁棒性能[21-24]。

基于此，本文针对含有模型不确定性和测量噪声条件下的无人车路径跟踪控制问题，提出基于MTN的有限时间路径跟踪控制方案。基于此，本文的创新点如下：

1）针对含有模型不确定性和测量噪声条件下的无人车路径跟踪控制问题，提出基于MTN的有限时间路径跟踪控制方案，所提方案易实施。

2）MTN作为数据驱动模型和滤波器来解决模型不确定性和测量噪声的影响。

3）MTN有限时间控制器对无人车进行精确路径跟踪控制，可以快速准确跟踪参考路径。

4）研究问题来源于实际，本文研究方案可以解决无人车路径跟踪控制问题。

1 多维泰勒网

根据多元泰勒公式的原理，如果函数在某点邻域处处$\hat{m}+1$阶可导，则该函数在该点展开式为变量幂级数不大于$\hat{m}$次的形式。基于MTN模型的强大非线性逼近性能，则非线性系统可表示为[22]

$$\hat{y}=\sum_{\hat{p}=1}^{\hat{N}(\hat{t},\hat{m})}\hat{w}_{\hat{p}}\prod_{\hat{q}=1}^{\hat{t}}\hat{z}_{\hat{q}}^{\hat{\lambda}(\hat{p},\hat{q})} \tag{1}$$

式中：$\hat{N}(\hat{t},\hat{m})$为$\hat{t}$元函数$\hat{g}$展开成$\hat{m}$次逼近多项式乘积项的总项数；$\hat{w}_{\hat{p}}$为第$\hat{p}$个乘积项的权重系数；$\hat{\lambda}(\hat{p},\hat{q})$为第$\hat{p}$个乘积项中变量$\hat{z}_{\hat{q}}$的次数，且$\sum_{\hat{q}=1}^{\hat{t}}\hat{\lambda}(\hat{p},\hat{q})\leqslant\hat{m}$。

MTN模型具有强大的逼近性能，其采用3层结构，包括输入层、中间层和输出层。只要$\hat{N}(\hat{t},\hat{m})$足够大，就能够以足够的精度逼近任意模型[22-25]。

2 无人车模型

由于无人车在驾驶过程中常常伴有环境干扰等问题，引起无人车模型陷入不确定性状态，本文采取机理建模与数据驱动建模相结合的混合建模形式，其中，模型不确定性由数据驱动建模方法得到。

2.1 无人车机理建模

将无人车的2个前轮和2个后轮分别视作一体，无人车可以简化为一个二自由度车辆模型[26-27]，如图1所示。

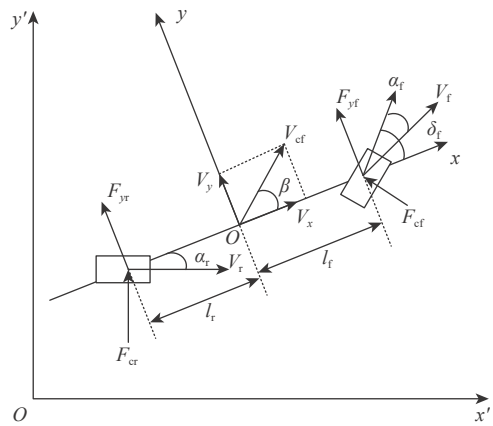


图1 无人车模型

Fig. 1 Unmanned vehicle model

图1中，$x'Oy'$坐标系为固定的大地坐标系。xOy为车身坐标系，该坐标系随着车身的运动而改变。对以上模型沿y轴和绕z轴进行受力分析，得

$$\begin{cases} ma_y=F_{cf}\cos\delta_f+F_{cr} \\ I_z\dot{\omega}=l_fF_{cf}\cos\delta_f-l_rF_{cr} \end{cases} \tag{2}$$

式中：m为小车质量；I_r为后轴中心到车辆质心的距离；I_f为前轴中心到车辆质心的距离；I_z为车辆绕z轴的转动惯量；ω为车辆的横摆角速度；δ_f为车辆的前轮转角；F_{cf}和F_{cr}分别为车辆前轮和后轮受的横向轮胎力；a_y为基于xoy坐标系下车辆沿y轴方向的加速度，主要由沿y轴的运动及向心加速度$V_x\omega$组成，可表示如下：

$$a_y=\ddot{y}+V_x\omega \tag{3}$$

式中：V_x为沿x'轴的速度。

由本文定义的动力学模型可知，在分析轮胎受力时仅考虑轮胎的侧偏特性，假定前轮转角δ_f和侧偏角β处于较小情况下时轮胎侧偏特性处于线性范围，即

$$F_{cf}=2C_f\alpha_f \tag{4}$$

$$F_{cr}=2C_r\alpha_r \tag{5}$$

式中：C_f、C_r分别为前、后轮胎的侧偏刚度，由于前轮和后轮各有2个，作用力为单个轮胎所受力的2倍；α_f和α_r分别为轮胎侧偏角和轮胎速度矢量方向与x轴的夹角，在小角度下，2个角的大小可以近

似表示为

$$\tan\alpha_{\mathrm{f}} \approx \theta(V_{\mathrm{f}},x)=\frac{V_y+l_{\mathrm{f}}\omega}{V_x} \tag{6}$$

$$\tan\alpha_{\mathrm{r}} \approx \theta(V_{\mathrm{r}},x)=\frac{V_y-l_{\mathrm{r}}\omega}{V_x} \tag{7}$$

其中: V_x、V_y分别为车辆沿 x、y轴的速度; l_{f}和l_{r}分别为前轴和后轴到车辆质心的距离; ω为车辆的横摆角速度; $\theta(V_{\mathrm{f}},x)$和$\theta(V_{\mathrm{r}},x)$分别为前轮和后轮速度方向 $(V_{\mathrm{f}},V_{\mathrm{r}})$ 与车身x轴的夹角。

根据坐标系关系可知, 质心侧偏角$\beta=\tan\beta=V_y/V_x$, 综合式 (2)～式 (7), 可得小车动力学模型的微分方程为

$$\begin{cases}\dot{\omega}=-\dfrac{l_{\mathrm{f}}^2C_{\mathrm{f}}+l_{\mathrm{r}}^2C_{\mathrm{r}}}{I_zV_x}\omega-\dfrac{l_{\mathrm{f}}C_{\mathrm{f}}+l_{\mathrm{r}}C_{\mathrm{r}}}{I_z}\beta+\dfrac{l_{\mathrm{f}}C_{\mathrm{f}}}{I_z}\delta_{\mathrm{f}}\\ \dot{\beta}=\left(-\dfrac{l_{\mathrm{f}}C_{\mathrm{f}}+l_{\mathrm{r}}C_{\mathrm{r}}}{mV_x^2}-1\right)\omega-\dfrac{C_{\mathrm{f}}+C_{\mathrm{r}}}{mV_x}\beta+\dfrac{C_{\mathrm{f}}}{mV_x}\delta_{\mathrm{f}}\end{cases} \tag{8}$$

考虑横摆角速度建模不确定性及测量噪声, 写成如下状态方程[26-27]:

$$\begin{cases}\dot{x}_1=F(x_1,x_2,\zeta(t))+b_0\delta_{\mathrm{f}}\\ \dot{x}_2=a_3x_1+a_4x_2+b_1\delta_{\mathrm{f}}\\ y=x_1+d_0\end{cases} \tag{9}$$

式中: $x_1=\omega$, $x_2=\beta$, $F(x_1,x_2,\zeta(t))=a_1x_1(t)+a_2x_2(t)+\zeta(t)$, $a_1=-(l_{\mathrm{f}}^2C_{\mathrm{f}}+l_{\mathrm{r}}^2C_{\mathrm{r}})/(I_zV_x)$, $a_2=-(l_{\mathrm{f}}C_{\mathrm{f}}+l_{\mathrm{r}}C_{\mathrm{r}})/I_z$, $a_3=-(l_{\mathrm{f}}C_{\mathrm{f}}+l_{\mathrm{r}}C_{\mathrm{r}})/(mV_x^2)-1$, $a_4=-(C_{\mathrm{f}}+C_{\mathrm{r}})/(mV_x)$, $b_0=l_{\mathrm{f}}C_{\mathrm{f}}/I_z$, $b_1=C_{\mathrm{f}}/(mV_x)$, F为未建模部分及模型不确定性, $\zeta(t)$为模型不确定性, d_0为测量噪声, 其满足均值为 0、方差为σ^2的高斯白噪声[28]。

2.2　无人车数据驱动建模

利用 MTN 的强大非线性逼近性能设计无人车 MTN 数据驱动模型。

$$F(x_1,x_2,\zeta(t))=\sum_{\hat{p}=1}^{\hat{N}(\hat{I},\hat{m})}w_{\mathrm{E}\hat{p}}\prod_{\hat{q}=1}^{\hat{I}}\hat{z}_{\hat{q}}^{\lambda(\hat{p},\hat{q})} \tag{10}$$

式中: $w_{\mathrm{E}\hat{p}}$为 MTN 数据驱动模型的权重系数。

采取改进的 BP 算法[23] 作为 MTN 数据驱动模型的学习算法, 在 3 项 BP 算法[29-30] 中引入二阶动量项[31], 提出了一种 4 项 BP 算法, 其可以有效提高学习速度[23]。

定义如下代价函数:

$$J_{\mathrm{E}}=\frac{1}{2}e_{\mathrm{E}}^2 \tag{11}$$

式中: $e_{\mathrm{E}}=\omega_{\mathrm{E}}-\hat{\omega}_{\mathrm{E}}$, ω_{E}和$\hat{\omega}_{\mathrm{E}}$分别为未含测量噪声的无人车输出和模型输出。

其权重更新如下[23]:

$$w_{\mathrm{E}}(t+1)=w_{\mathrm{E}}(t)+\eta e_{\mathrm{E}}\frac{\partial\hat{\omega}_{\mathrm{E}}}{\partial w_{\mathrm{E}}(t)}+\alpha(w_{\mathrm{E}}(t)-w_{\mathrm{E}}(t-1))+\tau(w_{\mathrm{E}}(t-1)-w_{\mathrm{E}}(t-2))+\gamma e_{\mathrm{E}} \tag{12}$$

式中: η为改进的 BP 算法学习率; α为一阶动量因子; τ为二阶动量因子; γ为噪声尺度因子。

3　自适应多维泰勒网滤波器

利用 MTN 模型的非线性逼近性能来构造自适应滤波器, 以实现成功的预测, 自适应 MTN 滤波器可以表示为[11]

$$y_{\mathrm{e}}=w_{\mathrm{F}i}y_{\mathrm{v}}' \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{w}_{\mathrm{F}}=\left[w_{\mathrm{F}1},w_{\mathrm{F}2},\cdots w_{\mathrm{F}i},\cdots,w_{\mathrm{F}\hat{N}(\hat{I},\hat{m})}\right]^{\mathrm{T}}$为 MTN 滤波器权重; $y_{\mathrm{v}}'=y_{\mathrm{v}}z^{-L}$混有白噪声的信号$y_{\mathrm{v}}$为参考信号, 其经过延迟得到$y_{\mathrm{v}}'$, L为延迟算子。

自适应 MTN 滤波器去噪过程如图 2 所示。

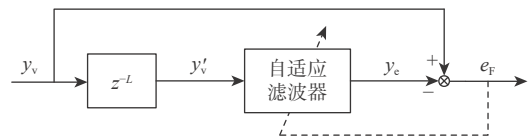


图 2　参考噪声未知的自适应去噪

Fig. 2　Adaptive noise cancellation with unknown reference noise

采用 MTN 滤波器推导 LMS MTN 算法。利用瞬时平方误差作为均方误差 (mean squared error, MSE) 的估计值, 其中, 瞬时平方误差为[32]

$$e_{\mathrm{F}}^2=y_{\mathrm{v}}^2-2y_{\mathrm{v}}y_{\mathrm{e}}+y_{\mathrm{e}}^2 \tag{14}$$

将 MTN 滤波器 (13) 代入式 (14), 得

$$e_{\mathrm{F}}^2=y_{\mathrm{v}}^2-2y_{\mathrm{v}}w_{\mathrm{F}i}y_{\mathrm{v}}'+\left(w_{\mathrm{F}i}y_{\mathrm{v}}'\right)^2 \tag{15}$$

于是, 可采用如下 LMS 算法使目标函数最小化。

$$w_{\mathrm{F}i}(t+1)=w_{\mathrm{F}i}(t)-\mu\hat{g}_{w_{\mathrm{F}i}}=w_{\mathrm{F}i}(t)-2\mu e_{\mathrm{F}}\frac{\partial e_{\mathrm{F}}}{\partial w_{\mathrm{F}i}}=w_{\mathrm{F}i}(t)+2\mu e_{\mathrm{F}}y_{\mathrm{v}}' \tag{16}$$

式中: $\hat{g}_{w_{\mathrm{F}i}}$为目标函数相对于滤波器系数梯度的估计值; μ为学习率。

4　有限时间多维泰勒网控制器

引理 1[33]　考虑如下系统:

$$\dot{x}=f(x),f(0)=0,x\in\mathbf{R}^n$$

式中: $f(\cdot):\mathbf{R}^n\to\mathbf{R}^n$为连续函数。假设存在一个正定连续函数$H(x):U\to\mathbf{R}$, 有实数$c>0$和$\kappa\in(0,1)$, 并且存在一个包含原点开区域$U_0\subset U$, 使$\dot{H}(x)+c(H(x))^{\kappa}\leqslant 0, x\in U_0\backslash\{0\}$, 则 $H(x)$将在有限时间内达到 0。此外, 有限时间T满足: $T\leqslant H(x(0))^{1-\kappa}/[c(1-\kappa)]$。

MTN 有限时间控制器设计形式如下:

$$\delta_{\mathrm{f}}=-2\sum_{\hat{p}=1}^{\hat{N}(\hat{I},\hat{m})}\hat{w}_{\hat{p}}\prod_{\hat{q}=1}^{\hat{I}}\hat{z}_{\hat{q}}^{\lambda(\hat{p},\hat{q})}+k_{11}e_{\mathrm{C}}+k_{12}\mathrm{sign}(e_{\mathrm{C}}) \tag{17}$$

式中: $e_{\mathrm{C}}=\omega_{\mathrm{des}}-\omega$, ω_{des}为理想横摆角速度, 即参考

路径，为已知量；控制参数$k_{11}\in\mathbf{R}^+$，$k_{12}\in\mathbf{R}^+$。

定理 1 考虑如式 (9) 所示的带有测量噪声的无人车模型，其测量噪声由 MTN 滤波器抑制，控制器形式如式 (17) 所示，其中，a为有界常数，k_{11}、k_{12}为控制参数，当控制器参数满足如下条件：

$$\begin{cases}k_{11}+a>0\\k_{12}>0\end{cases}\tag{18}$$

则ω有限时间收敛。

证明 定义如下函数：

$$H=\frac{1}{2}e_{\mathrm{C}}^2\tag{19}$$

式中：$e_{\mathrm{C}}=\omega_{\mathrm{des}}-\omega$。

则可以得到

$$\dot{H}=e_{\mathrm{C}}\dot{e}_{\mathrm{C}}\tag{20}$$

根据式 (19)，可以得到

$$\dot{e}_{\mathrm{C}}=-\dot{\omega}=-F(x_1,x_2,\zeta(t))-b_0\delta_{\mathrm{f}}-d_0\tag{21}$$

式中：d_0和$F(x_1,x_2,\zeta(t))$可由 MTN 模型逼近。

可以得到

$$F(x_1,x_2,\zeta(t))\approx b_0\sum_{\hat{p}=1}^{\hat{N}(\hat{t},\hat{m})}\hat{w}_{\hat{p}}\prod_{\hat{q}=1}^{\hat{t}}\hat{z}_{\hat{q}}^{\hat{\lambda}(\hat{p},\hat{q})}+b_0\varepsilon\tag{22}$$

$$d_0\approx b_0\sum_{\hat{p}=1}^{\hat{N}(\hat{t},\hat{m})}\hat{w}_{\hat{p}}\prod_{\hat{q}=1}^{\hat{t}}\hat{z}_{\hat{q}}^{\hat{\lambda}(\hat{p},\hat{q})}+b_0\varepsilon\tag{23}$$

式中：$\varepsilon\leqslant a|e_{\mathrm{C}}|$。

则可以得到

$$\dot{e}_{\mathrm{C}}=-2b_0\sum_{\hat{p}=1}^{\hat{N}(\hat{t},\hat{m})}\hat{w}_{\hat{p}}\prod_{\hat{q}=1}^{\hat{t}}\hat{z}_{\hat{q}}^{\hat{\lambda}(\hat{p},\hat{q})}+b_0\left(2\sum_{\hat{p}=1}^{\hat{N}(\hat{t},\hat{m})}\hat{w}_{\hat{p}}\prod_{\hat{q}=1}^{\hat{t}}\hat{z}_{\hat{q}}^{\hat{\lambda}(\hat{p},\hat{q})}-k_{11}e_{\mathrm{C}}-k_{12}\mathrm{sign}(e_{\mathrm{C}})-2a|e_{\mathrm{C}}|\right)\tag{24}$$

将式 (24) 代入到式 (20)，得

$$\begin{aligned}\dot{H}=&-e_{\mathrm{C}}(k_{11}e_{\mathrm{C}}+k_{12}\mathrm{sign}(e_{\mathrm{C}})+2a|e_{\mathrm{C}}|)\leqslant\\&-(k_{11}e_{\mathrm{C}}^2+k_{12}|e_{\mathrm{C}}|+2ae_{\mathrm{C}}^2)\leqslant\\&-(k_{11}+2a)e_{\mathrm{C}}^2-k_{12}|e_{\mathrm{C}}|\end{aligned}\tag{25}$$

则式 (24) 可以写成如下形式：

$$\dot{H}\leqslant-c_1H-c_2H^{\frac{1}{2}}\tag{26}$$

式中：$c_1=2(k_{11}+2a)$，$c_2=2k_{12}$。

由此可得，当控制器参数满足：$\begin{cases}k_{11}+2a>0\\k_{12}>0\end{cases}$，则$\omega$有限时间收敛。

需要指出的是，根据无人车实际应用场景的不同来选择适当的控制器参数，同时满足收敛性条件。

5 路径跟踪控制整体方案

本文针对含有模型不确定性和测量噪声条件下的无人车路径跟踪控制问题，提出基于 MTN 的有限时间路径跟踪控制方案。其整体控制方案如图 3 所示，其中，y_{v}、$\boldsymbol{y}'_{\mathrm{v}}$、$y_{\mathrm{e}}$分别用$\omega_{\mathrm{d}}$、$\omega'_{\mathrm{d}}$、$\omega$表示。

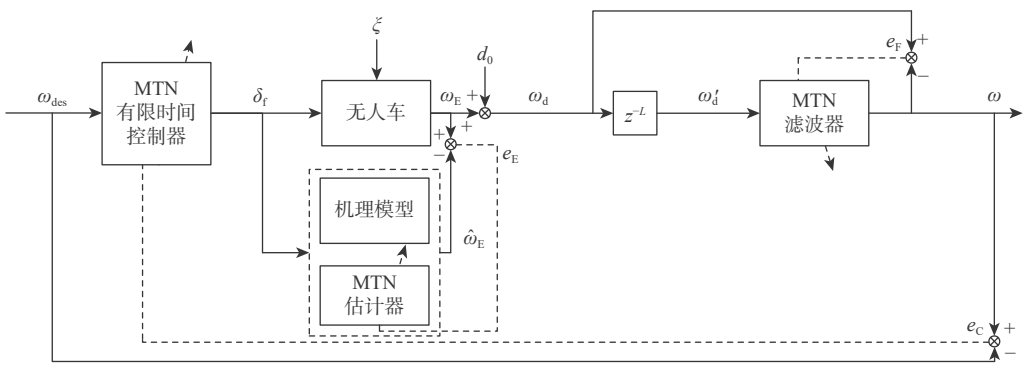


图 3 MTN 有限时间路径跟踪控制方案

Fig. 3 Finite time path tracking control scheme based on MTN

具体步骤如下：

步骤 1 基于无人车机理建模，设计 MTN 数据驱动模型来刻画模型不确定性：

1）构建 MTN 数据驱动模型。

2）改进的 BP 算法作为其学习算法。

步骤 2 设计 MTN 自适应滤波器滤除测量噪声：

1）构建 MTN 滤波器。

2）LMS 算法作为其学习算法。

步骤 3 设计 MTN 有限时间控制器控制无人车跟踪参考路径ω_{des}：

1）设计 MTN 有限时间控制器，如式 (17) 所示。

2）控制无人车精确跟踪参考路径。

6 仿真实验

利用无人车路径跟踪控制仿真实验来验证本文方案的有效性和抗干扰性，分别考虑模型不确定性情况和模型不确定性和测量噪声情况进行仿真。采用基于径向基函数 (radial basis function, RBF)

神经网络与 PID 相结合的控制方法 RBF-PID 作为对比方法。

无人车设计参数如下: $m = 7\,500$ kg, $l_f = 0.3$ m, $l_r = 1.4$ m, $I_z = 25\,000$ kg/m^2, $V_x = 10$ m/s, $C_f = 40\,000$ N/rad, $C_r = 40\,000$ N/rad。

参考路径设置如下: $\omega_{des} = 1$。

6.1　模型不确定性情况

MTN 有限时间控制器参数设置如下: MTN 采用 4-15-1 结构, 展开到 2 次, 采用改进的 BP 算法作为学习算法, 其学习率为 $\eta = 0.05$, $\alpha = 0.01$, $\tau = 0.05$。控制参数 $k_{11} = 0.5$, $k_{12} = 0.5$。

RBF-PID 参数设置如下: RBF 采用 4-10-1 结构, 采用动量因子的 BP 学习算法作为学习算法, 其中, 学习因子为 0.15, 动量因子为 0.25。PID 控制器参数 $k_P = 0.01$, $k_I = 0.01$, $k_D = 0.01$。

图 4 为跟踪轨迹, 图 5 为跟踪误差。可知, 在无测量噪声情况下, 无人车可以快速准确地达到理想的偏航速度。本文方案在 $t = 25$ 可以跟踪上理想的偏航速度, 而 RBF-PID 方法收敛速度较慢。该控制方案的超调量接近于 0, 因此, 验证了本文控制方案具有良好的控制效果和较快的收敛速度, 优于 RBF-PID 方法, 克服了模型不确定性的影响。

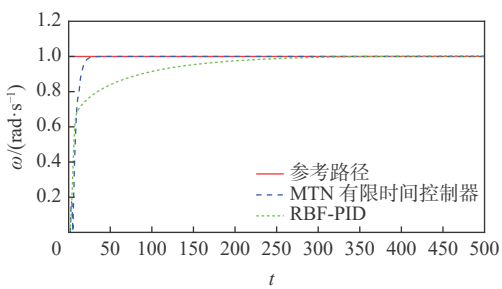


图 4　模型不确定性情况下跟踪轨迹

Fig. 4　Tracking trajectory under model uncertainty

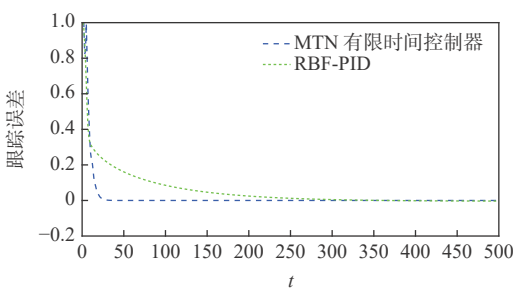


图 5　模型不确定性情况下跟踪误差

Fig. 5　Tracking error under model uncertainty

6.2　模型不确定性和测量噪声情况

在无人车模型中引入测量噪声, 其满足均值为 0、方差可变的随机干扰。

MTN 滤波器参数设置如下: MTN 滤波器选取 4-15-1 结构, 展开到 2 次, 采用 LMS 算法作为学习算法, 其中, $\mu = 0.005$。

MTN 有限时间控制器参数设置如下: MTN 采用 4-15-1 的结构, 展开到 2 次, 采用改进的 BP 算法作为学习算法, 其学习率为 $\eta = 0.05$, $\alpha = 0.01$, $\tau = 0.05$; 控制参数 $k_{11} = 0.5$, $k_{12} = 0.5$。

图 6 为模型不确定性和测量噪声情况下的跟踪轨迹, 图 7 为跟踪误差。

图 6 和图 7 表明, 在模型不确定性和测量噪声情况下, 无人车驾驶过程中, 起初有稍许影响, 在 $t = 100$ 后可以快速准确地达到理想的偏航速度, 验证了本文控制方案具有良好的控制效果、较快的收敛速度及较好的抗干扰性能, 可以克服模型不确定性和测量噪声的影响。

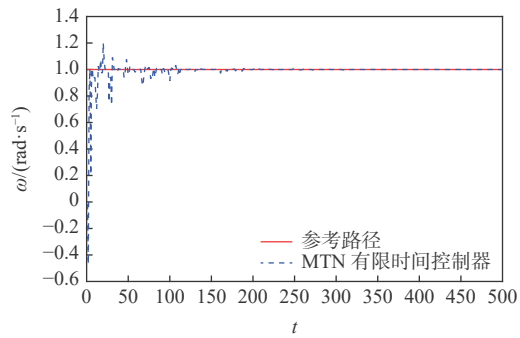


图 6　模型不确定性和测量噪声情况下跟踪轨迹

Fig. 6　Tracking trajectory under model uncertainty and measurement noise

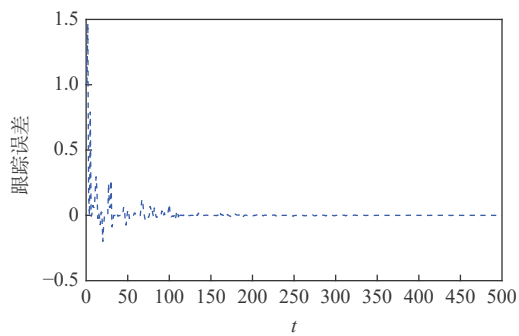


图 7　模型不确定性和测量噪声情况下跟踪误差

Fig. 7　Tracking error under model uncertainty and measurement noise

6.3　复杂度分析

由于使用相同的计算机、相同的时间来做实时性的分析是不可能的, 本文引用浮点数来估计方案的计算量, 即实时性[34-35]。一个加号和一个乘号都叫作一个浮点, 加号和乘号的总数作为总的浮点数, 即浮点数的总和代表计算复杂度。表 1 为本文

表 1　复杂度分析

Table 1　Complexity analysis

模型	结构	加法数	乘法数
MTNE	4-15-1	14	25
MTNF	4-15-1	14	25

方案的算法复杂度，其中，MTNE表示MTN数据驱动模型，MTNF表示MTN滤波器。

通过表1可以看出，本文方案的总浮点数只有78，其拥有较低的算法复杂度，即具有较好的实时性能。

7 结 论

1）本文方案在模型不确定性下的无人车路径跟踪控制中，MTN数据驱动模型可以较好地刻画模型不确定性，MTN有限时间控制器能够使无人车快速准确地跟踪理想的偏航速度，且拥有较小的调节时间、近乎为0的超调量和较快的收敛速度，跟踪效果优于RBF-PID。

2）本文方案在模型不确定性和测量噪声下的无人车路径跟踪控制中，MTN滤波器起到了较好的滤除噪声作用，本文方案能够快速准确地跟踪理想的偏航速度，具有良好的跟踪效果、较快的收敛速度及较好的抗干扰性能，并具有较强的鲁棒性能。

3）本文方案简单易实施，通过复杂度分析可知，本文方案具有较好的实时性能。

对于无人车跟踪控制系统，本文跟踪控制方案具有良好的应用前景，但仍需进一步研究解决若干问题。例如，进一步考虑环境干扰对无人车跟踪控制的影响；如何精简MTN结构从而得到更低的算法复杂度；如何从有限时间跟踪控制问题推广到固定时间跟踪控制问题。

参考文献（References）

[1] CHEN G, CHEN S, LANGARI R, et al. Driver-behavior-based adaptive steering robust nonlinear control of unmanned driving robotic vehicle with modeling uncertainties and disturbance observer [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(8): 8183-8190.

[2] VICENTE B A H, TRODDEN P A, ANDERSON S R. Fast tube model predictive control for driverless cars using linear data-driven models[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2023, 31(3): 1395-1410.

[3] 李雷, 贾新春, 贾祝融, 等. 带测量噪声干扰的无人驾驶汽车路径跟踪控制[J]. 山西大学学报 (自然科学版), 2010, 33(3): 384-387.
LI L, JIA X C, JIA Z R, et al. Path tracking control for autonomous vehicle with measurement noise[J]. Journal of Shanxi University (Natural Science Edition), 2010, 33(3): 384-387(in Chinese).

[4] AMER N H, ZAMZURI H, HUDHA K, et al. Modelling and control strategies in path tracking control for autonomous ground vehicles: a review of state of the art and challenges[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2017, 86(2): 225-254.

[5] WU Y L, LI S M, ZHANG Q J, et al. Route planning and tracking control of an intelligent automatic unmanned transportation system based on dynamic nonlinear model predictive control[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2022, 23(9): 16576-16589.

[6] GU Z, YIN T T, DING Z T. Path tracking control of autonomous vehicles subject to deception attacks via a learning-based event-triggered mechanism[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(12): 5644-5653.

[7] AGUIAR A P, HESPANHA J P. Trajectory-tracking and path-following of underactuated autonomous vehicles with parametric modeling uncertainty[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2007, 52(8): 1362-1379.

[8] AN D D, LIU J, ZHANG M, et al. Uncertainty modeling and runtime verification for autonomous vehicles driving control: a machine learning-based approach[J]. Journal of Systems and Software, 2020, 167: 110617.

[9] 张守武, 李擎, 王恒, 等. 非匹配不确定性影响下的无人车路径跟踪控制[J]. 控制与决策, 2022, 37(1): 160-166.
ZHANG S W, LI Q, WANG H, et al. Path following control for autonomous vehicles with mismatched uncertainties[J]. Control and Decision, 2022, 37(1): 160-166(in Chinese).

[10] KELIRIS C, POLYCARPOU M M, PARISINI T. An integrated learning and filtering approach for fault diagnosis of a class of nonlinear dynamical systems[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2017, 28(4): 988-1004.

[11] 张超. 具有噪声干扰的非线性时变系统多维泰勒网优化控制[D]. 南京: 东南大学, 2018.
ZHANG C. Optimal control of multi-dimensional Taylor network for nonlinear time-varying systems with noise interference[D]. Nanjing: Southeast University, 2018(in Chinese).

[12] 李晨龙. 非线性时滞定常系统多维泰勒网辨识与预测控制[D]. 南京: 东南大学, 2020.
LI C L. Multi-dimensional Taylor network identification and predictive control for nonlinear time-delay time-invariant systems[D]. Nanjing: Southeast University, 2020(in Chinese).

[13] SCHWARTING W, ALONSO-MORA J, PAULL L, et al. Safe nonlinear trajectory generation for parallel autonomy with a dynamic vehicle model[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2018, 19(9): 2994-3008.

[14] LI R M, ZHANG L W, HAN L, et al. Multiple vehicle formation control based on robust adaptive control algorithm[J]. IEEE Intelligent Transportation Systems Magazine, 2017, 9(2): 41-51.

[15] YAN Y, DU H P, WANG Y F, et al. Multi-objective asymmetric sliding mode control of connected autonomous vehicles[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2022, 23(9): 16342-16357.

[16] AWAD N, LASHEEN A, ELNAGGAR M, et al. Model predictive control with fuzzy logic switching for path tracking of autonomous vehicles[J]. ISA Transactions, 2022, 129: 193-205.

[17] FANG P J, CAI Y F, CHEN L, et al. A high-performance neural network vehicle dynamics model for trajectory tracking control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2023, 237(7): 1695-1709.

[18] KABZAN J, HEWING L, LINIGER A, et al. Learning-based model predictive control for autonomous racing[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2019, 4(4): 3363-3370.

[19] SUN K K, QIU J B, KARIMI H R, et al. A novel finite-time control for nonstrict feedback saturated nonlinear systems with track-

ing error constraint[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2021, 51(6): 3968-3979.

[20] REN C C, PARK J H, HE S P. Positiveness and finite-time control of dual-switching Poisson jump networked control systems with time-varying delays and packet drops[J]. IEEE Transactions on Control of Network Systems, 2022, 9(2): 575-587.

[21] 李晨龙, 严洪森. 基于多维泰勒网的多入多出非线性时滞系统辨识[J]. 计算机应用研究, 2022, 39(8): 2432-2437.
LI C L, YAN H S. Identification of MIMO nonlinear time-delay system using multi-dimensional Taylor network[J]. Application Research of Computers, 2022, 39(8): 2432-2437(in Chinese).

[22] 李晨龙, 严洪森. 基于多维泰勒网的超前 *d* 步预测模型研究[J]. 控制与决策, 2021, 36(2): 345-354.
LI C L, YAN H S. *d*-step-ahead predictive model based on multi-dimensional Taylor network[J]. Control and Decision, 2021, 36(2): 345-354(in Chinese).

[23] YAN H S, ZHANG J J, SUN Q M. MTN optimal control of SISO nonlinear time-varying discrete-time systems for tracking by output feedback[J]. Intelligent Automation and Soft Computing, 2018, 3: 487-507.

[24] YAN H S, DUAN Z Y. Tube-based model predictive control using multidimensional Taylor network for nonlinear time-delay systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2021, 66(5): 2099-2114.

[25] KLAMBAUER G. Mathematical analysis[M]. New York: Marcel Dekker Inc, 1975.

[26] 闫振争, 庄继晖, 程晓鸣, 等. 自抗扰算法在无人车路径跟踪控制中的应用[J]. 重庆理工大学学报 (自然科学), 2021, 35(3): 61-70.
YAN Z Z, ZHUANG J H, CHENG X M, et al. Active disturbance rejection algorithm applied to path tracking in autonomous vehicles[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2021, 35(3): 61-70(in Chinese).

[27] DONMEZ B, NEHME C, CUMMINGS M L. Modeling workload impact in multiple unmanned vehicle supervisory control[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans, 2010, 40(6): 1180-1190.

[28] SUN S L. Multi-sensor information fusion white noise filter weighted by scalars based on Kalman predictor[J]. Automatica, 2004, 40(8): 1447-1453.

[29] ZWEIRI Y H, WHIDBORNE J F, SENEVIRATNE L D. A three-term backpropagation algorithm[J]. Neurocomputing, 2003, 50: 305-318.

[30] ZWEIRI Y H, SENEVIRATNE L D, ALTHOEFER K. Stability analysis of a three-term backpropagation algorithm[J]. Neural Networks, 2005, 18(10): 1341-1347.

[31] PEARLMUTTER B A. Gradient descent: second-order momentum and saturating error[C]//Proceedings of the Advances in Neural Information Processing Systems. [S. l.]: NIPS, 1992: 887-894.

[32] SHU T X, CHEN J H, BHARGAVA V K, et al. An energy-efficient dual prediction scheme using LMS filter and LSTM in wireless sensor networks for environment monitoring[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2019, 6(4): 6736-6747.

[33] BHAT S P, BERNSTEIN D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems[J]. SIAM Journal on Control and Optimization, 2000, 38(3): 751-766.

[34] 丁锋. 系统辨识算法的复杂性、收敛性及计算效率研究[J]. 控制与决策, 2016, 31(10): 1729-1741.
DING F. Complexity, convergence and computational efficiency for system identification algorithms[J]. Control and Decision, 2016, 31(10): 1729-1741(in Chinese).

[35] GOLUB G H, VAN LOAN C F. Matrix computations[M]. Baltimore: JHU Press, 2012.

Finite-time path tracking control of unmanned vehicles based on multi-dimensional Taylor network

WU Yuzhan[1]，LI Chenlong[2,*]，GONG Guanghong[1]，LU Junyan[3]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. Hangzhou Innovation Institute，Beihang University，Hangzhou 310053，China；
3. Zhongfa Aviation Institute，Beihang University，Hangzhou 311115，China)

Abstract：In this paper, a finite-time tracking control scheme based on the multi-dimensional Taylor network (MTN) is proposed for path tracking control of unmanned vehicles with model uncertainty and measurement noise. First, the MTN model is used to characterize the uncertainties of the unmanned vehicle model, and the improved back propagation (BP) algorithm is adopted as its learning algorithm. Second, an adaptive MTN filter is designed to suppress the measurement noise. MTN serves as the filter, and the least mean square (LMS) algorithm is employed as its learning algorithm. Then, the MTN finite-time controller is designed for precise path tracking control of the unmanned vehicle, which can track the reference trajectory quickly and accurately. Based on finite-time control theory, the convergence of the system is proved. Finally, unmanned vehicle simulation experiments are conducted to verify the effectiveness of the proposed method.

Keywords：multi-dimensional Taylor network；finite-time control；model uncertainty；measurement noise；path tracking control；unmanned vehicle

Received：2023-09-25；**Accepted**：2023-10-11；**Published Online**：2023-10-13 15：55
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231013.1346.001
* **Corresponding author**. E-mail：lichenlong007@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0900

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[1,2,*]，阳杰[1,2]，周锦[3]，葛佳欣[2]

(1. 北京交通大学 智慧民航发展研究中心，北京 100044；2. 北京交通大学 交通运输学院，北京 100044；
3. 中国铁路郑州局集团有限公司，郑州 450000)

摘 要：针对当前时刻优化未充分考虑旅客选择偏好导致航班中转吸引力和机场中转衔接效率较低问题，对旅客中转时长和中转服务选择偏好影响下的航班时刻优化问题进行研究。从中转旅客的实际选择偏好出发，采用选择行为实验收集数据，构建条件Logit模型分析影响旅客中转航班选择行为的航班特性。基于选择偏好分析结果，定义中转航班旅客吸引力参数，以中转航班吸引力最大、可衔接航班配对数最大和总航班时刻调整量最小为目标，建立航班时刻优化模型。通过对比粒子群算法、第2代非支配排序遗传算法（NSGA-Ⅱ）和NSGA-Ⅲ的求解效果，提出考虑中转旅客选择偏好的航班时刻优化方案。结果表明：票价、中转时长和中转便利化服务是影响旅客选择的主要因素；所提方案优化后的航班时刻表中转航班旅客吸引力提升391.22%，可中转衔接航班配对数增加了31.28%，机场中转能力得到有效提升；同时，时刻调整航班占比26.52%，所有调整航班的平均调整量为12.35 min，符合航空公司接受范围。所提方案为航班时刻优化提供了新的视角和方法，有助于提升中国枢纽中转能力，便利旅客中转出行。

关 键 词：航班时刻优化；中转旅客；选择偏好；机场中转能力；选择行为实验
中图分类号：V351; U8
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3649-13

随着民航业的快速发展，中国机场与航司对中转航班的重视程度不断提升。中国民用航空局近年来提出建设“干支通，全网连”航空运输服务体系并出台了一系列政策，旨在挖掘并激发国内中转市场潜力，提升中转服务品质。在此背景下，中国机场与航司纷纷推出中转便利化服务产品，如中转联盟、合作航线等，以满足旅客多样化的中转需求。然而，在中转航班市场快速发展的同时，航班时刻的优化问题也日益凸显，如何根据中转旅客的选择偏好进行航班时刻调整以提升中转体验，成为当前研究的热点和难点。

在航班时刻优化领域，研究分为多机场系统航班时刻优化和单机场航班时刻优化。针对单机场的航班时刻优化配置，国内外学者已做大量研究。通过设置多种目标来优化单机场的航班时刻，包括航班时刻总调整量最小[1]、公平性最大[2]等。随着研究的深入，越来越多的目标和约束被用来解决航班时刻优化配置问题。Ribeiro等[3]根据《世界航班时刻准则》[4]中的历史时刻优先级原则，建立了基于历史时刻优先级的航班时刻配置模型。Jorge等[5]将市场偏好纳入模型优化目标，进而对巴西圣保罗机场的时刻调度方案进行优化。Fairbrother等[6]考虑航班时刻调度的灵活性作为目标，建立航班时刻优化模型。曾维理等[7]通过量化延误传播的因果

收稿日期：2024-12-19；**录用日期**：2025-03-05；**网络出版时间**：2025-03-18 18:27
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250318.1411.005
基金项目：国家自然科学基金民航联合研究基金(U2333206)；中央高校基本科研业务费专项资金(2024YJS093)
* **通信作者**. E-mail：yh.li@bjtu.edu.cn

引用格式：李艳华，阳杰，周锦，等. 考虑旅客中转时长和中转服务选择偏好的航班时刻优化[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3649-3661. LI Y H，YANG J，ZHOU J，et al. Flight schedule optimization considering passengers' transit duration and transit service selection preference[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3649-3661 (in Chinese).

关联强度来评估航班延误的影响成本，并构建了考虑延误传播成本最小和公平性最大的优化模型。卢婷婷等[8]将目的地机场的繁忙程度引入模型，得到更贴合实际的航班时刻优化策略。王莉莉等[9]考虑通过航班时刻调整，实现航班收益最大化。胡明华等[10]考虑以降低高峰时段离场总延误时间为目标，建立航班时刻优化模型。

近年来，中转航班时刻优化配置问题逐渐被学者们关注。考虑中转因素的时刻优化研究起源于“航班波”理论，旨在通过优化航班时刻，提升中转航班在时间和空间维度的协调性[11]，从而增强机场的中转效率。Ciftci等[12]考虑航司分配时刻限制等因素，建立以中转航班质量最高和收益最大的航班时刻优化模型。Birolini等[13]以乘客需求分析入手，考虑时刻偏移量、乘客损失和中转时长等因素优化中转航班时刻。宋溢露等[14]以天津机场为实例，引入中转衔接质量评估，构建了考虑机场资源限制、兼顾质量和数量的航班波优化模型。马辰婷等[15]建立了考虑航班时刻、航线布局、相对强度和服务质量的机场中转评估模型，揭示了航班波结构与中转水平的关联，进而考虑航班波结构对航班时刻的影响。叶志坚等[16]提出中转衔接命中数的概念，构建了时刻优化调整模型以优化枢纽机场航班准点率和衔接效率。马辰婷等[17]为提升枢纽机场航班时刻资源的配置效率，提出一种考虑中转旅客类型、衔接航班类型等因素的航班衔接质量优化方法，并应用于北京首都国际机场，结果显示优化后的航班时刻显著提高了衔接质量和旅客有效行程。

尽管航班时刻优化研究取得了显著进展，但现有研究大多从机场、空管和航司的角度出发，通过优化航班时刻来提高机场运行效率、缓解延误及空域拥堵和满足航空公司的运营需求，较少从旅客的角度考虑其实际选择偏好。尤其是在中转航班时刻优化方面，虽然现有研究通过优化“航班波”提升中转航班在时间和空间维度的协调性，以增强机场的中转效率，但这些研究仍主要聚焦于航线网络和机场运行效率的优化，对旅客中转航班选择偏好尤其是中转时长和中转服务的影响缺乏深入探讨。航班时刻作为民航业的稀缺资源，不仅关乎航空运输服务的供给方（机场、航司），也直接影响需求方（旅客）的体验和满意度。然而，在资源有限的情况下，旅客的选择偏好往往未能得到有效满足，导致航班时刻资源未能得到充分利用。基于此，本文从中转旅客实际选择偏好出发，基于旅客选择行为分析和多目标整数规划方法，研究满足中转旅客选择偏好的航班时刻优化问题。采取选择行为实验收集中转航班选择偏好数据，构建条件Logit模型对影响旅客中转航班选择行为的航班特性进行分析。基于模型拟合结果，提出中转航班对旅客的吸引力参数。以中转航班吸引力最大、可衔接航班配对数最大和总航班时刻调整量最小为目标，构建航班时刻优化模型，并对比第2代非支配排序遗传算法（non-dominated sorting genetic algorithm Ⅱ，NSGA-Ⅱ）和NSGA-Ⅲ对模型的求解效果，进而提出考虑旅客中转时长和中转服务选择偏好的航班时刻优化方案，为实际工作提供理论依据和模型应用参考，以期大力提升中国枢纽中转能力，便利旅客中转出行。

1 中转旅客航班选择偏好分析

本文采取由消费者需求理论和随机效用理论演化而来的选择实验法对旅客选择中转航班的偏好进行分析，进而获取旅客在中转航班各属性上的偏好。选择实验法通过市场环境模拟，让旅客在实验设定的多个选择集之间做出选择，并构建选择行为分析模型对收集的数据进行分析，研究旅客的选择偏好。

1.1 选择行为实验设计及数据收集

选择实验法一般分为5个阶段：确定产品属性及属性水平、设计实验选择集、设计问卷、发放并收集问卷、数据整理与分析。

1）确定产品属性及属性水平。针对不同的产品及服务，需要根据具体的实验目的来选取重要的属性和属性水平，一般而言，属性水平的数量为2～4个[18]。从能反映旅客中转航班选择行为特性的参数出发，基于国内外研究和预调研，本文选取票价属性、中转时长属性、中转便利化服务属性这3个属性展开探讨。票价属性设定为直飞航班的5折、7折和9折3个层次；中转时长属性设置为2 h、4 h和6 h这3个层次；中转便利化服务属性设为“无中转便利化服务”、“仅提供‘一次值机’和‘一次安检’中的1项服务”和“提供‘一次值机’和‘一次安检’2项服务”3个水平。每种属性的3种属性水平分别赋值为1、2、3。

2）设计实验选择集。采用部分因子实验设计方法——正交实验设计，通过SPSSAU平台设计正交表，产生9个不同属性合成的产品选择，为保证实验设计满足效用平衡的标准，剔除一项绝对劣势的产品，最终产生8个不同属性合成的产品选择，两两组合产生4个选择集。同时为使选择实验更加客观，在每个选择集中加入一个“都不选”的选

项, 能够保证受访者在对任何一个产品都不满意的情况下, 做出有效的选择。参与本实验的每位受访者都进行 4 个选择集的选择, 每个选择集有 2 个中转航班选项(中转航班 A、中转航班 B)和一个“都不选”选项。

3) 设计问卷。问卷性质为陈述偏好 (stated preference, SP) 问卷, 内容分为 3 个部分, 包括社会人口特征数据、航空出行调查(包括中转航班乘坐经历、对中转便利化服务的了解程度等)及中转航班选择行为实验。

4) 发放并收集问卷。问卷调查主要通过问卷星进行线上发放, 回收问卷 578 份, 剔除无效样本, 剩余有效问卷 554 份, 问卷回收有效率为 95.85%。

5) 数据整理与分析。运用 SPSS 软件对问卷进行信效度分析。问卷整体内容、航空出行调查及中转航班选择行为实验调查的 Cronbach.α系数分别为 0.907、0.798 和 0.836, 均在 0.7 以上, 表明问卷可靠度较高, 可用于中转旅客航班选择偏好分析; 问卷抽样适度测定值 (Kaiser-Meyer-Olkin measure of sampling adequacy, KMO) 为 0.954、Bartlett 球形检验的显著性水平为 0.000, 表明问卷通过效度检验。

1.2　构建选择偏好分析模型

在研究旅客出行偏好时, 常采用离散选择实验获取旅客选择数据, 并借助离散选择模型进行分析。本文选取条件 Logit 模型, 构建中转旅客航班选择偏好分析模型。该模型的效用函数为

$$L_{ef} = x'\beta_f + \varepsilon_{ef} \tag{1}$$

式中: L_{ef}为旅客e选择方案f的效用值; x'为方案属性的集合, 即本文中的票价、中转时长和中转便利化服务; β_f为选择第f个方案中方案属性的待估参数; ε_{ef}为误差项。

当$L_{ef} > L_{eh}, (f \neq h)$时, 则旅客$e$选择方案$f$。因此, 旅客$e$选择方案$f$的概率为

$$P_e(f) = P \qquad L_{ef} > L_{eh} \tag{2}$$

将式 (2) 代入式 (1), 并假设ε_{ef}服从广义极值分布, 即得旅客e选择方案f的概率为

$$P_e(f) = \exp(x'\beta_f) \Big/ \sum_{h=1}^{f} \exp(x'\beta_h) \tag{3}$$

根据本文内容, 结合条件 Logit 模型构建旅客中转航班选择行为分析模型:

$$L_{ef} = \beta_1 X_1 + \beta_2 X_2 + \beta_3 X_3 + \beta_0 X_0 + \varepsilon_{ef} \tag{4}$$

式中: X_1为票价属性; X_2为中转时长属性; X_3为中转便利化服务属性。模型中加入备择常数即X_0来代替常数项。X_0表示受访者选择“都不选”选项时的效用水平, 若其系数β_0值为负, 则表明旅客更倾向于在两航班之间进行选择, 而尽可能避免选择“都不选”选项。

1.3　回归分析条件 Logit 模型

根据构建的选择行为分析模型及问卷收集的数据, 通过 SPSSAU 平台进行回归分析。本文的因变量即受访者有选择或不选(即 S=1/0)2 种情况, 将票价X_1、中转时长X_2、中转便利化服务X_3和都不选X_0作为自变量, 将选择结果 S 作为因变量进行条件 Logit 模型回归分析, 根据问卷收集数据情况, 共计 6 622 个样本参加分析, 模型拟合结果如表 1 所示。Z 值表示标准正态偏差, 为系数估计值与其标准误差的比值; p 值表示显著性水平, 为在零假设下观察到极端效应的概率; OR 值表示优势比, 为暴露组和非暴露组事件发生比例的比值; 置信区间 (confidence interval, CI) 表示 OR 值的不确定性范围(通常为 95% 的置信区间)。

表 1　条件 Logit 模型拟合结果

Table 1　Conditional Logit model fitting results

变量	回归系数	Z值	p值	OR值	CI(OR值95%)
X_1	−0.307***	0.047	0	0.735	0.671～0.806
X_2	−0.377***	0.053	0	0.686	0.618～0.762
X_3	0.236***	0.050	0	1.266	1.149～1.396
X_0	−0.271***	0.068	0	0.763	0.668～0.871

注: ***表示系数在1%的水平上显著, 即p<0.01。

由表 1 可知, 本文 4 个自变量的 p 值均为 0, 说明本文构建的条件 Logit 模型整体上有效性较佳, 模型拟合结果能有效解释变量X_1、X_2、X_3、X_0与因变量 S 之间的关系。同时, 4 个自变量均在 1% 的水平上显著, 表明本文选择的中转航班属性对旅客的选择均产生了显著的影响。以不选择(即 S=0)作为参照项进行对比分析, 将各变量系数代入式 (4), 得到最终条件 Logit 模型表达式为

$$T\left(\frac{S=1}{S=0}\right) = -0.307X_1 - 0.377X_2 + 0.236X_3 - 0.271X_0 \tag{5}$$

根据模型回归系数的正负性, 可以清晰地判断实验所选属性与因变量之间的相关性是正向还是负向。具体而言, β_1为−0.307, 符合一般经济学中的基本假设, 即票价对于消费者的选择行为具有负向影响。这意味着, 在中转航班的选择中, 旅客同样受到票价因素的影响, 更倾向于选择票价较低的航班。β_2为−0.377, 表明中转时长对于旅客选择中转航班的决策过程具有显著影响, 旅客会倾向于避免购买中转时间过长的航班。β_3为 0.236, 表明中转

便利化服务对于旅客选择中转航班具有正向影响，中转机场便利化服务程度越高、提供的服务越丰富，旅客越倾向于选择该中转航班。进一步比较票价属性和中转时长属性的回归系数，发现中转时长属性对旅客选择的影响程度大于票价属性，说明在旅客选择中转航班的过程中，虽然票价是一个重要的考虑因素，但中转时长对于旅客的决策具有更大的影响力。

综上，在3个属性中，中转时长的回归系数值即$|\beta_2|$最大，进一步印证了中转时长对旅客选择中转航班产生的显著影响。因此，在提升航空枢纽的中转能力时，应首先关注优化机场的中转时长，通过缩短航班的中转时长来提高旅客的满意度和选择意愿。

2 航班时刻优化模型

2.1 优化思路及模型假设

在“干支通，全网连”创新服务模式下，基于旅客中转选择偏好分析，综合考虑旅客、机场及航空公司利益，分别以满足旅客选择偏好，提升机场中转能力和减少时刻调整带来的额外成本为目标，在满足容量、中转时长、地理绕行及调整量等约束下，建立考虑旅客选择偏好的中转航班时刻优化模型，进而平衡旅客与民航市场供需利益，助力机场中转效率提升，满足旅客中转需求，为推进机场中转能力建设提供决策支持。

针对上述问题构建考虑中转旅客选择偏好的航班时刻优化模型。模型假设如下：

1）航班时刻定义为长度为5 min的时间片段，所有时间片段均严格遵循整点划分原则，例如，将9:00—9:05、9:05—9:10等时段分别标识为航班时刻1、航班时刻2等；

2）机场现有的航班时刻表为已知条件，且假设优化前后所有航班均能按计划准点运行；

3）考虑到时刻协调机场航班时刻资源紧张，假设时刻协调机场的航班时刻无法调整，而非时刻协调机场的航班时刻则具有较大调整空间；

4）优化范围仅限于定期客运航班，不考虑机场的货运航班和非定期客运航班；

5）不考虑隔夜中转航班的时刻调整，且假设在该机场所有航空公司所能接受的最大航班时刻调整量相同，即均能接受在$[-T_{\max},T_{\max}]$范围内的时刻调整；

6）虽然据旅客选择偏好分析结果可知，影响旅客航班选择的中转航班属性重要程度依次为中转时长、票价和中转便利化服务，但由于航班票价随起降时刻和购票时间的变化会产生较大的波动，其影响机理较为复杂，故本文模型不考虑票价对中转航班吸引力的影响。

2.2 航班时刻优化模型建立

2.2.1 目标函数

对于旅客而言，根据航班选择偏好分析可知，中转时长及中转便利化服务对旅客选择中转航班有显著影响，因此，考虑这两者因素定义中转航班吸引力参数，设置中转航班吸引力最大的目标函数。对于机场而言，若该机场可衔接航班数量越多，意味着旅客拥有更多的中转航班选择机会，能够更好地提升机场的中转能力，因此，设置可衔接航班配对数最大为目标。对于机场和航司而言，若时刻调整量和调整幅度较大，将会给机场和航司的运行调度造成较大压力，同时产生不必要的调整成本，因此，设置总航班时刻调整量最小的目标函数，具体如下。

1）目标1：中转航班吸引力最大。通过旅客选择偏好分析的模型拟合结果可知，旅客选择某中转航班的概率随该航班中转时长的增加而减小，随航班中转服务质量的提升而增加。该目标表示机场针对中转航班提供的中转服务越便利，且在满足最小中转时长要求下，两航班中转时长越短，则该中转航班吸引力最大。同时，考虑到旅客出行的起讫点(origin-destination, OD)需求，引入机场m与机场n之间的需求系数[19]，基于历史旅客数据，OD中转旅客数量越多即中转需求越大，中转航班吸引力也越大。基于此，定义中转航班旅客吸引力参数$c_{ik'_i jl'_j}$：

$$c_{ik'_i jl'_j}=D_{mn}B_{ij}/T_{k'l'} \tag{6}$$

式中：D_{mn}为机场m与机场n的中转需求系数，由机场m经其他机场中转到达机场n的历史旅客数计算得到，取值范围为0～1，值越大表示经机场m经其他机场中转到达机场n的旅客占比越大；B_{ij}为到港航班i与离港航班j衔接的中转便利化系数，根据始发机场、中转机场及航班执飞航司提供的中转便利化服务水平换算得到，取值范围为0～1，数值越大表示中转服务越便利；$T_{k'l'}=l'-k'$，表示到港航班i与离港航班j的中转衔接时间，l'为离港航班j所分配到的新时刻，k'为到港航班i所分配到的新时刻。

因此，目标函数1表示为

$$\max Z_1=\sum_{m\in A_a,n\in A_d}\sum_{i\in F_a,j\in F_d}\sum_{k'_i\in T_a,l'_j\in T_d}c_{ik'_i jl'_j}z_{k'_i l'_j}=\sum_{m\in A_a,n\in A_d}\sum_{i\in F_a,j\in F_d}\sum_{k'_i\in T_a,l'_j\in T_d}\frac{D_{mn}B_{ij}}{y_{jl'}l'-x_{ik'}k'}z_{k'_i l'_j} \tag{7}$$

式中: $z_{k'_i l'_j}$为 0-1 变量, 在k'时刻到港的航班 i 与在l'时刻离港的航班 j 若能够衔接, 值为 1, 否则为 0; $x_{ik'}$为 0-1 变量, 若到港航班 i 被分配到时刻k', 值为 1, 否则为 0; $y_{jl'}$为 0-1 变量, 若离港航班 j 被分配到时刻l', 值为 1, 否则为 0; A_a为到港航班 i 的始发机场集合; A_d为离港航班 j 的到达机场集合; F_a为机场的所有到港航班集合; F_d为机场的所有离港航班集合; T_a为机场所有到港航班分配到的初始时刻集合; T_d为机场所有离港航班分配到的初始时刻集合。

2) 目标 2: 可衔接航班配对数最大。通过增加可衔接航班的配对数, 将原本不具备衔接可能性的进离港航班衔接起来, 或使原本因为超过最大中转衔接时间限制从而不被旅客选择的进离港航班对更具有吸引力, 进而为旅客提供更多的中转机会, 提升机场中转能力。因此, 目标函数 2 表示为

$$\max Z_2 = \sum_{i\in F_a, j\in F_d} \sum_{k'_i\in T_a, l'_j\in T_d} z_{k'_i l'_j} \tag{8}$$

3) 目标 3: 总航班时刻调整量最小。航班时刻管理的核心规则是历史优先权规则[20], 由此设置总航班时刻调整量最小目标, 使本文模型更加符合机场运行和航班时刻调整实际, 并且在一定程度上保证优化前后各驻场航司的正常运营, 减轻机场、航司、空管等部门的作业压力, 降低因时刻调整带来的额外成本。因此, 目标函数 3 表示为

$$\min Z_3 = \sum_{i\in F_a} \sum_{k'_i\in T_a} \left|k'_i x_{ik'} - k_i\right| + \sum_{j\in F_d} \sum_{l'_j\in T_d} \left|l'_j y_{jl'} - l_j\right| \tag{9}$$

式中: k_i为到港航班 i 的初始时刻; l_j为离港航班 j 的初始时刻。

2.2.2　约束条件

1) 航班时刻唯一性约束。确保每个航班能且只能分配到一个时刻, 需满足

$$\sum_{i\in F_a, k'\in T_a} x_{ik'} = 1 \tag{10}$$

$$\sum_{j\in F_d, l'\in T_d} y_{jl'} = 1 \tag{11}$$

2) 航班时刻调整范围约束。当航班的始发或终到机场属于时刻协调机场时, 其分配到的时刻为初始航班时刻, 即不做调整; 始发机场或终到机场为非时刻协调机场的航班, 其调整范围根据航空公司可接受的最大调整量T_{max}确定, 即

$$\left|k'_i - k_i\right| \leqslant T_{max} \qquad \forall i \in F_a \tag{12}$$

$$\left|l'_i - l_i\right| \leqslant T_{max} \qquad \forall l \in F_d \tag{13}$$

3) 中转衔接时间约束。为保障通过该航班中转的旅客能够顺利进行中转, 同时确保中转航班衔接质量, 优化后中转时长小于最小中转时长 E_{min} 或大于最大中转时长 E_{max} 的中转航班均不能进行有效衔接, 即$\forall k'_i \in T_a, \forall l'_j \in T_d$, 有

$$z_{k'_i l'_j} = \begin{cases} 1 & E_{min} \leqslant l'_j - k'_i \leqslant E_{max} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{14}$$

4) 机场跑道容量约束。取机场在 5 min、15 min、60 min 时间段内的机场跑道容量作为约束。根据民航局发布的《机场时刻容量评估技术规范》[21], 机场跑道容量是指在连续服务请求且不违反空中交通管制规则的情况下, 机场跑道在单位时间内能够服务的最大架次数(见式(15)～式(17))。单位时间通常取 5 min、15 min 和 60 min [17]。

$$A_w \leqslant C_5 \qquad \forall w \in W \tag{15}$$

$$\sum_{w}^{w+2} A_w \leqslant C_{15} \qquad \forall w \in W \tag{16}$$

$$\sum_{w}^{w+11} A_w \leqslant C_{60} \qquad \forall w \in W \tag{17}$$

式中: A_w为第 w 个时间片(5 min)内, 机场所有进离港航班的数量, $w \in W$; W 为机场一天内所有航班时刻集合; C_5、C_{15}、C_{60}分别为机场跑道在 5 min、15 min、60 min 内能够服务的最大架次数。

5) 地理绕行系数约束。中转航班的地理绕行系数直接影响着中转航班的行程时间, 从而影响该中转航线对乘客的吸引力。因此, 需对可衔接航班的地理绕行系数做出约束:

$$(R_m + R_n)/R_{mn} \leqslant r \tag{18}$$

式中: R_m为始发机场 m 到中转机场的大圆航线距离; R_n为终到机场 n 到中转机场的大圆航线距离; R_{mn}为始发机场 m 到终到机场 n 的大圆航线距离; r 为地理绕行系数阈值。

6) 航班时刻可调性约束。现有航班时刻优化模型的主要缺陷在于忽略了与时刻优化机场相连接的外部机场时刻协调配置的一致性, 从而导致时刻分配效果不佳或可行性较低。由于中国空域和机场的时刻资源十分有限, 时刻协调机场的航班时刻处于供不应求的状态, 因此, 几乎无法对涉及时刻协调机场的航班进行时刻调整。为提升本文模型的实际应用价值, 加入航班时刻可调性约束:

$$\left|k'_i - k_i\right| \leqslant M\gamma_m \qquad \forall i \in F_a, \forall m \in A_a \tag{19}$$

$$\left|l'_j - l_j\right| \leqslant M\gamma_n \qquad \forall j \in F_d, \forall n \in A_d \tag{20}$$

式中: γ_m和γ_n分别表示进港航班对应的出发机场

m与离港航班对应的到达机场n是否为时刻协调机场，若机场m或n为时刻协调机场，则γ_m或γ_n值为0，若m或n为非时刻协调机场，则γ_m或γ_n值为1；M为无穷大值，通过式(19)和式(20)约束限制，只有出发/到达机场为非时刻协调机场的航班能够进行时刻调整，但同时需要满足其他限制。

3 算法设计

3.1 NSGA-Ⅲ原理

1994年，Srinivas等提出NSGA，这是一种基于Pareto最优概念的遗传算法[22]，但由于NSGA存在计算复杂度较大、没有精英策略且需要指定共享半径等问题。2002年，Deb等在NSGA的基础上设计了NSGA-Ⅱ，改进了NSGA的缺陷，大大提高了算法的性能[23]。NSGA-Ⅱ在解决双目标优化问题时表现出优异的性能，但在求解3目标及以上的多目标优化时容易陷入局部最优，因为求得的解在非支配层上会出现分布不均的现象[24]。因此，Deb等对NSGA-Ⅱ的拥挤度选择机制进行了改进[24]，提出了基于参考点的NSGA-Ⅲ。文献[25]利用多个数值案例对计算结果进行比较，发现在多目标优化中NSGA-Ⅲ在求解时间和收敛速度上都优于NSGA-Ⅱ，文献[26]通过不同目标个数来比较NSGA-Ⅱ和NSGA-Ⅲ的性能，发现NSGA-Ⅲ更适合求解目标个数为3个及以上的多目标优化问题，且NSGA-Ⅲ具有以下优点：①通过引入基于参考点的选择机制，可以极大程度提高收敛性和种群多样性，同时在迭代过程指导搜索方向，使算法可以求解不同形式且具有复杂多样性的多目标优化问题；②采用了快速非支配排序和高效的选择策略，提高了算法的搜索效率和求解效率。

基于此，本文选取NSGA-Ⅲ对航班时刻多目标优化问题进行求解。NSGA-Ⅲ的基本原理和框架与NSGA-Ⅱ近似一致，不同的是精英种群的保留策略，即采用基于参考点的选择机制，而对于NSGA-Ⅲ而言，参考点机制的核心为种群的自适应归一化，其主要过程包括理想点计算、转译目标值、各目标极值点计算、种群归一化，计算式为[24]

$$y_u^n(x)=\frac{y_u(x)-H_u^{\min}}{a_u-H_u^{\min}} \qquad u=1,2,\cdots,U \tag{21}$$

式中：U为多目标优化问题的维度；$y_u^n(x)$为种群每个个体目标归一化值，$\sum_{i=1}^{N}y_u^n(x)=1$；$y_u(x)$为种群原始目标值；a_u为构建的线性超平面的截距；$H_u^{\min}$为种群在N个目标函数的最小值。

3.2 NSGA-Ⅲ流程

为使NSGA-Ⅲ更适配于本文模型求解，需根据模型决策变量形式及取值特点设计染色体编码方式。采用二进制编码与排列编码相结合的方式进行染色体编码。由于模型有3个决策变量：$z_{k_i'l_j'}$、$x_{ik'}$、$y_{jl'}$，其中，变量$z_{k_i'l_j'}$表示在k'时刻到港的航班i与在l'时刻离港的航班j的衔接情况，由变量$x_{ik'}$和$y_{jl'}$判断得出。因此，在每个染色体上编码3个基因，基因1和基因2分别为表示$x_{ik'}$、$y_{jl'}$的0-1矩阵，矩阵的每一行表示一个进港航班/离港航班，矩阵的每一列表示一个5 min的时间片，由时刻唯一性可得，矩阵的每一行只有一个1，其余为0，其中，1对应的列即为该航班被分配到的航班时刻。基因3同样为一个0-1矩阵，矩阵的行表示进港航班，矩阵的列表示离港航班，值为1时表示其对应的进港航班和离港航班能够进行中转衔接，值为0时表示其对应的进港航班和离港航班无法衔接，根据模型约束条件确定。编码效果如图1所示。

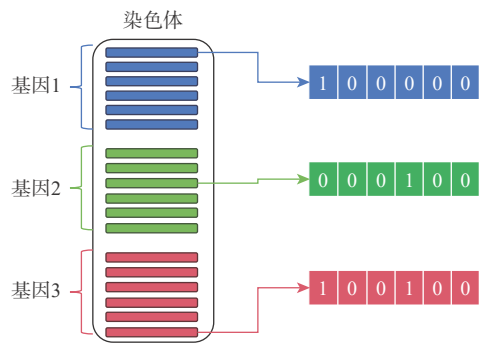


图1 染色体编码示意图

Fig. 1 Chromosome coding

NSGA-Ⅲ的流程大致可以分为3个阶段：种群的交叉和变异、快速非支配排序、基于参考点的选择。基本思路为：首先，输入算法参数种群规模$G_{\max}$、迭代次数K、交叉概率P_c和变异概率P_m，并构造一组参考点；其次，随机生成一个包含K个个体的初始种群P_t，随后进行种群的交叉和变异，采用二进制交叉和多项式变异产生新种群Q_t，并与种群P_t结合生成一个新种群R_t；然后，对种群R_t进行快速非支配排序，将种群R_t分为多个非支配等级的小种群；最后，选择N个个体进入下一代种群P_{t+1}，分为2种情况，一种是根据非支配等级进入P_{t+1}，另一种是若不能使用非支配等级选择，则需通过参考点机制选择周围分布较为稀疏的个体进入种群P_{t+1}，当P_{t+1}中的个体数量等于N则停止。整体流程如图2所示。

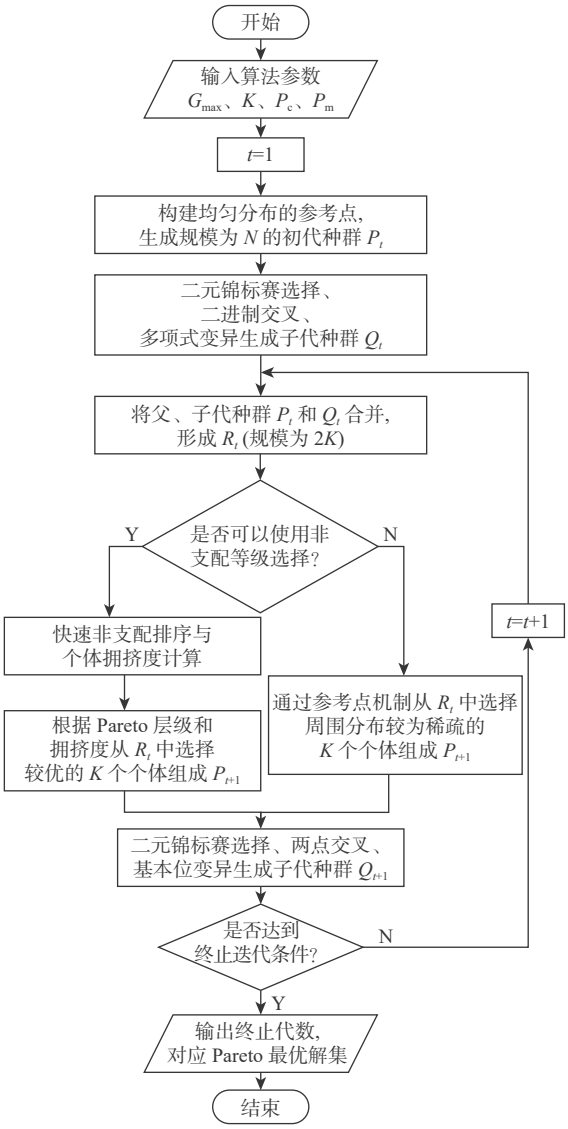


图 2　NSGA-Ⅲ整体流程

Fig. 2　Overall flowchart of NSGA-Ⅲ

4　实例分析

4.1　数据及模型参数的选取

选择兰州中川机场(简称 LHW)作为实例分析对象, 主要基于 4 点考虑: 根据全球航班数据在线分析平台 OAG 获取的 2023 年全年航班运行数据统计分析可知, 新疆作为中转旅客的主要出发/到达省份之一, 甘肃省中转旅客增长显著, 且主要来自新疆, 优化兰州中川机场能提升旅客满意度; 该机场重视新疆及甘肃本省中转旅客服务, 推出多项便利措施, 符合西北地区“干支通、全网连”航空网络建设需求; 该机场作为连接东西部的航空枢纽, 具有深耕国内中转市场的区位优势; 作为辅协调机场, 其航班时刻协调压力较小, 灵活性大, 有利于优化策略的实施, 具有现实可行性。基于此, 选取兰州中川机场 2023 年 8 月某一天 6:00—23:55 的飞行计划作为实例数据(数据来源: 民用航空预先飞行计划管理系统), 以每 5 min 为一个时间片, 共划分为 216 个时间片, 包括 169 个进港航班和 159 个离港航班, 其原始进离港航班时刻数据(部分)如表 2 和表 3 所示。

表 2　兰州中川机场原始进港航班计划（部分）

Table 2　Lanzhou Zhongchuan airport original arrival flight plan (partial)

航班号	出发机场	计划起飞时刻	到达机场	计划降落时刻
TV6061	XIY	06:25	LHW	08:00
TV6046	INC	07:10	LHW	08:15
G54653	CKG	06:55	LHW	08:40
GJ8295	CGO	06:30	LHW	08:45
DR5323	DNH	07:00	LHW	08:55
GS7877	TSN	06:35	LHW	08:55
3U8361	CTU	07:40	LHW	09:05
MU2471	TFU	07:40	LHW	09:05
TV9913	LXA	07:00	LHW	09:10
CA2581	TFU	07:35	LHW	09:15

表 3　兰州中川机场原始离港航班计划（部分）

Table 3　Lanzhou Zhongchuan airport original departure flight plan (partial)

航班号	出发机场	计划起飞时刻	到达机场	计划降落时刻
9C6737	LHW	07:00	AKA	08:25
CZ5370	LHW	06:00	SHE	08:50
MU2195	LHW	07:00	CGO	08:50
MU2249	LHW	07:15	KMG	09:20
9C6533	LHW	08:30	IQN	09:25
MU2373	LHW	07:55	TYN	09:30
9C6305	LHW	07:25	TSN	09:40
9C7087	LHW	07:00	HGH	09:50
MU6810	LHW	07:10	PVG	09:50
9C6187	LHW	07:20	NKG	09:50

本文模型及算法相关数据来源及参数取值如下:

1) 机场跑道容量。通过对兰州中川机场 2023 年 4—7 月的航班运行数据统计分析, 绘制 5 min、15 min 和 60 min 高峰起降架次包络线, 如图 3～图 5 所示。经离群点分析和 Pareto 前沿评估, 5 min 容量包络线包含的最大值样本点为 7 架次/15 min(进场 3 架次, 离场 4 架次); 15 min 容量包络线包含的最大值样本点为 12 架次/15 min(进场 6 架次, 离场 6 架次), 60 min 容量包络线包含的最大值样本点为 46 架次/60 min(进场 23 架次, 离场 23 架次)。因此, C_5取值 7 架, C_{15}取值 12 架, C_{60} 取值 46 架。

2) E_{min}、E_{max}。根据兰州中川机场官网, E_{min}取值为 40 min, 同时根据《民航局创新“干支通, 全网

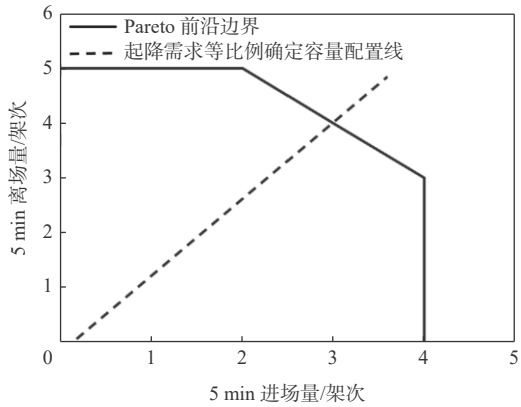


图3 5 min高峰起降架次包络线

Fig. 3 5 min peak arrivals and departures envelope line

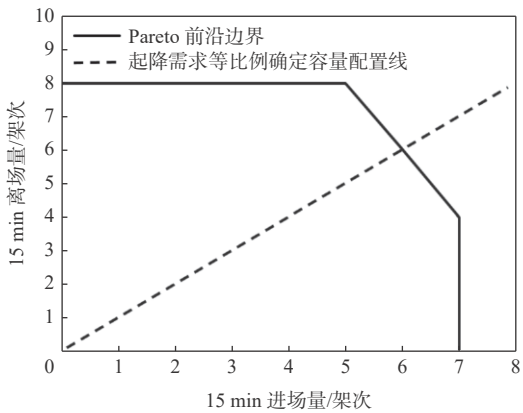


图4 15 min高峰起降架次包络线

Fig. 4 15 min peak arrivals and departures envelope line

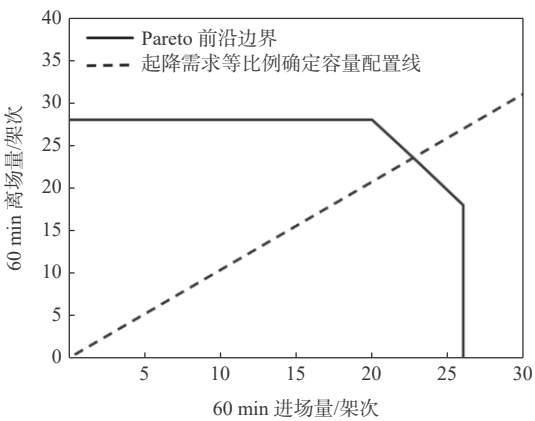


图5 60 min高峰起降架次包络线

Fig. 5 60 min peak arrivals and departures envelope line

连”服务模式实施意见的通知》(详见https://www.chinaa-irports.org.cn/u/cms/www/202207/081614302ufc.pdf)设定$E_{\max}$值为180 min。

3)航班中转便利化服务系数B_{ij}。基于选择行为模型拟合结果中转便利化服务的优势比(OR值=1.266)对每个中转航班设置中转便利化服务系数。兰州中川机场提供2种中转便利化服务,一票到底服务为在始发站一次性办理2段登机牌,旅客抵达兰州机场无需二次办理换乘手续,只服务于出发/到达地为甘肃省内其他机场的旅客,且后段航班为中国联合航空有限公司(简称KN)、九元航空有限公司(简称AQ)的航班旅客除外。行李直挂服务为中转旅客在兰州机场换乘期间无需提取托运行李,享受兰州中转跨航司“行李直挂”,服务于除后段航班为KN、AQ外的所有航班旅客。基于此,对于涉及甘肃省内其他机场的到港航班和离港航班(不包括KN、AQ)B_{ij}设置为1,对于涉及其他省份机场的到港航班和离港航班(不包括KN、AQ)B_{ij}设置为0.79(即1/1.266),离港航班为KN、AQ的,B_{ij}设置为0.62(即$1/1.266^2$)。

4)地理绕行系数阈值r。结合从OAG获取的历史航班运行数据和Great Circle Mapper网站获取的大圆航线距离对2023年4—7月中国国内中转航班的地理绕行系数进行统计,得出99.9%的中转航班地理绕行系数在区间[1,1.4]之间,同时结合文献[27],设置r为1.4。

5)中转需求系数D_{mn}。根据OAG的民航旅客量流向模块获取2023年4—7月经兰州中转的历史中转旅客量数据,进而确定各进港/离港航班所对应的始发地和目的地的中转旅客历史需求系数。中转需求系数反映旅客选择中转航班的意愿,与历史需求系数不同,其旨在更准确地捕捉当前需求,而历史需求系数虽受条件限制却能揭示需求趋势,可作为实际需求的近似参考。这种近似表达虽然存在一定的误差,但在一定程度上能够反映旅客需求的基本特征和趋势。

6)航空公司可接受时刻最大调整量$T_{\max}$。根据调研及文献[28],$T_{\max}$取30 min。

7)算法参数。种群规模、迭代次数、交叉概率和变异概率等参数的设置对算法的性能和收敛速度具有重要影响。为更加合理设置算法参数,通过调整每个参数的值,观察算法性能的变化。结果表明,当种群规模为400～600、交叉概率为0.4～0.6、迭代次数为150～250、变异概率为0.1～0.2时,算法的性能较为稳定,且能够找到较好的解。因此,种群规模$G_{\max}$=500、迭代次数K=200、交叉概率P_c=0.5、变异概率P_m=0.15。

4.2 算法收敛及求解效果对比分析

为评价算法迭代的收敛程度及求解性能,选取每代所有个体的反世代距离(inverted generational distance, IGD)[29]作为评价指标。IGD是一个综合性能评价指标,可以很好地评价算法的收敛性能和分布性能,通过计算每个在真实Pareto前沿面上个体到算法获得的个体集合之间最小距离的平均值来衡量,值越小,说明算法的性能越好。根据文献[30],

IGD 的计算式为

$$V_{\mathrm{IGD}}=\sum_{x\in Q_y^*} d_{x,Q_y}/G_{Q_y^*} \tag{22}$$

式中: Q_y^*为 Pareto 最优前沿集合; $G_{Q_y^*}$为 Q_y^*中解的个数; d_{x,Q_y}为 Q_y^*中的解到 Q_y之间的最小距离。

分别选取粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法、NSGA-Ⅱ和 NSGA-Ⅲ求解模型, 算法参数一致, 并计算其 IGD 值, 其中, 不同算法的 IGD 收敛曲线如图 6 所示。不同算法收敛后的 IGD 值大小如表 4 所示。对 3 种算法各运行 50 次, 得到不同算法的平均求解时间如图 7 所示。

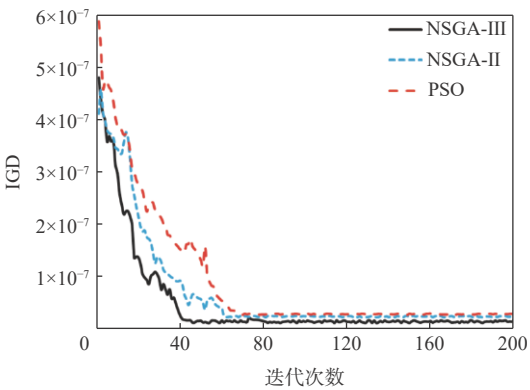


图 6　不同算法的 IGD 收敛曲线

Fig. 6　IGD convergence curves for different algorithms

表 4　不同算法收敛后的 IGD

Table 4　IGD values after convergence of different algorithms

算法	IGD
PSO	$0.265\ 5\times10^{-7}$
NSGA-Ⅱ	$0.204\ 0\times10^{-7}$
NSGA-Ⅲ	$0.149\ 9\times10^{-7}$

由图 6 可知, 随着迭代的进行, 3 种算法的 IGD 收敛曲线均越来越平缓, 表明各算法在对模型进行求解时逐渐收敛, 解集随着迭代的进行趋于稳定。NSGA-Ⅲ在迭代 40 次左右时基本收敛, 而 PSO 算法和 NSGA-Ⅱ则在迭代 60 次和 70 次后才趋于收敛, 说明在求解本文模型时, NSGA-Ⅲ的收敛速度快于其他 2 种算法。由图 7 可知, NSGA-Ⅲ的求解时间为 430 s, 也是 3 种算法中最小的, 说明在求解本文模型时, NSGA-Ⅲ的求解效率比其他 2 种算法更高。由表 4 可知, 收敛后 NSGA-Ⅲ的 IGD 值最小, 为 $0.149\ 9\times10^{-7}$, 进一步说明对于求解本文模型而言, NSGA-Ⅲ比 PSO、NSGA-Ⅱ具有更好的性能。

结合上述算法收敛性能、求解时间和 IGD 值的对比分析, 进一步表明对于本文建立的航班时刻优化模型, NSGA-Ⅲ在各方面性能上均更优。

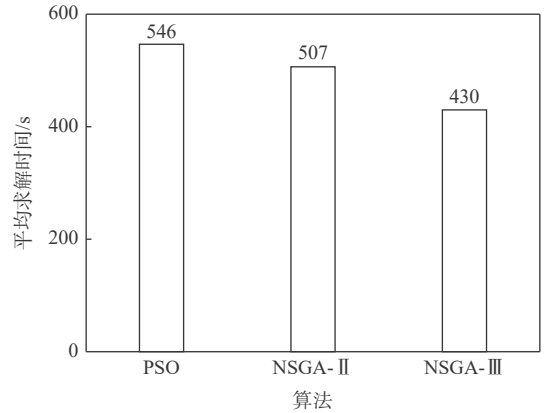


图 7　不同算法的平均求解时间

Fig. 7　Average solution time of different algorithms

4.3　结果分析

选取 NSGA-Ⅲ对兰州中川机场 2023 年 8 月份某日 6:00—23:55 共 328 个航班进行优化求解, 并选取最优解集中的一个优化方案进行结果分析, 如表 5 和表 6 所示。

表 5　优化后进港航班时刻调整结果（部分）

Table 5　Results of arrive flight schedule adjustments (partial)

航班号	起飞机场	降落机场	优化前时刻	优化后时刻	调整量/min
TV6046	INC	LHW	8:15	8:05	+10
UQ3562	HTN	LHW	12:10	12:15	+5
CZ6491	SHE	LHW	12:15	12:25	+10
CA1207	PEK	LHW	12:25	12:50	+25
9C6134	HFE	LHW	13:05	13:10	+5
ZH9237	SZX	LHW	13:20	13:15	−5
9C6188	NKG	LHW	13:40	13:15	−25
MU2412	PKX	LHW	13:50	13:20	−30
MU6499	TNA	LHW	13:55	13:30	−25

表 6　优化后离港航班时刻调整结果（部分）

Table 6　Results of departure flight schedule adjustments (partial)

航班号	起飞机场	降落机场	优化前时刻	优化后时刻	调整量/min
HU7537	LHW	DSN	8:40	8:50	+10
HU7553	LHW	SJW	8:40	8:50	+10
MU9873	LHW	JGN	9:30	9:55	+25
3U3675	LHW	CZX	9:40	9:55	+15
3U8362	LHW	CTU	9:55	10:20	+25
TV9914	LHW	LXA	9:55	10:25	+30
CA2582	LHW	TFU	10:20	10:35	+15
NS3310	LHW	SJW	10:25	10:40	+15
CA8598	LHW	WNZ	10:50	10:55	+5

优化前后各目标函数值如表 7 所示。

由表 7 可知, 航班时刻调整总量为 1 075 min,

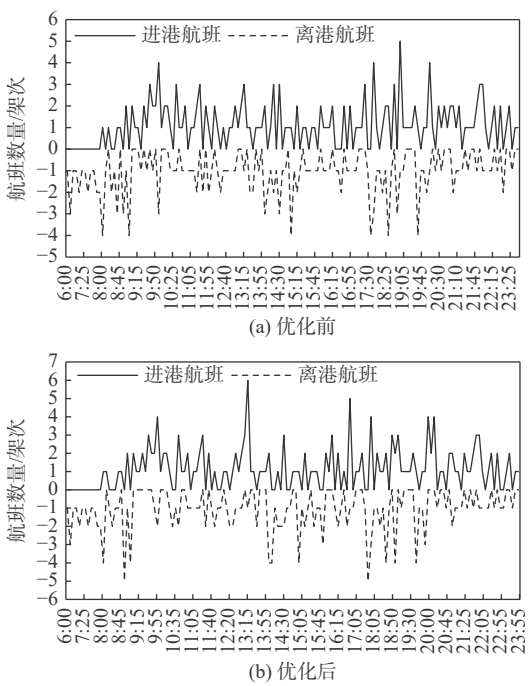
表7 优化前后各目标函数值

Table 7 Value of each objective function before and after optimization

优化	Z_1	Z_2/对	Z_3/min
优化前	27.57	1 071	
优化后	135.43	1 406	1 075

其中，进港航班共调整44架次，时刻调整总量为535 min，离港航班共调整43架次，时刻调整总量为540 min。同时，优化后，目标函数1的值由27.57上升到135.43，提升了391.22%，说明优化后的航班时刻表对于中转旅客来说更具有吸引力；目标函数2的值由1 071提升至1 406，共增加了335对可衔接的中转航班，机场的中转机会增加了31.28%，说明该机场中转能力得到有效提升。

对优化前后的航班时刻结构进行分析，如图8所示。可知，优化前，在9:15—10:25、13:55—14:45、17:30—19:45这3个时间段内，同时存在着进港航班高峰与离港航班高峰，说明优化前的航班时刻不仅存在着进离港航班中转衔接不畅，还存在着进离港高峰时间拥堵的问题，特别是在17:30—19:45时间段内，离港航班和进港航班量均达到最大值。优化后，在9:35—10:30、12:20—13:50、16:15—17:05、20:00—20:45这4个时间段内为进港高峰期，在8:45—9:10、13:55—15:45、17:45—18:50、19:30—20:00这4个时间段内为离港高峰期，有效缓解了高峰时期的拥堵问题及民航作业人员的工作压力。从航班波的视角进行分析，整体上来看，优化后的航班时刻实现了进离港高峰的分离，即呈现出一定的航班波波形，使兰州中川机场的中转航班的时刻衔接性得到极大提升。



(a) 优化前

(b) 优化后

图8 优化前后航班时刻结构(5 min)

Fig. 8 Flight schedule structure before and after optimization (5 min)

对优化前后航班调整量分布进行分析，如图9所示。

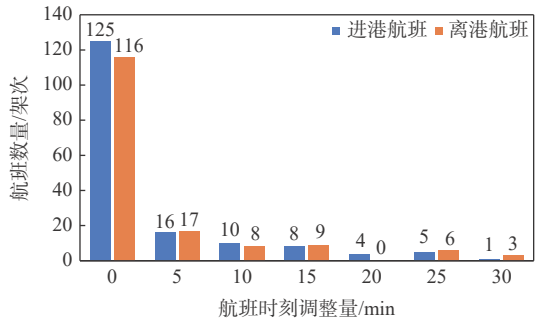


图9 航班时刻调整量分布

Fig. 9 Distribution of flight schedule adjustments

由图9可知，本文模型仅对44个进港航班和43个离港航班(占所有航班的26.52%)的航班时刻做了调整。且这些航班的始发/目的机场均为非时刻协调机场，增强了调整的可执行性。所有调整均在30 min内，符合航空公司接受范围。如图9所示，在所有进行时刻调整的87个航班中，37.93%的航班调整5 min，20.69%的航班调整10 min，19.54%的航班调整15 min，仅少数航班调整20 min及以上。大多数(58.62%)航班调整不超过10 min，平均时刻调整量为12.35 min，表明本文模型能有效控制航班时刻调整幅度。

中转航班由2段不同的进港航班和离港航班组成，这2段航班的衔接情况直接影响了中转航班的整体运行效率和旅客满意度。因此，对进港航班可衔接的离港航班数量及中转机会的变化进行分析，如图10所示。

由图10可知，优化后，50.89%的进港航班中转机会增多，增长区间为[1,15]，有利于提升旅客中转体验和机场运营效率；35.50%的航班中转机会保持不变；而由于模型未设历史最大中转机会约束，因

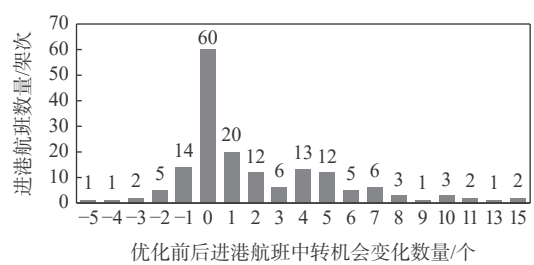


图10 优化后进港航班的中转机会变化分布

Fig. 10 Distribution of changes in transit opportunities for arrival flights after optimization

此, 13.61% 的进港航班中转机会有所下降, 但下降区间为 [1,5], 远小于中转机会增长区间。总体来看, 优化后显著提升了兰州中川机场的中转机会, 提高了进离港航班之间的衔接效率。

对优化后中转机会增量大于等于 10 的进港航班进行深入分析, 如表 8 所示。

表 8　优化后中转机会增量较大的进港航班

Table 8　Arrival flights with large incremental transit opportunities after optimization

进港航班	始发机场	优化前中转机会数/个	优化后中转机会数/个
MU2415	敦煌机场	17	32
MU2417	嘉峪关机场	15	30
HO1102	金昌机场	23	33
TV6062	林芝机场	15	25
3U3590	甘孜机场	13	24
MU9677	嘉峪关机场	4	14
HU7420	新疆库尔勒机场	4	14
9C6186	敦煌机场	1	14

由表 8 可知, 8 个进港航班来自 6 个始发机场, 其中, 3 个位于甘肃省内(敦煌、嘉峪关、金昌), 1 个在新疆。根据 4.1 节分析, 鉴于经兰州机场中转的甘肃省内和新疆旅客占比最大, 且经兰州中转到甘肃省内机场或甘肃省内机场经兰州中转至省外机场的中转旅客能够享受到最全面的中转便利化服务, 因此, 可以说明本文模型有效满足了这些中转旅客的出行需求。

研究结果表明, 对中转旅客航班选择偏好进行选择行为分析, 并运用 NSGA-Ⅲ优化航班时刻, 能在小幅调整航班时刻的前提下, 提升中转航班吸引力和中转机会, 优化结果更贴近旅客选择偏好, 为提升机场中转效率、提高旅客中转体验的航班时刻优化提供参考。

5　结　论

1) 考虑旅客中转时长和中转服务选择偏好的航班时刻优化模型显著提升了中转航班的吸引力, 优化后的航班时刻表对于中转旅客的吸引力提升了 391.22%, 更好地满足了旅客的实际需求。

2) 通过优化航班时刻, 机场的可衔接航班配对数增加了 335 对, 中转机会提升了 31.28%, 有效增强了机场的中转能力。

3) 模型在保障航班时刻调整量最小化的同时, 仅对 26.52% 的航班进行了调整, 且调整均在航空公司可接受的范围(30 min)内, 确保了调整的可执行性和对机场、航司运行调度的影响最小化。

4) 优化后的航班时刻结构有效缓解了进离港高峰时间的拥堵问题, 提高了航班的中转衔接效率。本文模型具理论价值及可推广性, 由于选择行为实验和条件 Logit 模型具有普适性, 可以在不同的航空市场中重复应用。

本文模型兼顾了旅客、机场和航空公司的多方利益, 使优化方案更易被各方接受并实施。然而, 票价动态影响、不同类型机场偏好差异及新服务模式的纳入等问题, 还需进一步研究。本文模型假设航班均能准点运行, 忽略了航班延误带来的限制, 未来需进一步分析航班延误导致的航班衔接配对影响。本文以历史需求系数近似表达中转需求系数存在一定的差异性, 未来可以分析并获取旅客的实际中转需求, 进而得到更加准确的中转需求系数。

参考文献（References）

[1] PELLEGRINI P, CASTELLI L, PESENTI R. Secondary trading of airport slots as a combinatorial exchange[J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2012, 48(5): 1009-1022.

[2] JIANG Y, ZOGRAFOS K G. A decision making framework for incorporating fairness in allocating slots at capacity-constrained airports[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2021, 126: 103039.

[3] RIBEIRO N A, JACQUILLAT A, ANTUNES A P, et al. An optimization approach for airport slot allocation under IATA guidelines[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2018, 112: 132-156.

[4] International Air Transport Association (IATA). Worldwide slot guidelines (WSG)[M]. Montreal-Geneva: IATA Publications, 2011: 156-178.

[5] JORGE D, RIBEIRO N A, ANTUNES A P. Towards a decision-support tool for airport slot allocation: application to Guarulhos (Sao Paulo, Brazil)[J]. Journal of Air Transport Management, 2021, 93: 102048.

[6] FAIRBROTHER J, ZOGRAFOS K G. Optimal scheduling of slots with season segmentation[J]. European Journal of Operational Research, 2021, 291(3): 961-982.

[7] 曾维理, 刘丹丹, 杨磊, 等. 考虑延误传播的枢纽机场航班时刻优化方法[J]. 交通运输工程学报, 2023, 23(1): 242-255.
ZENG W L, LIU D D, YANG L, et al. Flight schedule optimization method for hub airport considering delay propagation[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2023, 23(1): 242-255(in Chinese).

[8] 卢婷婷, 刘计民, 史一鸣, 等. 考虑目的地机场繁忙程度的航班时刻优化[J]. 科学技术与工程, 2023, 23(11): 4894-4900.
LU T T, LIU J M, SHI Y M, et al. Flight schedule optimization considering the busy degree of destination airport[J]. Science Technology and Engineering, 2023, 23(11): 4894-4900(in Chinese).

[9] 王莉莉, 潘越. 基于航班收益最大化的机场航班时刻分配[J]. 飞行力学, 2024, 42(2): 89-94.

WANG L L, PAN Y. Airport schedule allocation based on flight revenue maximization[J]. Flight Dynamics, 2024, 42(2): 89-94(in Chinese).

[10] 胡明华, 于婧怡, 赵征, 等. 基于改进鲸鱼优化算法的离场航班时刻优化[J]. 重庆交通大学学报 (自然科学版), 2024, 43(10): 54-60.
HU M H, YU J Y, ZHAO Z, et al. Optimization of departure flight schedule based on improved whale optimization algorithm[J]. Journal of Chongqing Jiaotong University (Natural Science), 2024, 43(10): 54-60(in Chinese).

[11] DENNIS N. Airline hub operations in Europe[J]. Journal of Transport Geography, 1994, 2(4): 219-233.

[12] ÇIFTÇI M E, ÖIKIR V. Optimising flight connection times in airline bank structure through Simulated Annealing and Tabu Search algorithms[J]. Journal of Air Transport Management, 2020, 87: 101858.

[13] BIROLINI S, JACQUILLAT S, SCHMEDEMAN P, et al. Passenger-centric slot allocation at schedule-coordinated airports[J]. Transportation Science, 2023, 57(1): 4-26.

[14] 宋溢露, 贺翀, 袁娜. 基于旅客中转满意度的天津机场航班波优化[J]. 综合运输, 2019, 41(6): 112-116.
SONG Y L, HE C, YUAN N. Flight time schedule optimization of Tianjin Binhai Airport based on the satisfaction of passenger transfer[J]. China Transportation Review, 2019, 41(6): 112-116(in Chinese).

[15] 马辰婷, 吴薇薇, 李名杰, 等. 考虑航班波结构特征的机场中转水平研究[J]. 交通运输工程与信息学报, 2023, 21(4): 129-137.
MA C T, WU W W, LI M J, et al. Airport transfer level investigation considering flight wave structure characteristics[J]. Journal of Transportation Engineering and Information, 2023, 21(4): 129-137(in Chinese).

[16] 叶志坚, 胡罗丹, 高伟. 枢纽机场中转衔接性的评估与优化[J]. 重庆交通大学学报 (自然科学版), 2023, 42(11): 108-117.
YE Z J, HU L D, GAO W. Evaluation and optimization of hub-airport transit connectivity[J]. Journal of Chongqing Jiaotong University (Natural Science), 2023, 42(11): 108-117(in Chinese).

[17] 马辰婷, 吴薇薇, 关柏川, 等. 考虑中转旅客的枢纽机场航班时刻优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(6): 1013-1023.
MA C T, WU W W, GUAN B C, et al. Optimization of flight schedules at hub airports considering transit passengers[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(6): 1013-1023(in Chinese).

[18] ZHANG G Q, LU J, MONTERO J, et al. Model, solution concept, and Kth-best algorithm for linear trilevel programming[J]. Information Sciences, 2010, 180(4): 481-492.

[19] 黄世豪, 叶志坚. 基于命中的机场中转连接质量研究[J]. 综合运输, 2020, 42(12): 44-53.
HUANG S H, YE Z J. Airport transit connection quality study based on hit[J]. China Transportation Review, 2020, 42(12): 44-53(in Chinese).

[20] 中国民用航空局. 民航航班时刻管理办法[EB/OL]. (2018-01-05)[2024-11-28]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/ZFGW/201802/t20180224_49532.html.
Civial Aviation Administration of China. Measures for the administration of civil aviation flight timing[EB/OL]. (2018-01-05)[2024-11-28]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/ZFGW/201802/t20180224_49532.html(in Chinese).

[21] 中国民用航空局. 机场时刻容量评估技术规范[EB/OL]. (2017-05-09) [2025-02-24]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/GFXWJ/201705/t20170510_44023.html.
Cival Aviation Administration of China. Technical specification for airport moment capacity assessment[EB/OL]. (2017-05-09)[2025-02-24]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/GFXWJ/201705/t20170510_44023.html(in Chinese).

[22] SRINIVAS N, DEB K. Muiltiobjective optimization using nondominated sorting in genetic algorithms[J]. Evolutionary Computation, 1994, 2(3): 221-248.

[23] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-Ⅱ[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[24] DEB K, JAIN H. An evolutionary many-objective optimization algorithm using reference-point-based nondominated sorting approach, part I: solving problems with box constraints[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2014, 18(4): 577-601.

[25] DEHGHANI M, VAHDAT V, AMIRI M, et al. A multi-objective optimization model for a reliable generalized flow network design[J]. Computers & Industrial Engineering, 2019, 138: 106074.

[26] 戴理朝, 康哲, 陈瑞, 等. 基于NSGA-Ⅲ的桥梁网络多目标维修决策优化研究[J]. 土木工程学报, 2024, 57(5): 41-52.
DAI L Z, KANG Z, CHEN R, et al. Study on multi-objective maintenance decision optimization for bridge networks based on NSGA-Ⅲ[J]. China Civil Engineering Journal, 2024, 57(5): 41-52(in Chinese).

[27] DIANA T. Discrete choice modelling and air travel demand: theory and applications[J]. Journal of Airport Management, 2010, 5(1): 88.

[28] 王莉莉, 侯鉴虓. 时刻调整范围不确定的机场群航班时刻优化[J]. 计算机仿真, 2023, 40(10): 61-65.
WANG L L, HOU J X. Research on flight slot optimization of airport groups with uncertain slot adjustment range[J]. Computer Simulation, 2023, 40(10): 61-65(in Chinese).

[29] ZITZLER E, THIELE L, LAUMANNS M, et al. Performance assessment of multiobjective optimizers: an analysis and review[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2003, 7(2): 117-132.

[30] MOHAMMADI A, OMIDVAR M N, LI X D. A new performance metric for user-preference based multi-objective evolutionary algorithms[C]//Proceedings of the IEEE Congress on Evolutionary Computation. Piscataway: IEEE Press, 2013: 2825-2832.

Flight schedule optimization considering passengers' transit duration and transit service selection preference

LI Yanhua[1, 2, *], YANG Jie[1, 2], ZHOU Jin[3], GE Jiaxin[2]

(1. Smart Civil Aviation Development Research Center, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
2. School of Traffic and Transportation, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
3. China Railway Zhengzhou Group Co., Ltd., Zhengzhou 450000, China)

Abstract: Addressing the issue of low attractiveness and inefficient airport transit connections due to current schedule optimizations that do not fully consider passengers' selection preferences, an investigation into flight schedule optimization influenced by passengers' transit duration and transit service selection preferences was conducted. Starting from the actual selection preferences of transfer passengers, a selection behavior experiment was conducted to collect data, and a conditional Logit model was constructed to analyze the flight characteristics that influence passengers' choices for transit flights. Based on the findings of the selection preference analysis, a passenger attractiveness parameter for transit flights was defined. Subsequently, a flight schedule optimization model was developed with the objectives of maximizing the attractiveness of transit flights, maximizing the number of connectable flight pairs, and minimizing the total flight schedule adjustment. By comparing the solution effectiveness of particle swarm, non-dominated sorting genetic algorithm Ⅱ (NSGA-Ⅱ), and NSGA-Ⅲ, a flight schedule optimization scheme that considers the selection preferences of transfer passengers was proposed. The results indicate that fares, transit duration, and transit facilitation services are the primary factors affecting passengers' selection behavior. The results demonstrate that the proposed optimized flight schedule is significantly more attractive to transfer passengers, with the attractiveness of transit flights increasing by 391.22%, the number of connectable flight pairs increasing by 31.28%, and the airport's transit capacity being effectively enhanced. Additionally, 26.52% of flights were adjusted, with an average adjustment of 12.35 minutes, which falls within the airlines' acceptable range. This study offers new perspectives and methods for flight schedule optimization, contributing to the enhancement of Chinese hub airports' transit capacity and facilitating passengers' travel experiences.

Keywords: flight schedule optimization; transfer passenger; selection preferences; airport transit capacity; selection behavior experiments

Received: 2024-12-19; **Accepted**: 2025-03-05; **Published Online**: 2025-03-18 18:27

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250318.1411.005

Foundation items: Joint Research Funds of the National Natural Science Foundation of China and the Civil Aviation Administration of China (U2333206); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (2024YJS093)

* **Corresponding author**. E-mail: yh.li@bjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0590

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
(天津城建大学 计算机与信息工程学院，天津 300384)

摘 要：由于硬件设备的局限，红外图像在获取时普遍存在分辨率低、细节模糊等问题。尽管可见光图像能为红外图像的超分辨率重建提供有效指导，但因两者成像原理不同，图像细节信息的差异易导致重建出现模糊和鬼影等问题。基于此，提出一种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网络。在该网络中，设计流动傅里叶残差模块，利用不同深度的模块提取可见光图像和红外图像中不同频率的信息，使每个模块关注适当的频率信息。同时，利用混合注意力模块，从通道和空间角度获取多模态图像中的细节信息，并以互补的方式进行融合，有助于消除伪影的生成。在此基础上，设计全局递归融合分支，考虑多层特征之间的相关性，自适应地融合多层特征，生成更加清晰的高分辨率红外图像。实验结果表明：所提方法与 Deep-ISTA、PAG-SR 等其他方法相比，在客观评价指标上表现出了较好的水平，在主观视觉比较方面，重建图像具有更清晰的纹理和更少的伪影，复杂环境中具有更佳的物体区分度。

关 键 词：超分辨率重建；红外图像；可见光图像引导；卷积神经网络；递归融合
中图分类号：TP391.41
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3662-12

基于人类视觉系统的原理，RGB 相机通过感知场景中物体反射的可见光能量来捕获目标图像。然而，在夜间或恶劣天气条件下，有限的可见光会导致 RGB 相机拍摄到的图像几乎没有任何细节。尽管基于 RGB 相机的计算机视觉技术已经取得了巨大的成就，但光照变化和黑暗环境等挑战性问题仍然存在。

为应对可见光图像中存在的挑战，人们开始利用探测器捕获物体红外辐射所呈现出的红外图像。随着红外热成像技术的进步，超视距物体的可视化成为可能，广泛应用于军事[1-2]、医疗[3-4]、海事[5]、气体泄漏检测[6-7]等领域。然而，由于硬件条件的限制，实际应用中的红外图像经常出现噪声较大、分辨率低、细节模糊、视觉效果较差及层次不分明等问题，因此，提高红外图像的分辨率具有紧迫的应用需求。提高红外图像分辨率有 2 种途径：①提高红外探测器的工艺水准来改善成像的硬件性能，但投入的高成本限制了其在消费领域的广泛应用，并在短期内难以实现；②运用图像处理算法，从低分辨率(lower resolution, LR)图像重建出更高分辨率 (high resolution, HR) 图像，即超分辨率(super-resolution, SR)重建，这种方法能够克服硬件限制，成为获取 HR 红外图像的重要途径。

目前，超分辨率方法通常可以分为 3 类：基于插值的方法[8]、基于重建的方法[9]、基于学习的方法[10-15]。其中，基于插值的方法是利用图像中相邻像素的统计特征进行处理的一种方式，但这种方法过于线性，会导致重建图像中的边缘细节变得模

收稿日期：2023-09-15；录用日期：2024-01-09；网络出版时间：2024-02-06 13:59
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240204.1755.003
基金项目：天津市科技计划 (22YDTPJC00840)
* 通信作者. E-mail：sunyemei1216@163.com

引用格式：张艳，孙明磊，刘紫阳，等. 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 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3662-3673. ZHANG Y，SUN M L，LIU Z Y，et al. Infrared image super-resolution reconstruction based on visible image guidance and recursive fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3662-3673 （in Chinese）.

糊, 效果不佳。基于重建的方法将图像的先验知识作为约束条件用于图像重建, 但对于结构复杂的图像, 处理效果较差。基于学习的方法通过对大量数据样本的学习进行重建, 早期常见的基于学习的方法包括流形学习、稀疏编码方法等。随着深度学习的不断发展, 人们开始利用卷积神经网络的强大非线性映射能力, 以建立 LR 图像与 HR 图像之间的映射关系。这种方法在超分辨率领域得到了广泛应用, 并已成为当今主流的超分辨率技术之一, 取得了良好的重建效果。

随着深度学习技术的广泛应用, 超分辨率重建技术在可见光图像领域取得了显著的进展, 多项研究均表明了其良好的重建性能[16-19]。相比之下, 由于红外图像具有独特的图像特征和较高的噪声水平, 使得红外图像超分辨率的进展相对缓慢。红外图像超分辨率重建方法容易受到低分辨率输入中缺失信息的影响, 从而产生重建图像中的严重伪影。由于大多数热感相机都配备了高分辨率的嵌入式可见光 RGB 相机, 可利用与 LR 红外图像相关的可见光图像作为重要的补充信息, 进一步提高红外图像的重建性能。因此, 利用可见光图像引导红外图像超分辨率重建成为一种合适的解决方案。

近年来, 引导式红外图像超分辨率重建方法相继涌现。Choi 等[20] 采用包含 3 个卷积层的网络结构, 以 RGB 图像为引导信息, 实现了从低分辨率到高分辨率红外图像的端到端映射学习, 从而完成图像增强。Almasri 等[21] 提出了一种多模态的视觉–热融合模型, 通过引入可见光图像中的高频细节信息, 提升红外图像的超分辨率重建效果。Lee 等[22] 通过引入可见光图像的亮度信息, 辅助红外图像进行重建。Han 等[23] 提出了一种分别对可见光图像和红外图像进行特征提取并组合的引导超分辨率方法, 通过提取可见光图像的纹理特征来补充红外图像中难以表现的纹理细节, 但该网络仅使用简单卷积的堆叠对特征信息进行提取, 难以挖掘 2 种模态图像中潜在的深层特征。Almasri 等[13] 提出了一种利用可见光图像引导的生成对抗网络, 该网络通过生成器合并 2 种模态图像的特征, 对其融合的特征进行深度特征提取以重建图像, 虽然该算法在生成器中使用了残差和跳跃连接的方式来进行融合特征的深度提取, 但其仅从同一角度处理 2 种模态的特征信息, 忽略了这 2 种模态图像上的形态差异, 这种不重叠的纹理细节会导致伪影并增加网络的计算负担。Gupta 等[24] 从可见光图像中提取多层次边缘图, 以分层引导红外超分辨率子网络, 同时使用空间注意力模块选择边缘图中的高频信息进行融合, 从而提升重建图像的高频细节, 然而, 由于子网络提取的边缘特征包含一些噪声, 这些噪声可能会被传递到红外超分辨率子网络中, 导致重建图像模糊或出现鬼影现象。

以上方法在特征提取过程中往往未能从频域的角度全面地捕捉可见光图像、LR 红外图像与 HR 红外图像之间的真实差异, 因此, 在进行可见光图像引导红外图像超分辨率重建时, 需要更多关注此问题。此外, 之前的研究[19] 表明, 图像中低频和高频信息具有不同的复杂度, 浅层次网络模块和深层次网络模块的表征能力不同, 模型的复杂度或深度和频率信息间的不匹配会造成网络对低频纹理重建的过度拟合及高频纹理重建的欠拟合, 最终导致图像重建的细节效果不佳; 并且深层结构能够恢复更丰富、更抽象的特征, 这些特征可以改善浅层特征的细节恢复, 从而产生更加平滑和自然的处理输出。因此, 针对不同频率信息的提取, 需要采用不同复杂度的网络结构。此外, 在深度和浅层特征之间建立有效的信息流动路径, 可以实现更精确和可靠的信号重建。

针对上述问题及分析, 本文提出一种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网络。主要贡献如下:

1) 提出一种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网络, 该网络采用不同深度的网络结构提取可见光图像和红外图像中不同频率层次的图像特征, 并根据层次特征之间的相关性自适应地融合多模态图像纹理特征, 实验结果表明, 本文方法在图像质量的客观评价指标上表现优于其他先进方法, 重建的图像具有更加精细的细节和更好的物体区分度。

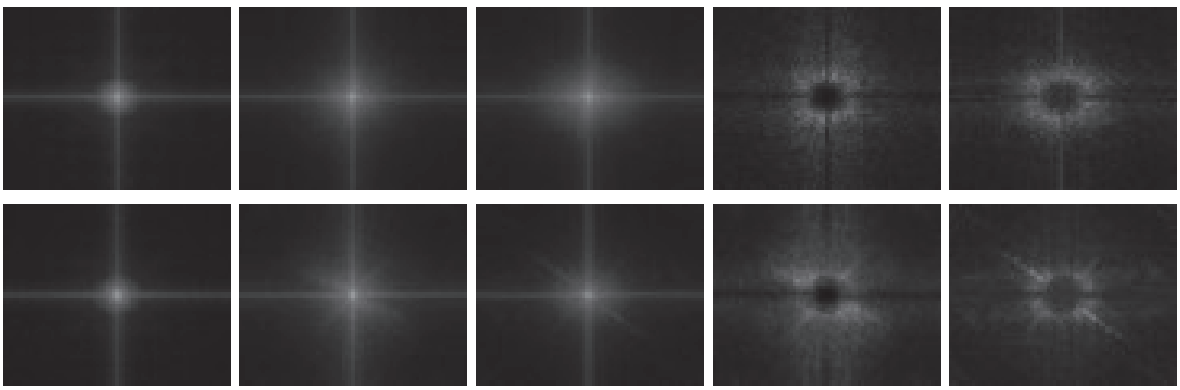
2) 提出一种流动傅里叶残差模块(flow Fourier residual module, FFRM), 利用增量恢复的思想, 将难以恢复的高频信息传递给更深层的模块, 使每个模块都能关注适当频率的信息, 保证了模型复杂度与图像频率的相关性。在模块内使用傅里叶残差卷积, 从频域角度把握全局上下文信息, 有效地对频率信息进行建模。随后使用混合注意力模块(mixed attention module, MAM), 从通道间和空间关系中获取细节信息, 将可见光图像信息自适应地用于补充红外图像中缺失的细节。

3) 设计了全局递归融合分支, 用于递归地融合不同频率的特征, 利用层次特征之间的相关性, 全局融合模块(global fusion module, GFM)为不同层次特征分配不同注意力权重, 根据层次特征的贡献度进行特征的增强或抑制, 以实现更好的特征融合和

图像重建效果。

1 本文方法

图1为双三次插值后的LR红外图像、HR红外图像和可见光图像的二维离散傅里叶变换频谱图及幅度相减绝对值图。由图1(d)可知，LR红外图像与HR红外图像频域间的主要差异为高频信息。由图1(e)可知，利用可见光图像引导LR红外图像进行重建，能有效补充图像高频信息，对提高可见光图像引导红外图像超分辨的重建性能有重要意义。本文提出的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(infrared image super-resolution reconstruction based on visible image guidance and recursive fusion, VGRFSR)网络，主要包括可见光图像特征提取分支、红外图像特征提取分支和全局递归融合分支。整体网络结构如图2所示。在可见光和红外图像特征提取分支中，首先，输入图像经过浅层特征提取，传递到流动傅里叶残差模块，该模块能够提取不同频率层次的图像特征。然后，每层输出特征经过混合注意力模块，进行有选择地信息特征提取，并以互补的方式聚合可见光和红外图像中的细节信息。最后，在全局递归融合分支中，多层特征通过递归融合的方式逐步细化，并通过一个连接层整合所有输出。利用全局融合模块学习多层特征之间的关系，从而融合图像特征，高效利用可见光图像中的特征信息引导红外图像进行重建。



(a) 双三次插值后的LR红外图像频谱图　(b) HR红外图像频谱图　(c) 对应可见光图像频谱图　(d) 双三次插值后的LR红外图像与HR红外图像幅度差值的绝对值　(e) 双三次插值后的LR红外图像与可见光图像幅度差值的绝对值

图1　不同图像的二维离散傅里叶变换频谱图及幅度相减绝对值

Fig. 1　2D discrete Fourier transform spectra of different images and absolute values of magnitude subtraction

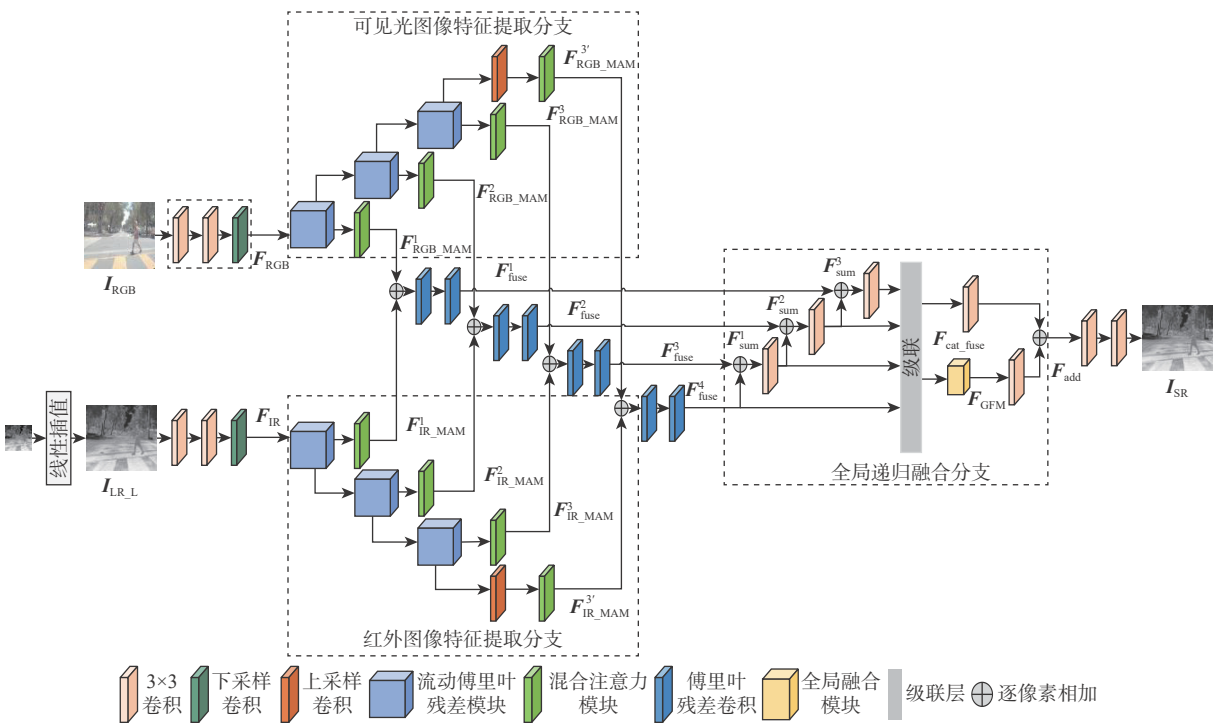


图2　VGRFSR整体网络结构

Fig. 2　Overall network structure of VGRFSR

1.1　可见光和红外图像特征提取分支

2 个特征提取分支同时提取可见光和红外图像不同频率的特征, 并将可见光图像中不同频率的特征与红外图像中相应频率的特征进行融合, 以实现更加精确的图像细节重建。具体来说, 为了保持 2 个特征提取分支在空间维度上的输入一致性, 首先, 采用双三次插值算法将 LR 红外图像进行放大。然后, 可见光图像 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{RGB}}$ 和放大后的红外图像 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{LR_L}}$ 分别通过 2 层卷积核大小为 3×3 的卷积层, 并且使用一个下采样卷积进行降采样, 提取到浅层特征 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{RGB}}$ 和 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{IR}}$。最后, 浅层特征输入到流动傅里叶残差模块中, 得到低频特征 $\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}$、$\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}$ 和高频特征 $\boldsymbol{I}^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}$、$\boldsymbol{I}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}$。第 i 个流动傅里叶残差模块的输出为

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{IR}} = f_{\mathrm{down}}\left(f_{\mathrm{conv3\times3}}\left(f_{\mathrm{conv3\times3}}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{LR_L}}\right)\right)\right) \tag{1}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{RGB}} = f_{\mathrm{down}}\left(f_{\mathrm{conv3\times3}}\left(f_{\mathrm{conv3\times3}}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{RGB}}\right)\right)\right) \tag{2}$$

$$\left\{\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}, \boldsymbol{I}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}\right\} = \begin{cases} H^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}\left(\boldsymbol{I}^{i-1}_{\mathrm{IR_FFRM}}\right) & i = 2,3 \\ H^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}\left(\boldsymbol{F}_{\mathrm{IR}}\right) & i = 1 \end{cases} \tag{3}$$

$$\left\{\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}, \boldsymbol{I}^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}\right\} = \begin{cases} H^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}\left(\boldsymbol{I}^{i-1}_{\mathrm{RGB_FFRM}}\right) & i = 2,3 \\ H^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}\left(\boldsymbol{F}_{\mathrm{RGB}}\right) & i = 1 \end{cases} \tag{4}$$

式中: $f_{\mathrm{conv3\times3}}$ 表示卷积核大小为 3×3 的卷积操作; f_{down} 表示下采样操作; $H^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}$、$H^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}$ 分别表示 2 个分支中第 i 个流动傅里叶残差模块。

将每个流动傅里叶残差模块输出的低频特征 $\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}$ 和 $\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}$ 输入到混合注意力模块中, 自适应地捕捉图像的细节特征。第 i 个混合注意力模块的输出 $\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{IR_MAM}}$ 和 $\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{RGB_MAM}}$ 为

$$\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{IR_MAM}} = H_{\mathrm{IR_MAM}}\left(\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}\right) \qquad i = 1,2,3 \tag{5}$$

$$\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{RGB_MAM}} = H_{\mathrm{RGB_MAM}}\left(\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}\right) \qquad i = 1,2,3 \tag{6}$$

式中: $H_{\mathrm{IR_MAM}}$、$H_{\mathrm{RGB_MAM}}$ 分别表示 2 个分支中的混合注意力模块; $\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{IR_MAM}}$ 和 $\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{RGB_MAM}}$ 分别为 $\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}$ 和 $\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{RGB_FFRM}}$ 经过混合注意力模块后得到的细化特征。

此外, 为充分利用流动傅里叶残差模块输出的高频特征, 2 个分支中第 3 个流动傅里叶残差模块输出的高频特征 $\boldsymbol{I}^{3}_{\mathrm{IR_FFRM}}$ 和 $\boldsymbol{I}^{3}_{\mathrm{RGB_FFRM}}$ 通过上采样操作, 得到尺寸与其他输出一致的特征输出, 再将其通过一个混合注意力模块进行自适应特征提取, 得到输出特征 $\boldsymbol{F}^{3\prime}_{\mathrm{IR_MAM}}$ 和 $\boldsymbol{F}^{3\prime}_{\mathrm{RGB_MAM}}$:

$$\boldsymbol{F}^{3\prime}_{\mathrm{IR_MAM}} = H_{\mathrm{IR_MAM}}\left(f_{\mathrm{up}}\left(\boldsymbol{I}^{3}_{\mathrm{IR_FFRM}}\right)\right) \tag{7}$$

$$\boldsymbol{F}^{3\prime}_{\mathrm{RGB_MAM}} = H_{\mathrm{RGB_MAM}}\left(f_{\mathrm{up}}\left(\boldsymbol{I}^{3}_{\mathrm{RGB_FFRM}}\right)\right) \tag{8}$$

式中: f_{up} 表示上采样卷积操作。

可见光和红外图像的同频率特征通过元素加和的方式, 互补聚合可见光和红外图像中的细节信息。聚合后的特征输送到 2 个傅里叶残差卷积中, 增强对特征图频域中全局信息的学习, 得到融合后的层次细节特征:

$$\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{fuse}} = \begin{cases} f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{IR_MAM}} + \boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{RGB_MAM}}\right)\right) \\ \qquad i = 1,2,3 \\ f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(\boldsymbol{F}^{3\prime}_{\mathrm{IR_MAM}} + \boldsymbol{F}^{3\prime}_{\mathrm{RGB_MAM}}\right)\right) \\ \qquad i = 4 \end{cases} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{F}^{i}_{\mathrm{fuse}}$ 为第 i 层聚合特征经过傅里叶残差卷积后得到的特征; $f_{\mathrm{FFT_conv}}$ 表示傅里叶残差卷积操作。

将每层的输出特征输送到后面的全局递归融合分支当中, 进行层次特征融合。

通过设计特征提取分支, 利用不同复杂度的网络结构匹配图像中不同频率信息的提取, 使用多模态图像分层次特征融合的思想, 有效缓解了学习图像特征时的过拟合和欠拟合现象, 提高了网络的重建性能。

1.1.1　流动傅里叶残差模块

当模型深度与图像中频率信息不匹配时, 图像的特征学习容易产生过拟合和欠拟合现象, 理解图像特征的全局信息对于 2 种模态的特征聚合至关重要。因此, 基于文献 [19] 的启发, 设计如图 3 所示的流动傅里叶残差模块。该模块利用增量恢复的思想, 将难以恢复的高频信息传递给更深层的模块, 并在每个模块中同层次的特征提取过程中, 使用 3 个傅里叶残差卷积[25](结构如图 4 所示)以频域角度进行全局信息学习, 有助于后续模块进行 2 种模态图像的互补特征提取, 从而提高重建质量。具体来说, 该模块由低频提取流和高频提取流组成, 浅层特征 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{IR}}$ 和 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{RGB}}$ 输入到流动傅里叶残差模块中。由于 2 个分支的处理过程类似, 以红外图像特征提取分支为例进行介绍。首先, 在低频提取流中, 采用 1 个反卷积层与 3 个傅里叶残差卷积的堆栈来处理输入, 得到该模块输出的低频特征 $\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}}$。

$$\boldsymbol{O}^{i}_{\mathrm{IR_FFRM}} = \begin{cases} f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{deconv}}\left(\boldsymbol{F}_{\mathrm{IR}}\right)\right)\right)\right) \\ \qquad i = 1 \\ f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{FFT_conv}}\left(f_{\mathrm{deconv}}\left(\boldsymbol{I}^{i-1}_{\mathrm{IR_FFRM}}\right)\right)\right)\right) \\ \qquad i = 2,3 \end{cases} \tag{10}$$

式中: f_{deconv} 表示反卷积层操作。

其次, 在高频提取流中, 反卷积的输出特征通过下采样卷积, 降采样到与 LR 图像同样的尺寸大小, 再与该模块的输入特征做差, 该残差传递了低

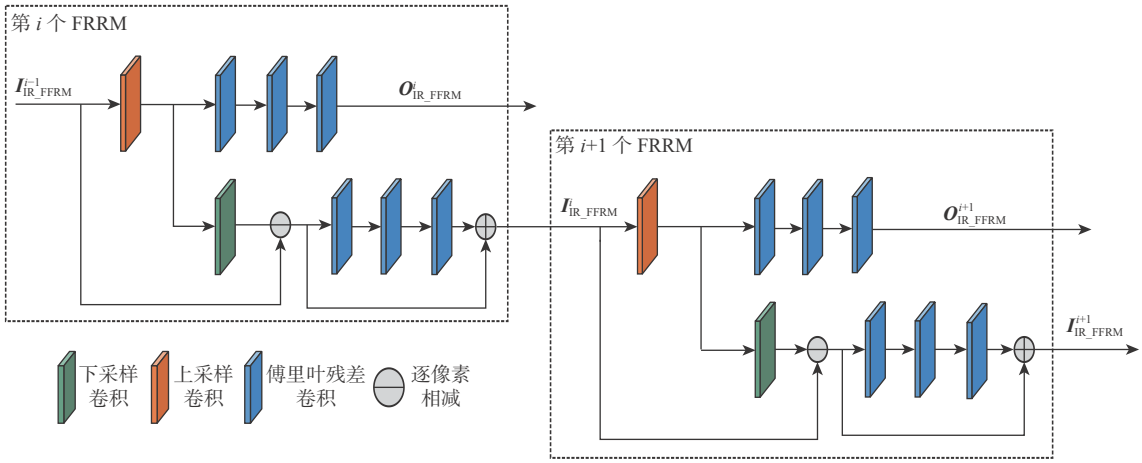


图 3 流动傅里叶残差模块结构

Fig. 3 FFRM structure

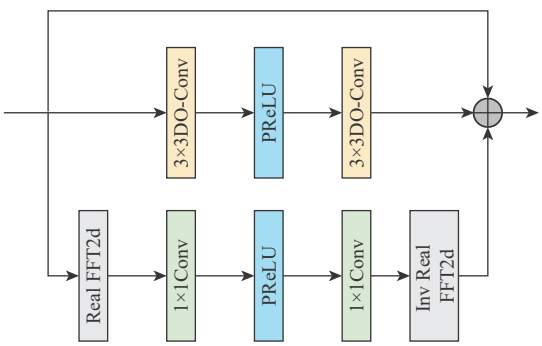


图 4 傅里叶残差卷积结构

Fig. 4 Fourier residual convolution structure

频提取流无法提取的高频信息$\boldsymbol{F}^{i}_{\text{sub}}$:

$$\boldsymbol{F}^{i}_{\text{sub}}=\begin{cases}\boldsymbol{I}^{i-1}_{\text{IR_FFRM}}-f_{\text{deconv}}\left(\boldsymbol{I}^{i-1}_{\text{IR_FFRM}}\right) & i=2,3\\ \boldsymbol{F}_{\text{IR}}-f_{\text{down}}\left(f_{\text{deconv}}\left(\boldsymbol{F}_{\text{IR}}\right)\right) & i=1\end{cases} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{F}^{i}_{\text{sub}}$为第 i 个流动傅里叶残差模块内做差后的特征。

然后, 被传递到包含 3 个傅里叶残差卷积的局部残差进行处理, 得到模块输出的高频特征$\boldsymbol{I}^{i}_{\text{IR_FFRM}}$:

$$\boldsymbol{I}^{i}_{\text{IR_FFRM}}=f_{\text{FFT_conv}}\left(f_{\text{FFT_conv}}\left(f_{\text{FFT_conv}}\left(\boldsymbol{F}^{i}_{\text{sub}}\right)\right)\right)\quad i=1,2,3 \tag{12}$$

将$\boldsymbol{I}^{i}_{\text{IR_FFRM}}$作为下个流动傅里叶残差模块的输入, 以此类推, 不断提取更高频率的特征。该模块中使用傅里叶残差卷积能够在频域上进行全局信息学习, 充分把握不同图像特征中频率信息的差异, 有利于不同模态图像特征聚合时的信息互补。具体来说, 如图 4 所示, 傅里叶残差卷积内部主要为 2 个分支, 除了正常的空间残差分支外, 额外使用了基于通道的快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)[26] 分支, 该分支采用将空间特征图转换为频域的方式, 使用 1×1 卷积来学习频域间的差异, 从而更好地把握频域全局上下文。同时, 该模块还使用了跳跃连接来利用输入特征, 最终得到整合后的输出。以任意流动傅里叶残差模块内的$\boldsymbol{F}_{\text{sub}}$作为输入特征为例, FFT 分支的过程如下:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{F}_{\text{fft}}&=H_{\text{FFT}}(\boldsymbol{F}_{\text{sub}})=\\ &f_{\text{inv_real_FFT}}(f_{1\times1}(f_{\text{PReLU}}(f_{1\times1}(f_{\text{cat}}(f_{\text{Real_FFT}}(\boldsymbol{F}_{\text{sub}}),\\ &f_{\text{I_FFT}}(\boldsymbol{F}_{\text{sub}}))))))\end{aligned} \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{F}_{\text{fft}}$为 FFT 分支输出的特征; H_{FFT}表示傅里叶残差卷积中 FFT 分支的操作; $f_{\text{Real_FFT}}$和$f_{\text{I_FFT}}$分别表示取输入特征二维实数 FFT 后的实部和虚部操作; f_{cat}表示沿通道维度的级联操作; $f_{1\times1}$表示卷积核大小为 1×1 的卷积操作; f_{PReLU}表示 PReLU 激活函数层; $f_{\text{inv_real_FFT}}$表示二维实数 FFT 逆变换。

最后, 通过整合各分支得到傅里叶残差卷积的最终输出$\boldsymbol{F}_{\text{FFT_conv}}$:

$$\boldsymbol{F}_{\text{FFT_conv}}=\boldsymbol{F}_{\text{fft}}+H_{\text{res}}(\boldsymbol{F}_{\text{sub}})+\boldsymbol{F}_{\text{sub}} \tag{14}$$

式中: H_{res}表示引入深度超参数化卷积 DO-Conv[27] 替换 ResBlock 中 3×3 的卷积操作的计算。

1.1.2 混合注意力模块

尽管可见光图像在纹理细节方面具有更多的信息, 但如果从同一角度去处理可见光和红外图像的特征信息, 就容易忽略 2 种模态图像之间的形态差异。因此, 本文使用如图 5 所示的混合注意力模块, 该模块通过可见光和红外图像在特征提取过程中对信息的关注度不同, 学习每个通道所有位置的

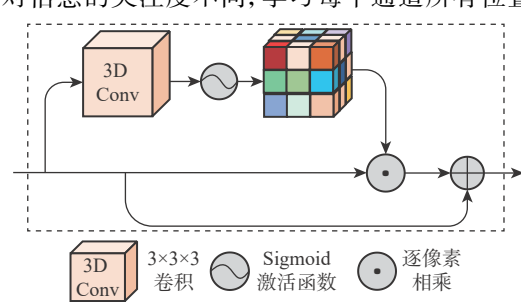


图 5 混合注意力模块结构

Fig. 5 MAM structure

置信度，从而消除可见光图像特征作为信息补充时产生的伪影。具体来说，本文以输入特征$\boldsymbol{O}^i_{\text{IR_FFRM}}$为例。首先，将其传递到卷积核大小为 3×3×3、步长为 1 的三维卷积层[28]，得到混合注意力图$\boldsymbol{W}_{\text{MAM}}$。然后，利用注意力映射和输入特征进行元素乘法。最后，将加权结果乘以比例因子β，再与输入特征进行跳跃连接，得到加权输出特征$\boldsymbol{F}^i_{\text{IR_MAM}}$：

$$\boldsymbol{F}^i_{\text{IR_MAM}} = H_{\text{IR_MAM}}\left(\boldsymbol{O}^i_{\text{IR_FFRM}}\right) = \beta f_{\text{Sigmoid}}\left(\boldsymbol{W}_{\text{MAM}}\right)\odot\boldsymbol{O}^i_{\text{IR_FFRM}} + \boldsymbol{O}^i_{\text{IR_FFRM}} \quad i=1,2,3 \tag{15}$$

式中：f_{Sigmoid}表示 Sigmoid 激活函数；⊙表示元素积操作；比例因子β初始值为 0，后续根据迭代不断更新。

1.2　全局递归融合分支

受文献 [19,29] 启发，深层结构的信息能够反过来帮助提高浅层细节的恢复，得到更平滑的处理输出。本文设计了全局递归融合分支，通过递归融合不同层次的特征，结合全局融合模块[29]学习不同深度层次特征之间的依赖关系，提高网络的特征表示能力，获得更好的图像重建效果。具体来说，首先，将 2 个相邻的融合特征$\boldsymbol{F}^i_{\text{fuse}}$相加。然后，通过一层 3×3 的卷积层，将得到的特征$\boldsymbol{F}^i_{\text{sum}}$不断与上一层的融合特征执行递归操作，直到到达第一层融合特征$\boldsymbol{F}^1_{\text{fuse}}$。最后，为避免训练中的梯度消失问题，在每个层次特征的输出之间采用级联层进行结合，得到整合特征$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}$。

$$\boldsymbol{F}^i_{\text{sum}} = \begin{cases} f_{\text{conv3×3}}\left(\boldsymbol{F}^4_{\text{fuse}} + \boldsymbol{F}^3_{\text{fuse}}\right) & i=1 \\ f_{\text{conv3×3}}\left(\boldsymbol{F}^{i-1}_{\text{sum}} + \boldsymbol{F}^2_{\text{fuse}}\right) & i=2 \\ f_{\text{conv3×3}}\left(\boldsymbol{F}^{i-1}_{\text{sum}} + \boldsymbol{F}^1_{\text{fuse}}\right) & i=3 \end{cases} \tag{16}$$

$$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}} = f_{\text{cat}}\left(\boldsymbol{F}^4_{\text{fuse}}, \boldsymbol{F}^1_{\text{sum}}, \boldsymbol{F}^2_{\text{sum}}, \boldsymbol{F}^3_{\text{sum}}\right) \tag{17}$$

一方面，对$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}$采用一层 3×3 的卷积层进行降维操作；另一方面，把$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}$送到全局融合模块，得到输出特征$\boldsymbol{F}_{\text{GFM}}$，同样采用一个 3×3 的卷积层进行降维操作。将二者并联求和，得到最终的特征表示$\boldsymbol{F}_{\text{add}}$。

$$\boldsymbol{F}_{\text{GFM}} = H_{\text{GFM}}\left(\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}\right) \tag{18}$$

$$\boldsymbol{F}_{\text{add}} = f_{\text{conv3×3}}\left(\boldsymbol{F}_{\text{GFM}}\right) + f_{\text{conv3×3}}\left(\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}\right) \tag{19}$$

式中：H_{GFM}表示全局融合模块操作。

将得到的特征传递到 2 个 3×3 卷积层，得到单通道的红外重建图像。该分支在递归融合不同层次特征的基础上，捕获不同层次特征之间长距离依赖关系，协同提高红外图像的重建质量，实现了可见光图像引导红外图像重建的性能提升。

尽管递归融合深层次特征到浅层次特征有助于浅层次特征的细节恢复。但在此基础上，并未利用不同层次特征间的依赖关系，因此，本文使用了如图 6 所示的全局融合模块，为不同层次特征分配不同注意力权重，增强高贡献层次特征，抑制冗余贡献层次特征。具体来说，将从 N 层特征整合得到输入$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}} \in \mathbf{R}^{N\times C\times H\times W}$，其中，$C$ 为输入通道数，H 和 W 分别为输入特征的高度和宽度。首先，将$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}$重塑为维数为 $N\times HWC$，运用矩阵乘法和对应转置运算，计算不同层次特征间的相关性。然后，用重塑维度后的$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}$与相关性矩阵$\boldsymbol{W}_{\text{GFM}}$相乘，并乘上一个初始值为 0 的比例因子$\alpha$，后续根据迭代不断更新。再通过跳跃连接与$\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}$相加，并将维度重塑为 $NC\times H\times W$。最终，得到输出特征$\boldsymbol{F}_{\text{GFM}}$。

$$\boldsymbol{W}_{\text{GFM}} = f_{\text{Softmax}}\left(f_{\text{reshape}}\left(\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}\right)\otimes\left(f_{\text{reshape}}\left(\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}\right)\right)^{\text{T}}\right) \tag{20}$$

$$\boldsymbol{F}_{\text{GFM}} = f_{\text{reshape}}\left(\alpha\boldsymbol{W}_{\text{GFM}}\otimes\left(f_{\text{reshape}}\left(\boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}}\right)\right)\right) + \boldsymbol{F}_{\text{cat_fuse}} \tag{21}$$

式中：f_{Softmax}表示 Softmax 函数；⊗表示矩阵相乘操作；f_{reshape}表示重塑维度操作。

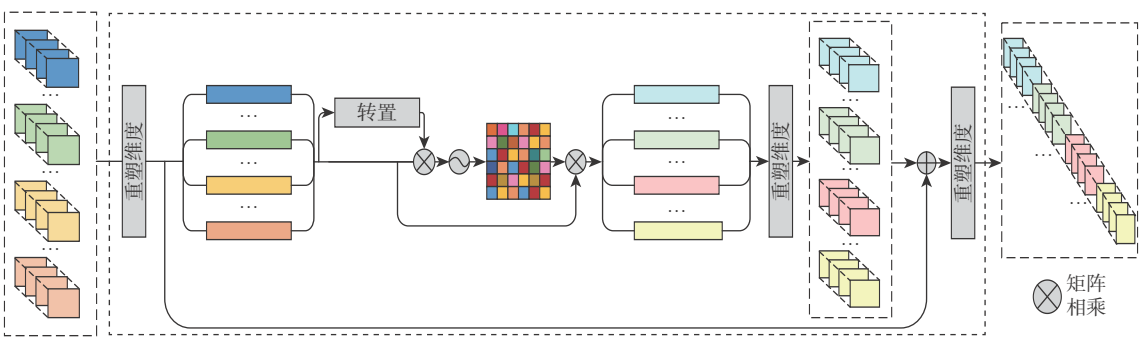


图 6　全局融合模块结构

Fig. 6　GFM structure

1.3　损失函数

本文方法的损失函数包含L_1损失函数和频率重建损失函数L_{FR}。

$$L_{\text{total}} = L_1 + L_{\text{FR}} \tag{22}$$

L_1损失函数已广泛应用于超分任务中，其主要用来计算重建图像与标签HR图像之间的均差，使两者在均值上保持相近。在实现可见光图像引导红外图像超分辨率时，缩小HR图像和重建图像频域间的差异格外重要，可以进一步提高图像重建的质量。因此，在损失函数的设计上，本文方法结合使用了频率重建损失函数[25]。2种损失函数如下：

$$L_1 = \frac{1}{CHW}\| \boldsymbol{I}_{\mathrm{SR}} - \boldsymbol{I}_{\mathrm{HR}}\|_1 \tag{23}$$

$$L_{\mathrm{FR}} = \| \mathcal{F}(\boldsymbol{I}_{\mathrm{SR}}) - \mathcal{F}(\boldsymbol{I}_{\mathrm{HR}})\|_1 \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{I}_{\mathrm{SR}}$和$\boldsymbol{I}_{\mathrm{HR}}$分别为重建图像和HR图像；$C$、$H$、$W$分别对应HR图像的通道数、高、宽；$\mathcal{F}$表示将图像信号变换到频域的FFT。

1.4 评价指标

实验使用峰值信噪比(peak signal-to-noise ratio, PSNR)、结构相似性(structural similarity, SSIM)和学习感知图像块相似性(learned perceptual image patch similarity, LPIPS)3个指标来定量评估实验结果。其中，PSNR和SSIM是对重建图像失真程度的度量，LPIPS评估重建图像的感知损失。PSNR的计算式如下：

$$V_{\mathrm{PSNR}} = 10\lg\left(\frac{M_{\mathrm{I}}^2}{V_{\mathrm{E}}}\right) \tag{25}$$

$$V_{\mathrm{E}} = \frac{1}{HW}\sum_{i=1}^{H}\sum_{j=1}^{W}\left[F_{\mathrm{SR}}(i,j) - F_{\mathrm{HR}}(i,j)\right]^2 \tag{26}$$

式中：M_{I}为图像可能的最大像素值，在8位二进制存储下，图像的像素值最大为255；H和W分别为图像的高度和宽度；$F_{\mathrm{SR}}(i,j)$和$F_{\mathrm{HR}}(i,j)$分别为重建图像和HR图像在坐标(i,j)上的像素值。用最大像素值的平方除以V_{E}[24]后取对数，再乘以10即可得到PSNR的值。PSNR值的大小与重建图像的质量成正比，即PSNR的值越高，图像的失真程度越小，重建质量越好。

SSIM的计算式如下：

$$V_{\mathrm{SSIM}} = \frac{(2\mu_1\mu_2 + C_1)(2\sigma + C_2)}{(\mu_1^2 + \mu_2^2 + C_1)(\gamma^2 + \eta^2 + C_2)} \tag{27}$$

式中：μ_1和μ_2分别为HR图像的和重建图像的平均灰度值；γ和η分别为原图和重建图像的方差；σ为原图与重建图像的协方差；C_1、C_2为常数。SSIM的值越大，表示重建图像的质量越好，与HR图像更加接近。

LPIPS由Zhang等[30]提出，利用深度学习算法，通过比较HR图像与重建图像的深度特征来衡量该图像的质量，并且可以很好地预测两者的感知相似度，这种相似度与人类的视觉感知相符合，LPIPS的值越低，表示重建图像与HR图像在人类感知时相似度更高，重建图像质量就越好，计算式如下：

$$d(x, x_0) = \sum_l \frac{1}{H_l W_l}\sum_{h,w}\left\|\boldsymbol{w}_l \odot \left(\hat{\boldsymbol{y}}_{hw}^l - \hat{\boldsymbol{y}}_{0hw}^l\right)\right\|_2^2 \tag{28}$$

式中：x和x_0分别为输入的HR图像和重建图像的图像块，将其送入神经网络中进行特征提取，对每层的提取特征在通道维度上进行归一化处理，对于指定层l的结果称为$\hat{\boldsymbol{y}}^l, \hat{\boldsymbol{y}}_0^l \in \mathbf{R}^{H_l \times W_l \times C_l}$，再通过张量$\boldsymbol{w}_l \in \mathbf{R}^{C_l}$缩放激活通道并计算$L_2$距离；最终在空间维度上计算平均值，并在通道维度求和。当$\boldsymbol{w}_l = 1$时，相当于计算余弦距离。

2 实验分析

2.1 实验设置

本文采用FLIR-ADAS[31]数据集进行训练和测试，该数据集中包含未校准的红外图像和可见光图像对，其中，训练集包含8 296对图像，测试集包含1 257对图像。由于数据集缺乏校准图像，研究通过识别对应关系并估计相对变换矩阵，以手动校正一对图像，并使用此变换矩阵来校正数据集中的其余图像。本文在尺度因子分别为4和8时进行了实验，输入的LR红外图像尺寸为64像素×80像素，HR红外图像的分辨率分别为256像素×320像素和512像素×640像素。为模拟LR图像，使用文献[32]中提出的模糊降尺度退化模型对数据集进行降采样。训练时，使用随机水平翻转、垂直翻转和90°旋转对训练集进行数据扩充。为验证本文方法的有效性，对本文网络进行总体性能分析，再与经典非引导类超分辨方法进行对比分析。

在本文网络的训练优化方面，采用Adam优化器，损失函数使用$L_{\mathrm{total}} = L_1 + L_{\mathrm{FR}}$。初始学习率设置为$10^{-4}$，每训练整个数据集50次，学习率减少1/2，批次大小设置为16，迭代次数为41 480次。此外，本文方法在NVIDIA GeForce GTX 3070 GPU上使用Pytorch框架来进行训练。

2.2 消融实验

为评估本文提出的流动傅里叶残差模块和引入混合注意力模块、全局融合模块的有效性，进行了一系列消融实验。Model 1是将本文提出的VGRFSR中的混合注意力模块、全局融合模块移除，并且用块残差模块[19]替换了流动傅里叶残差模块；Model 2是在VGRFSR中移除了混合注意力模块和全局融合模块；Model 3是在Model 2基础上增加了全局融合模块；Model 4是在Model 2基础上增加了混合注意力模块；Model 5是本文提出的模型VGRFSR。以上模型均在FLIR-ADAS数据集上进

行训练与测试, 得到尺度因子为 4 下超分辨率的评价指标对比结果, 如表 1 所示。结果显示, 本文提出的 VGRFSR 得益于流动傅里叶残差模块、混合注意力模块和全局融合模块的设计, 取得了更好的重建性能。具体来说, Model 2 较 Model 1 而言, PSNR 值提高了 0.116 dB, 表明了提出的流动傅里叶残差模块对于重建性能提升的有效性。通过进一步比较发现, Model 3 和 Model 4 的 PSNR 值均比 Model 2 有所提高, 说明了混合注意力模块、全局融合模块均对网络结构产生有益的贡献。此外, 通过比较 Model 5 与 Model 3、Model 4 的结果, VGRFSR (Model 5)方法优于仅使用这 2 个模块中其中 1 个的模型, 并在共同作用下, 实现各项指标的最优结果。

表 1　消融实验结果

Table 1　Ablation experiments results

方法	FFRM	MAM	GFM	PSNR/dB	SSIM	LPIPS
Model 1	×	×	×	30.916	0.918	0.189
Model 2	√	×	×	31.032	0.921	0.189
Model 3	√	×	√	31.039	0.920	0.189
Model 4	√	√	×	31.038	0.920	0.194
Model 5	√	√	√	31.048	0.921	0.189

图 7 为尺度因子为 4 下各模型重建图像的主观对比结果。VGRFSR (Model 5)重建后图像纹理清晰, 可以重建出较为清晰的字母纹理信息; 然而, 其他模型相较于 Model 5, 重建后的图像会出现伪影和模糊的现象, 进而验证了本文网络结构的有效性。

为验证本文所设计损失函数的有效性, 对损失函数的选择进行实验, 得到尺度因子为 8 下重建图像的评价指标对比结果, 如表 2 所示。可知, 本文的 VGRFSR 得益于 L_1 损失函数与频率重建损失函数结合的损失函数设计, 与仅使用 L_1 作为损失函数相比, 通过约束频率空间的差异, 取得了更好的重建性能, 证明了其有效性。

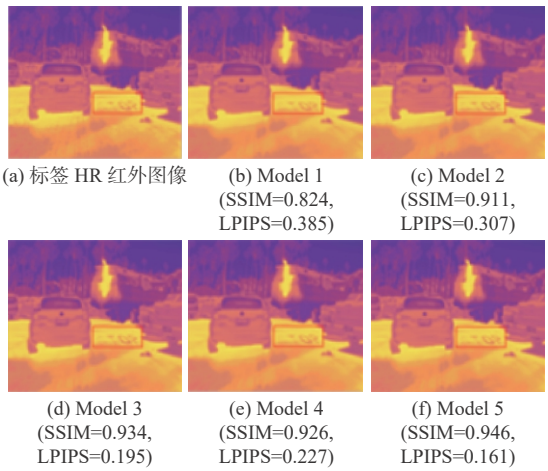


图 7　各模型的视觉效果对比

Fig. 7　Visual comparison of different models

表 2　本文方法在不同损失函数下的定量对比

Table 2　Quantitative comparison of the proposed algorithm with different loss functions

损失函数	PSNR/dB	SSIM	LPIPS
$L_{\text{total}} = L_1$	30.58	0.919	0.268
$L_{\text{total}} = L_1 + L_{\text{FR}}$	30.66	0.920	0.283

2.3　客观评价指标

为定量评估本文方法超分辨率的有效性, 表 3 将本文方法与非引导式的高性能超分辨率方法和

表 3　不同方法的客观评价指标对比

Table 3　Comparison of objective evaluation metrics with different algorithms

方法	是否引导	PSNR/dB		SSIM		LPIPS	
		尺度因子为4	尺度因子为8	尺度因子为4	尺度因子为8	尺度因子为4	尺度因子为8
RDN[14]	非引导	29.28	26.80	0.906	0.833	0.282	0.389
RCAN[33]	非引导	29.18	22.35	0.908	0.758	0.228	0.414
SAN[34]	非引导	26.47	25.38	0.859	0.811	0.229	0.536
TGV2-L2[35]	引导	28.77	26.42	0.892	0.821	0.422	0.399
FBS[36]	引导	25.48	25.03	0.787	0.770	0.387	0.476
Joint-BU[37]	引导	27.77	25.61	0.874	0.803	0.284	0.406
Infrared SR[23]	引导	28.21	26.03	0.889	0.817	0.405	0.521
SDF[38]	引导	28.70	26.72	0.875	0.819	0.321	0.363
MSF-SR[13]	引导	29.21	27.92	0.901	0.835	0.200	0.249
MSG-Net[39]	引导	29.46	27.29	0.897	0.827	0.184	0.296
PixTransform[40]	引导	24.84	23.31	0.787	0.836	0.329	0.371
Deep-ISTA[41]	引导	25.86	25.56	0.828	0.778	0.529	0.598
PAG-SR[24]	引导	29.56	28.77	0.912	0.919	0.147	0.214
本文	引导	31.05	30.66	0.921	0.920	0.189	0.283

引导式的代表性超分辨率方法客观评价指标进行比较。

从表 3 的数据可以得知，本文方法在超分辨率任务中，尺度因子分别为 4 和 8 时，PSNR、SSIM 这 2 项指标均达到了最优水平。其中，PSNR 值分别比排名第 2 的 PAG-SR 高出了 1.49 dB 和 1.89 dB。此外，在提高图像质量指标的同时，本文方法在感知质量方面表现也相当不错，LPIPS 评价指标仅次于 PAG-SR 和 MSG-Net。

2.4 主观视觉效果

为进一步验证本文方法的有效性，根据各方法重建图像的视觉效果对比直观评估其性能，如图 8 和图 9 所示。可以看出，本文方法重建的红外图像纹理更加清晰，产生更少的伪影，对于复杂环境中的物体的表现能力更强，区分度更加明显。

同时，对方法重建后的红外图像进行二维傅里

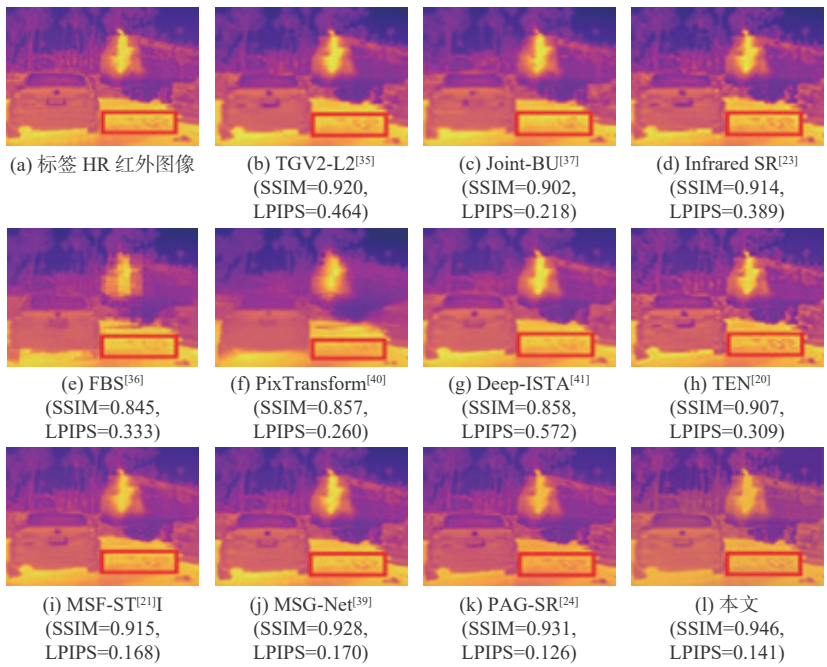


图 8 本文方法与其他方法的视觉效果对比(尺度因子为 4)

Fig. 8 Visual comparison between the proposed algorithm and other methods (scale factor is 4)

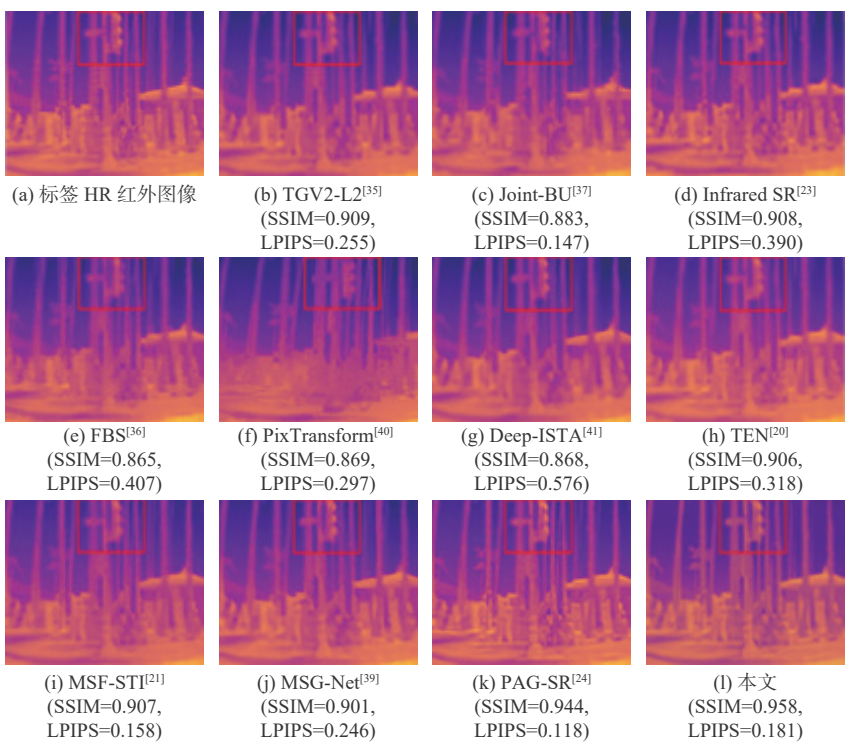
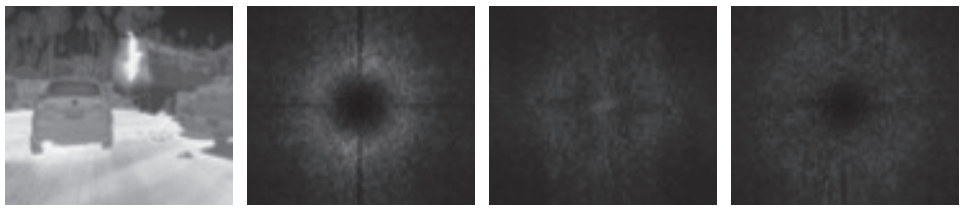


图 9 本文方法与其他方法的视觉效果对比(尺度因子为 8)

Fig. 9 Visual comparison between the proposed algorithm and other methods (scale factor is 8)

叶变换操作, 得到的频谱如图 10 所示。可以看出, 本文提出的 VGRFSR 可以有效缩小重建图像与 HR 红外图像频域间的全局差异, 避免可见光引导重建时引入的多余低频信息, 自适应地将可见光图像中重要的频率信息用于红外图像超分辨率重建。



(a) 标签 HR 红外图像 (尺度因子为4)　(b) 双三次插值后的 LR 红外图像与 HR 红外图像幅度差值的绝对值　(c) PAG-SR 重建图像与 HR 红外图像幅度差值的绝对值　(d) 本文方法重建图像与 HR 红外图像幅度差值的绝对值

图 10　红外图像对应二维离散傅里叶变换的大小及有关幅度值差距

Fig. 10　2D discrete Fourier transform magnitudes of infrared images and absolute values of magnitude subtraction

3　结　论

为解决不同模态图像之间的细节信息差异在引导红外图像进行超分辨率重建存在的模糊及鬼影问题, 本文提出了一种基于可见光图像引导和递归融合的红外图像超分辨率网络。

1) 流动傅里叶残差模块可提取不同深度红外图像和可见光图像中不同频率的特征信息, 缓解图像纹理重建的过拟合和欠拟合问题。

2) 混合注意力模块可从通道和空间角度增强多模态图像特征的提取和整合能力, 实现不同模态图像信息的互补融合。

3) 全局递归融合分支可利用多层特征之间的相关性, 自适应融合层次特征, 提高模型的特征利用率。

为使本文方法能够适配可移动设备端, 仍需要优化模型参数量及重建时长, 使模型更加轻量化。

参考文献 (References)

[1] GOLDBERG A C, FISCHER T, DERZKO Z I. Application of dual-band infrared focal plane arrays to tactical and strategic military problems[C]//Proceedings of the Infrared Technology and Applications XXVIII. Bellingham: SPIE, 2003.

[2] 熊光明, 罗震, 孙冬, 等. 基于红外相机和毫米波雷达融合的烟雾遮挡目标检测与跟踪技术[J]. 兵工学报, 2024, 45(3): 893-906.
XIONG G M, LUO Z, SUN D, et al. Detection and tracking technology of smoke occlusion target based on infrared camera and millimeter wave radar fusion[J]. Acta Armamentarii, 2024, 45(3): 893-906 (in Chinese).

[3] QI H, DIAKIDES N A. Thermal infrared imaging in early breast cancer detection-a survey of recent research[C]//Proceedings of the 25th Annual International Conference of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society. Piscataway: IEEE Press, 2004: 1109-1112.

[4] 张倩, 杨颖, 刘刚, 等. 融合数据增强与改进 ResNet34 的奶牛热红外图像乳腺炎检测[J]. 光谱学与光谱分析, 2023, 43(1): 280-288.
ZHANG Q, YANG Y, LIU G, et al. Detection of dairy cow mastitis from thermal images by data enhancement and improved ResNet34 [J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2023, 43(1): 280-288(in Chinese).

[5] 侯义锋, 丁畅, 刘海, 等. 逆光海况下低质量红外目标的增强与识别[J]. 光学学报, 2023, 43(6): 0612003.
HOU Y F, DING C, LIU H, et al. Enhancement and recognition of infrared target with low quality under backlight maritime condition[J]. Acta Optica Sinica, 2023, 43(6): 0612003(in Chinese).

[6] 翁静, 袁盼, 王铭赫, 等. 基于支持向量机的泄漏气体云团热成像检测方法[J]. 光学学报, 2022, 42(9): 0911002.
WENG J, YUAN P, WANG M H, et al. Thermal imaging detection method of leak gas clouds based on support vector machine[J]. Acta Optica Sinica, 2022, 42(9): 0911002(in Chinese).

[7] XIONG K N, JIANG J B, PAN Y Y, et al. Deep learning approach for detection of underground natural gas micro-leakage using infrared thermal images[J]. Sensors, 2022, 22(14): 5322.

[8] ZHANG L, WU X L. An edge-guided image interpolation algorithm via directional filtering and data fusion[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2006, 15(8): 2226-2238.

[9] PAPYAN V, ELAD M. Multi-scale patch-based image restoration [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2016, 25(1): 249-261.

[10] ZHANG K, VAN GOOL L, TIMOFTE R. Deep unfolding network for image super-resolution[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 3214-3223.

[11] SUN Y M, ZHANG Y, LIU S D, et al. Image super-resolution using supervised multi-scale feature extraction network[J]. Multimedia Tools and Applications, 2021, 80(2): 1995-2008.

[12] ZHANG X D, ZENG H, ZHANG L. Edge-oriented convolution block for real-time super resolution on mobile devices[C]//Proceedings of the 29th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2021: 4034-4043.

[13] ALMASRI F, DEBEIR O. Multimodal sensor fusion in single thermal image super-resolution[C]//Proceedings of the 14th Asian Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2019: 418-433.

[14] ZHANG Y L, TIAN Y P, KONG Y, et al. Residual dense network for image super-resolution[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2472-2481.

[15] ZHANG Y, LIU Z Y, LIU S D, et al. Frequency aggregation network for blind super-resolution based on degradation representation[J]. Digital Signal Processing, 2023, 133: 103837.

[16] KIM J, LEE J K, LEE K M. Deeply-recursive convolutional network for image super-resolution[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1637-1645.

[17] LIM B, SON S, KIM H, et al. Enhanced deep residual networks for single image super-resolution[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1132-1140.

[18] ZHANG Y, XU F, SUN Y, et al. Spatial and frequency information fusion transformer for image super-resolution[J]. Neural Networks, 2025, 187: 107351.

[19] QIU Y J, WANG R X, TAO D P, et al. Embedded block residual network: a recursive restoration model for single-image super-resolution[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4179-4188.

[20] CHOI Y, KIM N, HWANG S, et al. Thermal image enhancement using convolutional neural network[C]//Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway:IEEE Press, 2016: 223-230.

[21] ALMASRI F, DEBEIR O. Multimodal sensor fusion in single thermal image super-resolution[C]//Proceedings of the Asian Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 418-433.

[22] LEE K, LEE J, LEE J, et al. Brightness-based convolutional neural network for thermal image enhancement[J]. IEEE Access, 2017, 5: 26867-26879.

[23] HAN T Y, KIM Y J, SONG B C. Convolutional neural network-based infrared image super resolution under low light environment[C]//Proceedings of the 25th European Signal Processing Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 803-807.

[24] GUPTA H, MITRA K. Pyramidal edge-maps and attention based guided thermal super-resolution[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 698-715.

[25] MAO X, LIU Y, SHEN W, et al. Deep residual fourier transformation for single image deblurring[EB/OL]. (2022-11-29)[2023-09-01]. https://arxiv.org/abs/2111.11745.

[26] BRIGHAM E O, MORROW R E. The fast Fourier transform[J]. IEEE Spectrum, 1967, 4(12): 63-70.

[27] CAO J M, LI Y Y, SUN M C, et al. DO-Conv: depthwise over-parameterized convolutional layer[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2022, 31: 3726-3736.

[28] JI S W, XU W, YANG M, et al. 3D convolutional neural networks for human action recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(1): 221-231.

[29] NIU B, WEN W, REN W, et al. Single image super-resolution via a holistic attention network[C]//Proceedings of the 16th European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 191-207.

[30] ZHANG R, ISOLA P, EFROS A A, et al. The unreasonable effectiveness of deep features as a perceptual metric[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 586-595.

[31] LEWIS J. FLIR releases machine learning thermal dataset for advanced driver assistance systems[J]. Vision Systems Design, 2018, 23(9): 1-10.

[32] ZHANG K, ZUO W M, ZHANG L. Learning a single convolutional super-resolution network for multiple degradations[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 3262-3271.

[33] ZHANG Y L, LI K P, LI K, et al. Image super-resolution using very deep residual channel attention networks[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 294-310.

[34] DAI T, CAI J, ZHANG Y, et al. Second-order attention network for single image super-resolution[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 11065-11074.

[35] FERSTL D, REINBACHER C, RANFTL R, et al. Image guided depth upsampling using anisotropic total generalized variation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2013: 993-1000.

[36] BARRON J T, POOLE B. The fast bilateral solver[C]//Proceedings of the 14th European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 617-632.

[37] KOPF J, COHEN M F, LISCHINSKI D, et al. Joint bilateral upsampling[J]. ACM Transactions on Graphics, 2007, 26(99): 96.

[38] HAM B, CHO M, PONCE J. Robust image filtering using joint static and dynamic guidance[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 4823-4831.

[39] HUI T W, LOY C C, TANG X O. Depth map super-resolution by deep multi-scale guidance[C]//Proceedings of the 14th European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 353-369.

[40] DE LUTIO R, D'ARONCO S, WEGNER J D, et al. Guided super-resolution as pixel-to-pixel transformation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 8828-8836.

[41] DENG X, DRAGOTTI P L. Deep coupled ISTA network for multi-modal image super-resolution[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2019, 29: 1683-1698.

Infrared image super-resolution reconstruction based on visible image guidance and recursive fusion

ZHANG Yan，SUN Minglei，LIU Ziyang，SUN Yemei*，LIU Shudong

(School of Computer and Information Engineering，Tianjin Chengjian University，Tianjin 300384，China)

Abstract：Due to hardware limitations, infrared images typically suffer from low resolution and blurred details when captured. Although visible light images can effectively guide the super-resolution reconstruction of infrared images, differences in image detail caused by their distinct imaging principles often result in issues such as blurring and ghosting during reconstruction. This paper proposes a super-resolution reconstruction network for infrared images based on visible image guidance and recursive fusion. In this network, a flowing Fourier residual module is designed to extract different frequency information from infrared and visible images using modules at different depths, enabling each module to focus on the appropriate frequency information. Simultaneously, a hybrid attention module is employed to capture detailed information in multimodal images from both channel and spatial perspectives, and to fuse it in a complementary manner. Based on this, a global recursive fusion branch is designed to model the correlations across multiple feature layers and adaptively fuse them, thus generating clearer high-resolution infrared images. Experimental results show that compared with comparison methods like Deep-ISTA and PAG-SR, the proposed method demonstrates better level in objective evaluation indicators. In terms of subjective visual comparison, the images reconstructed by this method exhibit clearer textures, fewer artifacts, and better object discrimination in complex environments.

Keywords：super-resolution reconstruction；infrared image；visible image guidance；convolutional neural network；recursive fusion

Received：2023-09-15；**Accepted**：2024-01-09；**Published Online**：2024-02-06 13：59

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240204.1755.003

Foundation item：Tianjin Scientific and Technological Projects (22YDTPJC00840)

* **Corresponding author**. E-mail：sunyemei1216@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0599

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[1,2,*]，牛玉发[1]，王岩[1,3]，李岳[1]，戴轩[1]

(1. 中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300；2. 民航机场智能建造与工业化工程技术研究中心，天津 300300；
3. 江苏方洋建设投资有限公司，连云港 222000)

摘 要：针对飞机在侧风湿滑条件下着陆滑跑易偏出跑道的问题，以民用客机A320为研究对象，利用Simulink建立了基于轮胎-湿滑道面相互作用的飞机着陆滑跑动力学模型，并基于该模型进行湿滑道面和侧风条件下的飞机着陆滑跑人机闭环仿真。对不同积水厚度、不平衡摩阻及侧风强度下的飞机着陆滑跑姿态和偏航距离进行分析，结果表明：积水厚度对飞机的侧向操纵性影响较大，较大的积水厚度会导致偏航角的峰值和终值均增大，进而使偏航距离和滑跑距离均大幅增加；10 mm及以上的道面积水厚度会使飞机在着陆滑跑的后期产生滚转振荡，极大影响飞机的侧向稳定性；道面摩阻不平衡对偏出跑道事故的影响较大，最大偏航距离达24.75 m，飞机已偏出跑道，极大影响飞机着陆滑跑的安全性；侧风强度越大，驾驶员对飞机的姿态操纵效果越差；当侧风强度增加至13.9 m/s时，滚转角在滑跑的第7.7 s便超过6°的安全限值，此时飞机的发动机或翼尖可能已经触地，其峰值达到6.57°，但此侧风强度条件下的偏航距离未超过跑道半幅宽度，可见侧风强度对飞机滚转角有着较大影响，且影响程度远超其对偏航距离的影响。在湿滑跑道管理中，应对积水厚度给予严格的13 mm禁止起降的管理，同时侧风也应小于13.9 m/s。

关 键 词：湿滑道面；侧风；人机闭环；偏出跑道；飞机姿态
中图分类号：U491.7
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3674-14

冲偏出跑道事故在诸多民航事故中是最为频发的类型，约占总事故的23%，偏出跑道事故还要多于冲出跑道[1]。而偏出跑道事故诱发的主要因素是道面积水和侧风。在天气恶劣时，道面积水和侧风可能同时存在，共同破坏飞机的横侧向平衡。过大的机翼滚转角会使机翼触地折断，过大的机身侧偏角会使飞机更容易偏出跑道；加之机组的操作问题，在多因素耦合条件下，飞机着陆滑跑安全性受到很大影响，极易出现偏出跑道导致人员伤亡、客机损坏等重大安全问题。因此，亟须研究侧风湿滑条件下飞机滑跑安全问题。近年来，国内外学者对飞机滑跑运动姿态进行了大量研究。在动力学建模方面，顾宏斌[2]在考虑轮胎滚动特性的基础上完善了飞机地面运动的6自由度数学模型，考察飞机前轮转动与机体运动之间的相互作用；袁东[3]探索前三点式起落架建模方法，研究了起落架上的力和力矩的传递过程；李波等[4]为分析飞机姿态变化及轮胎变形对起落架系统的影响，创建了较为准确的

收稿日期：2023-09-22；录用日期：2023-12-15；网络出版时间：2024-01-19 08:52
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1043.004
基金项目：国家自然科学基金面上项目(52472369)；天津市技术创新引导专项(基金)-企业科技特派员项目(25YDTPJC00370)；中央高校基本科研业务费专项资金(3122022043)
*通信作者. E-mail：caijing75@163.com

引用格式：蔡靖，牛玉发，王岩，等. 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[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3674-3687. CAI J，NIU Y F，WANG Y，et al. Simulation analysis of human-machine closed-loop dynamics of aircraft landing and taxiing attitude under crosswind and wet runway conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3674-3687 (in Chinese).

飞机起落架系统模型, 为飞机地面刹车滑跑的研究奠定基础; 苏彬等[5]建立了飞机起落架数学模型, 研究了飞机滑跑出现横侧运动时起落架受力特点, 准确描述了飞机地面运动时的动力学和运动学特性; 刘海良等[6]利用数字虚拟飞行技术建立了整机模型及人机闭环动力学模型, 主要针对侧风条件下飞机飞行姿态的操稳特性和安全性进行了分析。以上动力学模型的主要研究对象为起落架或飞机整体, 未考虑飞机着陆滑跑中轮胎-道面相互作用状态的影响及驾驶员的操纵对飞机着陆滑跑的影响。在仿真分析方面, 徐梓尧等[7]建立了机身与前后起落架组成的多体模型系统, 通过数值仿真分析研究了风荷载和不对称刹车力矩对飞机滑跑的动力学影响; 廖丽涓等[8]利用虚拟样机技术, 在 ADAMS/Aircraft 环境中建立弹性机体整机模型, 模拟飞机在一点侧滑着陆时起落架系统的动态响应; 马大卫等[9]根据飞机受侧风影响的数学模型, 建立了飞机的虚拟样机, 并采用 Amesim 软件建立了方向控制系统, 以此纠正飞机受不对称荷载时的横向偏移问题, 研究飞机在侧风下条件的动态响应; 陆军等[10]提出了一种 CMAC-PID 并行的方向控制方法, 并应用 Open GL 建立了三维模型, 对飞机的降落过程进行连续仿真模拟; 张恒[11]基于有限元湿滑跑道摩擦系数分布规律的研究结果, 运用运动学原理建立了飞机整机滑行理论模型, 对飞机在湿滑道面上的滑行姿态影响因素进行了分析, 获得了飞机滑跑偏航规律; 李少杰[12]利用 ADAMS/Aircraft 模块化建立整机滑跑动态分析模型, 基于水膜厚度对跑道摩擦性能影响的研究成果, 建立连续积水、间断积水不平衡摩阻道面模型, 分析了不平衡摩阻条件对飞机着陆滑行姿态的影响; 刘芳兵[13]采用 ABAQUS 建立了轮胎-道面相互作用模型, 并展开了简化侧风条件下多工况分析, 以 Simulink 模块建立的完整飞机模型为分析对象, 得到了侧风与道面积水耦合作用下飞机滑行的运动规律。以上进行的仿真分析多针对湿滑道面或侧风等单一条件, 而湿滑道面与侧风耦合作用下的飞机姿态及侧向运动研究较少, 且未考虑人因的影响, 因此, 有必要针对湿滑道面条件下, 基于轮胎-道面相互作用的飞机侧风着陆滑跑姿态进行人机闭环动力学仿真分析。

因此, 本文以客机 A320 为研究对象, 基于轮胎-湿滑道面相互作用力学模型, 利用 Simulink 建立了包括机轮、起落架、机体、驾驶员 4 个部分的飞机着陆滑跑动力学模型, 并基于该模型进行湿滑道面与侧风条件下的飞机滑跑人机闭环仿真, 在不同积水厚度、摩阻不平衡度及侧风强度工况下, 分析飞机着陆滑跑姿态及偏航距离随滑跑时间变化的趋势, 以此评估飞机在湿滑道面与侧风条件耦合作用下的着陆滑跑的安全性。

1　基于轮胎-湿滑道面相互作用的飞机着陆滑跑动力学模型

飞机着陆滑跑过程中, 机体受到气动力、起落架作用力及刹车力的影响, 其中, 机体气动力与滑行速度、风速、风向有关, 刹车力受驾驶员控制, 起落架作用力主要与轮胎-湿滑道面相互作用影响, 该作用力也是影响飞机着陆滑行姿态的重要因素, 因此, 选取客机 A320 为研究对象, 采用经典的二质量模型(弹性支承质量m_{b}和非弹性支承质量m_{a}分别表示起落架缓冲器上部所支承的机身部件的质量和起落架缓冲器下部机轮等部件的质量), 在轮胎-湿滑道面相互作用基础上建立飞机着陆滑跑动力学模型。

1.1　机轮模型

飞机在湿滑道面以速度 $\boldsymbol{V}$ 滑跑时, 机轮同时受到纵向摩擦力$\boldsymbol{f}_x$、侧向摩擦力$\boldsymbol{f}_y$及道面支撑力 $\boldsymbol{F}_N$、刹车力矩$\boldsymbol{M}_{\mathrm{b}}$, 受力状况如图 1 所示。

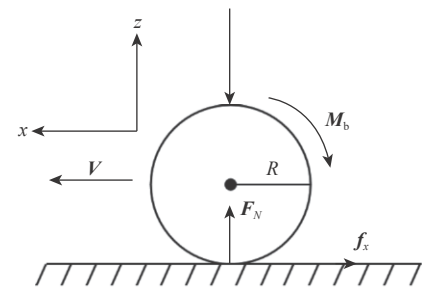


图 1　机轮滑跑刹车的受力情况

Fig. 1　Force analysis of wheel braking during landing roll

依据图 1 建立地面坐标系上的刚性机轮质心平移动力学方程为

$$m_{ak}\begin{bmatrix}\ddot{x}_k\\ \ddot{y}_k\\ \ddot{z}_k\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\0\\-m_{ak}g\end{bmatrix}+\boldsymbol{L}_{\mathrm{JD}}\begin{bmatrix}f_{xk}\\f_{yk}\\F_{Nk}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}F_{xk}\\F_{yk}\\F_{zk}\end{bmatrix}\tag{1}$$

地面坐标系上的刚性机轮转动动力学方程为

$$I_k\dot{\omega}_k=Rf_{xk}-M_{bk}\tag{2}$$

式中: k=1,2,3 分别表示左侧主起落架、右侧主起落架、前起落架; $\boldsymbol{g}$ 为重力加速度; $[\ddot{x}_k,\ddot{y}_k,\ddot{z}_k]^{\mathrm{T}}$为第 k 个起落架机轮质心加速度矢量; $[F_{xk},F_{yk},F_{zk}]^{\mathrm{T}}$为第 k 个起落架作用于机轮的力; f_{xk}、f_{yk}和F_{Nk}分别为第 k 个起落架机轮所受的纵向、侧向摩擦力和道面支撑力; ω_k为机轮滚动角速度; I_k为机轮的转动惯量; R 为机轮半径; M_{bk}为刹车力矩; $\boldsymbol{L}_{\mathrm{JD}}$为机体坐标

系到地面坐标系的转换矩阵[14]。

道面对各机轮的支撑力$\boldsymbol{F}_{Nk}$的具体计算公式可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_{N1}=\delta_1(m\boldsymbol{g}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}})-\dfrac{\boldsymbol{L}}{b}+\dfrac{0.5\boldsymbol{M}}{l}\\ \boldsymbol{F}_{N2}=\delta_2(m\boldsymbol{g}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}})+\dfrac{\boldsymbol{L}}{b}+\dfrac{0.5\boldsymbol{M}}{l}\\ \boldsymbol{F}_{N3}=\delta_3(m\boldsymbol{g}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}})-\dfrac{\boldsymbol{M}}{l}\end{cases}\tag{3}$$

式中：m为飞机质量；$\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}}$、$\boldsymbol{L}$、$\boldsymbol{M}$分别为飞机所受升力、滚转力矩、俯仰力矩；$b$和$l$分别为主轮距和前后轴距，m；$\delta_k$为起落架荷载分配系数，$\delta_1=\delta_2=0.475$，$\delta_3=0.05$。

机轮滚动角速度$\boldsymbol{\omega}$计算公式为

$$\boldsymbol{\omega}=\frac{(1-\lambda)\boldsymbol{V}}{R}\tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{V}$为飞机滑跑速度；λ为机轮滑移率，本文根据不同道面状况选取的最佳滑移率参考自文献[15]。

当飞机在道面上滑行时，第k个起落架机轮所受到的道面纵向摩擦力$\boldsymbol{f}_{xk}$和侧向摩擦力$\boldsymbol{f}_{yk}$为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{f}_{xk}\\ \boldsymbol{f}_{yk}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\mu_x\\ \mu_y\end{bmatrix}\boldsymbol{F}_{Nk}\tag{5}$$

式中：μ_x为道面纵向摩擦系数；μ_y为道面侧向摩擦系数。

道面纵向摩擦系数μ_x满足[11]：

$$\mu_x=\mu_0+i(|\boldsymbol{V}|-96)\tag{6}$$

式中：μ_0为干燥道面摩擦系数，其值一般取0.75；i为湿滑道面纵向摩擦系数公式的折减系数，如表1所示，其值与道面积水厚度有关。

表1 纵向摩擦系数参数

Table 1 Longitudinal friction coefficient parameters

积水厚度/mm	i
0(干燥)	-0.3×10^{-3}
3	-0.9×10^{-3}
5	-2.1×10^{-3}
7.66	-2.9×10^{-3}
10	-3.1×10^{-3}
13	-4.1×10^{-3}

道面侧向摩擦系数μ_y满足[13]：

$$\mu_y=0.52+k_1|\boldsymbol{V}|+k_2|\boldsymbol{V}|^2\tag{7}$$

式中：k_1、k_2为湿滑道面侧向摩擦系数公式参数，如表2所示，其值与积水厚度有关。

利用Simulink软件建立轮胎-湿滑道面相互作用模型，获得轮胎所受摩擦力及支撑力如图2所示。

1.2 起落架模型

将轮胎所受的道面摩擦力、支撑力作用于起落架，得到第k个起落架的受力方程及其作用于机身的力矩[16]：

表2 侧向摩擦系数参数

Table 2 Lateral friction coefficient parameters

积水厚度/mm	k_1	k_2
3	$1.728\,6\times10^{-4}$	$-1.857\,1\times10^{-6}$
5	$3.478\,6\times10^{-4}$	-4.500×10^{-6}
7.66	$4.642\,9\times10^{-4}$	$-6.428\,6\times10^{-6}$
10	$4.035\,7\times10^{-4}$	$-6.642\,9\times10^{-6}$
13	$6.485\,7\times10^{-4}$	$-9.428\,6\times10^{-6}$

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_{xk}=\boldsymbol{f}_{xk}-\dfrac{\boldsymbol{M}_{\mathrm{b}k}}{R}=-\mu_x\boldsymbol{F}_{Nk}-\dfrac{\boldsymbol{M}_{\mathrm{b}k}}{R}\\ \boldsymbol{F}_{yk}=\boldsymbol{f}_{yk}=\mu_y\boldsymbol{F}_{Nk}\\ \boldsymbol{F}_{zk}=\boldsymbol{F}_{ak}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{h}k}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}k}\end{cases}\tag{8}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{M}_{xk}=z_k\boldsymbol{f}_{yk}\\ \boldsymbol{M}_{yk}=z_k\boldsymbol{f}_{xk}\\ \boldsymbol{M}_{zk}=\boldsymbol{0}\end{cases}\tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{F}_{ak}$、$\boldsymbol{F}_{\mathrm{h}k}$、$\boldsymbol{F}_{\mathrm{f}k}$分别为空气弹簧力、油液阻尼力、摩擦力；$\boldsymbol{M}_{xk}$、$\boldsymbol{M}_{yk}$、$\boldsymbol{M}_{zk}$分别为机轮纵向摩擦力、侧向摩擦力、竖直方向对起落架的力矩。

借鉴车辆工程中减振器的建模方法[17]，各起落架的压缩变形运动方程可表示为

$$\begin{cases}z_1=z+b_1\varphi+l_2\theta\\ z_2=z-b_2\varphi+l_2\theta\\ z_3=z-l_1\theta\end{cases}\tag{10}$$

$$S_k=L_{\mathrm{g}}-(z_k-z_{\mathrm{w}k})\tag{11}$$

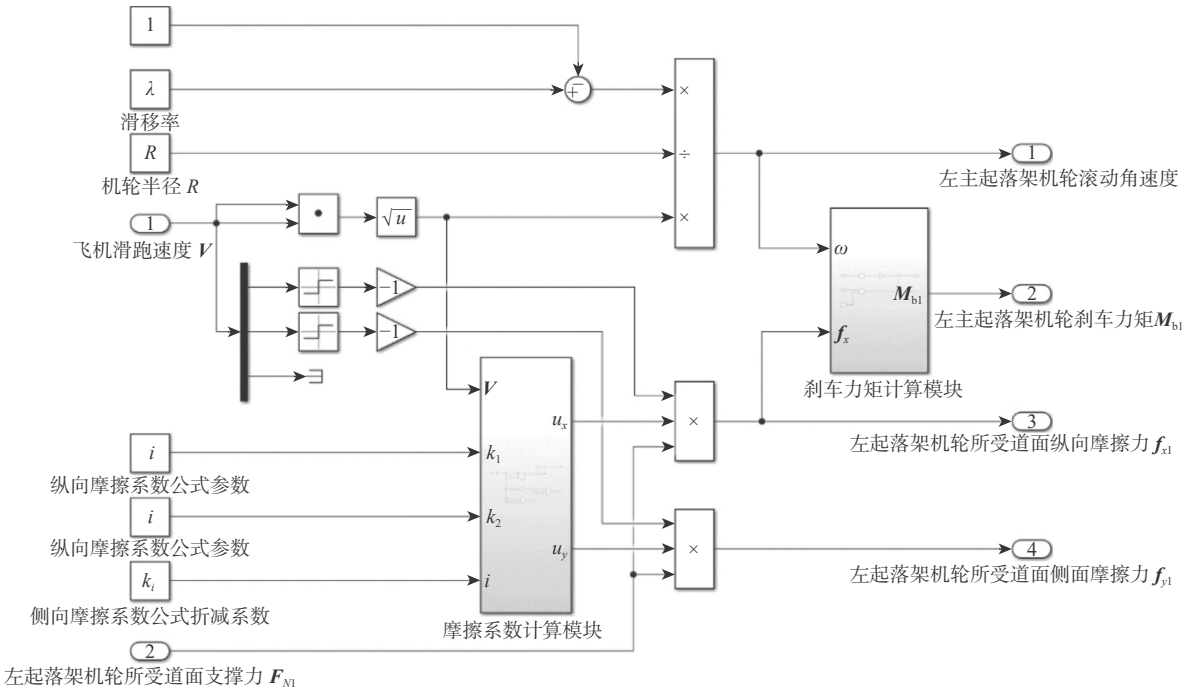
式中：S_k为起落架压缩行程；z_k为机体质心高度；L_{g}为起落架长度；$z_{\mathrm{w}k}$为各起落架机轮高度；b_1、b_2分别为左侧、右侧主起落架在机体坐标系y轴方向上距飞机质心的距离；l_1、l_2分别为前、主起落架在机体坐标系x轴方向上距飞机质心的距离；φ、θ分别为机体的滚转角、俯仰角。

利用Simulink软件建立起落架系统模型，获得起落架压缩行程、起落架的缓冲力、起落架作用于机体的力和力矩，如图3所示。

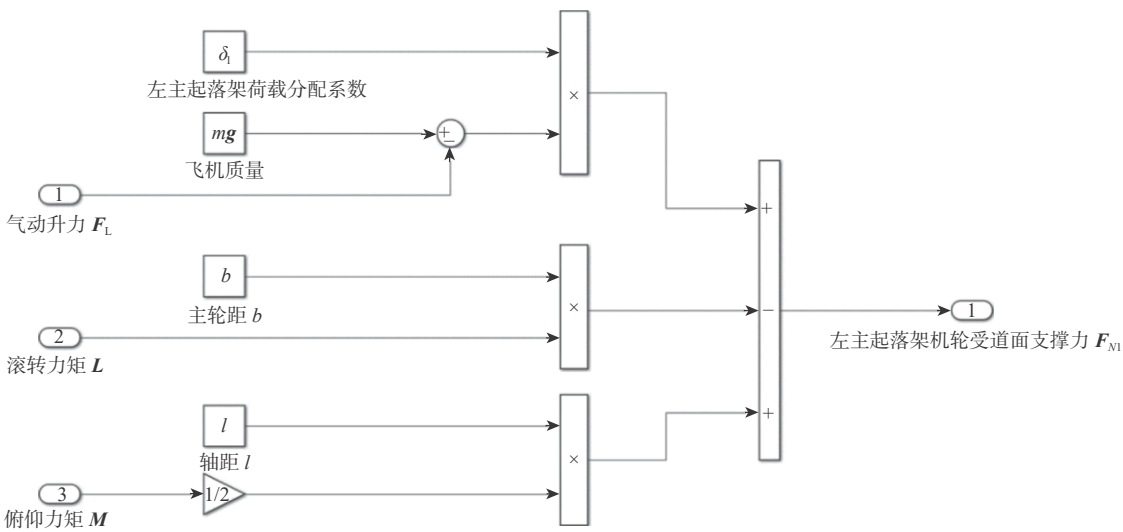
1.3 机体模型

经过起落架的受力传递，并考虑机体的气动特性，建立轮胎-起落架-机体的整体动力学方程为

$$m_{\mathrm{b}}\begin{bmatrix}\ddot{\boldsymbol{x}}\\ \ddot{\boldsymbol{y}}\\ \ddot{\boldsymbol{z}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ -m_{\mathrm{b}}\boldsymbol{g}\end{bmatrix}+\boldsymbol{L}_{\mathrm{JD}}\left(\begin{bmatrix}-\boldsymbol{T}\\ 0\\ 0\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{D}}\\ -\boldsymbol{F}_{\mathrm{C}}\\ \boldsymbol{F}_{\mathrm{L}}\end{bmatrix}\right)+\boldsymbol{L}_{\mathrm{JD}}\sum_{k=1}^{3}\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_{xk}\\ \boldsymbol{F}_{yk}\\ \boldsymbol{F}_{zk}\end{bmatrix}\tag{12}$$



(a) 左侧机轮摩擦力及刹车力矩计算模型



(b) 左侧机轮支撑力计算模型

图 2　机轮 Simulink 计算模型

Fig. 2　Simulink model of wheel model

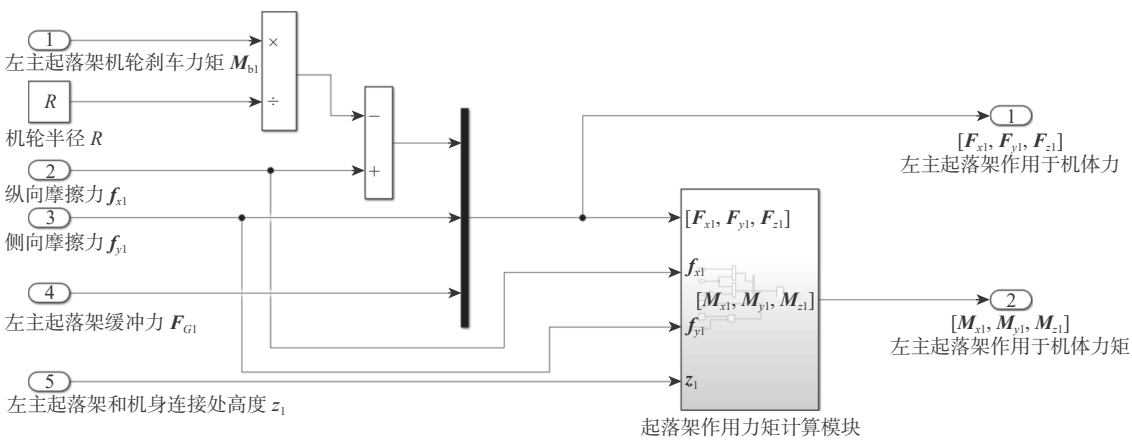


图 3　起落架 Simulink 计算模型

Fig. 3　Simulink model of landing gear

式中：m_b为飞机弹性质量部分的质量；$[\ddot{x},\ddot{y},\ddot{z}]^T$为机体质心加速度矢量；$[-T,0,0]^T$为飞机推力矢量；$[-F_D,-F_C,F_L]^T$为气动力矢量(气动阻力、气动侧力、气动升力)。

在机体坐标系中，建立刚性机体转动动力学方程及姿态运动学方程：

$$\begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p}+(I_{zz}-I_{yy})qr-I_{zx}(pq+\dot{r}) \\ I_{yy}\dot{q}+(I_{xx}-I_{zz})rp-I_{zx}(p^2+r^2) \\ I_{zz}\dot{r}+(I_{yy}-I_{xx})pq-I_{zx}(qr+\dot{p}) \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} M_{xk} \\ M_{yk} \\ M_{zk} \end{bmatrix}-\sum_{k=1}^{3}\left(\begin{bmatrix} 0 & -z_{bk} & y_{bk} \\ z_{bk} & 0 & -x_{bk} \\ -y_{bk} & x_{bk} & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} F_{xk} \\ F_{yk} \\ F_{zk} \end{bmatrix}\right) \tag{13}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} 1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi \\ 0 & \sin\varphi\sec\theta & \cos\varphi\sec\theta \end{bmatrix}\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{14}$$

式中：$\dot{\varphi}$、$\dot{\theta}$、$\dot{\psi}$分别为滚转角速度、俯仰角速度、偏航角速度；ψ为偏航角；$[L,M,N]^T$为气动力矩矢量(滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩)；$[x_{bk},y_{bk},z_{bk}]^T$为机体坐标系下第k个起落架机身安装点处的坐标；$[p,q,r]^T$为机体转动角速度矢量；I_{xx}、I_{yy}、I_{zz}和I_{zx}分别为转动惯量和惯性积。

在Fluent软件中建立A320客机1:1模型，选用Spalart-Allmaras湍流模型[14]及正交风法模拟侧风对飞机气动作用，运用相对运动的原理，使气流从计算域的左侧和前方流入，经过固定的机体模型后从右侧和后方流出，如图4所示。图中：V为飞机滑跑速度，从飞机前方流入，从飞机后方流出；V_w为侧风速度。运用CFD算法计算侧风场下机身表面的气流场分布。同时，用1:40缩尺风洞机身丝带试验对模型进行验证。图5为风洞丝带试验和数值模拟得到的相同侧滑角下机身表面的湍流状态，数值模拟和风洞试验结果基本一致，证明了仿真模型的准确性。

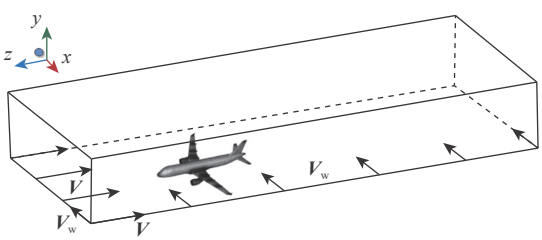
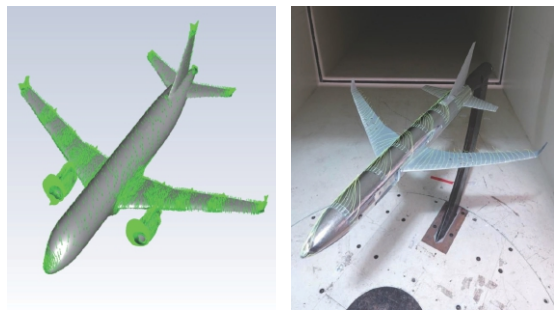


图4 正交风法示意图

Fig. 4 Orthogonal wind method

利用所建立的CFD数值模型计算不同滚转角、侧滑角及侧风风速条件下飞机的气动力及气动力矩系数，将仿真结果进行曲面拟合得到气动系数与飞机侧滑角及滚转角之间的关系式，并将其应用到动力仿真模型计算中。



(a) 仿真结果 (b) 风洞丝带试验结果

图5 机身湍流状态对比

Fig. 5 Comparison of fuselage turbulent states

$$C_{D,L,C,l,m,n}=m_1+m_2\varphi+m_3\beta+m_4\varphi\beta+m_5\beta^2+m_6\varphi\beta^2+m_7\beta^3+m_8\varphi\beta^3+m_9\beta^4+m_{10}\varphi\beta^4+m_{11}\beta^5 \tag{15}$$

式中：C_D、C_L、C_C、C_l、C_m、C_n分别为阻力系数、升力系数、侧力系数、滚转力矩系数、俯仰力矩系数、偏航力矩系数；β为侧滑角；m_1～m_{11}为公式参数。

综上，建立轮胎-起落架-机体的动力学仿真计算模型，如图6所示。

1.4 驾驶员模型

针对驾驶员操纵行为引入PID控制进行数学建模[18-20]。本文考虑驾驶员通过俯仰、滚转、偏航3个通道控制飞机，设定飞机的理想滑跑姿态为：滚转角$\varphi=0°$，俯仰角$\theta=-1°$，偏航角$\psi=0°$。控制器的输入域输出关系可表示为

$$u(t)=K_p\left(e(t)+\frac{1}{T_I}\int_0^t e(t)\mathrm{d}t+T_D\frac{\mathrm{d}e(t)}{\mathrm{d}t}\right)=K_pe(t)+K_I\int_0^t e(t)\mathrm{d}t+K_D\frac{\mathrm{d}e(t)}{\mathrm{d}t} \tag{16}$$

式中：$e(t)$为偏差量；$u(t)$为控制量；K_p为比例系数；K_I为积分系数；K_D为微分系数；T_I为积分时间常数；T_D为微分时间常数。

各通道控制参数取值如表3所示。

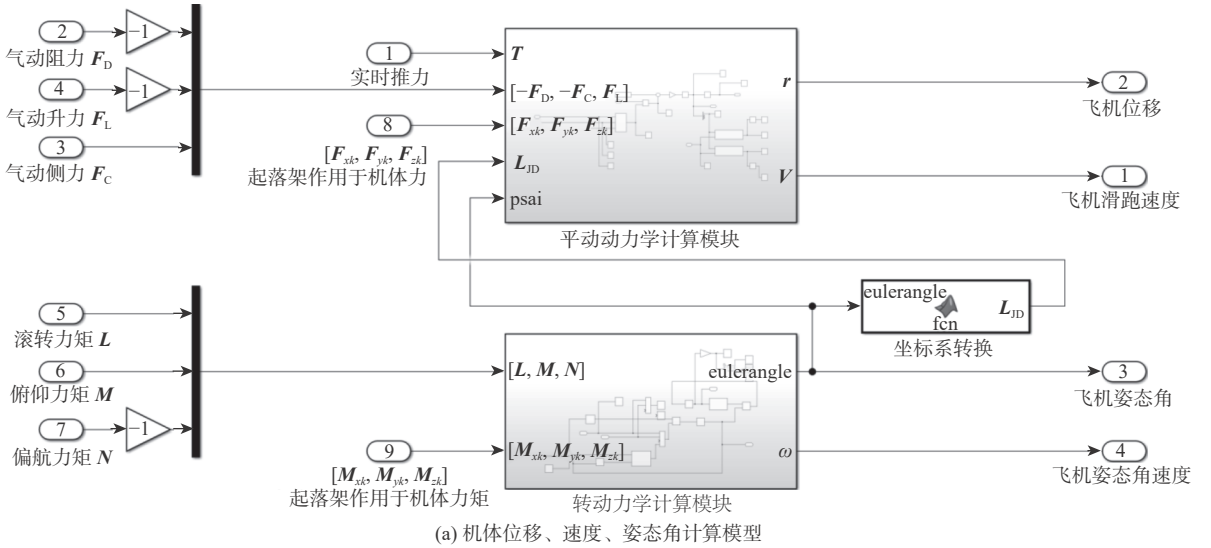
采用McRuer模型表达驾驶员对运动感觉的反应能力，其数学描述如下[21]：

$$Y_M(s)=K_M\frac{(T_Ls+1)e^{-\tau s}}{(T_Is+1)(T_Ns+1)} \tag{17}$$

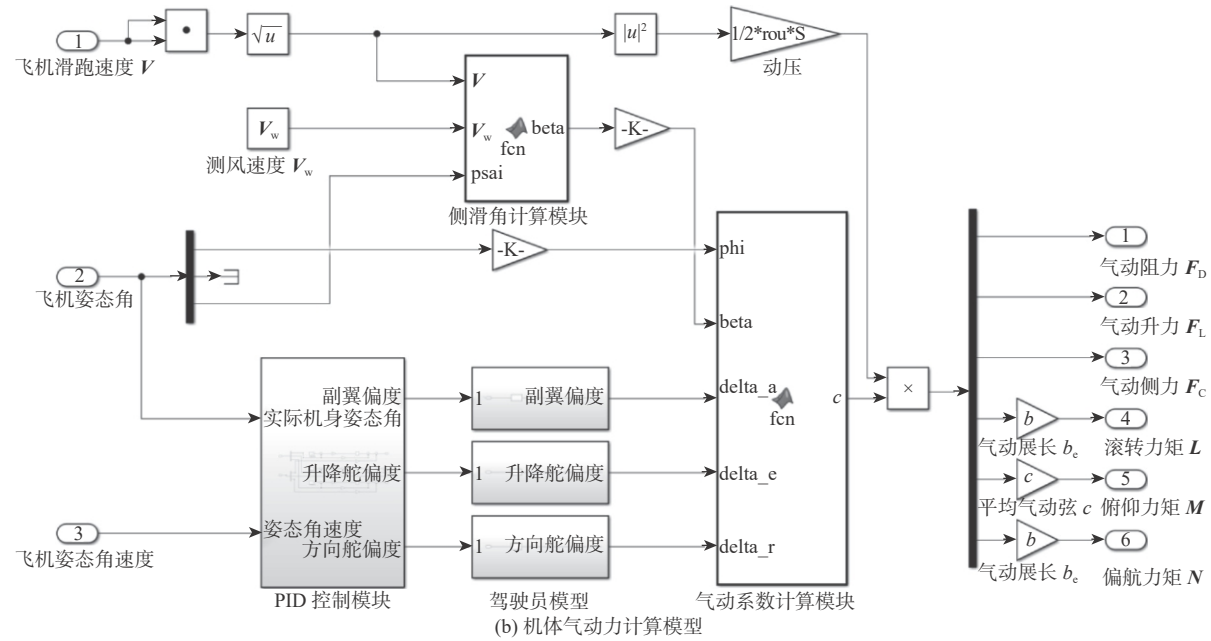
式中：K_M为驾驶员模型增益；T_L为驾驶员预判操纵的超前补偿时间常数；τ为驾驶员体内的静传递时间延迟；T_N为神经肌肉系统固有的一阶延迟；T_I为滞后时间常数。

参考文献[21-23]，各通道驾驶员模型参数取值为考虑不同驾驶员操作行为差异性的统计均值，具体取值如表4所示。

基于机轮、起落架、机体、驾驶员模型形成图7



(a) 机体位移、速度、姿态角计算模型



(b) 机体气动力计算模型

图 6　机体 Simulink 计算模型

Fig. 6　Simulink model of aircraft fuselage

表 3　PID 控制参数

Table 3　PID control parameters

通道	K_p	K_I	K_D
滚转	1.39	1.27	0.48
俯仰	7.64	9.38	1.86
偏航	−4.28	−6.44	2.15

表 4　驾驶员模型参数

Table 4　Pilot model parameters

通道	K_M	T_L/s	T_I/s	T_N/s	τ/s
滚转	8	0.05	0.05	0.55	0.12
俯仰	6	0.5	0.2	0.01	0.08
偏航	2.63	0.05	0.05	0.08	0.12

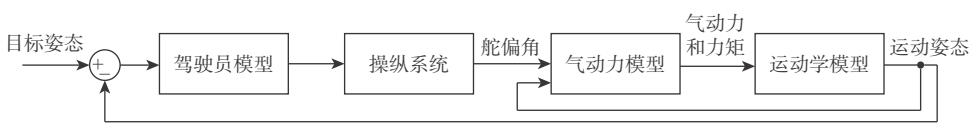


图 7　人机闭环仿真示意图

Fig. 7　Human-machine closed-loop simulation

所示侧风湿滑条件下飞机着陆滑跑人机闭环动力学仿真模型。模型通过输入不同积水厚度条件下的摩擦系数公式参数、滑移率、风速、飞机滑跑速度, 结合飞机落地前的姿态角, 模拟飞机在湿滑道面及侧风条件下的滑跑状态, 考虑驾驶员操纵控制, 计算得到飞机与地面的支撑力、摩擦力、气动

力及轮胎通过起落架对于机体的力和力矩，从而获得飞机在当前状态下的滑跑速度、滑跑位移及偏航姿态角；驾驶员系统再次判断飞机是否达到理想状态，进而决定是否操控飞机进入下一个人机闭环仿真循环，直到飞机停止滑行，人机闭环仿真结束，得到飞机偏航距离及偏航姿态角。

1.5 模型验证

2018年5月22日中午，阿斯塔纳航空公司一架A320客机（飞机注册号为P4-KBB）在哈萨克斯坦首都努尔苏丹·纳扎尔巴耶夫机场降落时冲出跑道。哈萨克斯坦民航局证实了该事故未造成人员伤亡，但飞机左侧发动机与机场地面标牌撞击受损。如图8所示，飞机向右偏出跑道，穿过了2条滑行道之后又回到了跑道上。

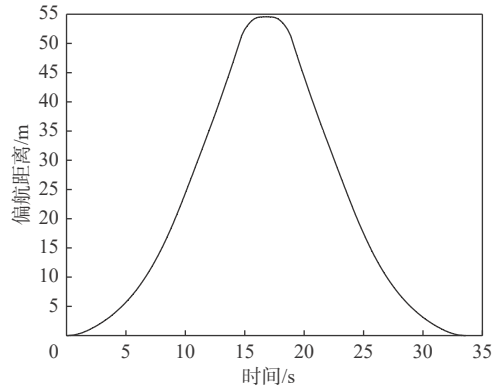
图8 飞机偏航轨迹

Fig. 8 Yaw trajectory of aircraft

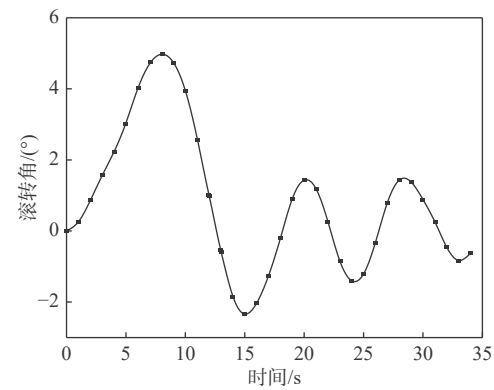
努尔苏丹·纳扎尔巴耶夫机场04-22号跑道长3 500 m，宽45 m；其平行滑行道长3 500 m，宽23 m。从图8中偏出轨迹可以大致推算出飞机向右偏出跑道的最大距离为30 m，飞机在跑道中线处着陆，则其实际的最大偏航距离为52.5 m，此时，飞机已滑跑了约650 m，之后偏航角逐渐回正。

据悉，当时该城市遭遇雷暴天气，阵风达到49 kn，短时强降水量达到20 mm/h以上。因此，设机场积水厚度为10 mm；飞机的着陆速度为135 kn；飞机偏出跑道事故中，无人伤亡且飞机受损较轻，说明驾驶员状态良好，反应迅速。

将以上信息输入图7模型中，计算飞机偏航距离及姿态角，如图9所示。从图9(a)可见，飞机最大偏航距离为54.6 m，此时的飞机滑跑距离为673.2 m，与估算值分别相差2.1 m和23.2 m，相对差值仅为4%，验证了本文仿真模型的正确性。从图9(b)可见，机受强风影响，滚转角的变化幅度较大，其中，最大滚转角为+5.1°，飞机在滑跑过程中，先向左



(a) 偏航距离变化曲线



(b) 滚转角变化曲线

图9 飞机偏航距离及姿态角计算结果

Fig. 9 Calculation results of yaw distance and attitude angles of aircraft

发生较大幅度滚转，这与事件中飞机左侧发动机撞击到地面标牌的行为相吻合，也验证了本文仿真模型的合理性。

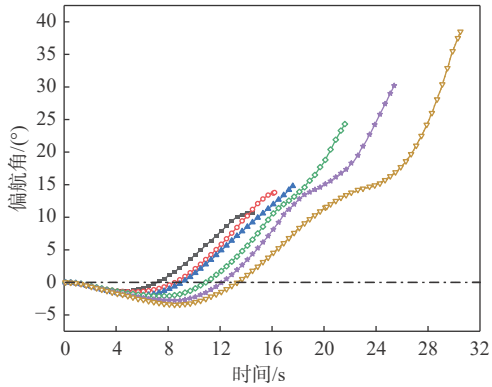
2 飞机着陆滑跑姿态及偏航距离分析

利用以上动力学模型，从积水厚度、摩阻不平衡度、侧风强度等多个因素入手进行多工况分析，考虑飞机着陆前3 s内有/无驾驶员操纵对飞机姿态及偏航距离的影响。限制A320飞机在着陆滑跑过程中滚转角小于6°，以保证飞机机翼翼尖或发动机不至于触地受损[24]；取4D级跑道半幅宽度为22.5 m[24]，本文以此为偏航距离的安全限值。

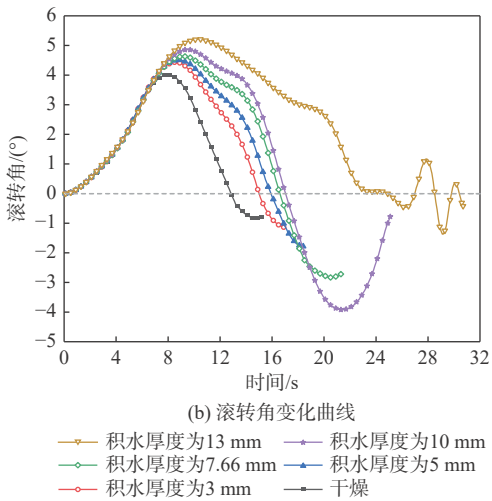
2.1 积水厚度对滑跑姿态的影响

积水厚度分别设置0(干燥)、3 mm、5 mm、7.66 mm、10 mm、13 mm共6种情况，侧风强度为10.8 m/s，驾驶员对飞机着陆滑行进行全过程操纵。

计算飞机着陆滑跑偏航角、滚转角及偏航距离随时间的变化，飞机姿态角的时间历程曲线如图10所示。从图10(a)可以看出，在飞机着陆滑跑过程中，飞机偏航角由负值变为正值，飞机偏航角的峰值随着积水厚度的增大而增大；4 s内偏航角变化几乎不受积水厚度的影响，4 s后，积水厚度较大的



(a) 偏航角变化曲线



(b) 滚转角变化曲线

图 10　积水厚度对飞机着陆滑跑姿态角的影响

Fig. 10　Effect of water film thickness on aircraft landing and taxiing attitude angles

偏航角-时间曲线的上偏航角峰值出现时间、角度回正时间均滞后于积水厚度较小者, 进而导致滑跑时间和滑跑距离增加; 积水厚度为 13 mm 时, 偏航角达到负向峰值的时间(9.1 s)是道面干燥情况下所需时间(4.1 s)的 2.22 倍, 这表明较厚的积水导致飞机更加难以操纵回正。从图 10(b)可以看出, 在飞机着陆滑跑的前 8 s, 飞机滚转姿态几乎不受积水厚度的影响; 随着积水厚度的增加, 飞机滚转角-时间曲线也表现出滞后性。当积水厚度从 7.66 mm 增加到 10 mm 时, 机身滚转角振荡逐渐显著, 而积水厚度到达 13 mm 时, 机身多次发生滚转振荡, 极易导致飞机失去侧向稳定性。

飞机偏航距离的时间历程曲线如图 11 所示。可以看出, 飞机着陆滑跑的偏航距离在 0～5 s 内受积水厚度的影响较小; 随后积水厚度越大, 偏航距离峰值越大, 其出现时间也越晚; 但在飞机快速接近偏航距离峰值的这段时间内, 各曲线的斜率基本重合, 即飞机在不同积水厚度的道面上刹车滑跑速度基本是一致的, 可见积水厚度越大, 飞机越难以减速, 飞机的滑行停止时间也就越长。

提取不同积水厚度下的飞机最大偏航距离, 如

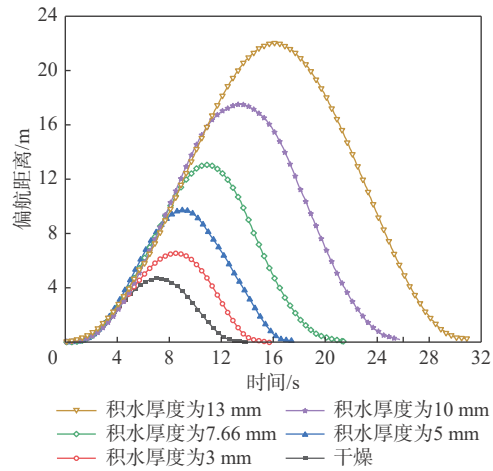


图 11　不同积水厚度的飞机偏航距离变化曲线

Fig. 11　Yaw distance curves of aircraft under different water film thicknesses

表 5 所示。可以看出, 当道面干燥时, 偏航距离为 4.69 m, 当积水厚度增加至 13 mm 时, 偏航距离达到了 22.73 m, 增加了 284.65%, 此时飞机已偏出跑道。由此可见, 积水厚度对偏航距离的影响非常强烈, 较厚的道面积水极易导致飞机偏出跑道。

表 5　不同积水厚度下滑跑参数

Table 5　Landing roll parameters under different water film thicknesses

积水厚度/mm	滑跑时间/s	偏航距离/m
0(干燥)	15.2	4.69
3	16.3	6.53
5	18.4	9.71
7.66	22.7	13.05
10	25.9	17.50
13	31.1	22.73

2.2　摩阻不平衡对滑跑姿态的影响

定义跑道中线两侧积水厚度不同为摩阻不平衡, 跑道中线两侧道面积水分别设置为 3 mm-3 mm、3 mm-5 mm、3 mm-7.66 mm、3 mm-10 mm、3 mm-13 mm 共 5 种情况; 侧风强度为 10.8 m/s; 驾驶员对飞机着陆滑行进行全过程操纵。

计算飞机着陆滑跑偏航角、滚转角及偏航距离随时间的变化, 得到飞机滑跑过程中的偏航角和滚转角随时间变化的历程曲线, 如图 12 所示。从图 12(a)可以看出, 在飞机着陆滑跑过程中, 飞机先向积水厚度较小一侧偏航, 定义两侧积水厚度差值为摩阻不平衡度, 摩阻不平衡度越大, 偏航角的负向峰值越大; 摩阻不平衡度对飞机偏转角回正到 0°的时刻影响较小(均在第 9 s 左右), 说明驾驶员仍能较为稳定地操纵飞机。摩阻不平衡度为从 0 增加到 10 时, 偏航角负向峰值从 −1.46°减至 −4.91°, 且偏航角终值也由 11.3°增至 32.5°, 表明道

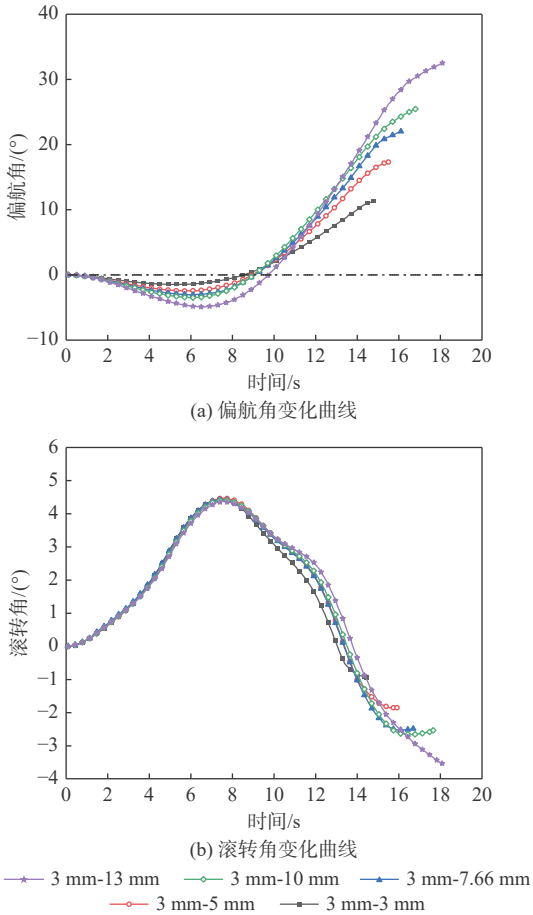


图12 摩阻不平衡度对飞机着陆滑跑姿态角的影响

Fig. 12 Effect of friction imbalance level on landing and taxiing attitude angles of aircraft

面两侧积水厚度差值越大，飞机回到跑道中线所需的驾驶员操纵角度越大。从图12(b)可以看出，着陆滑跑前8 s摩阻不平衡度对飞机滚转姿态影响较小，随后飞机滚转角终值随着摩阻不平衡度的增大而增大。总体来说，摩阻不平衡度对飞机滚转角的影响较小。

飞机偏航距离随时间变化的曲线如图13所示。

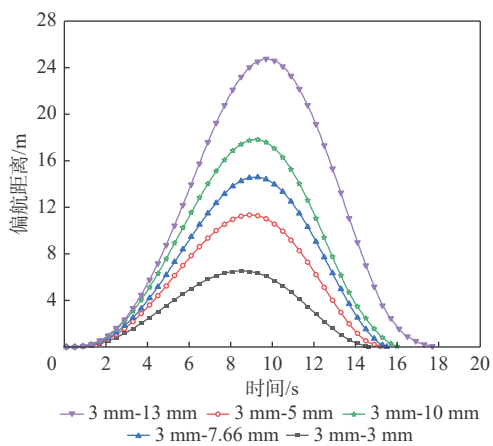


图13 不同摩阻不平衡度的飞机偏航距离变化曲线

Fig. 13 Yaw distance curves of aircraft under different friction imbalance levels

可以看出，随着着陆滑跑时间的增加，因不平衡摩阻导致的偏航距离逐渐增大；摩阻不平衡度越大，偏航距离峰值增大越明显，但偏航距离峰值出现时间增长并不显著。说明摩阻不平衡度对于飞机滑跑速度影响较大，导致飞机滑跑制动困难。

提取不同不平衡摩阻条件下的最大偏航距离和滑跑距离，如表6所示。可以看出，当不平衡摩阻度从0增加到10时，最大偏航距离增加了2.8倍，飞机已偏出跑道。由此可见，极端情况下的道面摩阻不平衡度对飞机着陆滑跑安全有较大影响，容易导致飞机发生大幅度的偏航及位移，导致冲偏出跑道事故的发生。

表6 不同摩阻不平衡度的滑跑参数

Table 6 Landing roll parameters under different friction imbalance levels

摩阻不平衡度	滑跑时间/s	偏航距离/m
3 mm-3 mm	16.3	6.53
3 mm-5 mm	16.4	11.34
3 mm-7.66 mm	16.6	14.58
3 mm-10 mm	17.1	17.81
3 mm-13 mm	18.1	24.75

2.3 侧风强度对滑跑姿态的影响

取道面积水厚度5 mm；侧风强度设置3.4 m/s、5.5 m/s、8.0 m/s、10.8 m/s、13.9 m/s、17.2 m/s共6种情况；同时，设置着陆滑跑0～3 s内驾驶员无操作与驾驶员全过程操纵进行对照。

计算飞机着陆滑跑的姿态变化，追踪飞机着陆滑跑的偏航位置，飞机的偏航角和滚转角的时间历程曲线如图14、图15所示。

从图14可以看出，从滑跑开始到偏转角回正到0°的这段时间内，侧风强度越大，飞机偏航的角度越大，其角度回正所需的时间也越长。侧风强度从3.4 m/s增加到17.2 m/s时，偏航角负向峰值从−0.79°减至−2.78°，且偏航角终值也由3.71°增至11.82°，增长均超过200%，表明侧风强度越大，操纵飞机越困难，因而回到跑道中线需要更久的时间及更强劲的操纵。

从表7可以看出，随着侧风强度逐渐增加，0～3 s内有/无驾驶员操纵状况下的偏航角差值逐渐减小。说明侧风强度较小时，飞机偏航角受驾驶员的操纵影响较为明显，但随着侧风强度的提升，驾驶员对飞机的操控更加困难，导致飞机发生偏出跑道事故的风险大幅提高。

从图15可以看出，在飞机着陆滑跑过程中，随着滑跑时间的增加，飞机滚转角先增大后减小，并且侧风强度越大，偏转幅度越大；侧风强度较小时，

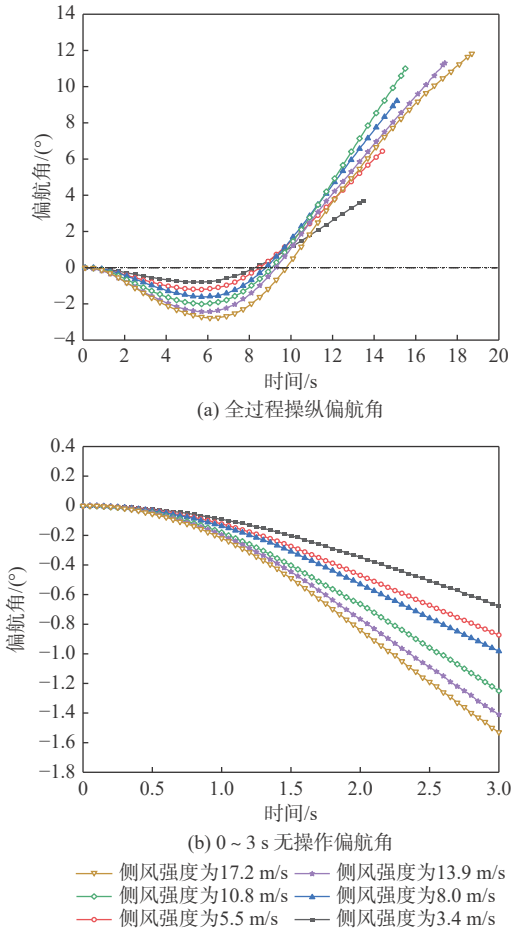


图 14　侧风强度对飞机着陆滑跑偏航角的影响

Fig. 14　Effect of crosswind intensity on yaw angle of aircraft during landing roll

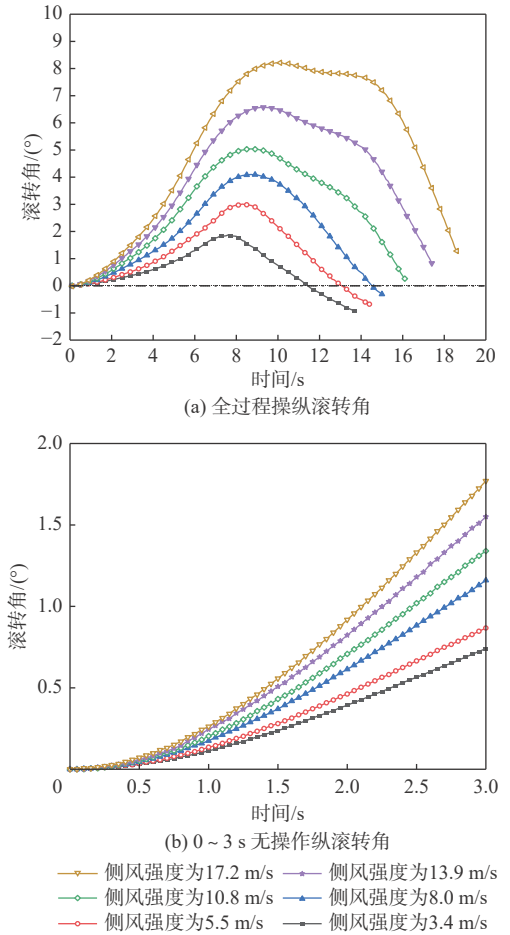


图 15　侧风强度对飞机着陆滑跑滚转角的影响

Fig. 15　Effect of crosswind intensity on roll angle of aircraft during landing roll

飞机在偏航角回正并开始驶向跑道中线后, 尚可在驾驶员的操纵下向负方向滚转; 当侧风强度超过 10.8 m/s 时, 飞机只能保持正向的滚转角直至飞机滑跑结束, 说明此时飞机的操纵性和安全性都在下降。当侧风强度增加至 13.9 m/s 和 17.2 m/s 时, 滚转角峰值分别在第 7.7 s 和第 6.8 s 便超过 6°的安全限值, 此时飞机的发动机或者翼尖可能已经触地, 随后其峰值更是达到了 6.57°和 8.21°, 飞机的安全性极大下降。由此可见, 侧风强度对飞机滚转角有着较大影响, 侧风强度超过 10.8 m/s, 飞机的安全性大幅下降, 极易发生机翼或发动机等部件触地损坏等事故。

从表 8 可以看出, 随着侧风强度逐渐增加, 0～3 s 内有操纵与无操纵状态下的滚转角差值逐渐减小, 代表随着侧风强度的增大, 驾驶员对飞机的操纵变得更加困难。

飞机偏航距离随时间变化的曲线如图 16 所示。可以看出, 在接地初期, 滑跑速度较高, 偏航距离迅速增大随后减小。随着侧风强度的增加, 偏航距离增加趋势就越明显, 同时偏航距离峰值的出现时间也越晚。提取不同侧风强度下的偏航距离峰值, 如表 9 所示, 侧风强度从 3.4 m/s 到 13.9 m/s, 偏航距离

表 7　有/无驾驶员操纵状况下 3 s 时偏航角差值

Table 7　Yaw angle difference at 3 s with and without pilot control

侧风强度/(m·s^{-1})	偏航角差值/(°)
3.4	0.20
5.5	0.17
8.0	0.14
10.8	0.12
13.9	0.10
17.2	0.07

表 8　有/无驾驶员操纵状况下 3 s 时滚转角差值

Table 8　Roll angle difference at 3 s with and without pilot control

侧风强度/(m·s^{-1})	滚转角差值/(°)
3.4	0.35
5.5	0.33
8.0	0.31
10.8	0.23
13.9	0.18
17.2	0.16

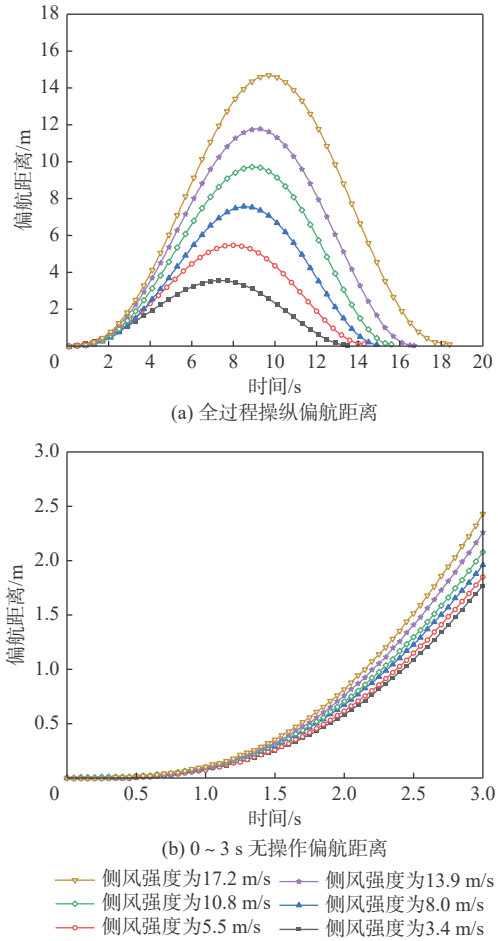


图 16 不同侧风强度的飞机偏航距离变化曲线

Fig. 16 Yaw distance curves of aircraft under different crosswind intensities

峰值的增长较为平均，增量的平均值为 2.06 m；而侧风强度从 13.9 m/s 增加到 17.2 m/s，飞机最大偏航距离陡增 2.92 m，达到了 14.69 m，偏航严重。由此可见，极限的侧风强度对飞机着陆滑跑安全性有着较大影响。

提取有操纵和无操纵 2 种情况下的前 3 s 飞机偏航距离进行对比分析，如表 10 所示。随着侧风风速逐渐增加，有操纵与无操纵状态下的偏航距离差值逐渐减小，说明驾驶员对飞机的操控性在逐渐下降。强侧风会导致飞机产生大幅度的偏航，增加飞机偏出跑道风险。

表 9 不同侧风强度下偏航距离峰值

Table 9 Peak yaw distance under different crosswind intensities

侧风强度/(m·s^{-1})	偏航距离峰值/m	偏航距离增量
3.4	3.55	
5.5	5.47	1.92
8.0	7.57	2.10
10.8	9.71	2.14
13.9	11.77	2.06
17.2	14.69	2.92

表 10 有/无驾驶员操纵状况下 3 s 时偏航距离差值

Table 10 Yaw distance difference at 3 s with and without pilot control

侧风强度/(m·s^{-1})	偏航距离差值/m
3.4	0.63
5.5	0.62
8.0	0.60
10.8	0.57
13.9	0.47
17.2	0.42

2.4 影响因素正交试验分析

采用正交试验的方法建立 3 因素 5 水平的正交表 L9(3^5)，积水厚度取 5 个水平：3 mm、5 mm、7.66 mm、10 mm、13 mm；摩阻不平衡度取 5 个水平：0、2、3、5、7；侧风强度取 5 个水平：5.5 m/s、8.0 m/s、10.8 m/s、13.9 m/s、17.2 m/s。将每个因素的水平数相等地分配到各列中，并按照正交表的设计规则进行试验。对人机闭环滑跑模型计算的 25 组飞机着陆滑跑姿态及偏航距离，提取各组最大偏航距离、最大滚转角及最大偏航角作为分析指标，采用极差分析法[25-26]，分析积水厚度、摩阻不平衡度、侧风强度 3 种因素对飞机着陆滑跑的最大偏航距离、最大滚转角、最大偏航角影响的主次效应。

分析结果如表 11 所示。表中：N_i为各因素同一水平试验指标之和，n_i为各因素同一水平试验指

表 11 极差分析结果

Table 11 Range analysis results

着陆滑跑效果	影响因素	N_1	N_2	N_3	N_4	N_5	n_1	n_2	n_3	n_4	n_5	极差R_R
偏航距离	积水厚度	65.05	24.01	93.87	130.40	131.90	13.01	4.803	18.77	26.08	26.39	21.58
	摩阻不平衡度	48.05	76.62	104.40	115.20	101.00	9.61	15.32	20.88	23.05	20.19	13.44
	侧风强度	104.90	48.43	95.43	74.26	122.30	20.98	9.69	19.09	14.85	24.45	14.76
滚转角	积水厚度	18.19	16.15	17.44	17.46	19.18	3.64	3.23	3.49	3.49	3.84	0.61
	摩阻不平衡度	15.39	19.03	20.03	17.1	16.87	3.08	3.81	4.01	3.42	3.38	0.93
	侧风强度	11.57	11.79	13.60	22.32	29.15	2.31	2.36	2.72	4.46	5.83	3.52
偏航角	积水厚度	18.41	11.93	26.64	28.75	55.04	3.68	2.39	5.33	5.75	11.01	8.62
	摩阻不平衡度	16.14	15.96	30.36	40.37	37.93	3.229	3.19	6.07	8.07	7.59	4.88
	侧风强度	28.71	15.62	29.46	31.09	35.88	5.74	3.12	5.893	6.22	7.18	4.05

标均值, i = 1,2,3,4,5, R_R 为极差, 也代表试验中相应因素对指标作用的显著性。从表 11 可以看出, 偏航距离所对应的三因素的极差 R_R 值分别为 21.58、13.44、14.76, 积水厚度的极差 R_R 最大, 其次是侧风强度, 最后是摩阻不平衡度。影响偏航距离的因素主次顺序为: 积水厚度>侧风强度>摩阻不平衡度。因此, 积水厚度是影响飞机着陆滑跑偏航距离的关键因素。同理可得, 影响滚转角的因素主次顺序为: 侧风强度>摩阻不平衡度>积水厚度。影响偏航角的因素主次顺序为: 积水厚度>摩阻不平衡度>侧风强度。因此, 在湿滑跑道管理中, 应对积水厚度给予严格的 13 mm 的禁止起降的管理, 同时侧风强度也应小于 13.9 m/s。

3　结　论

1) 积水厚度对 A320 飞机的侧向操纵性影响较大, 较大的积水厚度会导致偏航角的峰值和终值均增大, 也会导致飞机刹车滑跑速度难以控制, 进而使偏航距离和滑跑距离均大幅增加; 13 mm 的极限积水厚度极易导致飞机滑跑的偏航距离超过半幅跑道的宽度从而偏出跑道; 10 mm 及以上的道面积水会使 A320 飞机在着陆滑跑的后期产生滚转振荡, 极大影响飞机的侧向稳定性。

2) 道面摩阻不平衡对 A320 飞机偏出跑道事故的影响较大, 道面摩阻不平衡度大的实验组, 其偏转角峰值和偏航距离要明显高于道面摩阻不平衡度小的实验组, 3 mm-13 mm 的极端不平衡摩阻条件下的偏航距离是 3 mm 摩阻平衡条件下偏航距离的 3.8 倍, 最大偏航距离达到 24.75 m, 飞机已然偏出跑道, 这极大影响飞机着陆滑跑的安全性; 但是, 道面摩阻不平衡对飞机滚转姿态的影响相对较小, 不同道面摩阻不平衡度的滚转角-时间曲线变化不明显。

3) 侧风强度越大, 驾驶员对 A320 飞机的姿态操纵效果越差; 当侧风风速超过 10.8 m/s 时, 飞机只能保持正向的滚转角直至飞机滑跑结束, 此时飞机的操纵性和安全性都在下降。当侧风风速增加至 13.9 m/s, 滚转角在滑跑的第 7.7 s 便超过 6°的安全限值, 此时飞机的发动机或者翼尖可能已经触地, 随后其峰值达到了 6.57°, 但此侧风强度条件下的偏航距离未超过跑道半幅宽度, 由此可见, 侧风强度对飞机滚转角有着较大影响, 并且其影响程度要远超其对偏航距离的影响。侧风强度从 13.9 m/s 增加到 17.2 m/s, 飞机的偏航距离会陡然增加。

4) 在飞机着陆滑跑阶段, 积水厚度是影响飞机偏航距离和偏航角的关键因素, 机场管理部门应密切关注降雨强度、道面排水等情况, 当积水厚度达到 13 mm 时, 应及时告知请求着陆的 A320 飞机机场情况, 并禁止其降落, 随后尽快清除跑道积水确保飞机的着陆安全; 侧风强度是影响飞机滚转角的关键因素, 当侧风强度超过 13.9 m/s 时, 飞机的着陆滑跑已无法保证安全, 极可能发生飞机损坏及人员伤亡情况, 因此, 机场管理部门应密切监视机场阵风风速, 确保 A320 飞机着陆滑跑时侧风强度低于 13.9 m/s。机场道面的摩阻不平衡度受限于道面的积水厚度, 虽然在本文的分析中并非是影响飞机安全的关键因素, 但极端的摩阻不平衡度(3 mm-13 mm)也会影响飞机的偏航角度, 导致飞机姿态不可控进而偏出跑道, 因此, 机场管理部门对于跑道积水应及时清理, 确保 A320 飞机偏航距离在安全范围内。

由于计算效率有限, 本文仅对空客 A320 这一种机型进行了动力学仿真及建模分析, 后续还将会对其他常用机型进行分析。驾驶员工作水平是影响飞机着陆滑跑姿态的重要因素之一, 本文所考虑的驾驶员模型参数是考虑了不同工作水平的驾驶员的个性差异及操作规范后选取的统计均值。因此, 关于不同技术水平的驾驶员模型参数需要进一步探究分析。

参考文献（References）

[1] IATA. IATA safety report 2019[R]. Montreal: IATA, 2019: 46-85.

[2] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 163-167.
GU H B. Dynamic model of aircraft ground handling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 163-167(in Chinese).

[3] 袁东. 飞机起落架仿真数学模型建立方法[J]. 飞行力学, 2002, 20(4): 44-47.
YUAN D. Establishment method of a landing-gear simulation model[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(4): 44-47(in Chinese).

[4] 李波, 焦宗夏. 飞机起落架系统动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(1): 46-49.
LI B, JIAO Z X. Aircraft landing gear system dynamic modeling and simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(1): 46-49(in Chinese).

[5] 苏彬, 王大海, 陈又军. 起落架数学模型及其在风场中的应用[J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 63-66.
SU B, WANG D H, CHEN Y J. Landing-gear mathematical model and its application in wind-field[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 63-66(in Chinese).

[6] 刘海良, 王立新. 基于数字虚拟飞行的民机侧风着陆地面航向操稳特性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(3): 516-525.
LIU H L, WANG L X. Evaluation of directional ground stability and control characteristics in crosswind landing for civil airplane based on digital virtual flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3): 516-525(in Chinese).

[7] 徐梓尧, 王琪. 含单边非完整约束飞机滑跑的建模与仿真方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 835-840.
XU Z Y, WANG Q. Method for modeling and simulation of aircraft taxiing with unilateral and non-holonomic constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 835-840(in Chinese).

[8] 廖丽涓, 贾玉红. 基于虚拟样机的飞机起落架着陆时的响应分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(1): 75-78.
LIAO L J, JIA Y H. Virtual prototype-based response analysis of aircraft landing gear[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(1): 75-78(in Chinese).

[9] 马大卫, 聂宏, 张明. 民用飞机侧风影响下的纠偏研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(1): 5-9.
MA D W, NIE H, ZHANG M. The corrective research of the civil aircraft under the influence of the crosswind[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(1): 5-9(in Chinese).

[10] 陆军, 吴国强, 吴叶斌, 等. 飞机降落过程自适应控制仿真研究[J]. 计算机仿真, 2011, 28(4): 53-57.
LU J, WU G Q, WU Y B, et al. Simulation based on optimized CMAC-PID control in process of aircraft landing[J]. Computer Simulation, 2011, 28(4): 53-57(in Chinese).

[11] 张恒. 轮胎与湿滑道面相互作用下的飞机滑水行为研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018: 48-77.
ZHANG H. Study on aircraft water skiing behavior under the interaction between tire and wet road surface[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018: 48-77(in Chinese).

[12] 李少杰. 考虑不平衡摩阻的湿滑污染道面飞机着陆安全问题研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020: 54-61.
LI S J. Study on landing safety of aircraft with wet and polluted road surface considering unbalanced friction[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020: 54-61(in Chinese).

[13] 刘芳兵. 湿滑跑道飞机侧风着陆滑行安全研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020: 49-54.
LIU F B. Study on the safety of aircraft landing and taxiing in crosswind on wet runway[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020: 49-54(in Chinese).

[14] 王岩. 湿滑道面飞机偏出跑道姿态分析及防护措施研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2022: 40-41.
WANG Y. Attitude analysis and protective measures of aircraft deviating from runway on wet road surface[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2022: 40-41(in Chinese).

[15] 张明. 飞机地面动力学若干关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 39-40.
ZHANG M. Research on some key technologies of aircraft ground dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009: 39-40(in Chinese).

[16] 刘艳. 飞机起落架系统动力学建模及分析[D]. 天津: 中国民航大学, 2020: 12-14.
LIU Y. Dynamic modeling and analysis of aircraft landing gear system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020: 12-14(in Chinese).

[17] 喻俊红, 郭孔辉, 谢兆夫. 三轴汽车二十六自由度模型的建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2017, 34(11): 132-137.
YU J H, GUO K H, XIE Z F. Modeling and simulation of 26-DOF model of 3-axle vehicle[J]. Computer Simulation, 2017, 34(11): 132-137(in Chinese).

[18] 廖道争, 张明廉. 一种非线性鲁棒 PID 控制器设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(12): 1355-1357.
LIAO D Z, ZHANG M L. Robust PID control for a class of nonlinear systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(12): 1355-1357(in Chinese).

[19] 任秀欢, 何杰, 赵池航, 等. 基于驾驶员方向控制模型的汽车侧风稳定性虚拟试验研究[J]. 武汉理工大学学报 (交通科学与工程版), 2010, 34(6): 1146-1149.
REN X H, HE J, ZHAO C H, et al. Virtual test study on automobile cross-wind stability based on driver directional control model[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering), 2010, 34(6): 1146-1149(in Chinese).

[20] 黄碧璇. 线性参变 PID 控制及其在飞行控制中的应用研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2021: 76-77.
HUANG B X. Research on linear parametric PID control and its application in flight control[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2021: 76-77(in Chinese).

[21] 屈香菊. 驾驶员控制模型的建模研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003: 34-36.
QU X J. Study on modeling human pilot control[D]. Beijing: Beihang University, 2003: 34-36(in Chinese).

[22] 谭文倩, EFREMOV A V, 屈香菊. 一种预测驾驶员操纵行为的建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(10): 1140-1144.
TAN W Q, EFREMOV A V, QU X J. Approach of pilot modeling for predicting pilot control behavior[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(10): 1140-1144(in Chinese).

[23] 张奇, 袁广田, 巩鹏潇. 空中加油机人机闭环系统特性分析[J]. 飞行力学, 2019, 37(3): 26-31.
ZHANG Q, YUAN G T, GONG P X. Analysis of the man-machine closed-loop system characteristics of aerial tanker[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(3): 26-31(in Chinese).

[24] 中国民用航空局. 中国民用航空规章 第 25 部: 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 1985: 49-50.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulations. Part 25: airworthiness standards of transport category aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 1985: 49-50(in Chinese).

[25] 钟凯琪, 肖旸, 芦星, 等. 煤火热能 TPCT 提取正交试验设计与极差分析[J]. 中国安全科学学报, 2021, 31(9): 135-141.
ZHONG K Q, XIAO Y, LU X, et al. Orthogonal experiment design and range analysis of TPCT extracting thermal energy from coal fire[J]. China Safety Science Journal, 2021, 31(9): 135-141(in Chinese).

[26] 钱小辉, 马骁妍, 秦中华, 等. 基于正交试验的玻璃壳热应力影响因素分析[J]. 机械工程学报, 2019, 55(12): 91-98.
QIAN X H, MA X Y, QIN Z H, et al. Analysis of glass shell's thermal stress based on orthogonal experiment[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(12): 91-98(in Chinese).

Simulation analysis of human-machine closed-loop dynamics of aircraft landing and taxiing attitude under crosswind and wet runway conditions

CAI Jing[1, 2, *], NIU Yufa[1], WANG Yan[1, 3], LI Yue[1], DAI Xuan[1]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Civil Aviation Airport Intelligent Construction and Industrialized Engineering Technology Research Center, Tianjin 300300, China;
3. Jiangsu Fangyang Construction Investment Co., Ltd., Lianyungang 222000, China)

Abstract: Aiming at the problem that the aircraft is easy to deviate from the runway when landing and taxiing under slippery crosswind conditions, this paper takes the large civil aircraft A320 as the research object and uses Simulink to establish a dynamic model of aircraft landing and taxiing, including four components: wheels, landing gear, aircraft body, and pilot. Based on this model, a human-machine closed-loop simulation of aircraft taxiing under wet runway and crosswind conditions is conducted. An analysis is carried out on the landing roll attitude and yaw distance of the aircraft under different water film thicknesses, unbalanced friction, and crosswind intensities. The following conclusions are drawn: the water film thickness has a significant impact on the lateral controllability of the aircraft. A larger water thickness leads to increased peak and final values of the yaw angle, thus significantly increasing both the yaw distance and roll distance. A water film thickness of 10 mm or more can cause roll oscillations during the later stages of landing and taxiing, which greatly affects the aircraft's lateral stability. Pavement friction imbalance has a considerable impact on runway excursion risk, with the maximum yaw distance reaching 24.75 m. The aircraft has already deviated from the runway, severely compromising landing and taxiing safety. The stronger the crosswind, the less effective the pilot's attitude control becomes. When the crosswind speed increases to 13.9 m/s, the roll angle exceeds the safety threshold of 6° at 7.7 seconds into the taxiing phase. At this point, the aircraft's engine or wingtip may have touched the ground, and the roll angle peaks at 6.57°. However, under this crosswind intensity, the yaw distance does not exceed half the width of the runway. This indicates that crosswind intensity has a significant effect on roll angle, far exceeding its impact on yaw distance. In wet runway management, strict control should be applied to water film thickness, with takeoff and landing prohibited at or above 13 mm, and crosswind speeds should be kept below 13.9 m/s.

Keywords: wet runway; crosswind; human-machine closed-loop; runway excursion; aircraft attitude

Received: 2023-09-22; **Accepted**: 2023-12-15; **Published Online**: 2024-01-19 08:52

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1043.004

Foundation items: General Program of the National Natural Science Foundation of China (52472369); Tianjin Special Project for Technological Innovation Guidance (Fund)-Enterprise Science and Technology Commissioner Program (25YDTPJC00370); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122022043)

* **Corresponding author**. E-mail: caijing75@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0605

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*
(石家庄铁道大学 信息科学与技术学院，石家庄 050043)

摘 要：针对卷积神经网络在低质量红外图像的步态识别中不能充分捕捉和利用时空信息的问题，提出了一种基于剪影差分融合流和剪影流的残差多尺度融合的双流深度网络模型。在模型输入端采用 Faster R-CNN 和 Deeplab v3+算法相结合的细粒度人体剪影分割策略来提取剪影，以减少噪点信息的影响，避免特征丢失；在模型上支流网络中引入步态剪影差分融合模块来获取相邻剪影帧之间的差异变化信息；在模型的特征提取部分使用残差单元和多尺度特征提取融合技术分别加深网络层次和提取不同粒度的时空信息；通过多尺度金字塔映射模块进一步增强模型对局部和全局特征的表征能力。由 CASIA-C 数据集上的 4 组不同行走条件对比实验数据可知，所提方法的平均步态识别率为 98.85%，优于当前主流方法。

关 键 词：红外步态识别；细粒度剪影；剪影差分融合图；残差多尺度特征融合；双流网络；金字塔映射
中图分类号：TP181
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3688-10

近年来，随着监控视频大数据的发展，具有非接触、难伪装等特性的步态特征识别技术备受关注[1]。研究者们提出了许多有效的步态识别方法，但大部分都是在光照充分的实验环境下来采集步态信息和进行性能测试，对于夜晚状态下采集的红外步态图像的关注比较少[2]。由于白天实验室环境下光线充足且光照稳定，对检测对象进行人体剪影提取较为简单，噪声影响小。但在红外状态下，由于采集到的步态图像的清晰度和对比度都较低，预处理后的人体剪影经常会出现空洞及肢体残缺不全的现象，会对后续的步态特征提取产生很大影响。同时，许多研究方法中所设计的步态识别模型大多是针对光照条件良好的环境，而在红外条件下，这些网络模型对于轮廓特征中不同粒度信息及深层次时空特征的提取和表达能力都会大幅降低[3]。因此，如何消除步态剪影中外在冗余信息的影响，提升步态识别模型的特征提取能力和识别表现力成为后续研究的重点。

现有的步态识别方法可大致分为基于外观和基于模型 2 类[4]。基于外观的方法是指直接从步态视频序列中提取人体剪影轮廓等特征进行步态识别[5]，此类方法虽然可以获取到步态周期等步态信息，但极易受剪影图质量的影响。例如，Han 等[6] 提出了经典的基于步态能量图 (gait energy image, GEI) 的识别方法，可充分利用人体外观形状随时间变化的信息；Sokolova[7] 和 Castro[8] 等提出从剪影序列中提取包含时间信息的光流来获取相邻帧之间的差异变化信息，但该提取过程操作复杂，极为耗时；Yu 等[9] 提出了一种适用于多视角的识别方法，利用堆叠自动编码器实现，可将任意视角和状态下的 GEI 序列转换至指定视角、正常状态下的 GEI 序列；Wu 等[10] 提出了一种深度卷积神经网络 (deep

收稿日期：2023-09-22；**录用日期**：2023-11-16；**网络出版时间**：2023-12-07 10:41
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231206.1235.004
基金项目：国家自然科学基金 (61702347)；驻冀高校重大科技专项 (2512602307A)；河北省自然科学基金 (F2022210007)；河北省高等学校科学技术研究项目 (CXZX2025049)；中央引导地方科技发展资金项目 (226Z0501G)
* **通信作者**. E-mail：jingbai01@126.com

引用格式：张云佐，杨月辉，董旭，等. 基于残差多尺度融合的双流深度网络红外步态识别 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3688-3697. ZHANG Y Z，YANG Y H，DONG X，et al. Dual-stream deep network for infrared gait recognition based on residual multi-scale fusion [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3688-3697（in Chinese）.

convolution neural network, Deep CNN) 方法, 通过学习 GEI 序列之间的相似度来进行识别; Chao 等[11]提出了 GaitSet 方法, 可以将无时序约束关系的剪影图作为输入, 并通过 CNN 来提取步态图像中的内在关系。基于模型的方法是指对人肢体结构或行为习惯进行建模, 虽可以有效降低噪声及遮挡等因素的影响, 但大多模型对不同粒度的时空信息敏感性较差, 且适用场景十分受限, 在红外条件下, 识别效果并不理想。例如, Lu 等[12]提出了一种基于链接模型的方法, 采用图像阈值和轮廓自动调节方法来提取人体剪影, 并利用支持向量机 (support vector machine, SVM) 分类器进行最终识别; Zhu 等[2,13]提出亮度反馈网络 (light feedback network, LFN) 和 LFN V2 方法, 其中, LFN V2 方法在 LFN 方法基础上进行微调, 扩大了获取步态轮廓信息的范围, 可有效剔除步态轮廓特征中包含的冗余空间信息; 梅建华等[14]利用长短期记忆(long short term memory, LSTM)网络集中注意力提取人体步态周期内的时间维度特征和腿部变化信息, 有效提升了部分特征缺失情况下的识别准确率; 杨彦辰等[15]构建出对称双重注意力机制 (symmetric dual attention mechanism, SDAM) 模型, 利用独立特征子空间拟合行人行走过程中的姿态变化信息; 胡少晖等[16]提出了一种多支路残差深度网络 (multi-branch residual deep network, MRDN), 在 CNN 中引入多支路网络来增强模型的特征提取能力。

针对上述问题, 本文提出了一种残差多尺度融合的双流深度网络红外步态识别方法, 主要工作如下:

1) 提出一种细粒度人体剪影分割策略, 对初始红外步态序列进行人体剪影提取, 可有效避免因提取到的人体剪影存在空洞而导致的特征丢失问题。

2) 提出步态剪影差分融合 (gait silhouette differential fusion, GSDF) 模块, 用以快速凸显并获取相邻步态帧之间的动态变化信息。

3) 引入残差单元 Bottleneck, 用以加深网络层次, 提高模型收敛速度。

4) 提出一种多尺度特征提取融合技术来捕获不同粒度的步态信息, 使提取到的特征信息更具代表性和区分度。

5) 采用多尺度金字塔映射 (multi-scale pyramid mapping, MPM) 模块来有效融合横向和纵向上的步态信息, 进一步增强模型的特征提取能力。

1　方法设计

受 GaitSet 模型[11]启发, 本文提出了基于剪影差分融合流和剪影流的残差多尺度融合双流深度网络模型, 其框架如图 1 所示。首先, 该模型输入端采用 Faster R-CNN 和 Deeplab v3+算法相结合的细粒度人体剪影分割策略来处理数据, 可有效避免剪影中出现特征丢失的问题。将得到的细粒度剪影归一化为统一大小的特征图, 并将其按照步态序列帧顺序进行输入。然后, 交由 2 个分支网络进行处理。其中, 上支流为剪影差分融合流, 其由 GSDF 模块、多尺度特征提取融合模块、MPM 模块[17]构成; 下支流为剪影流, 除去 GSDF 模块后, 其余结构与上支流高度一致。模型中引入残差单元 Bottleneck、GSDF 模块、多尺度特征提取融合技术和 MPM 模块的作用是: 在加深网络模型的基础上关注轮廓细节变化, 并提高模型对不同粒度信息的敏感性, 增

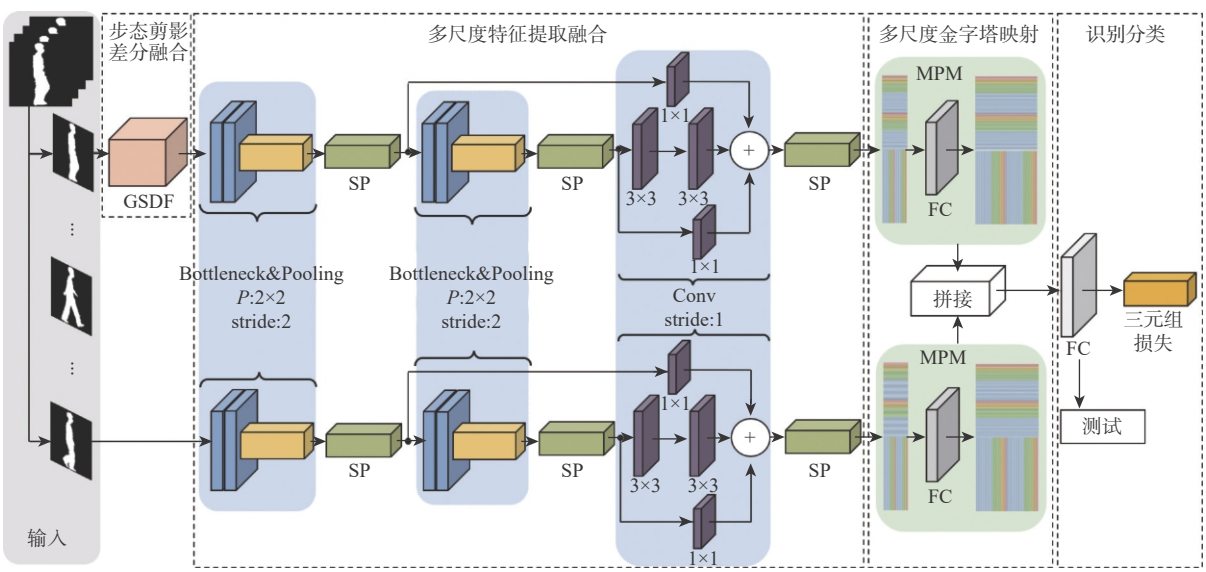


图 1　基于剪影差分融合流和剪影流的残差多尺度融合双流深度网络

Fig. 1　Residual multi-scale fusion dual-stream deep network based on silhouette differential fusion flow and silhouette flow

强模型特征提取能力。网络框架中，集合池化 (set pooling, SP) 是一种集合池操作，其可以将帧级特征聚合为单独的、包含全局信息的集合级特征，实现步态信息的压缩，定义如下：

$$z = G(v) \tag{1}$$

$$V = \{v^j | j = 1,2,\cdots,n\} \tag{2}$$

式中：z为集合级特征；V为帧级特征。

1.1 细粒度人体剪影分割策略

红外步态识别技术相较于人脸识别等条件要求严格的识别技术而言，具有更广泛的应用前景，但在实际环境中，因受光照条件影响，红外条件下得到的视频序列分辨率较低，难以满足现有基于剪影序列步态识别方法的需求。基于此，本文提出一种细粒度人体剪影分割策略，流程如图 2 所示。

在真实监控场景中，一帧中往往会有多个行人存在，为获取所有行人目标的剪影序列，先采用 Faster R-CNN 目标检测算法[18]来精准定位步态图像中的人体所在区域，返回人体最小包围框。再通过余弦相似度量来判断上一目标特征Z_k'和当前快照目标特征 Z_k 是否一致，相似度阈值设置为 0.72，大于该阈值认为属于同一类别标签，否则为不同类别。余弦相似度量定义如下：

$$\cos\theta = \frac{\sum_{k=1}^{n} Z_k Z_k'}{\sqrt{\sum_{k=1}^{n}(Z_k)^2}\sqrt{\sum_{k=1}^{n}(Z_k')^2}} \tag{3}$$

式中：Z_k'为上一目标特征；Z_k 为当前快照目标特征；k 为帧数。

这使得经 Faster R-CNN 检测得到的杂乱无序的人形快照按标签归属于不同类别的行人目标集合中。最终将分类好的行人图像输入到已经训练好的 Deeplab v3+语义分割模型[19]中，将分割后的图像中人体区域部分的像素值置为 255，其余部分(背景)像素值置为 0，并输出最终的细粒度人体剪影序列。本文方法将 Faster R-CNN 和 Deeplab v3+在百度 PaddlePaddle 平台上部署训练，并使用 PASCAL VOC 2012 和 MS-COCO 数据集来训练 Deeplab v3+。受文献 [20] 的启发，采用迁移学习思想，通过 Supervisely 人像分割数据集对 Deeplab v3+进行微调训练，以满足红外条件下前景分离任务需求。

最终的细粒度步态剪影如图 3 第 3 行所示，可以发现，经该分割策略得到的剪影相较于初始剪影空洞较少，且人体轮廓边缘更加平滑。

图 2 细粒度人体剪影分割策略流程

Fig. 2 Flow of fine-grained human silhouette segmentation strategy

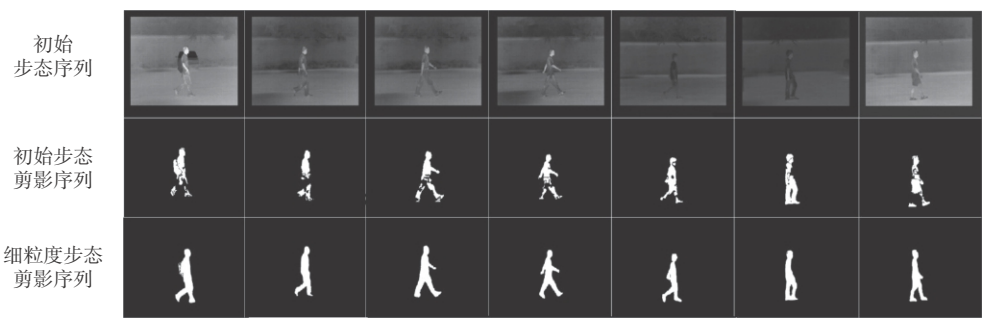


图 3 人体轮廓剪影对比

Fig. 3 Comparison of human silhouettes

1.2　步态剪影差分融合模块

图像差分是一种被广泛应用的像素级图像变化检测方法, 其思想是: 将图像中像素点灰度值与门限阈值进行比较, 从而突出图像帧中的变化部分。借鉴此思想, 本文方法设计了 GSDF 模块来捕捉相邻步态剪影中纹理及边界的差异信息, 这种信息专注于运动人体的轮廓边缘变化。该模块可以有效解决人体细微动作及服饰变化信息难以捕获的问题, 定义为

$$\begin{cases} g_{\text{out1}}(x,y) = g_i(x,y) - g_{i+1}(x,y) \\ g_{\text{out2}}(x,y) = g_{i+1}(x,y) - g_i(x,y) \\ G_{\text{out}}(x,y) = 0.5g_{\text{out1}}(x,y) + 0.5g_{\text{out2}}(x,y) \end{cases} \tag{4}$$

式中: $i \in \{1,2,\cdots,n-1\}$, n为剪影帧数; $g_i(x,y)$和$g_{i+1}(x,y)$分别为第i帧和第$i+1$帧的剪影图; (x,y)为剪影图中的像素坐标; $g_{\text{out1}}(x,y)$为逆向差分图; $g_{\text{out2}}(x,y)$为正向差分图; $G_{\text{out}}(x,y)$为按照 0.5 倍权重相加得到的剪影差分融合图。

图 4 展示了相邻 2 帧的步态剪影经 GSDF 模块处理后得到的结果示意。可以看出, n帧的初始步态剪影可以得到$n-1$帧的剪影差分融合图。

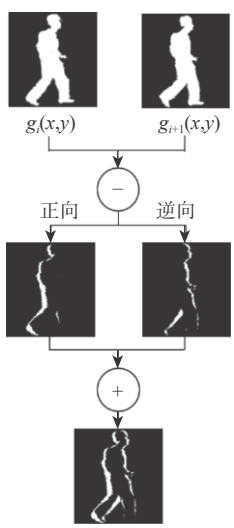


图 4　剪影差分融合过程

Fig. 4　Silhouette differential fusion process

1.3　特征提取方式优化

许多步态识别模型中, 特征提取部分使用的卷积层相对较少, 网络深度较浅, 收敛速度较慢。如果通过简单地堆叠卷积层来完成网络模型层次的直接加深, 可能会导致模型训练时出现“梯度消散”或“梯度爆炸”的问题。因此, 通过引入 ResNet-50[21] 中的残差单元 Bottleneck, 在网络前向传播过程中使得卷积层之间形成跳跃连接, 在实现加深网络层次及加快模型收敛速度目的的同时, 不会造成模型性能退化, 极大程度优化了特征提取方式。

图 5 展示了 Bottleneck 的结构。其思路是: 首先, 通过1×1的卷积对特征图做降维处理; 然后, 做一次3×3的卷积操作, 特征图通道维数保持不变; 最后, 通过1×1的卷积操作将特征维度进行恢复。整个过程通过 3 次批量正则化 (batch normalization, BN) 来寻找线性与非线性之间的平衡点, 使输出的数据落在非线性区域内, 从而促使网络的收敛速度加快。

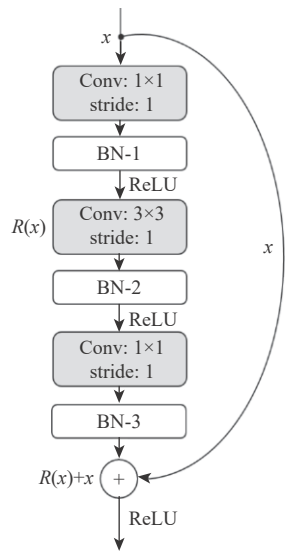


图 5　Bottleneck 残差单元

Fig. 5　Bottleneck residual unit

图 5 中, x和$R(x)$分别为特征输入与残差映射, 此时的输出$H(x)$计算为

$$H(x) = R(x) + x \tag{5}$$

当残差$R(x)=0$时, Bottleneck 的功能就变为恒等映射, 此时计算深层K的输出则为

$$H(x_K) = x_k + \sum_{i=k}^{K-1} R(x_i) \tag{6}$$

其反向梯度计算如下:

$$\frac{\partial L}{\partial x_k} = \frac{\partial L}{\partial H(x_K)} \tag{7}$$

式中: $\partial L/\partial x_k$为损失函数的梯度下降。

1.4　多尺度特征提取融合技术

神经网络的浅层特征图感受野较小, 包含相对较多的小目标和粗粒度信息, 缺乏丰富的语义和细粒度信息; 深层特征图的感受野较大, 含有丰富的语义和细粒度信息, 但分辨率较低, 空间特征信息缺失严重。不同尺度的特征图含有不同粒度的信息, 步态识别既需要粗粒度的小目标信息, 又需要细粒度的语义信息, 若只在同一层进行特征采样, 获取的特征类型太过单一, 不具备典型代表性[16]。借鉴特征金字塔网络 (feature pyramid network, FPN)[22]

的思想，为获取更精准有效的特征，本文提出了一种多尺度特征提取融合技术，其可以对不同尺度的特征图进行特征采样来获取丰富的语义信息，同时减少了细节特征的损失。多尺度特征提取融合示意如图6所示。

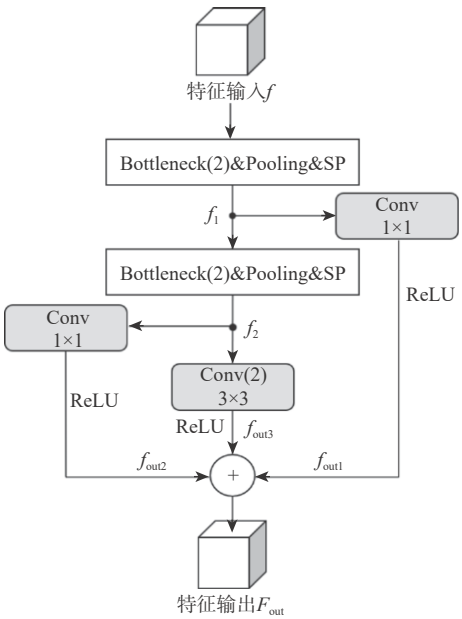


图6 多尺度特征提取融合技术采样示意图

Fig. 6 Multi-scale feature extraction fusion technique sampling

从图6中可以看出，上、下分支的1×1卷积在由4个Bottleneck、2个池化(Pooling)层、2个SP层、2个3×3卷积层构成的主干路的不同层次提取特征，并经过Add方式将双分支得到的特征图与主干路特征图进行融合，输出具有丰富粒度信息的特征图，该过程定义为

$$\begin{cases} f_{out1}=C^{1\times1}(\mathrm{ReLU}(f_1)) \\ f_{out2}=C^{1\times1}(\mathrm{ReLU}(f_2)) \\ f_{out3}=C^{3\times3}(\mathrm{ReLU}(C^{3\times3}(\mathrm{ReLU}(f_2)))) \\ F_{out}=f_{out1}+f_{out2}+f_{out3} \end{cases} \tag{8}$$

式中：f_{out1}、f_{out2}、f_{out3}分别为3条通路的输出特征；F_{out}为融合后的输出特征；f_1和f_2分别为经过1个和2个Bottleneck(2)&Pooling&SP模块处理后的输出特征；$C^{1\times1}$和$C^{3\times3}$分别为卷积核大小为1×1和3×3的卷积层。

1.5 多尺度金字塔映射模块

为将水平方向及垂直方向上的特征信息一起引入到最终的判别任务中[17]，本文方法借鉴水平金字塔映射(horizontal pyramid mapping, HPM)模块[23]的思想，采用MPM模块对特征图进行多尺度纵向、横向分割。

如图7所示，对特征提取部分输出的特征图F进行横向和纵向分割，$F\in\mathbf{R}^{h\times w\times c}$，其中，$h$、$w$和$c$分别为特征图的高度、宽度和通道数。假设$t$表示横向分割，$i$表示分割尺度，$i\in[1,5]$，则在横向分割后会得到$s$个特征子块$F_{i,\mu}^{t}$。其中，$s$的大小与$i$有关，受式(9)关系约束，$\mu$为横向分割后的特征子块编号，$\mu\in[1,s]$。

$$s=2^{i-1} \tag{9}$$

同理，假设l表示纵向分割，j为分割尺度，则在纵向分割后会得到s个特征子块$F_{j,\mu}^{l}$。为避免分割得到的特征子块中包含重复的信息，纵向分割尺度从$j=2$开始，即$j\in[2,5]$。

在经纵向、横向分割后，对得到的每个特征子块都进行全局池化(global pooling, GP)操作，计算如式(10)所示，以便获取特征子块的全局信息。

$$\begin{cases} (F_{i,\mu}^{t})'=\mathrm{GMP}(F_{i,\mu}^{t})+\mathrm{GAP}(F_{i,\mu}^{t}) \\ (F_{j,\mu}^{l})'=\mathrm{GMP}(F_{j,\mu}^{l})+\mathrm{GAP}(F_{j,\mu}^{l}) \end{cases} \tag{10}$$

式中：$(F_{i,\mu}^{t})'$和$(F_{j,\mu}^{l})'$分别为经GP操作后得到的横向和纵向特征子块；GMP(·)和GAP(·)分别表示全局最大池化(global max pooling, GMP)操作和全局平均池化(global average pooling, GAP)操作。

同时，利用全连接(FC)层将$(F_{i,\mu}^{t})'$和$(F_{j,\mu}^{l})'$映射至深度判别空间中，使其具有更好的区分性，便于后续进行识别分类。

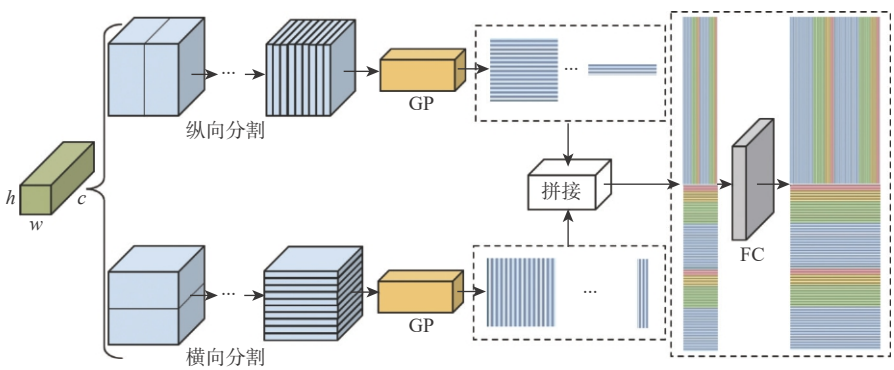


图7 多尺度金字塔映射

Fig. 7 Multi-scale pyramid mapping

2　实验设计与结果分析

2.1　实验环境及数据

本文实验的操作系统版本为 CentOS7, 显卡的版本型号为 Tesla V100S-PCIE-32 GB, 处理器为 Intel(R) Xeon(R) Gold 6226R CPU @ 2.90 GHz, 内存为 188 GB。选择的损失函数为三元组损失, margin 设置为 0.2, 使用 Adam 优化器和 ReLU 激活函数来优化网络权重及加快网络反向传播的收敛速度, 初始学习率为 10^{-4}, Epoch 设置为 10 000。采用 PyTorch 框架编写代码, Python 版本为 3.7.0。

本文采用的实验数据集为中国科学院自动化研究所提供的 CASIA-C 红外步态数据集。CASIA-C 是在夜晚采用热红外相机拍摄的大规模步态数据集, 含有 153 个检测对象, 每个检测对象有普通行走 (fn)、快走 (fq)、慢走 (fs) 3 个不同运动速度的行走场景和 1 个背包行走 (fb) 场景, 共计 1 530 段红外步态视频, 其中, 每段时长约为 5 s, 分辨率为 320 像素×240 像素, 帧率为 25 帧/s。

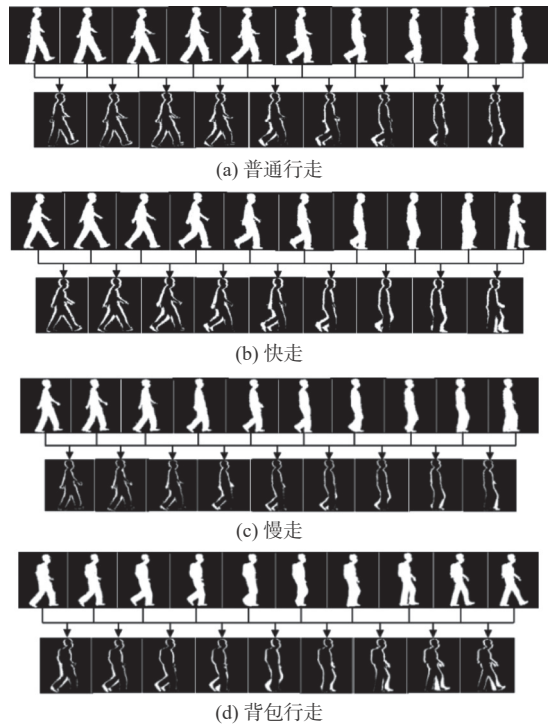
因为原始数据集中的运动对象不在剪影图中央, 所以, 在图像预处理阶段需要先将人体归一化到图像中央。从每个样本归一化后的剪影图像中随机挑选 300 张, 其中, 4 类图像的数量并不严格相等。将随机挑选的 300 张图像按照 8∶2 的比例划分成训练集和测试集。训练集是从每个样本中的 4 个普通行走序列中随机挑选 3 个构成, 共计 36 720 张训练图像。测试集是由剩下的 1 个普通行走序列、2 个快走序列、2 个慢走序列及 2 个背包行走序列构成, 共计 9 180 张测试图像。

图 8 展示了本文方法在 01050fn/fq/fs/fb00 样本集上的步态剪影序列和剪影差分融合图序列的可视化结果。可以看出, 与剪影不同, 剪影差分融合图能有效凸显相邻剪影图之间的动态变化信息。

2.2　不同方法的性能比较

为验证本文方法的泛化性, 选取经典外观类和模型类方法进行实验对比分析。因红外步态识别的现实环境条件限制, 外观类方法更容易受到衣物及携带物变化带来的影响, 现有方法大多基于模型。本文选取模型类方法包括 LFN[13]、LFN V2[2]、CNN[14]、LSTM[14] 和 SDPAM[15]。

表 1 为 5 种方法与本文方法的总体识别性能比较, 表中对比数据均为原论文中的实验结果。可以看出, 本文方法与 LFN、LFN V2、SDPAM 相比, 识别率分别增加了 0.61%、0.05% 和 2.05%, 虽没有 CNN 和 LSTM 识别率高, 但总体上精度相差并不大, 表明本文方法识别性能已达到较高水平。



(a) 普通行走　(b) 快走　(c) 慢走　(d) 背包行走

图 8　同一人不同行走场景下剪影及剪影差分融合图

Fig. 8　Silhouette and silhouette differential fusion map under different walking scenes of the same person

表 1　CASIA-C 数据集上不同方法总的识别率比较

Table 1　Comparison of total recognition rates of different methods on CASIA-C dataset　%

方法	识别准确率
LFN[13]	98.24
LFN V2[2]	98.80
CNN[14]	99.48
LSTM[14]	99.76
SDPAM[15]	96.80
本文	98.85

为进一步验证本文方法在不同行走场景下的识别效果, 参照文献 [24] 设置了 3 组不同行走速度场景 Test-A、Test-B、Test-C 和 1 组背包行走场景 Test-D 实验来进行测试。其中, Test-A 是评价普通行走状态下方法性能的实验, Test-B 和 Test-C 是测试行走速度对识别结果影响的实验, Test-D 是测试背包对识别结果影响的实验。由于各个对比文献并未直接给出在普通行走、快走、慢走及背包行走状态下的数据, 为便于实验对比, 按照各篇文献设置的训练参数对各篇文献所提模型训练了 3 次, 并取 3 次结果的平均值作为最终识别准确率, 如表 2 所示。可以看出, 在 Test-A 中, 本文方法识别准确率为 99.87%, 相较于 LFN、LFN V2、CNN、LSTM 和 SDPAM, 分别提升了 1.78%、1.42%、0.34%、0.08% 和 1.75%; 在 Test-B 中, 本文方法识别准确率为 98.61%, 与其他 5 种方法相比, 分别提升了 0.88%、

表2 不同方法在4组实验上的识别准确率比较

Table 2 Comparison of recognition accuracy races of different methods in 4 groups of experiments

方法	识别准确率/%				识别准确率均值/%
	Test-A	Test-B	Test-C	Test-D	
LFN[13]	98.09	97.73	97.81	89.25	95.72
LFN V2[2]	98.45	97.21	98.05	94.49	97.05
CNN[14]	99.53	98.00	98.32	98.16	98.50
LSTM[14]	99.79	98.48	98.52	98.08	98.72
SDPAM[15]	98.12	98.07	97.83	91.42	96.36
本文	99.87	98.61	99.13	97.78	98.85

1.4%、0.61%、0.13%和0.54%;在Test-C中,本文方法识别准确率为99.13%,相较于其他5种方法,分别提升了1.32%、1.08%、0.81%、0.61%和1.3%;在Test-D中,本文方法识别准确率为97.78%,比LFN、LFN V2和SDPAM分别提升了8.53%、3.29%和6.36%,与CNN和LSTM相比降低了0.38%和0.3%,原因在于:这2种方法设计之初就是为了解决人体有遮挡情况下的识别问题,当初始输入图像中人体因携带背包产生遮挡,导致相关步态特征丢失时,对这2种方法的影响并不大。在最终的平均识别准确率上,本文方法相较于其他5种方法,分别提升了3.13%、1.8%、0.35%、0.13%和2.49%,说明本文方法的综合性能最优。

2.3 横向对比实验分析

现阶段,红外步态识别研究方法较少,为更全面地评估本文方法识别性能,采用多个可见光下基于剪影序列的步态识别研究成果与本文方法进行横向比较,分别为Deep CNN[10]、GaitSet[11]和MRDN[16]。为进行一致对比,本文将CASIA-C数据集按照对比文献的划分方式重新划分为小样本训练集和大样本训练集来进行实验,其中,小样本训练集是将45 900张样本图像按照2∶8的比例来划分训练集和测试集。大样本训练集是按照5∶5的比例来划分训练集和测试集,其中,1个普通行走序列是注册集,其余6个行走序列是验证集。

表3中对比方法的数据是原文献在90°斜视角下的最优实验结果。可以看出,本文方法在小样本训练集和大样本训练集情况下都取得了最优识别准确率,说明在2种情况下采用相同的数据集划分方式,所提模型具有更强的特征提取能力,也进一步证明了本文方法的有效性。从整体上看,本文方法的识别性能较优,但2种情况下的识别准确率相差较大,这表明本文方法易受数据集中样本种类规模的影响。

表3 横向对比实验结果

Table 3 Horizontal comparison experiment results

方法	识别准确率/%	
	小样本训练集(90°)	大样本训练集(90°)
Deep CNN[10]	64.90	94.10
GaitSet[11]	75.50	95.00
MRDN[16]	74.20	94.90
本文	77.23	95.89

2.4 消融实验分析

本文共提出5个模块,即剪影流网络(模块A)、剪影差分融合流网络(模块B)、Bottleneck(模块C)、多尺度特征提取融合技术(模块D)、MPM模块(模块E)。为证明各模块的有效性,进行了以下消融实验来验证。本文将实验划分为7组进行对比:①剪影流单支路;②剪影差分融合流单支路;③双支路,使用1个5×5和3个3×3的卷积层来替换Bottleneck;④双支路,都去除了上、下1×1卷积分支;⑤双支路,在特征映射部分采用横向金字塔映射方式;⑥双支路,在特征映射部分采用纵向金字塔映射方式;⑦本文方法。表4为消融实验设置。

表4 消融实验设置

Table 4 Ablation experiment settings

组号	模块A	模块B	模块C	模块D	模块E
1	√		√	√	√
2		√	√	√	√
3	√	√		√	√
4	√	√	√		√
5	√	√	√	√	
6	√	√	√	√	
7	√	√	√	√	√

由表5中1组、2组、7组的实验对比不难发现,相较于各单流网络,双流网络融合后的识别效果要更占优势。表明所提双流网络模型是有效果的,其可以弥补各单流网络模型存在的不足。从3组、7组的实验对比及图9可以看出,通过使用Bottleneck替换卷积层,识别准确率有较小程度提升的同时,模型收敛速度更快,表明此操作可以加深网络层次,且不会造成模型性能下降。从4组、7组的实验对比可以看出,使用多尺度特征提取融合技术后的模型识别准确率明显更高,说明该操作在捕捉不同粒度的时空信息方面起积极的促进作用。从5组、7组和6组、7组的实验对比可以发现,结合了纵向和横向分割的MPM方法的识别准确率要明显高于各单一分割方式的映射方法。表明采用MPM方法可以使得水平和垂直方向上的步态特征有效结合,并生成更具判别性的特征信息。

表 5　特征消融实验结果

Table 5　Feature ablation experiments results

组号	识别准确率/%				识别准确率均值/%
	Test-A	Test-B	Test-C	Test-D	
1	92.11	88.84	85.47	79.20	86.41
2	89.28	81.97	80.66	71.00	80.73
3	98.99	98.30	98.11	97.16	98.14
4	96.10	95.64	94.00	90.59	94.08
5	96.05	94.22	94.13	87.40	92.95
6	95.87	94.01	93.93	86.25	92.52
7	99.87	98.61	99.13	97.78	98.85

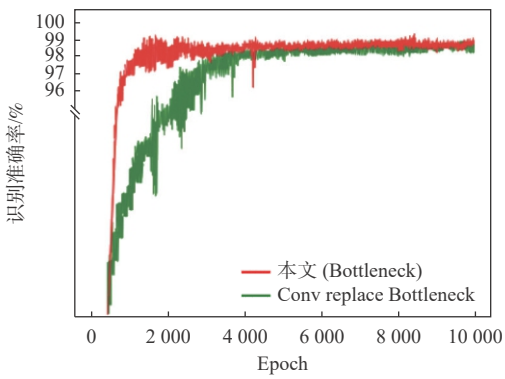


图 9　2 种方法训练时收敛速度对比

Fig. 9　Comparison of convergence speeds of two methods during training

2.5　步态序列帧数对识别结果的影响

图 10 展示了在普通行走、快走、慢走和背包行走 4 种行走场景下, 红外步态序列帧数对识别结果的影响比较。

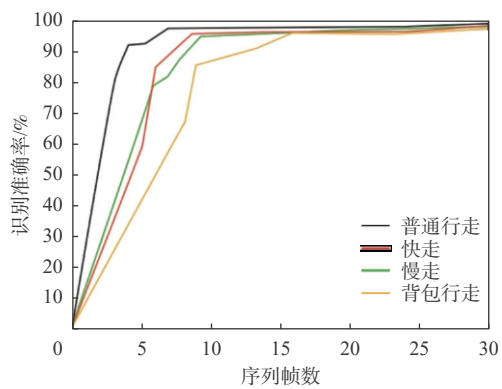


图 10　帧数对识别率的影响

Fig. 10　Effect of frame number on recognition rate

可以看出, 随着步态图像帧数的增加, 识别准确率也在逐步提升。其中, 在普通行走状态下, 经过约 7 帧的训练便可以达到最佳识别准确率; 在快走和慢走状态下, 约需要 9 帧; 在背包行走状态下, 则需要经过约 16 帧处理后, 识别准确率才会达到稳定状态。表明虽然识别准确率随着步态图像帧数的增加而增加, 但并不是数据量越大检测效果越优, 大部分有利于模型进行识别分类的步态特征在一个步态周期内便可得到, 在此基础上, 再增加数据量对最终识别结果的提升作用非常微小。

3　结　论

针对 CNN 在低质量红外图像的步态识别中不能充分捕捉和利用时空信息的问题, 本文构建出一种基于剪影差分融合流和剪影流的残差多尺度融合双流深度网络。主要结论如下:

1) 该模型输入端采用 Faster R-CNN 和 Deeplab v3+算法相结合的细粒度人体剪影分割策略来提取无损剪影, 减少了特征丢失对后续识别率的影响。

2) 在与经典红外方法的 4 组性能对比实验中, 本文方法的平均识别率达到 98.85%, 优于其他方法, 表明本文方法在复杂的红外场景下具有更好的识别效果。

3) 横向对比实验结果显示, 本文方法在小样本训练集和大样本训练集情况下的识别率分别为 77.23% 和 95.89%, 明显优于其他方法, 进一步验证了本文方法可以有效捕获剪影序列中不同粒度的时空变化信息。

4) 通过设置消融实验, 证明了所提模型中各个模块的有效性。

本研究还存在一些不足, 由于目前缺乏大规模红外步态数据库, 无法在红外状态下对各种影响因素进行有效测量。未来将围绕建立多视角、多样本类型的红外数据库开展研究。

参考文献 (References)

[1] 魏鹏娜, 马鹏程, 张进华, 等. 基于双向长短时记忆神经网络的步态时空参数脑肌电解码方法[J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(9): 142-150.
WEI P N, MA P C, ZHANG J H, et al. EEG and SEMG decoding of gait spatiotemporal parameters based on bidirectional long short term memory neural network[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(9): 142-150(in Chinese).

[2] 朱小鹏, 云利军, 张春节, 等. 基于深度学习的红外图像人体步态识别方法[J]. 计算机工程与设计, 2022, 43(3): 851-857.
ZHU X P, YUN L J, ZHANG C J, et al. Gait recognition method based on deep learning in infrared image[J]. Computer Engineering and Design, 2022, 43(3): 851-857(in Chinese).

[3] 段鹏松, 周志一, 王超, 等. WiNet: 一种适用于无线感知场景的步态识别模型[J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(7): 187-195.
DUAN P S, ZHOU Z Y, WANG C, et al. WiNet: a gait recognition model suitable for wireless sensing scene[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(7): 187-195(in Chinese).

[4] YU S Q, LIAO R J, AN W Z, et al. GaitGANv2: Invariant gait feature extraction using generative adversarial networks[J]. Pattern Recognition, 2019, 87: 179-189.

[5] XU Z P, LU W, ZHANG Q, et al. Gait recognition based on capsule network[J]. Journal of Visual Communication and Image Representation, 2019, 59: 159-167.

[6] HAN J, BHANU B. Individual recognition using gait energy image[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2006, 28(2): 316-322.

[7] SOKOLOVA A, KONUSHIN A. View resistant gait recognition[C]// Proceedings of the 3rd International Conference on Video and Image Processing. New York: ACM, 2019: 7-12.

[8] CASTRO F M, MARIN-JIMENEZ M J, GUIL N, et al. Evaluation of CNN architectures for gait recognition based on optical flow maps[C]//Proceedings of the International Conference of the Biometrics Special Interest Group. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-5.

[9] YU S Q, WANG Q, SHEN L L, et al. View invariant gait recognition using only one uniform model[C]//Proceedings of the 23rd International Conference on Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 889-894.

[10] WU Z F, HUANG Y Z, WANG L, et al. A comprehensive study on cross-view gait based human identification with deep CNNs[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(2): 209-226.

[11] CHAO H Q, HE Y W, ZHANG J P, et al. GaitSet: regarding gait as a set for cross-view gait recognition[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2019, 33(1): 8126-8133.

[12] LU Z, XU Y C, DAI Z X, et al. A gait recognition based on link model of infrared thermal imaging[C]//Proceedings of the 2nd International Conference on Control Science and Systems Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2016: 165-168.

[13] ZHU X P, YUN L J, CHENG F Y, et al. LFN: based on the convolutional neural network of gait recognition method[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1650(3): 032075.

[14] 梅建华, 云利军, 朱小鹏. 基于长短期记忆网络的红外人体步态识别方法研究[J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(8): 0811005.
MEI J H, YUN L J, ZHU X P. Infrared human gait recognition method based on long and short term memory network[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2022, 59(8): 0811005(in Chinese).

[15] 杨彦辰, 云利军, 梅建华, 等. 基于改进 ViT 的红外人体图像步态识别方法研究[J]. 应用光学, 2023, 44(1): 71-78.
YANG Y C, YUN L J, MEI J H, et al. Gait recognition method of infrared human body images based on improved ViT[J]. Journal of Applied Optics, 2023, 44(1): 71-78(in Chinese).

[16] 胡少晖, 王修晖, 刘砚秋. 基于多支路残差深度网络的跨视角步态识别方法[J]. 模式识别与人工智能, 2021, 34(5): 455-462.
HU S H, WANG X H, LIU Y Q. Cross-view gait recognition method based on multi-branch residual deep network[J]. Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2021, 34(5): 455-462(in Chinese).

[17] 张家波, 李杰, 甘海洋. 结合双流网络和金字塔映射的步态识别[J]. 计算机应用研究, 2022, 39(6): 1911-1915.
ZHANG J B, LI J, GAN H Y. Gait recognition combined with two-stream network and pyramid mapping[J]. Application Research of Computers, 2022, 39(6): 1911-1915(in Chinese).

[18] 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.

[19] CHEN L C, ZHU Y K, PAPANDREOU G, et al. Encoder-decoder with atrous separable convolution for semantic image segmentation[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 833-851.

[20] 肖祖安. 视频监控中的步态特征提取系统研究与开发[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
XIAO Z A. Research and development of gait feature extraction system in video surveillance[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019(in Chinese).

[21] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[22] DOLLÁR P, APPEL R, BELONGIE S, et al. Fast feature pyramids for object detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2014, 36(8): 1532-1545.

[23] FU Y, WEI Y C, ZHOU Y Q, et al. Horizontal pyramid matching for person re-identification[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2019, 33(1): 8295-8302.

[24] TAN D L, HUANG K Q, YU S Q, et al. Efficient night gait recognition based on template matching[C]//Proceedings of the18th International Conference on Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2006: 1000-1003.

Dual-stream deep network for infrared gait recognition based on residual multi-scale fusion

ZHANG Yunzuo，YANG Yuehui，DONG Xu，KANG Weili，BAI Jing*

(School of Information Science and Technology，Shijiazhuang Tiedao University，Shijiazhuang 050043，China)

Abstract: A residual multi-scale dual-stream network model based on silhouette differential fusion flow and silhouette flow is proposed to address the challenge of convolutional neural networks being unable to fully capture and utilize spatiotemporal information in gait recognition of low-quality infrared images. Firstly, a fine-grained segmentation strategy combining Faster R-CNN and Deeplab v3+ algorithms is applied at the model's input to extract silhouettes, thus reducing the impact of noise and preventing feature loss. Secondly, a gait silhouette differential fusion module is added to the branch network of the model to capture the differences and changes between adjacent silhouette frames. Then, residual units and multi-scale feature fusion techniques are employed in the feature extraction section of the model to deepen the network layers and extract spatiotemporal information at different granularities. Finally, the multi-scale pyramid mapping module is utilized to further enhance the model's ability to represent both local and global features. Experimental results from four different walking conditions on the CASIA-C dataset show that the average gait recognition rate of the proposed method is 98.85%, outperforming current mainstream methods.

Keywords: infrared gait recognition; fine-grained silhouette; silhouette differential fusion image; residual multi-scale feature fusion; dual-stream network; pyramid mapping

Received：2023-09-22；**Accepted**：2023-11-16；**Published Online**：2023-12-07 10：41

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231206.1235.004

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61702347); Major Science and Technology Projects of Universities in Hebei Province, China (2512602307A); Natural Science Foundation of Hebei Province (F2022210007); Science and Technology Project of Hebei Education Department (CXZX2025049); Central Guidance on Local Science and Technology Development Fund (226Z0501G)

* **Corresponding author**. E-mail：jingbai01@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0612

改进的表贴式 PMSM 快速超扭曲滑模位置跟踪控制

谭草[1]，郝明基[1,2]，陆佳瑜[1,*]，韦青坤[1]，任浩鑫[1]

(1. 山东理工大学 交通与车辆工程学院，淄博 255000；2. 山东交通职业学院 车辆工程学院，潍坊 261000)

摘　　要：针对表贴式永磁同步电机 (PMSM) 伺服系统的位置跟踪控制问题，提出一种基于改进快速超扭曲算法 (STA) 的非奇异快速终端滑模控制 (NFTSMC) 和自适应扩展滑模扰动观测器 (AESMDO) 的复合控制策略。建立含扰动的表贴式 PMSM 数学模型；为避免奇异性和抖振现象，设计快速超扭曲非奇异快速终端滑模控制器，将改进的快速 STA 作为趋近阶段的切换控制律，相比于传统的二阶滑模有更快的趋近速度。针对电机容易受到参数变化及外界干扰影响的特点，为提高系统抗干扰能力，设计 AESMDO 来估计扰动，并以前馈方式进行补偿，通过 Lyapunov 定理证明系统的稳定性及在有限时间内收敛，并进行了试验验证。结果表明：设计的控制器实现了对系统给定值有效的跟踪控制，有效消除了抖振现象，提高了系统的鲁棒性。

关　键　词：表贴式永磁同步电机；非奇异快速终端滑模；超扭曲算法；自适应扩展滑模扰动观测器；位置跟踪

中图分类号：TM341

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)11-3698-11

高功率密度、高能量效率、可靠性高是永磁同步电机 (permanent magnet synchronous motor, PMSM) 的显著优点，目前在很多领域得到广泛应用[1-3]，随着其应用领域的扩展，现代工业应用对 PMSM 高精度位置控制的要求也越来越高。虽然传统的比例-积分-微分 (proportional-integral-derivative, PID) 控制凭借简单的实现方式已经广泛应用于 PMSM 控制系统中，但难以满足高精度定位场合的应用需求[4]。

为提高 PMSM 位置跟踪的精确性，滑模控制 (sliding mode control, SMC)[5]、自适应控制、模糊控制[6]、神经网络控制[7] 等控制方法已经被应用。其中，自适应控制虽有较强的容错能力，但很难定义控制目标，动态品质较差；模糊控制比较依赖于前人的经验，对于复杂非线性情况下的控制实现较为困难；神经网络控制需要大量的数据才能表现出良好的性能；SMC 的鲁棒性较强，对于自身参数变化条件的要求较低，在 PMSM 控制系统中应用广泛，被认为是提高机电伺服系统抗干扰性和鲁棒性的有效方法之一[8]。传统 SMC 的滑模面函数是线性的，系统状态与输入之间存在较大的稳态跟踪误差，明显影响模型中的未建模特性，阻碍了其在实际系统中的应用。为解决线性 SMC 存在的问题，Tang[9] 提出了新型终端 SMC，将非线性函数引入到滑模面中，抑制了线性 SMC 稳态跟踪误差大、难以在有限时间内收敛的问题，终端滑模解决了滑模面线性状态下渐进收敛的缺点，但难以达到最优的收敛时间，控制输入也会产生奇异性；Mobayen[10] 研究了一种新的结合全局滑模结构的快速终端 SMC 方法，可以使系统状态迅速、准确地收束至平衡状态；Chen 等[11] 针对一类不确定非线性系统的跟踪控制问题，利用非奇异快速终端滑模和二次幂趋近率设计了 SMC，解决了传统终端 SMC 奇异性

收稿日期：2023-09-26；**录用日期**：2023-11-03；**网络出版时间**：2023-11-20 11:29

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231117.0939.001

基金项目：国家自然科学基金 (52305265)；山东省自然科学基金 (ZR2023ME178)；山东省科技中小企业创新能力提升项目 (2023TSGC0404)；山东省高等学校“青创团队计划” (2022KJ232)

* **通信作者**. E-mail：lujiayu@sdut.edu.cn

引用格式：谭草，郝明基，陆佳瑜，等. 改进的表贴式 PMSM 快速超扭曲滑模位置跟踪控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3698-3708. TAN C，HAO M J，LU J Y，et al. Improved surface PMSM fast super-twisted sliding mode position tracking control [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3698-3708（in Chinese）.

和收敛速度慢的问题。目前, 非奇异快速终端 SMC (non-singular fast terminal sliding mode control, NFTSMC) 已经广泛应用于不同领域的高精度控制, 如四旋翼飞行器[12]、电静液作动器[13]、制导律[14]等。

然而, 传统一阶滑模变结构控制由于控制率不连续, 容易发生抖振现象, 并且 PMSM 系统中不可避免地存在参数不确定、多源干扰等问题, 严重影响系统的控制性能。针对抖振现象, 研究人员提出了多种解决方法, 如滑模趋近率方法[15]、高阶滑模方法[16]、准滑动模态法[17]等, 其中, 高阶滑模方法不仅能够有效克服抖振问题, 还具有传统滑模稳定鲁棒性的特点。由于电机控制系统运行时存在复杂的非线性因素, 通常采用二阶滑模, 其中, 超扭曲算法 (super-twisting algorithm, STA) 由于不用计算滑模变量的极值与导数, 在精确跟踪和状态评估中得到了普遍的应用[18]。张庆超等[19]为解决电机转速环控制的问题, 提出了基于 STA 的二阶控制率设计方法, 证明了稳定性, 并对其中的二阶滑模参数进行分析。许德智等[20]针对直线电机的位置控制问题, 提出了超扭曲反推控制策略, 减弱了抖振现象, 加快了收敛速度, 并在永磁直线同步电机上进行了试验验证。

在解决外部多源干扰问题上, 干扰观测器技术得到了广泛应用。文献 [21] 提出一种基于反步滑模和三阶扩张状态观测器 (extended state observer, ESO) 的 PMSM 系统非级联结构控制策略, 采用三阶 ESO 补偿非级联结构控制的 PMSM 系统扰动, 提高系统的鲁棒性。武志涛等[22]提出一种复合式滑模位置控制策略, 将限制条件加入定结构 SMC 中, 并利用滑模扰动观测器对控制输入中难以测量的项进行估计补偿, 抑制了不确定扰动对控制器性能的影响。

基于以上分析, 为了实现 PMSM 位置快速稳定跟踪控制, 本文提出一种基于改进快速 STA 的 NFTSMC 和自适应扩展滑模扰动观测器 (adaptive extend sliding mode disturbance observer, AESMDO) 的复合控制策略。构造的非奇异快速终端滑模面有效避免了奇异和收敛速度慢的问题, 将改进的快速 STA 作为趋近阶段的切换控制率, 有效抑制了抖振现象, 加快了系统的趋近速度; AESMDO 将估计出的扰动量实时反馈到位置控制器中, 实现了位置信息的精准跟踪。传统的含位置环的 PMSM 控制通常采用位置-转速-电流三闭环结构, 本文结合改进的 STA 将表贴式 PMSM 伺服系统位置环和转速环综合设计为一体的外环, 简化了控制系统的结构。

1　含扰动表贴式 PMSM 数学模型的建立

为了便于设计控制器, 采用 d-q 旋转坐标系, 忽略电机中的磁滞损耗及铁芯饱和, 则旋转坐标系下表贴式 PMSM 的定子电压方程为

$$\begin{cases} u_d = Ri_d + L_d \dfrac{\mathrm{d}i_d}{\mathrm{d}t} - p_{\mathrm{n}} w_{\mathrm{m}} L_q i_q \\ u_q = Ri_q + L_q \dfrac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t} + p_{\mathrm{n}} w_{\mathrm{m}} L_d i_d + p_{\mathrm{n}} w_{\mathrm{m}} \varphi_{\mathrm{f}} \end{cases} \tag{1}$$

式中: u_d 和 u_q 分别为电机直轴 (d 轴) 和交轴 (q 轴) 电压; i_d 和 i_q 分别为电机直轴 (d 轴) 和交轴 (q 轴) 电流; L_d 和 L_q 分别为 d 轴和 q 轴电感; R 为定子电阻; p_{n} 为极对数; w_{m} 为电机机械角速度; φ_{f} 为永磁体磁链; t 为时间。

电机的机械运动方程为

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}w_{\mathrm{m}}}{\mathrm{d}t} = \dfrac{1}{J}(T_{\mathrm{e}} - T_{\mathrm{L}} - Bw_{\mathrm{m}}) \\ \dfrac{\mathrm{d}\theta_{\mathrm{m}}}{\mathrm{d}t} = w_{\mathrm{m}} \end{cases} \tag{2}$$

式中: θ_{m} 为电机机械角度; J 为转动惯量; B 为阻尼系数; T_{e} 为电磁转矩; T_{L} 为负载转矩。

电机的电磁转矩方程为

$$T_{\mathrm{e}} = \frac{3}{2} p_{\mathrm{n}} i_q [i_d (L_d - L_q) + \varphi_{\mathrm{f}}] \tag{3}$$

表贴式 PMSM 的定子电感满足 L_d=L_q 的条件, 代入式 (3) 可得表贴式三相 PMSM 电磁转矩方程为

$$T_{\mathrm{e}} = \frac{3}{2} p_{\mathrm{n}} i_q \varphi_{\mathrm{f}} \tag{4}$$

若考虑表贴式 PMSM 运行时的扰动, 包含电机参数漂移、摩擦及负载转矩等的影响, 则机械运动方程为

$$\begin{aligned} \frac{\mathrm{d}w_{\mathrm{m}}}{\mathrm{d}t} &= \left(\frac{3p_{\mathrm{n}}\varphi_{\mathrm{f}}}{2J} + \Delta a\right) i_q - \left(\frac{B}{J} + \Delta b\right) w_{\mathrm{m}} - \left(\frac{T_{\mathrm{L}}}{J} + \Delta c\right) = \\ &\frac{3p_{\mathrm{n}}\varphi_{\mathrm{f}}}{2J} i_q - \frac{Bw_{\mathrm{m}}}{J} - \frac{T_{\mathrm{L}} - Ji_q\Delta a + Jw_{\mathrm{m}}\Delta b + J\Delta c}{J} = \\ &\frac{3p_{\mathrm{n}}\varphi_{\mathrm{f}}}{2J} i_q - \frac{Bw_{\mathrm{m}}}{J} - \frac{z(t)}{J} \end{aligned} \tag{5}$$

式中: Δa、Δb、Δc 分别为对应项的不确定因素且有界; $z(t) = T_{\mathrm{L}} - Ji_q\Delta a + Jw_{\mathrm{m}}\Delta b + J\Delta c$ 为包含电机参数漂移、摩擦及负载转矩的总扰动量。

假设: ①信号是连续可微的, 且其导数有界; ②外部扰动是未知有界的, 且满足 $|z(t)| \leqslant P$、导数 $|\dot{z}(t)| \leqslant \tau_1$, 其中, P 和 τ_1 为正常数。

2　快速超扭曲非奇异快速终端滑模控制器的设计

在传统的 PMSM 位置控制问题中, 大多采用位

置-转速-电流三环线性级联结构，其中，比例控制常用于位置环，比例-积分（proportional-integral, PI）控制通常用于转速环和电流环，本文设计的基于复合控制策略的表贴式 PMSM 伺服系统结构如图 1 所示，仍然采用 PI 控制调节电流环，对于位置外环和转速环，结合 STA 沿用滑模变结构方法统一设计为表贴式 PMSM 伺服系统的外环。系统外环的输入变量为给定角度参考值 θ_r、电机角度反馈值 θ_m、角速度反馈值 w_m 和总扰动估计 $\hat{z}(t)$，控制器的输出变量为 q 轴电流参考值 i_q^*。

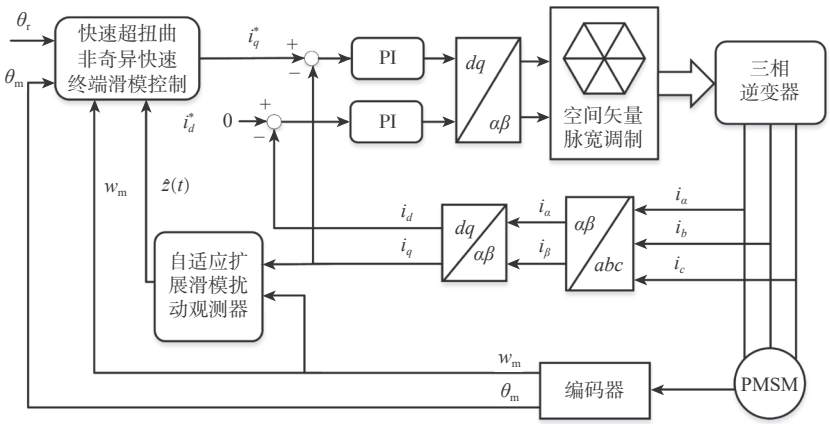


图 1 基于复合控制策略的表贴式 PMSM 伺服系统结构

Fig. 1 Structure of surface PMSM servo system based on the composite control strategy

为了便于控制器的设计，定义表贴式 PMSM 系统的状态变量为

$$\begin{cases} x_1 = \theta_m - \theta_r \\ x_2 = \dot{x}_1 = w_m - \dot{\theta}_r \end{cases} \tag{6}$$

$$\dot{x}_2 = \frac{3p_n\varphi_f}{2J} i_q - \frac{B}{J} w_m + \frac{z(t)}{J} - \ddot{\theta}_r \tag{7}$$

结合式 (6) 和式 (7)，可得系统位置误差状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\dfrac{B}{J} w_m + \dfrac{3p_n\varphi_f}{2J} i_q + \dfrac{z(t)}{J} - \ddot{\theta}_r \end{cases} \tag{8}$$

为了避免奇异性，采取如下非奇异快速终端滑模面[11]：

$$s = x_1 + l_1 |x_1|^g \operatorname{sgn}(x_1) + l_2 |x_2|^{\frac{m}{n}} \operatorname{sgn}(x_2) \tag{9}$$

式中：g、l_1、l_2 为正实数；m、n 为正奇数；sgn 为符号函数，当系统偏离稳定状态时，$l_1|x_1|^g\operatorname{sgn}(x_1)$ 使系统以较快的速度收敛，当系统接近稳定状态时，$l_2|x_2|^{\frac{m}{n}}\operatorname{sgn}(x_2)$ 保证系统在有限时间内渐进收敛。$1<m/n<2$，$g>m/n$，即 x_1 和 x_2 没有负指数项，确保控制器的滑模面不存在奇异性的问题。

对式 (9) 进行求导得

$$\dot{s} = x_2 + l_1 g |x_1|^{g-1} x_2 + l_2 \frac{m}{n} |x_2|^{\frac{m}{n}-1} \dot{x}_2 \tag{10}$$

根据等效控制法，令 $\dot{s}=0$，可得到系统在滑模面上的等效控制率 i_{eq} 为

$$i_{eq} = \frac{2J}{3p_n\varphi_f} \left[-\frac{n}{l_2 m} \left(1 + l_1 g |x_1|^{g-1}\right) |x_2|^{2-\frac{m}{n}} \operatorname{sgn}(x_2) + \frac{Bw_m}{J} + z(t) + \ddot{\theta}_r \right] \tag{11}$$

与传统 PI 控制相比，二阶滑模 STA 具有强鲁棒性及高动静态性能等优点。本文为了克服抖振现象，加快趋近速度，设计了一种改进的快速 STA，定义如下：

$$\begin{cases} U_{sw} = -h_1 |s|^{\frac{1}{2}} \operatorname{sgn}(s) - h_2 s + f \\ \dot{f} = -h_3 \operatorname{sgn}(s) - h_4 s + \dot{z}(t) \end{cases} \tag{12}$$

式中：h_1、h_2、h_3、h_4 为正常数。通过将不连续项 $\operatorname{sgn}(s)$ 引入到积分环节中，显著减小了抖振，引入的比例项 $h_2 s$ 和 $h_4 s$ 可以加快趋近速度，减小超调量。

选取改进的 STA（见式（12））作为趋近阶段的切换控制律 i_{sw}，即

$$i_{sw} = \frac{2J}{3p_n\varphi_f} \left(-h_1 |s|^{\frac{1}{2}} \operatorname{sgn}(s) - h_2 s - h_3 \int \operatorname{sgn}(s)\,\mathrm{d}t - h_4 \int s\,\mathrm{d}t \right) \tag{13}$$

定义参数：

$$\begin{cases} h_1 > 2\tau_1^2 \\ h_2 > (2\tau_1)^{\frac{1}{2}}/2 \\ h_3 > \tau_1 \\ h_4 > \dfrac{2h_1^3 h_2 + 5h_2^2 r_1}{2k_1 - h_1^3} \end{cases} \tag{14}$$

式中：$\tau_1 > 0$，$r_1 = h_1 \left(\frac{1}{2} h_1^2 + h_3 - \tau_1 \right)$。

证明 Lyapunov 函数选择为

$$V_1 = \frac{1}{2} \left[h_1 \left(|s|^{\frac{1}{2}} \operatorname{sgn}(s) \right)^2 + h_2 s - f \right]^2 + 2h_3 |s| + h_4 s^2 + \frac{1}{2} f^2 \tag{15}$$

式(15)可以改为

$$V_1 = \boldsymbol{X}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{M}_1 \boldsymbol{X}_1 \tag{16}$$

式中:

$$\boldsymbol{X}_1 = \begin{bmatrix} |s|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(s) \\ s \\ \dot{f} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{M}_1 = \boldsymbol{M}_1^{\mathrm{T}} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} 4h_3+h_2^2 & h_1h_2 & -h_1 \\ h_1h_2 & 2h_4+h_2^2 & -h_2 \\ -h_1 & -h_2 & 2 \end{bmatrix}$$

则式 (16) 的导数可表示为

$$\dot{V}_1 = -\frac{1}{|s|^{\frac{1}{2}}}\boldsymbol{X}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_1\boldsymbol{X}_1 - \boldsymbol{X}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_2\boldsymbol{X}_1 + \boldsymbol{A}\boldsymbol{X}_1 \tag{17}$$

$$\boldsymbol{Q}_1 = \boldsymbol{Q}_1^{\mathrm{T}} = \frac{1}{2}h_1\begin{bmatrix} 2h_3+h_1^2 & 0 & -h_1 \\ 0 & 2h_4+5h_2^2 & -3h_2 \\ -h_1 & -3h_2 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} -h_1\dot{z}(t) & -h_2\dot{z}(t) & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{Q}_2 = \boldsymbol{Q}_2^{\mathrm{T}} = h_2\begin{bmatrix} h_3+2h_1^2 & 0 & 0 \\ 0 & h_4+h_2^2 & -h_2 \\ 0 & -h_2 & 1 \end{bmatrix}$$

根据第 1 节中假设②可得

$$\boldsymbol{A}\boldsymbol{X}_1 = -h_1|s|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(s)\dot{z}(t) - h_2 s\dot{z}(t) \leqslant \frac{1}{|s|^{\frac{1}{2}}}\boldsymbol{X}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{X}_1 + \boldsymbol{X}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{X}_1 \tag{18}$$

式中: $\boldsymbol{B}_1 = \begin{bmatrix} h_1\tau_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{B}_2 = \begin{bmatrix} h_2\tau_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$。

因此, 式 (17) 可以改写为

$$\dot{V}_1 \leqslant -\frac{1}{|s|^{\frac{1}{2}}}\boldsymbol{X}_1^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{Q}_1 - \boldsymbol{B}_1)\boldsymbol{X}_1 - \boldsymbol{X}_1^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{Q}_2 - \boldsymbol{B}_2)\boldsymbol{X}_1 \tag{19}$$

如果 h_1、h_2、h_3、h_4 满足式 (14), 则可以保证 $\boldsymbol{Q}_1 - \boldsymbol{B}_1 > \boldsymbol{0}$, $\boldsymbol{Q}_2 - \boldsymbol{B}_2 > \boldsymbol{0}$, 此时, $\dot{V}_1$ 是负定的。由 Lyapunov 定理可知: $V > 0$, $\dot{V} \leqslant 0$, 因此, 本文设计的 SMC 渐进稳定。

等效控制率使系统在滑模面上移动至平衡点, 切换控制率保证系统状态能达到滑模面上, 因此, 将等效控制率与鲁棒切换控制率相结合的控制率为

$$\begin{aligned} i_q = i_{\mathrm{eq}} + i_{sw} = \frac{2J}{3p_{\mathrm{n}}\varphi_{\mathrm{f}}}\Bigg[& -h_1|s|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(s) - h_2 s - \\ & h_3\int \mathrm{sgn}(s)\,\mathrm{d}t - h_4\int s\,\mathrm{d}t - \\ & \frac{n}{l_2 m}\left(1 + l_1 g|x_1|^{g-1}\right)|x_2|^{2-\frac{m}{n}}\mathrm{sign}(x_2) + \frac{Bw_{\mathrm{m}}}{J} + z(t) + \ddot{\theta}_{\mathrm{r}}\Bigg] \end{aligned} \tag{20}$$

当系统状态到达滑动面时, 令 $s = x_1 + l_1|x_1|^g \cdot \mathrm{sgn}(x_1) + l_2|x_2|^{\frac{m}{n}}\mathrm{sgn}(x_2) = 0$, 可得

$$\begin{aligned} x_2 = \dot{x}_1 = -\left(\frac{1}{l_2}\right)^{\frac{n}{m}}\left(x_1 + l_1|x_1|^g\mathrm{sgn}(x_1)\right)^{\frac{n}{m}} = \\ -\left(\frac{1}{l_2}\right)^{\frac{n}{m}} x_1^{\frac{n}{m}}\left(1 + l_1|x_1|^{g-1}\right)^{\frac{n}{m}} \end{aligned} \tag{21}$$

假如时间 t 为任意初始时刻 $x_1(0) \neq 0$ 到 $x_1 = 0$ 所用的时间, 即 $x_1(t) = 0$, 对式(21)两端进行积分可得[23]

$$\begin{aligned} \int_{x_1(0)}^{x_1(t)}\left(\frac{1}{x_1^{\frac{n}{m}}}\right)\mathrm{d}x_1 = -\int_0^t\left(\frac{1}{l_2}\right)^{\frac{n}{m}}\left(1 + l_1|x_1|^{g-1}\right)^{\frac{n}{m}}\mathrm{d}t \leqslant \\ -\int_0^t\left(\frac{1}{l_2}\right)^{\frac{n}{m}}\mathrm{d}t \end{aligned} \tag{22}$$

将式(22)简化可得: $t \leqslant \dfrac{l_2^{\frac{n}{m}} m}{m-n} x_1(0)^{1-\frac{n}{m}}$, 由此可得系统状态可以在有限时间内收敛到 0。

3　自适应扩展滑模扰动观测器的设计

根据建立的含扰动的表贴式 PMSM 数学模型, 总扰动可认为是扩展的系统状态, 即扩展状态方程为

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}w_{\mathrm{m}}}{\mathrm{d}t} = \dfrac{3p_{\mathrm{n}}\varphi_{\mathrm{f}}}{2J}i_q - \dfrac{Bw_{\mathrm{m}}}{J} - z(t)/J \\ \dfrac{\mathrm{d}z(t)}{\mathrm{d}t} = \kappa(t) \end{cases} \tag{23}$$

式中: $\kappa(t)$ 为总扰动 $z(t)$ 的微分项, 并假设 $\kappa(t)$ 有界。

构造 AESMDO 为

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}\hat{w}_{\mathrm{m}}}{\mathrm{d}t} = \dfrac{3p_{\mathrm{n}}\varphi_{\mathrm{f}}}{2J}i_q - \dfrac{B\hat{w}_{\mathrm{m}}}{J} - \hat{z}(t)/J + \psi \\ \dfrac{\mathrm{d}\hat{z}(t)}{\mathrm{d}t} = \gamma\psi \end{cases} \tag{24}$$

式中: $\hat{w}_{\mathrm{m}}$ 和 $\hat{z}(t)$ 分别为 w_{m} 和 $z(t)$ 的估计值; γ 为增益; ψ 的表达式为

$$\psi = \frac{\xi}{1 + \mathrm{e}^{-a|\Delta w|}}\left(\frac{2}{1 + \mathrm{e}^{-b\Delta w}} - 1\right) \tag{25}$$

其中: $\dfrac{\xi}{1 + \mathrm{e}^{-a|\Delta w|}}$ 和 $\dfrac{2}{1 + \mathrm{e}^{-b\Delta w}} - 1$ 均为饱和函数, 且前项为自适应函数, 若其轨迹远离滑模面, 即 $|\Delta w|$ 增大时, 其值接近 ξ, 若其轨迹接近滑模面, 即 $|\Delta w|$ 减小时, 其值接近 $\xi/2$, $\Delta w = \hat{w}_{\mathrm{m}} - w_{\mathrm{m}}$, a、b 为正实数, ξ 为负实数。

将估计的扰动 $\hat{z}(t)$ 代入式 (20) 可得

$$\begin{aligned} i_q = \frac{2J}{3p_{\mathrm{n}}\varphi_{\mathrm{f}}}\Bigg[& -h_1|s|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(s) - h_2 s - h_3\int \mathrm{sgn}(s)\,\mathrm{d}t - \\ & h_4\int s\,\mathrm{d}t - \frac{n}{l_2 m}\left(1 + l_1 g|x_1|^{g-1}\right)|x_2|^{2-\frac{m}{n}}\mathrm{sgn}(x_2) + \\ & \frac{Bw_{\mathrm{m}}}{J} + \hat{z}(t) + \ddot{\theta}_{\mathrm{r}}\Bigg] \end{aligned} \tag{26}$$

式 (24) 减式 (23) 可得误差方程:

$$\begin{cases} \Delta\dot{w} = -\dfrac{B}{J}\Delta w + \Delta z(t)/J + \psi \\ \Delta\dot{z}(t) = \gamma\psi - \kappa(t) \end{cases} \tag{27}$$

式中: $\Delta z(t) = \hat{z}(t) - z(t)$。

本文复合控制策略位置环框图如图 2 所示。

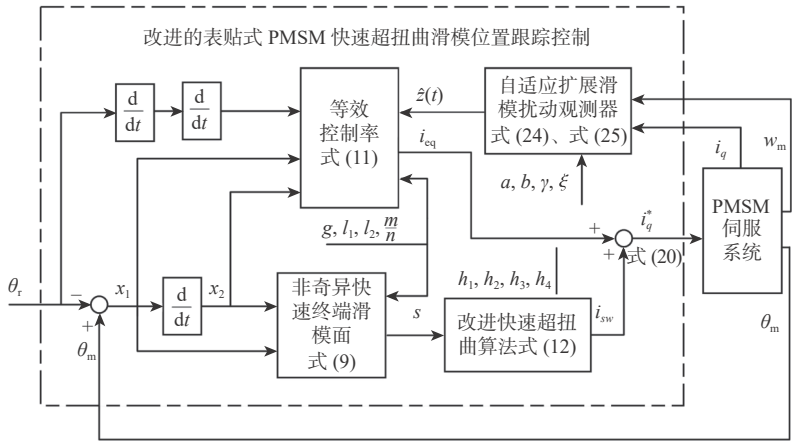


图 2 本文复合控制策略位置环框图

Fig. 2 Block diagram of the position loop of the composite control strategy in this paper

为证明 AESMDO 的稳定性，选择滑模面 $s=\hat{w}-w$，构造 Lyapunov 函数如下：

$$V=\frac{1}{2}s^2 \tag{28}$$

对式 (28) 求导得

$$\dot{V}=s\dot{s}=s\left(-\frac{B}{J}\Delta w+\Delta z(t)/J+\psi\right)= s\left[-\frac{B}{J}\Delta w+\Delta z(t)/J+\frac{\xi}{1+\mathrm{e}^{-a|\Delta w|}}\left(\frac{2}{1+\mathrm{e}^{-b\Delta w}}-1\right)\right] \tag{29}$$

若 $\dot{V}<0$，则需要满足：

$$\frac{\xi}{1+\mathrm{e}^{-a|\Delta w|}}<-\left|-\frac{B}{J}\Delta w+\Delta z(t)/J\right| \tag{30}$$

因此，只需要选择合适的参数满足以上条件，观测器的误差收敛且稳定。

4 结果与分析

4.1 试验平台

为验证本文方法的有效性，建立如图 3 所示的试验平台，主要由上位机、RTU-BOX201 实时控制器、双向直流电源、驱动模块、表贴式 PMSM、负载电机、转接板卡等组成。上位机与控制器之间通过以太网通信连接，双向直流电源为系统供电，驱动模块通过控制器控制负载电机的驱动电压。表贴式 PMSM 部分参数如表 1 所示。将建立的表贴式 PMSM 控制系统模型通过上位机软件把控制算法编译下载到实时数字控制器中，并将控制参数在线实时显示在上位机中。表贴式 PMSM 的位置信息由编码器获得，其编码器分辨率为 2 500 线。试验过程中，控制器参数为 l_1=20, l_2=0.1, g=35/31, m=33, n=31, 扰动观测器的参数为 γ=2 200, ξ=−2.5, a=1, b=1。

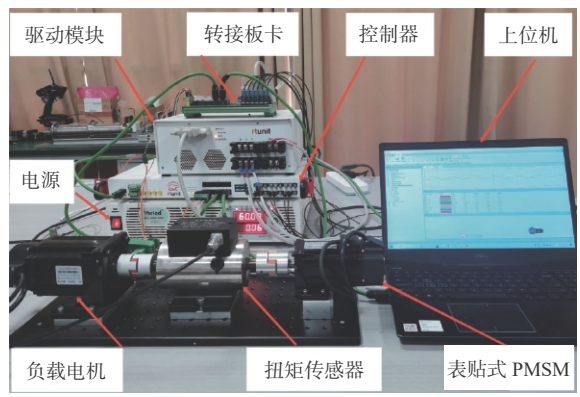


图 3 表贴式 PMSM 试验平台

Fig. 3 Surface PMSM experimental platform

表 1 表贴式 PMSM 参数

Table 1 Surface PMSM parameters

参数	数值
输出额定功率/W	400
额定转速/(r·min^{-1})	3 000
额定电压/V	60
额定电流/A	8.5
极对数	4
定子电阻/Ω	0.19
定子电感/H	0.000 65
转子磁链/Wb	0.018
转动惯量/(kg·m^2)	0.000 034 2
阻尼系数/(N·s·m^{-1})	0.000 1

4.2 位置跟踪性能分析

为验证本文复合控制策略中 AESMDO 对电机总扰动的补偿效果，将其与无 AESMDO 的控制性能进行比较。假设电机受到的总扰动为 $T=5\sin(50\pi t)+8\sin(20\pi t)$，给定输入工况位置为常数 θ_r=20 rad，结果如图 4 所示。结果表明，无 AESMDO 达到设定位置时间约为 0.06 s，稳定后存在 0.4 rad 左右的稳态误差；而有 AESMDO 在 0.04 s 时达到设定位置，稳定后的稳态误差约为 0.05 rad，其响应速度更快，稳态误差更小。

为验证改进快速 STA 的效果，与传统 STA 进行对比。由图 2 可知，改进快速 STA 后的输出为

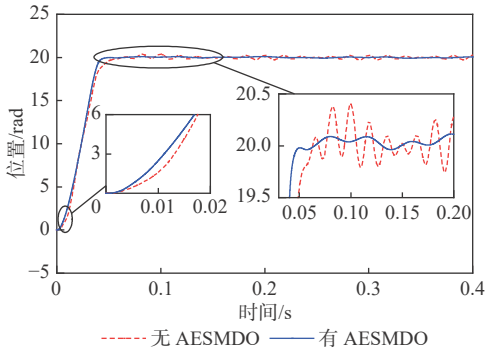


图 4　AESMDO 对扰动的影响

Fig. 4　The effect of AESMDO to the disturbance

q 轴参考电流, 即以 q 轴输出参考电流为纵坐标, 给定输入为阶跃信号, 结果如图 5 所示。结果表明, 改进后的快速 STA 初始状态趋近速度相对更快, 并且没有明显的抖振现象, 而传统 STA 初始状态趋近速度较慢, 有明显抖振现象, 稳定后持续存在 0.2 A 左右幅度的振荡。

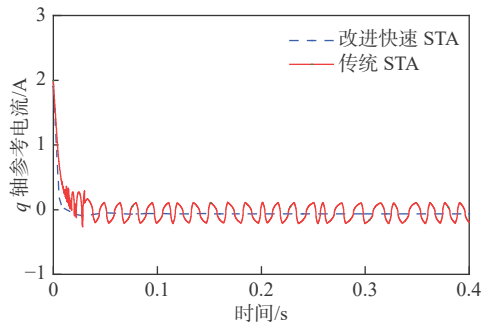


图 5　改进前后 q 轴参考电流输出对比

Fig. 5　Comparison of q-axis reference current output before and after improvement

为更好验证本文复合控制策略位置跟踪的效果, 分别给定正弦位置信号和阶跃位置信号输入工况, 并与传统位置-转速-电流三闭环 PI 控制、滑模面为 $s=cx_1+x_2$、趋近律为 $\dot{s}=-\eta_1\mathrm{sgn}(s)-k_1 s$ 的 SMC 及文献 [24] 采用的滑模趋近律为 $\dot{s}=-v\beta|x_2|^{\beta-1}(k_2 s+\eta_2\mathrm{sgn}(s))$ 的 NFTSMC 进行比较。其中, PI 控制位置环增益 k_{wp}=150, k_{wi}=0.1, 转速环增益 k_{zp}=0.01, k_{zi}=0.1, 电流环增益 k_{dp}=3, k_{di}=1.5; 普通 SMC 参数 c=220, k_1=500, η_1=0.5; NFTSMC 控制参数 v=220, β=17/15, k_2=5 000, η_2=0.01。

图 6(a) 为给定正弦信号 $\theta_r=5\sin(2\pi t)$ rad 下的 4 种控制方法试验对比结果, 可以看出, 4 种控制方法对正弦输入位置均能有效跟踪, 但存在较小的偏移量。图 6(b) 为 4 种控制方法的位置跟踪误差, 可以看出, PI 控制、SMC 控制、NFTSMC 控制及本文控制方法的最大误差分别为 0.450 0, 0.405 0, 0.468 0, 0.364 0 rad, 稳定时的跟踪误差分别约为 0.20, 0.10, 0.08, 0.02 rad, 即正弦目标下采用本文复合控制策略的位置跟踪误差最小, 具有最好的控制精度。图 6(c) 为给定输入位置正弦信号下 4 种控制方法对应的转速曲线。图 6(d) 为输入位置正弦信号下本文复合控制策略下的三相电流, 可以看出, 电流响应曲线较为平滑, 无毛刺现象。

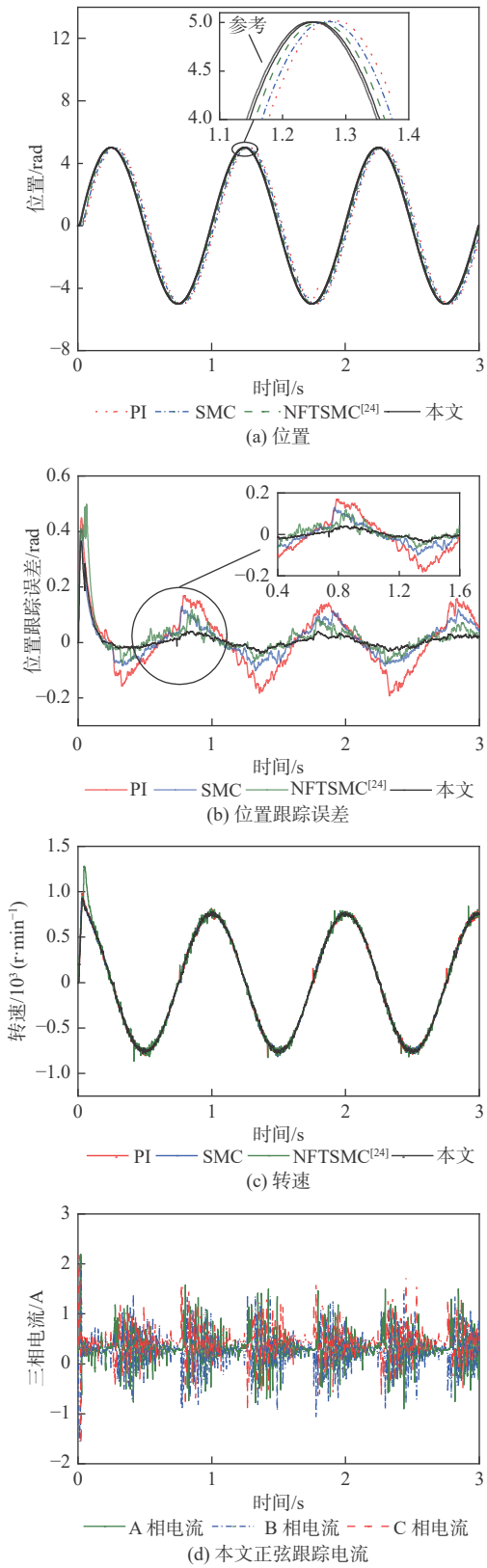


图 6　正弦跟踪试验结果

Fig. 6　Tracking experimental results of sine

图 7(a) 为给定输入位置阶跃信号 θ_r=20 rad 下不同控制方法的试验对比曲线，从放大图可以看出，4 种控制方法均未超调，但采用本文复合控制策略在 0.24 s 时达到设定位置，相比其他控制方法，其响应时间最快。图 7(b) 为输入位置阶跃信号下不同控制方法的位置跟踪误差曲线，从局部放大图可以看出，PI 控制的稳态误差约为 0.06 rad，SMC 控制的稳态误差约为 0.035 rad，NFTSMC 控制的稳态误差约为 0.015 rad，本文复合控制策略的稳态误差趋近于 0，基于以上分析，阶跃目标下采用本文复合控制策略的位置跟踪同样更准确。图 7(c) 为给定输入位置阶跃信号下 4 种控制方法对应的转速曲线，可以看出，本文控制方法下的转速最先降到平稳状态。图 7(d) 为输入位置阶跃信号下本文复合控制策略下的三相电流，波形比较理想。

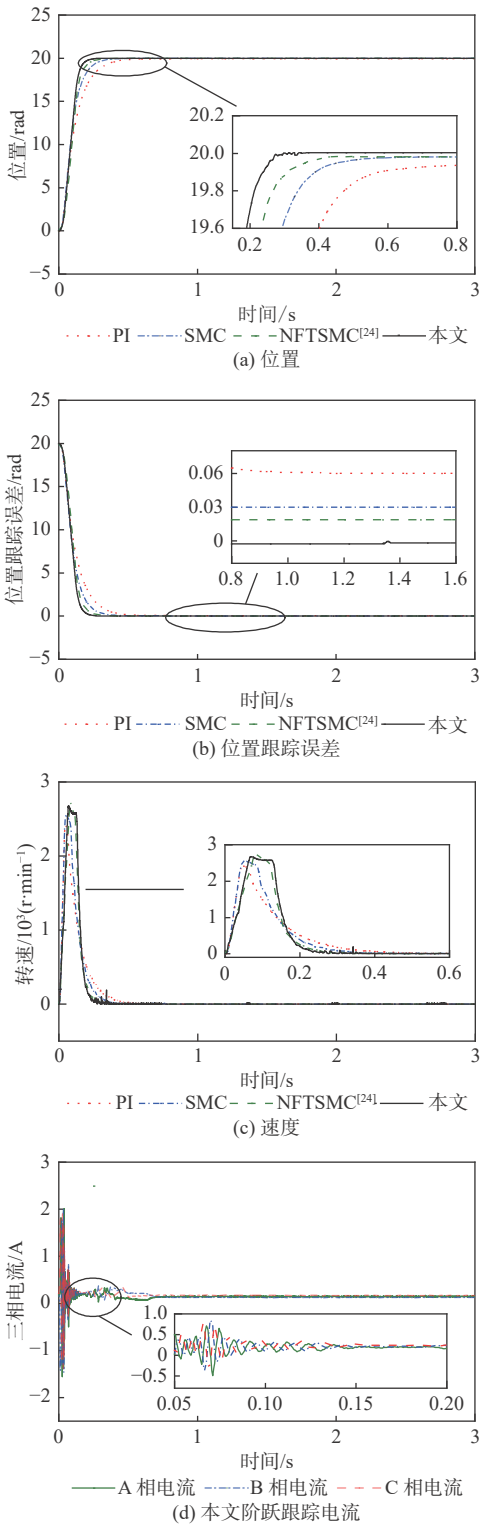


图 7 阶跃跟踪试验结果

Fig. 7 Tracking experimental results of step

4.3 鲁棒性分析

为验证不同控制方法对外部白噪声干扰下的控制性能，对方波信号施加一定功率的随机白噪声干扰。图 8(a) 为施加随机白噪声干扰下的方波位

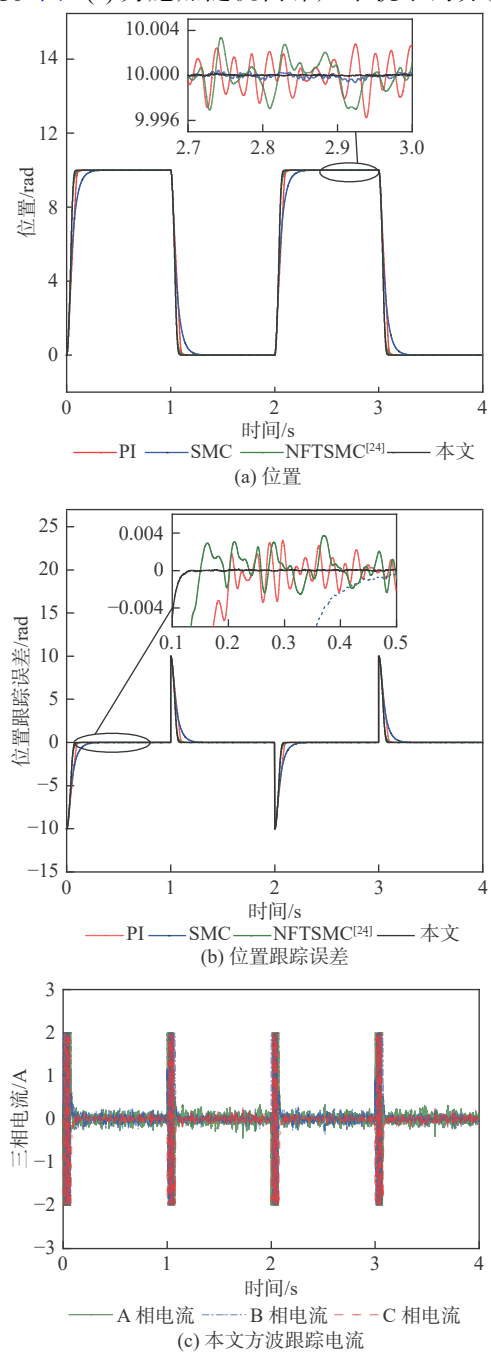


图 8 白噪声下方波跟踪结果

Fig. 8 Square wave tracking results in white noise

置跟踪曲线, 可知, 在施加白噪声干扰下, 4 种控制方式都存在一定程度的振荡。从图 8(b) 跟踪误差结果看出, PI 控制、SMC 控制和 NFTSMC 控制的振荡误差分别约为 0.002 5、0.000 5、0.003 8 rad, 本文复合控制策略的振荡误差趋近于 0, 即本文方法的跟踪误差和稳定性都优于其他控制方法, 具有优秀的连续位移目标跟踪性能。这说明系统在运动过程中受到持续的外界信号干扰时, 采用本文复合控制策略可以克服外部扰动带来的不利影响, 拥有更好的跟踪性能和鲁棒性。

图 9(a) 为不同控制方法对于三角波信号的位置跟踪结果, 运行时间为 4 s, 并在 2 s 时给定 5 N·m 的外部负载, 从局部放大图可以看出, 在 2 s 施加负载之前, 4 种控制方法的位置跟踪效果差别不大, 施加负载后差别更为明显, 这表明 4 种控制方法对外部负载的抗扰性能不同。图 9(b) 为三角信号下不同控制方法的误差, 可以看出, 在施加负载前, PI 控制的误差最大, 约为 0.05 rad, 其他 3 种控制方法的误差在 0 rad 附近, 但在施加负载后, PI 控制有 0.1 rad 的突变, 稳定后仍约有 0.05 rad 的误差, SMC 控制存在 0.026 rad 左右的误差, NFTSMC 控制的误差约为 0.075 rad, 并且存在明显的抖振现象, 而本文提出的复合控制策略在施加负载扰动后仅存在 0.000 5 rad 的误差, 相对于其他 3 种控制方法误差改善了 1 个数量级, 并且明显削弱了抖振现象, 基于以上分析, 本文的复合控制策略具有良好的抑制抖振现象和抗负载干扰的能力。图 9(c) 为三角波信号下本文控制方法的三相电流, 可以看出, 电流运行依旧平稳光滑。

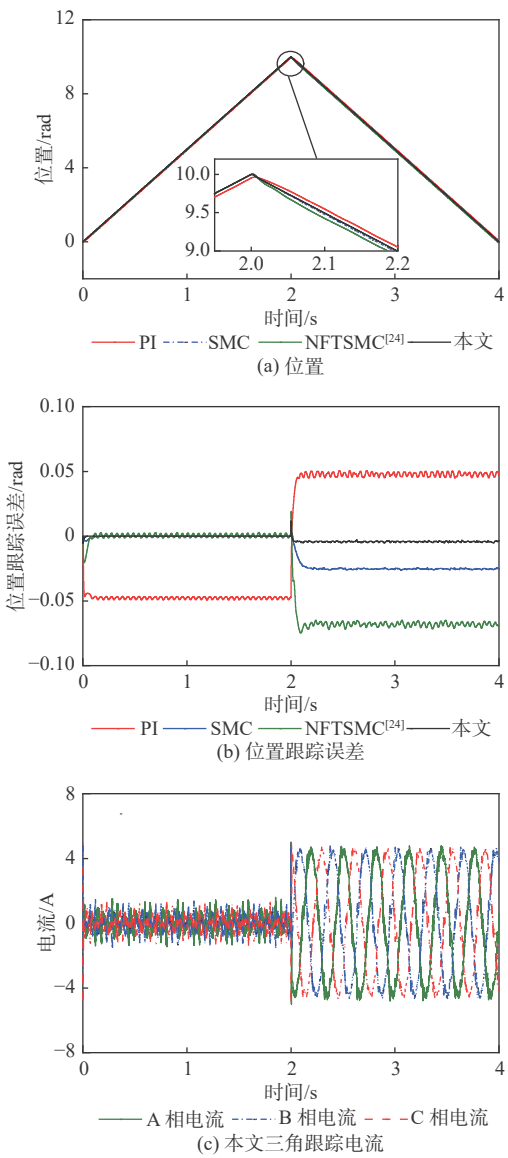


图 9　给定负载下三角目标跟踪结果

Fig. 9　Results of triangular tracking results for a given load

在实际运行过程中, 表贴式 PMSM 的系统参数会受到多种因素的影响, 如磁链会受到温度的影响, 转动惯量随电机运行时长也会变化。为证明不同控制方法对参数漂移的鲁棒性, 改变电机磁链和转动惯量。图 10(a) 为电机转动惯量参数不匹配时的响应曲线, 将转动惯量增大至原来的 2 倍(2J), 从局部放大图可以看出, 转动惯量变化时, 本文复合控制策略相对于其他控制方法响应速度较快, 最先到达稳定位置, 并且其他控制方法的超调量约为 10%, 而本文控制方法的超调量约为 5%, 超调量最小。图 10(b) 为电机磁链参数不匹配(将磁链减小

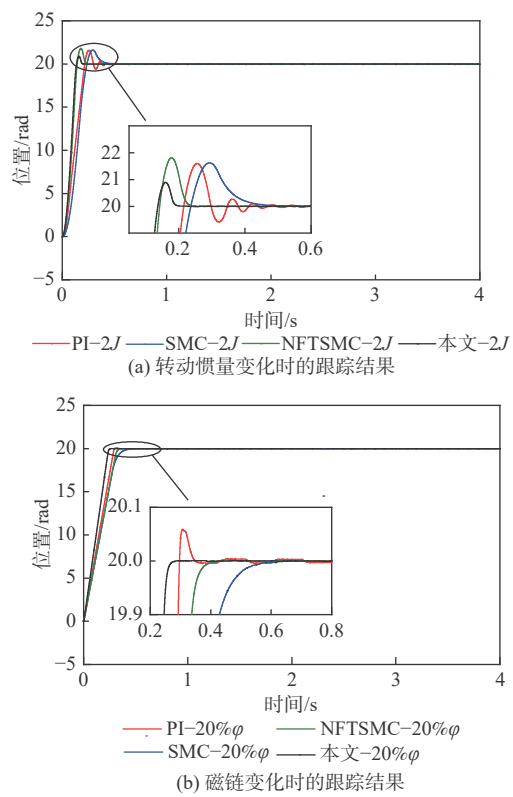


图 10　转动惯量变化和磁链变化时的跟踪结果

Fig. 10　Tracking results of changing the inertia and the magnetic linkage

至原来的20%)时的响应曲线,相比于图10(a),可以看出,4种控制方法的响应时间均有所滞后,PI控制存在较大超调,SMC控制和NFTSMC的响应时间较慢。基于以上分析,本文的复合控制策略具有良好的抑制参数不匹配的能力,具有较强的鲁棒性。

为了更好地比较不同控制方法位置跟踪性能的差别,表2给出了图6~图9中4种控制方法对于不同输入的跟踪误差分析数据。对于阶跃和方波位置输入的最大误差仅考虑达到稳定时的状态。从误差分析数据来看,对于平均误差,正弦信号、方波信号和三角信号下平均误差最小的并不是本文控制方法,这是由于其误差的正负数据累加抵消的原因,故平均误差的代表性不如最大误差和标准差。对于最大误差和标准差,可以看出,本文控制方法下的两者误差均最小,表明本文控制方法具有良好的控制精度。

表2 位置跟踪误差分析数据

Table 2 Position tracking error analysis data rad

信号类型	控制方法	平均误差	最大误差	标准差
正弦信号	PI	0.006 6	0.450 0	0.105 1
	SMC	0.012 8	0.405 0	0.069 7
	NFTSMC[24]	0.020 7	0.468 0	0.072 3
	本文	0.010 3	0.364 0	0.045 3
阶跃信号	PI	0.659 9	0.060 0	2.635 0
	SMC	0.532 2	0.035 0	2.528 9
	NFTSMC[24]	0.513 4	0.015 0	2.656 0
	本文	0.441 3	0.000 2	2.527 2
方波信号	PI	0.001 0	0.002 5	1.916 7
	SMC	−0.000 4	0.000 5	1.893 4
	NFTSMC[24]	0.000 4	0.003 8	1.730 5
	本文	0.000 6	0.000 1	1.724 2
三角信号	PI	0.000 2	0.050 7	0.047 5
	SMC	0.012 2	0.026 4	0.012 5
	NFTSMC[24]	0.033 6	0.074 8	0.034 0
	本文	0.002 1	0.000 5	0.002 2

5 结 论

1)在传统二阶滑模的基础上,提出了一种改进的快速STA,作为NFTSMC的切换趋近律,削弱了抖振,加快了趋近速度。

2)将表贴式PMSM位置环和转速环结合改进快速STA,通过滑模变结构方法设计为伺服系统的外环,简化了系统结构。针对电机扰动建立AESMDO,将扰动以前馈方式进行补偿,提高了控制精度。

3)与传统PI控制、普通SMC控制、NFTSMC控制在不同工况下的对比结果表明,本文复合控制方法误差更小,具有更快的响应速度和更好的控制精度,在施加白噪声干扰、突变负载扰动及参数不匹配情况下同样具有更强的鲁棒性。

参考文献(References)

[1] QIU Z Z, CHEN Y, LIU X, et al. Evaluation and comparison of sideband harmonics and acoustic responses with continuous and discontinuous PWM strategies in permanent magnet synchronous motor for electric vehicles[J]. International Journal of Hydromechatronics, 2022, 5(2): 109.

[2] 黄文卿, 张幽彤, 张兴春. 车用永磁同步电机功率闭环扭矩控制方法[J]. 北京理工大学学报, 2015, 35(3): 246-250.
HUANG W Q, ZHANG Y T, ZHANG X C. Research on power closed-loop torque control strategy of PMSM in HEV application [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2015, 35(3): 246-250(in Chinese).

[3] 张卓然, 陆嘉伟, 张伟秋, 等. 飞机电推进系统高效能电机及其驱动控制技术[J]. 中国电机工程学报, 2024, 44(16): 6610-6632.
ZHANG Z R, LU J W, ZHANG W Q, et al. High-performance electric machine and drive technologies for aircraft electric propulsion systems[J]. Proceedings of the CSEE, 2024, 44(16): 6610-6632(in Chinese).

[4] 李兵强, 吴春, 林辉. 基于参考输入学习的永磁同步电机高精度位置伺服系统[J]. 中国电机工程学报, 2012, 32(3): 96-102.
LI B Q, WU C, LIN H. A high-precision position servo system of permanent magnet synchronous motors with reference input iterative learning[J]. Proceedings of the CSEE, 2012, 32(3): 96-102(in Chinese).

[5] 许叙遥, 林辉. 基于动态滑模控制的永磁同步电机位置速度一体化设计[J]. 电工技术学报, 2014, 29(5): 77-83.
XU X Y, LIN H. Integrated design for permanent magnet synchronous motor servo systems based on dynamic sliding mode control[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2014, 29(5): 77-83 (in Chinese).

[6] 谭草, 鲁应涛, 葛文庆, 等. 直驱式永磁直线电机深度模糊滑模-自抗扰控制[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(1): 185-194.
TAN C, LU Y T, GE W Q, et al. Depth fuzzy sliding-mode active disturbance rejection control method of permanent magnet linear motor for direct drive system[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(1): 185-194(in Chinese).

[7] QI L, SHI H B. Adaptive position tracking control of permanent magnet synchronous motor based on RBF fast terminal sliding mode control[J]. Neurocomputing, 2013, 115: 23-30.

[8] 谭草, 黎德祥, 葛文庆, 等. 改进LuGre模型的电磁直线执行器自适应鲁棒控制[J]. 电机与控制学报, 2022, 26(10): 130-138.
TAN C, LI D X, GE W Q, et al. Adaptive robust control for electromagnetic linear actuator with improved LuGre model[J]. Electric Machines and Control, 2022, 26(10): 130-138(in Chinese).

[9] TANG Y. Terminal sliding mode control for rigid robots[J]. Automatica, 1998, 34(1): 51-56.

[10] MOBAYEN S. Fast terminal sliding mode controller design for nonlinear second-order systems with time-varying uncertainties[J]. Complexity, 2015, 21(2): 239-244.

[11] CHEN S Y, LIU W, HUANG H X. Nonsingular fast terminal sliding mode tracking control for a class of uncertain nonlinear sys-

tems[J]. Journal of Control Science and Engineering, 2019, 2019(Pt. 1): 8146901.1-8146901.17.

[12] 潘菲, 朱宏玉. 航天器非奇异自适应终端滑模姿轨联合控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1354-1362.
PAN F, ZHU H Y. Spacecraft non-singular adaptive terminal sliding mode attitude-orbit coupling control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1354-1362(in Chinese).

[13] 谭草, 李波, 于鹏, 等. 电磁直驱静液作动器多学科建模与优化[J]. 北京理工大学学报, 2022, 42(10): 1080-1088.
TAN C, LI B, YU P, et al. Multidisciplinary modeling and optimization of direct-driving electro-hydrostatic actuator[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2022, 42(10): 1080-1088(in Chinese).

[14] 赵国荣, 李晓宝, 刘帅, 等. 自适应非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1059-1070.
ZHAO G R, LI X B, LIU S, et al. Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode guidance law with fixed-time convergence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1059-1070(in Chinese).

[15] XIU C B, GUO P H. Global terminal sliding mode control with the quick reaching law and its application[J]. IEEE Access, 2018, 6: 49793-49800.

[16] BARTOLINI G, LEVANT A, PISANO A, et al. Adaptive second-order sliding mode control with uncertainty compensation[J]. International Journal of Control, 2016, 89(9): 1747-1758.

[17] 刘春光, 徐浩轩, 高强, 等. 混合动力车辆机组的准滑动模态速度控制策略[J]. 计算机仿真, 2020, 37(12): 12-15.
LIU C G, XU H X, GAO Q, et al. Quasi-sliding mode speed control strategy for hybrid electric vehicle units[J]. Computer Simulation, 2020, 37(12): 12-15(in Chinese).

[18] 涂宇, 王怡, 吴志海, 等. 基于超扭曲算法的解耦非奇异快速终端滑模[J]. 控制工程, 2020, 27(2): 271-277.
TU Y, WANG Y, WU Z H, et al. Decoupled nonsingular fast terminal sliding mode control based on super twisted algorithm[J]. Control Engineering of China, 2020, 27(2): 271-277(in Chinese).

[19] 张庆超, 马瑞卿, 皇甫宜耿, 等. 电机转速环节 Super-Twisting 算法二阶滑模控制律设计与研究[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(4): 669-676.
ZHANG Q C, MA R Q, HUANGFU Y G, et al. Second-order sliding mode control based on Super-Twisting algorithm for the speed outer loop of motors[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(4): 669-676(in Chinese).

[20] 许德智, 黄泊珉, 杨玮林. 神经网络自适应的永磁直线同步电机超扭曲终端滑模控制[J]. 电力系统保护与控制, 2021, 49(13): 64-71.
XU D Z, HUANG B M, YANG W L. Neural network adaptive super twist terminal sliding mode control for a permanent magnet linear synchronous motor[J]. Power System Protection and Control, 2021, 49(13): 64-71(in Chinese).

[21] WANG Y, YU H T, FENG N J, et al. Non-cascade backstepping sliding mode control with three-order extended state observer for PMSM drive[J]. IET Power Electronics, 2020, 13(2): 307-316.

[22] 武志涛, 李帅, 程万胜. 基于扩展滑模扰动观测器的永磁直线同步电机定结构滑模位置跟踪控制[J]. 电工技术学报, 2022, 37(10): 2503-2512.
WU Z T, LI S, CHENG W S. Fixed structure sliding mode position tracking control for permanent magnet linear synchronous motor based on extended sliding mode disturbance observer[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2022, 37(10): 2503-2512(in Chinese).

[23] 付建斌, 康恺. 非奇异快速终端滑模的分数阶迭代学习控制策略研究[J]. 制造业自动化, 2022, 44(11): 119-122.
FU J B, KANG K. Fractional order iterative iearning control strategy of nonsingular fast terminal sliding mode[J]. Manufacturing Automation, 2022, 44(11): 119-122(in Chinese).

[24] 张智鑫, 刘旭东. 基于 ESO 的永磁同步电机伺服系统快速终端滑模控制[J]. 控制理论与应用, 2023, 40(7): 1233-1242.
ZHANG Z X, LIU X D. Fast terminal sliding mode control of permanent magnet synchronous motor servo system with ESO[J]. Control Theory & Applications, 2023, 40(7): 1233-1242(in Chinese).

Improved surface PMSM fast super-twisted sliding mode position tracking control

TAN Cao[1]，HAO Mingji[1, 2]，LU Jiayu[1, *]，WEI Qingkun[1]，REN Haoxin[1]

(1. School of Transportation and Vehicle Engineering，Shandong University of Technology，Zibo 255000，China；
2. School of Vehicle Engineering，Shandong Transport Vocational College，Weifang 261000，China)

Abstract：To solve the problem of position tracking control of the surface permanent magnet synchronous motor (PMSM) servo system, a compound control strategy based on non-singular fast terminal sliding mode control (NFTSMC) using an improved fast super-twisting algorithm (STA) and adaptive extend sliding mode disturbance observer (AESMDO) is proposed. Firstly, the mathematical model of surface PMSM with disturbance is established. Secondly, a fast super-twisting nonsingular fast terminal sliding mode controller is designed to prevent singularity and chattering. The improved fast STA is used as the switching control law of the approach phase, which has a faster approach speed than the traditional second-order sliding mode. In order to improve the system's ability to resist disturbance, finally, an AESMDO is designed to estimate the disturbance and compensate by the feedforward method. The stability and convergence of the system in finite time are proved by Lyapunov's theorem, and the experiment is carried out. The outcomes demonstrate how well the developed controller can monitor and regulate the system's specified value, effectively remove the buffeting phenomenon, and increase the system's resilience.

Keywords：surface permanent magnet synchronous motor；non-singular fast terminal sliding mode；super-twisting algorithm；adaptive extend sliding mode disturbance observer；position tracking

Received：2023-09-26；**Accepted**：2023-11-03；**Published Online**：2023-11-20 11：29

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231117.0939.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (52305265); Shandong Provincial Natural Science Foundation (ZR2023ME178); Shandong Province Science and Technology Small and Medium Enterprises Innovation Ability Enhancement Project (2023TSGC0404); Shandong Province Higher Education "Youth Innovation Team Plan" (2022KJ232)

* **Corresponding author**. E-mail：lujiayu@sdut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0628

扭曲螺旋管中超临界RP-3航空煤油换热数值研究

王彦红[1,*]，黄帅岭[1]，东明[2]，贾玉婷[1]
(1. 东北电力大学 能源与动力工程学院，吉林 132012；2. 大连理工大学 能源与动力学院，大连 116024)

摘 要：面向空-油换热器的通道结构改进问题，进行扭曲螺旋管中超临界RP-3航空煤油换热数值研究，着重探究煤油压力、螺旋节距和花瓣数目对换热的影响。讨论管壁温度和换热系数沿流动方向的变化情况，通过通道截面温度、主流流速、二次流流速和湍动能云图揭示壁温的周向分布特征和机制。基于旋流强度和二次流强度的轴向演变考察了旋流对换热的影响。与圆管比较，通过综合评价因子（PEC）表征扭曲螺旋管的增强换热效果。建立三瓣、四瓣、五瓣通道的换热关联式。结果表明：管壁温度达到拟临界温度后观察到高传热热阻类气膜引起的传热恶化问题，花瓣内出现2个非对称的壁温波形；提高煤油压力、增大螺旋节距、减少花瓣数目均使旋流效应减弱；PEC处于1.05～1.65的范围，煤油压力越高、螺旋节距越小、花瓣数目越少，越有利于提升扭曲螺旋管的综合换热作用。

关 键 词：扭曲螺旋管；超临界煤油；传热恶化；旋流；二次流
中图分类号：V231.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3709-12

热端部件冷却是现今航空发动机面临的关键技术问题，其源于压气比提升带来的压气机出口空气温度显著增高[1-2]。通过空-油换热器冷却压气机出口空气，增强高压空气冷却性能，可以实现发动机热端部件有效防护[3-4]。空-油换热器的冷媒为航空煤油，其供油压力高于临界压力，通道内航空煤油存在具有热物性剧变特征的超临界换热问题[5-6]。

对于空-油换热器中超临界航空煤油的换热已开展了一定研究。Liu等[7]对套管式空-油换热器的综合换热性能进行了实验研究，航空煤油换热受空气侧影响，密度和黏度的变化引起煤油显著的压降和换热削弱，增大煤油流量可以增强换热器的综合换热效果。Wen等[8]进行了螺旋管内航空煤油的非均匀换热特性研究，离心力引起的二次流促使螺旋内侧壁温高于外侧，提升了换热性能。Fu等[9]研究发现，U型管弯管段二次流对航空煤油具有突出的增强换热作用。赵晋杰等[10]、王彦红等[11-12]提出蛇形管的离心力更强且出现多对二次流涡，对促进航空煤油换热极为有利。螺旋管、U型管、蛇形管均是空-油换热器较好的结构选择[8-12]。通道内壁为螺纹结构和波纹结构也是增强碳氢燃料换热的良好方案，因为这些结构可以产生旋流二次流作用[13-14]。选择不同类型的管道目的是通过通道结构优化耦合热物性剧变，解决航空煤油的高效换热问题。

扭曲螺旋管作为新型的强化换热通道在换热器中广泛应用[15]。Tang等[16]探究了几何参数对扭曲螺旋管中流动换热的影响，通道花瓣外径大的换热更好，螺旋节距减小换热增强，左右旋转相比右旋转对换热更有利。Maryan等[17]提出三瓣扭曲通道的换热性能相比四瓣通道和五瓣通道更好。Liaw等[18]考察了多瓣扭曲螺旋通道的强化换热机制，扭曲螺旋产生的二次流是换热增强的原因。Liaw等[19]

收稿日期：2023-09-28；**录用日期**：2024-01-10；**网络出版时间**：2024-10-29 12:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241029.0918.001
基金项目：国家自然科学基金(52106196)；吉林省教育厅科技项目(JJKH20220100KJ)
*通信作者. E-mail：wangyh.526@163.com

引用格式：王彦红，黄帅岭，东明，等. 扭曲螺旋管中超临界RP-3航空煤油换热数值研究[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3709-3720. WANG Y H，HUANG S L，DONG M，et al. Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in twisted spiral tubes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3709-3720 (in Chinese).

对多瓣扭曲螺旋通道层流换热研究表明，偶数瓣通道相比奇数瓣通道的旋流强化换热效果更突出。花瓣扭曲螺旋通道相比直圆通道具有旋流效应和增强换热作用，可以应用到空-油换热器，扭曲螺旋通道内超临界航空煤油的换热机制和通道几何参数的影响需要补充。

本文建立扭曲螺旋管模型，对通道内超临界RP-3航空煤油的换热进行数值研究，着重探究煤油压力、螺旋节距和花瓣数目对换热的影响，通过温度场和速度场揭示换热机理，探究旋流强度和二次流强度的演变特征，评价扭曲螺旋管相比圆管的综合换热性能，提出换热关联式，以期解决空-油换热器的通道结构改进问题。

1 数值模型

1.1 扭曲螺旋管模型

图1给出了三瓣、四瓣和五瓣型扭曲螺旋管的示意图。通道设计的基本原则[16]：内圆直径D_1=2.25 mm，外圆直径D_2=3 mm，花瓣处于长度r=0.375 mm的环形范围。通道加热段长度为1 200 mm，不计壁厚[16,18-19]，壁面施加均匀的热流密度q，进口段和出口段绝热长度均为180 mm，满足加热段进口流动充分发展且避免出口效应的影响。通道竖直布置，g为重力加速度，探究航空煤油的上升流动工况。进口给定质量流速和进口温度，出口为静压边界。螺旋节距P取100 mm、200 mm和300 mm这3种类型。设定如图的周向角0°位置，周向角逆时针增大，探究花瓣周向的壁温特征和换热机理。同时，设置了与扭曲螺旋管水力直径相同的圆管，以圆管为基准通过比较分析扭曲螺旋管的综合换热效果。

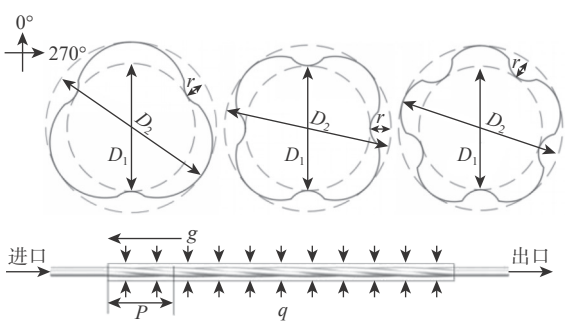
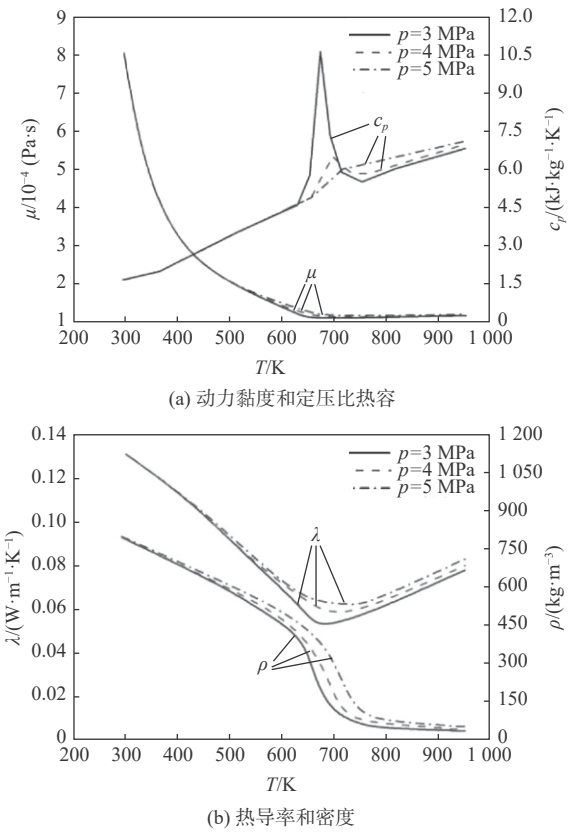


图1 竖直扭曲螺旋管

Fig. 1 Vertical twisted spiral tubes

1.2 航空煤油热物性

RP-3航空煤油的热物性包括密度ρ、定压比热容c_p、热导率λ和动力黏度μ，图2给出了不同压力p下(临界压力为2.34 MPa)4个热物性随温度的变化情况[20]。由图可知，定压比热容存在显著的峰值，该峰值对应的温度为拟临界温度，拟临界温度附近热物性变化相比其他温度范围更加剧烈。随着压力升高，定压比热容峰值下降，热物性变化趋缓。强变热物性是引起复杂超临界换热的根本原因。4个热物性参数通过分段线性的形式导入Fluent，为控制方程求解提供基础。表1给出了压力为3 MPa时分段线性拟合的热物性，T为温度。



(a) 动力黏度和定压比热容

(b) 热导率和密度

图2 热物性随温度的变化情况[20]

Fig. 2 Thermo-physical properties variations with temperature[20]

1.3 控制方程

连续性方程：

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i}=0 \tag{1}$$

式中：u为流速。

动量守恒方程：

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu_e\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\mu_e\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right]-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\rho g_i \tag{2}$$

式中：下标e表示有效值。

能量守恒方程：

$$\frac{\partial(\rho u_i c_p T)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left(K_e\frac{\partial T}{\partial x_i}\right)+\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\left[\mu_e\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\mu_e\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right] \tag{3}$$

剪切应力传输(shear stress transport, SST) k-ω湍

表 1　压力为 3 MPa 时分段线性拟合的热物性

Table 1　Thermophysical properties of a piecewise linear fitting at a pressure of 3 MPa

ρ/(kg·m^{-3})	c_p/(kJ·kg^{-1}·K^{-1})	λ/(W·m^{-1}·K^{-1})	μ/10^{-4}(Pa·s)
−1.03T+300.22(T∈[295,515] K)	0.004 7T−1.37(T∈[295,361] K)	−0.000 18T+0.054(T∈[295,409] K)	−0.072T+21.32(T∈[295,324] K)
−1.4T+720.89(T∈[515,619] K)	0.009 8T−3.55(T∈[361,627] K)	−0.000 22T+0.092(T∈[409,659] K)	−0.049T+15.9(T∈[324,350] K)
−3T+1 859.52(T∈[619,650] K)	0.051T−32.06(T∈[627,651] K)	−0.000 095T+0.063(T∈[659,680] K)	−0.031T+10.69(T∈[350,389] K)
−5.08T+3 302.32(T∈[650,681] K)	0.23T−148.43(T∈[651,672] K)	−0.001 3T+0.88(T∈[680,721] K)	−0.018T+6.99(T∈[389,428] K)
−2.3T+1 569.14(T∈[681,709] K)	−0.18T+123.6(T∈[672,690] K)	0.000 088T−0.063(T∈[721,814] K)	−0.01T+4.44(T∈[428,500] K)
−0.99T+702.92(T∈[709,754] K)	−0.066T+45.37(T∈[690,712] K)	0.000 11T−0.087(T∈[814,950] K)	−0.006 2T+3.12(T∈[500,646] K)
−0.31T+233.59(T∈[754,799] K)	−0.01T+7.4(T∈[712,751] K)		0.000 092T−0.06(T∈[646,950] K)
−0.082T+65.95(T∈[799,950] K)	0.007 8T−5.87(T∈[751,821] K)		
	0.005 9T−4.88(T∈[821,950] K)		

流模型[21]:

$$\frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+G_k-Y_k \tag{4}$$

$$\frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right]+G_\omega-Y_\omega+D_\omega \tag{5}$$

式中: k 为湍动能; ω 为比耗散率; σ 为湍流普朗特数; G 为产生项; Y 为耗散项; D 为扩散项; 下标 t 表示湍流值。

采用双精度分离求解器求解控制方程, 对控制方程进行二阶迎风离散, 选用压力耦合方程组的半隐式方法 (semi-implicit method for pressure linked equations-consistent, SIMPLEC), 连续性方程残差小于 10^{-5} 时收敛, 其他方程的收敛残差要求小于 10^{-7}。

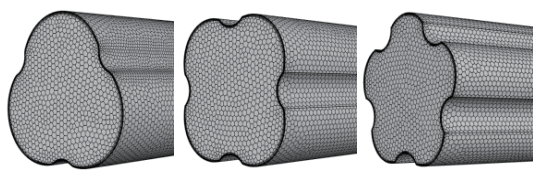
1.4　网格无关性分析

对 3 种扭曲螺旋管划分非结构化网格, 壁面附近进行网格加密。边界层层数为 14, 第 1 层边界层宽度满足距壁面的无量纲距离 y^+<1, 之后按增长率为 1.2 生成边界层网格, 满足 SST k-ω 湍流模型对边界层网格的要求。表 2 为网格无关性分析, 通过出口温度 T_{out} 和出口速度 u_{out} 计算结果表征, 质量流速为 800 kg/(m^2·s), 热流密度为 600 kW/m^2, 压力为 3 MPa, 进口温度为 450 K。通过网格无关性验证确定三瓣、四瓣和五瓣扭曲螺旋管的网格数量分别为 3.25×10^6、3.30×10^6 和 3.45×10^6, 对应的网格如图 3 所示, 相同花瓣数目不同节距的扭曲螺旋管采用相近的网格数量。

表 2　网格无关性分析

Table 2　Mesh independence analysis

花瓣数	网格数量	T_{out}/K	u_{out}/(m·s^{-1})
3	2.10×10^6	751.23	13.55
3	3.25×10^6	754.62	14.23
3	4.10×10^6	754.59	14.35
4	2.25×10^6	775.24	12.45
4	3.30×10^6	778.65	13.73
4	4.20×10^6	778.89	13.54
5	2.40×10^6	793.07	11.51
5	3.45×10^6	795.17	12.93
5	4.65×10^6	794.96	12.24



(a) 三瓣通道　(b) 四瓣通道　(c) 五瓣通道

图 3　扭曲螺旋管网格

Fig. 3　Meshes of twist spiral tubes

1.5　模型验证

目前缺乏扭曲螺旋管中超临界 RP-3 航空煤油换热实验数据, 通过选用文献 [22] 水平圆管内超临界 RP-3 航空煤油换热实验数据(管顶部母线)和文献 [23] 扭曲螺旋管中超临界水换热实验数据进行模型验证。图 4 为内壁温度 T_{wi} 随主流焓值 H_b 的变化情况。RP-3 航空煤油的压力为 3 MPa, 质量流速为 700 kg/(m^2·s), 热流密度为 260 kW/m^2。水的压力为 25 MPa, 质量流速为 800 kg/(m^2·s), 热流密度为 300 kW/m^2。由图可知, SST k-ω 湍流模型计算结果与实验数据吻合良好, 两者的最大偏差为 5.35%,

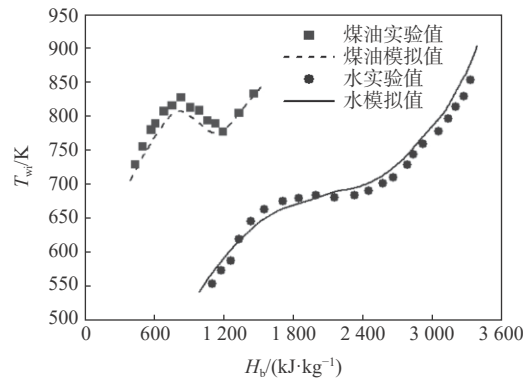


图 4　模型验证[22-23]

Fig. 4　Model verification[22-23]

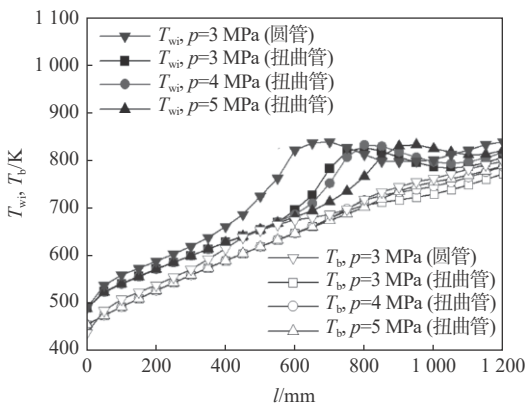
可以适用于扭曲螺旋管中超临界流体换热数值模拟，而且能较好地反映传热恶化问题，说明该湍流模型可有效用于扭曲螺旋管内超临界RP-3航空煤油换热特性的数值研究。

2 数值结果分析

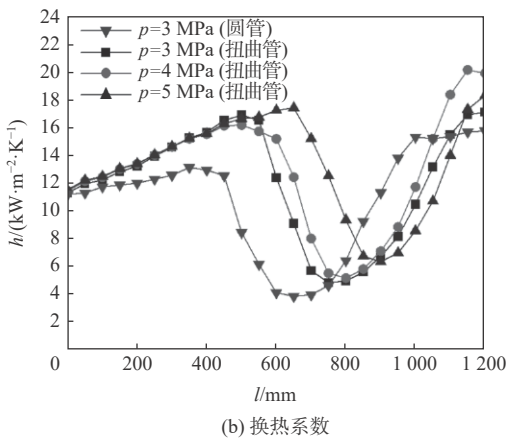
2.1 煤油压力的影响

本节讨论煤油压力对换热的影响，扭曲螺旋管为三瓣，螺旋节距为100 mm，质量流速为800 kg/(m^2·s)，热流密度为600 kW/m^2，进口温度为450 K，煤油压力为3～5 MPa。

图5为不同压力下管壁温度T_{wi}、主流温度T_b（流通截面流体温度平均值）和换热系数h沿流动方向的变化情况，管壁温度和换热系数均为周向平均数据，其中，l为距加热起始点的长度。图中包括1个圆管和3个扭曲管。由图可知，当l≤600 mm时，管壁温度沿流动方向近似线性上升，换热系数逐渐增大，造成该现象的原因是定压比热容随温度升高沿流动方向逐渐增大，流体吸热能力提高，换热逐步增强。当l>600 mm时，管壁温度达到拟临界温度，出现先急剧上升后陡然下降的变化，换热系数先减小后增大，观察到显著的传热恶化和换热恢复过程。该传热恶化与壁面边界层热物性的剧烈变化有关。一方面管壁温度处于拟临界温度附近时，流体热导率最小，壁面附近传热热阻较大。另一方面壁面附近的流体密度极低，基本为类气态，主流流体和壁面流体之间的状态差别较大，类气膜阻隔了热量向主流冷流体传递及主流冷流体冷却壁面。因此，高传热热阻的类气膜覆盖壁面形成较厚的热边界层，导致了传热恶化问题。随着主流温度升高，壁面流体和主流体的状态差别减小，类气膜效应减弱，换热逐渐恢复。之后，管壁温度继续平缓增大，换热系数达到传热恶化之前的水平。压力变化对前半段换热的影响可以忽略，这是因为不同压力下的比热容基本相同。管壁温度达到拟临界温度后，压力越高，传热恶化的位置越靠近下游，这是因为压力升高拟临界温度增大，类气膜效应延后出现。由于高压力下热物性随温度变化更为平缓，类气膜效应得到削弱，换热系数最小值略有提高。



(a) 管壁温度和主流温度



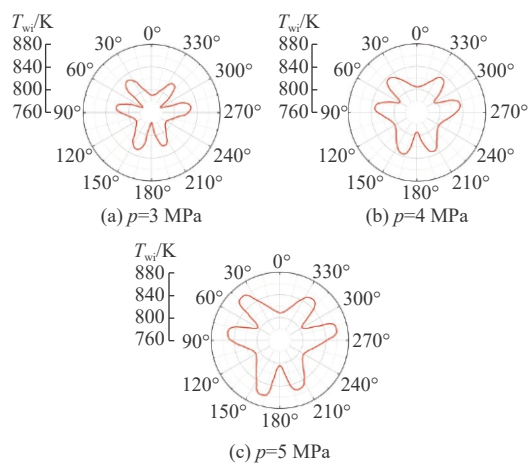
(b) 换热系数

图5 压力对管壁温度、主流温度、换热系数沿流动方向变化的影响

Fig. 5 Effect of pressure on wall temperature, bulk fluid temperature, and heat transfer coefficient variations along flow direction

另外，图5给出了压力为3 MPa时圆管的管壁温度、主流温度、换热系数沿流动方向变化情况。可以看到，通道前半段扭曲螺旋管相比圆管的壁温下降，换热系数增大；通道后半段传热恶化延后到下游且受到一定的削弱，说明扭曲螺旋结构起到增强换热作用。

图6为不同压力下l=900 mm截面壁温的周向分布情况。由图可知，每个花瓣周向壁温并不恒定，而是出现2个峰值，壁温最小值分别位于凹槽和花瓣顶部，形成一弱一强2个波形，周向壁温整体具有六瓣形分布特征。波形的峰谷值可以代表壁温周向分布的不均匀程度，压力越高，壁温的峰



(a) p=3 MPa (b) p=4 MPa

(c) p=5 MPa

图6 不同压力下壁温的周向分布情况

Fig. 6 Circumferential distribution of wall temperature at different pressures

谷差值越大, 周向温度的不均匀性越突出。

图 7 为 3 种压力下 l=900 mm 处截面温度、主流速度、二次流速度(u_{xy}=[$(u_x)^2$+$(u_y)^2$]$^{0.5}$)和湍动能的分布情况。图 7(a) 中, 压力为 3 MPa 时壁面附近高温区位于花瓣两侧, 花瓣顶部和凹槽的温度相对较低, 花瓣两侧的温度非对称分布, 同一花瓣逆时针右侧温度高于左侧, 这与周向壁温的分布情况相对应。随着压力提高, 花瓣内壁面附近高温流体覆盖的范围更大, 花瓣顶部和凹槽的温度提高。通过图 7(b) 可知, 压力越高, 密度越大, 流速越小。旋流效应取决于通道扭曲螺旋和流速的共同作用。压力越高, 整体的旋流效应越弱, 壁温波形的峰谷差值越突出。图 7(c) 结果表明, 通道旋流作用促使截面形成二次流, 流体具有逆时针旋转流动趋势。二次流速度最小值位于通道截面中心区, 二次流最大值并不沿花瓣顶部对称, 而是呈逆时针偏转。因此, 花瓣内

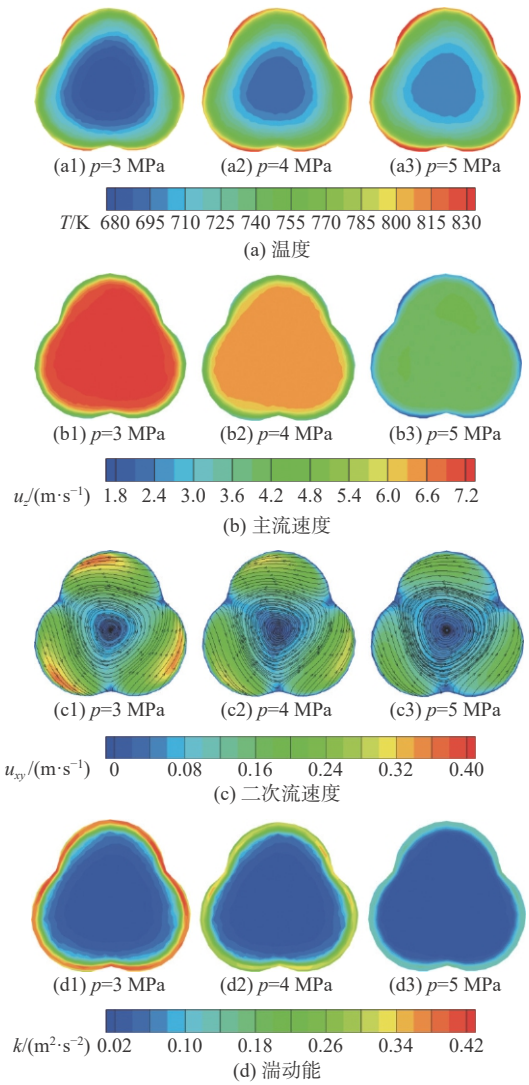


图 7　不同压力下温度、主流速度、二次流速度、湍动能的分布情况

Fig. 7　Temperature, bulk flow velocity, secondary flow velocity, and turbulent kinetic energy distributions at different pressures

2 个壁温波形的峰值不同, 二次流速度越高, 壁温波形峰值越大。随着压力增高, 二次流速度减小且更加均匀, 花瓣内相邻 2 个壁温波形的峰值差别减小。图 7(d) 表明, 随着压力提高, 壁面附近湍动能下降, 主要源于流速的减小和旋流效应的减弱。需要说明的是, 该处仅给出主流温度处于拟临界温度附近的温度场和流场情况。拟临界温度附近航空煤油热物性剧变和花瓣螺旋结构的耦合作用更突出, 而远离拟临界温度时航空煤油热物性平缓, 温度场和流场主要体现花瓣螺旋结构的影响, 现象相近但不显著。

通过二次流强度 S_e[21] 和螺旋度 H_m[21] 定量表征旋流问题, S_e 和 H_m 的形式如下:

$$S_e=\frac{\rho_b d_{in}^2}{A\mu_b}\int_A\left|\frac{\partial u_y}{\partial x}-\frac{\partial u_x}{\partial y}\right|\mathrm{d}A \tag{6}$$

$$H_m=\left|u_x\left(\frac{\partial u_z}{\partial y}-\frac{\partial u_y}{\partial z}\right)+u_y\left(\frac{\partial u_x}{\partial z}-\frac{\partial u_z}{\partial x}\right)+u_z\left(\frac{\partial u_y}{\partial x}-\frac{\partial u_x}{\partial y}\right)\right| \tag{7}$$

式中: A 为通道截面积; d_{in} 为水力直径。

图 8 为不同压力下 S_e 和 H_m 沿流动方向的变化

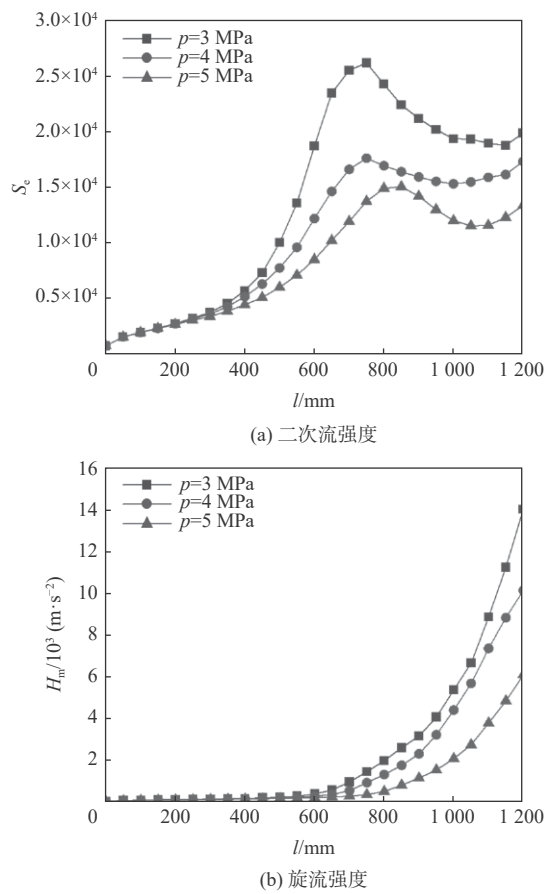


图 8　不同压力下二次流强度和旋流强度沿流动方向的变化情况

Fig. 8　Secondary flow intensity and swirl intensity variations along flow direction at different pressures

情况。图 8(a) 中，二次流强度与管壁温度的变化规律相近，即通道上游二次流强度沿流动方向平缓上升，压力的影响微弱；随后二次流强度出现峰值，压力越高，二次流越弱。二次流强弱与通道截面的密度梯度有关，通道上游为低温区，密度对温度的变化不敏感且不同压力下的密度相同，截面密度梯度差别较小，3 种压力下旋流引起的二次流均较弱。因为通道下游出现壁温峰值，壁面附近的流体密度极小，主流密度与壁面密度的差别较大，故二次流显著增强。压力越高，密度对温度改变越不敏感，高压力下的二次流较弱。图 8(b) 表明，当 l<600 mm 时，旋流强度较低，其源于低温区主流密度沿流动方向减小较弱，主流加速较弱，旋流强度较弱。当 l≥600 mm 时，主流进入拟临界区，密度沿流动方向急剧减小，流速显著增加，旋流增强。压力越高，流动加速越弱，具有越低的旋流动能和旋流强度。

通过与相同水力直径的圆管比较，综合考虑流动阻力影响，基于综合评价因子 (performance evaluation criteria, PEC) 评价扭曲螺旋管的增强换热效果[16]。PEC 的定义如下：

$$V_{\mathrm{PEC}}=\frac{Nu/Nu_0}{(f/f_0)^{1/3}} \tag{8}$$

式中：Nu 为努塞尔数；f 为摩擦阻力系数；下标 0 表示圆管。

图 9 为不同压力下 PEC 沿流动方向的变化情况。由图可知，综合考虑换热和流阻的双重影响，扭曲螺旋管相比圆管的综合换热性能提高。管道前半段 PEC 较小，扭曲螺旋结构的增强换热作用较弱；管道后半段 PEC 显著增大，扭曲螺旋结构对传热恶化具有抑制作用。煤油压力越高，增强换热效果越强。

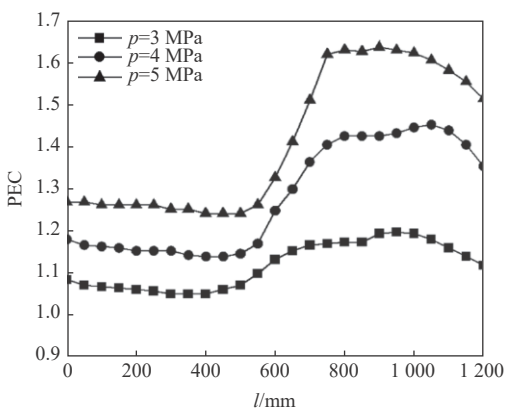


图 9 不同压力下 PEC 沿流动方向的变化情况

Fig. 9 PEC variation along the flow direction at different pressures

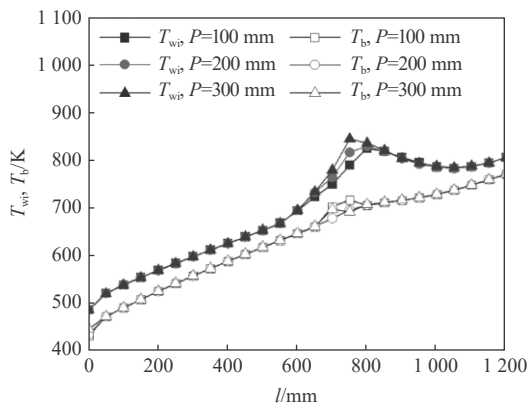
2.2 螺旋节距的影响

本节讨论螺旋节距对换热的影响，质量流速为 800 kg/(m^2·s)，热流密度为 600 kW/m^2，进口温度为 450 K，煤油压力为 3 MPa，三瓣通道，螺旋节距 P=100 mm、P=200 mm 和 P=300 mm 这 3 种情况。

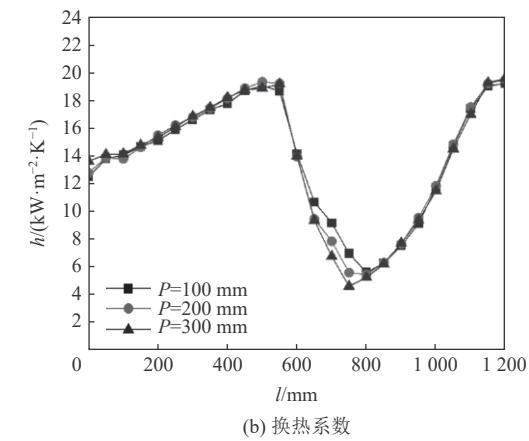
图 10 为不同螺旋节距下管壁温度、主流温度和换热系数沿流动方向的变化情况。由图可知，螺旋节距的影响仅表现在管壁温度剧增过程，螺旋节距越大，壁温上升越陡，换热系数越小，说明螺旋节距减小对传热恶化起到一定程度的遏制作用。螺旋节距由 300 mm 减小到 100 mm，最小换热系数提高 1.52 kW/(m^2·K)。显然，不同螺旋节距对周向平均换热效果仅有微弱影响，尤其是主流远离拟临界温度的条件下，螺旋节距主要改变了周向换热差别。

图 11 为不同螺旋节距下 l=750 mm 截面管壁温度的周向分布状况。可以看到，螺旋节距越大，壁温波形的峰谷差别越大，而同一花瓣内 2 个壁温波形具有越小的峰值差别。

图 12 为不同螺旋节距下 l=750 mm 截面的温度、主流速度、二次流速度和湍动能云图。可以看到，螺旋节距改变对壁面附近温度和湍动能的影响



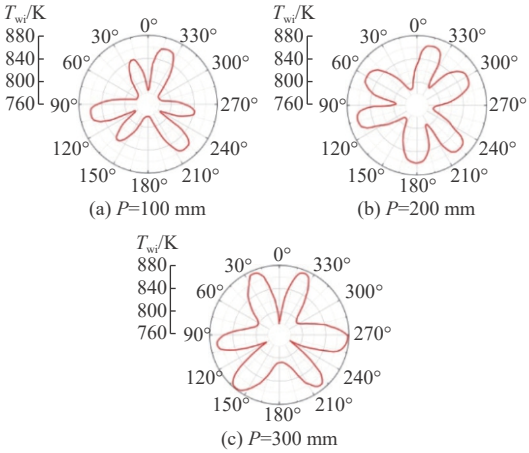
(a) 管壁温度和主流温度



(b) 换热系数

图 10 螺旋节距对管壁温度、主流温度、换热系数沿流动方向变化的影响

Fig. 10 Effect of helical pitch on wall temperature, bulk fluid temperature, and heat transfer coefficient variations along flow direction



(a) P=100 mm　(b) P=200 mm　(c) P=300 mm

图 11　不同螺旋节距下壁温的周向分布情况

Fig. 11　Circumferential distribution of wall temperature at different helical pitches

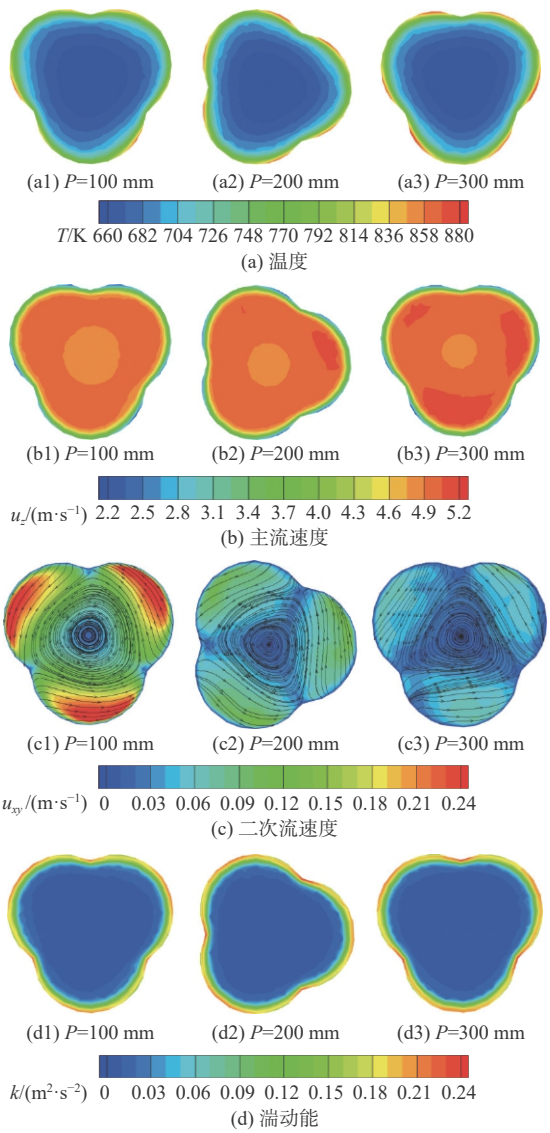


图 12　不同螺旋节距下温度、速度、二次流速度、湍动能分布情况

Fig. 12　Temperature, bulk flow velocity, secondary flow velocity, and turbulent kinetic energy distributions at different helical pitches

较弱。螺旋节距较大时, 花瓣附近存在局部高流速。随着螺旋节距减小, 局部高速区逐渐消失, 流速分布更加均匀。同时, 附加的旋流流速下降引起壁温波形峰谷差别减小。螺旋节距越大, 花瓣内二次流速度越小越均匀, 减小了花瓣内 2 个壁温波形的差别。

图 13 为不同螺旋节距下 S_e 和 H_m 沿流动方向的变化情况。由图可知, 螺旋节距越小, 一个完整旋流过程经过的路径越短, 旋流强度更大, 尤其是通道下游主流跨越拟临界区时更加突出。旋流效应增强, 二次流随之增强。

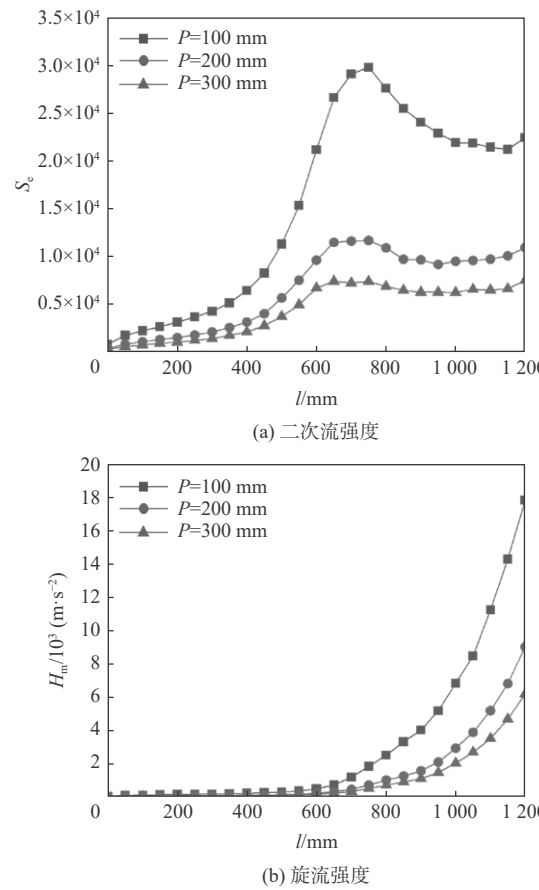


图 13　不同螺旋节距下二次流强度和旋流强度沿流动方向的变化情况

Fig. 13　Secondary flow intensity and swirl intensity variations along flow direction at different helical pitches

图 14 为不同螺旋节距下 PEC 沿流动方向的变化情况。由图可知, 螺旋节距减小有利于提升扭曲螺旋管的综合换热性能, PEC 整体提高。

2.3　花瓣数目的影响

本节讨论花瓣数目对换热的影响, 质量流速为 800 kg/(m^2·s), 热流密度为 600 kW/m^2, 进口温度为 450 K, 煤油压力为 3 MPa, 螺旋节距为 100 mm, 花瓣数目 n=3、n=4 和 n=5 这 3 种情况。

图 15 为不同花瓣数目下管壁温度、主流温度

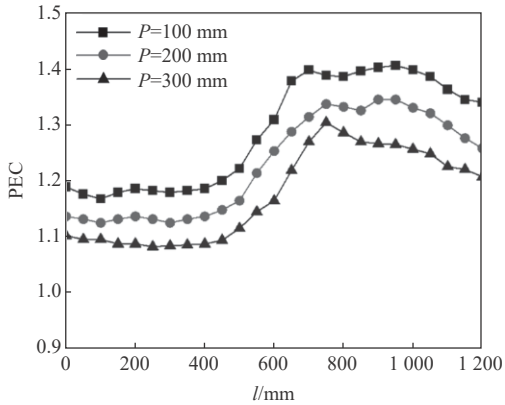
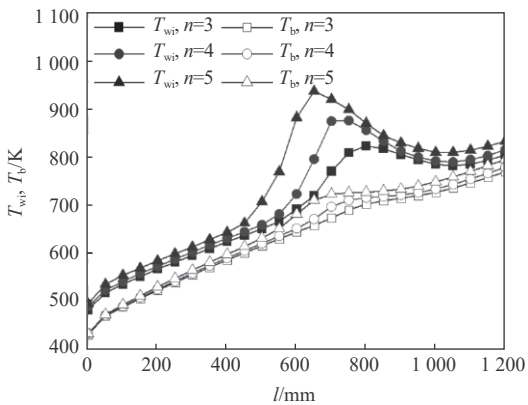
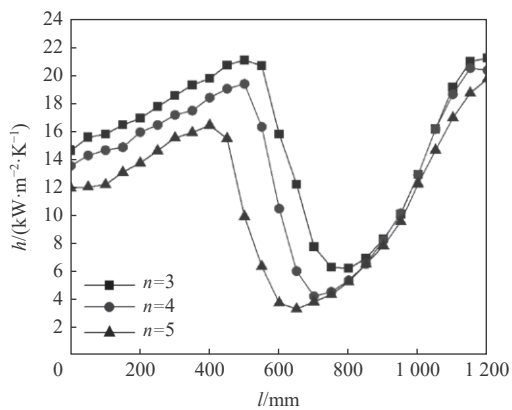


图 14 不同螺旋节距下 PEC 沿流动方向的变化情况

Fig. 14 PEC variation along flow direction at different helical pitches



(a) 管壁温度和主流温度



(b) 换热系数

图 15 花瓣数目对管壁温度、主流温度、换热系数沿流动方向变化的影响

Fig. 15 Effect of petal numbers on variation of wall temperature, bulk fluid temperature, and heat transfer coefficient along flow direction

和换热系数沿流动方向的变化情况。由图可知，随着花瓣数目增加，壁温整体增加，换热系数减小，传热恶化起始位置提前且壁温上升的斜率更加陡峭。三瓣、四瓣、五瓣通道的壁温峰值依次为 825 K、876 K 和 938 K，对应的换热系数谷值分别为 6.21 kW/(m^2·K)、4.23 kW/(m^2·K) 和 3.32 kW/(m^2·K)，通道由三瓣增加到五瓣，最小换热系数减小 2.89 kW/(m^2·K)，说明增加花瓣数目对换热具有不利影响。

图 16 为 3 种花瓣在通道 l=900 mm 处截面管壁温度的周向分布状况。由图可知，随着花瓣数目增加，周向壁温波形出现显著改变，由不对称的双波形转化为单波形，花瓣内壁温分布更加均匀。

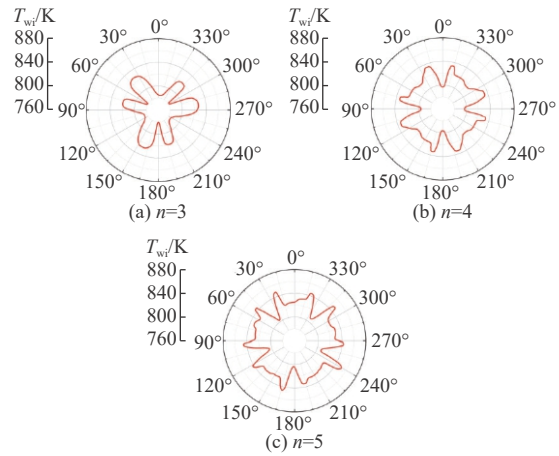


图 16 不同花瓣数目下壁温的周向分布情况

Fig. 16 Circumferential distribution of wall temperature at different petal numbers

图 17 为 3 种花瓣在通道 l=900 mm 处截面温度、主流速度、二次流速度和湍动能的云图。由图 17(a) 可知，三瓣通道壁面附近流体温度分布不均匀，每个花瓣沿顶部两侧温度不对称。随着花瓣数目增多，壁面附近温度分布更加均匀，四瓣和五瓣通道的顶部不再出现低温现象。这是因为花瓣数目增多导致热边界层发展更加均匀，不会出现热边界层薄厚不均问题。由图 17(b) 可知，随着花瓣数目增加，旋流路径增多，更强的旋流作用导致流速显著增加。由图 17(c) 可知，随着花瓣数目增加，花瓣内二次流速度增大，且由不对称转为对称分布。因此，花瓣内由 2 个壁温波形转为一个壁温波形。由图 17(d) 可知，花瓣数目越多，边界层的湍流交混越强，湍流强度越大。

图 18 为 3 种花瓣通道 S_e 和 H_m 沿流动方向的变化情况。由图可知，随着花瓣数目增加，旋流路径增多，旋流动能增大，通道下游流动加速与扭曲结构强烈耦合，旋流强度显著增强。花瓣数目增多时，因为旋流强度提高通道截面自然对流增强，二次流强度随之提高。

图 19 为不同花瓣数目下 PEC 沿流动方向的变化情况。由图可知，花瓣数越少越有利于发挥扭曲螺旋管的综合换热作用，PEC 整体增大。综合图 9、图 14 和图 19 可以得出，PEC 处于 1.05～1.65 的范围。

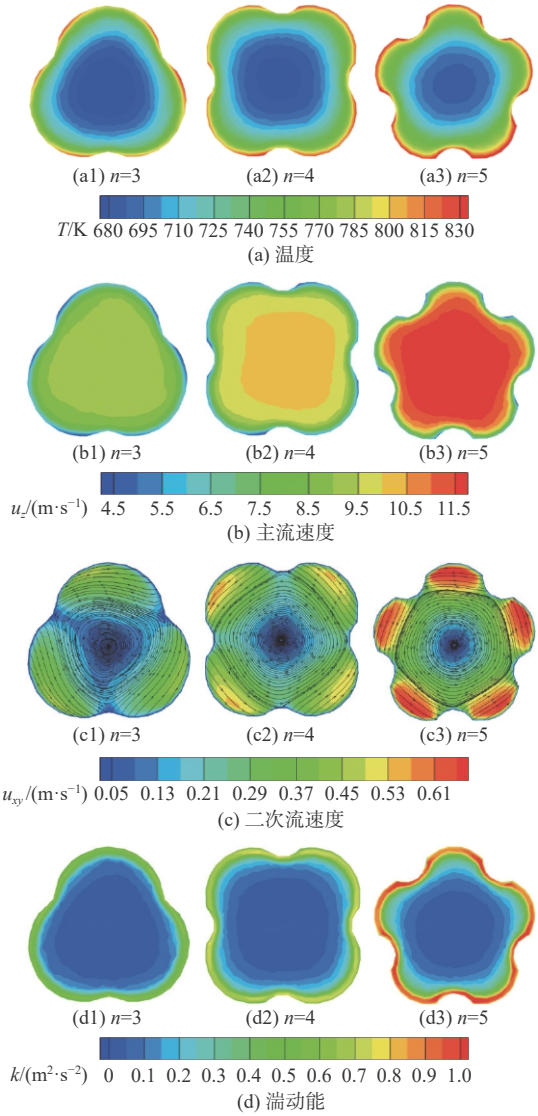


图 17　不同花瓣数目下温度、主流速度、二次流速度、湍动能分布情况

Fig. 17　Temperature, bulk flow velocity, secondary flow velocity, and turbulent kinetic energy distributions at different petal numbers

2.4　换热关联式

目前, 扭曲螺旋管中超临界航空煤油的换热关联式还少见报道。基于本文数值数据, 建立了三瓣、四瓣、五瓣扭曲螺旋管 RP-3 航空煤油的换热关联式。

三瓣扭曲螺旋管:

$$Nu = 0.018Re^{0.76}Pr^{0.62}\left(\frac{\rho_{wi}}{\rho_b}\right)^{0.3}\left(\frac{c_{p,wi}}{c_{p,b}}\right)^{0.45} \quad (9)$$

四瓣扭曲螺旋管:

$$Nu = 0.019Re^{0.75}Pr^{0.6}\left(\frac{\rho_{wi}}{\rho_b}\right)^{0.3}\left(\frac{c_{p,wi}}{c_{p,b}}\right)^{0.42} \quad (10)$$

五瓣扭曲螺旋管:

$$Nu = 0.018\,5Re^{0.75}Pr^{0.57}\left(\frac{\rho_{wi}}{\rho_b}\right)^{0.27}\left(\frac{c_{p,wi}}{c_{p,b}}\right)^{0.37} \quad (11)$$

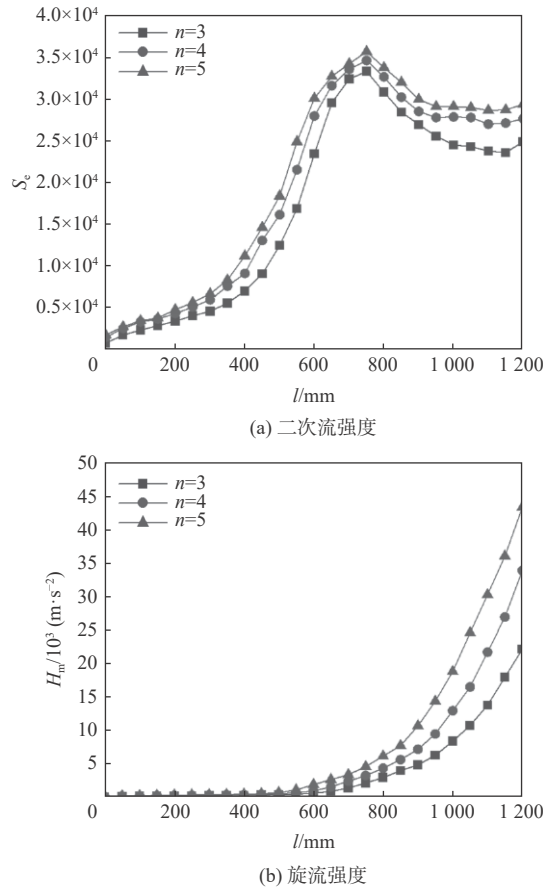


图 18　不同花瓣数目下二次流强度和旋流强度沿流动方向的变化情况

Fig. 18　Secondary flow intensity and swirl intensity variations along flow direction at different petal numbers

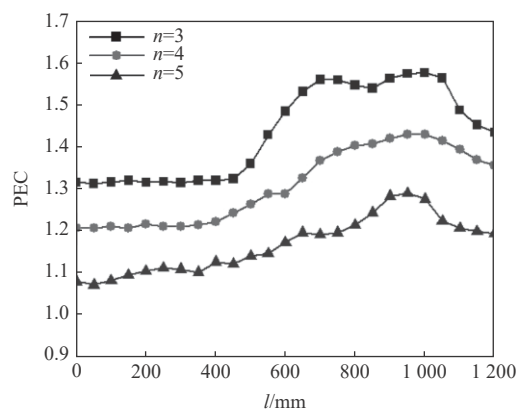


图 19　不同花瓣数目下 PEC 沿流动方向的变化情况

Fig. 19　PEC variation along flow direction at different petal numbers

式中: Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数; 下标 wi 表示取壁面值。

图 20 为通过关联式计算努塞尔数 Nu_{emp} 与数值 Nu_{num} 数据的比较情况。由图中可知, 换热关联式得到的努塞尔数与数值数据符合较好, 误差基本处于±15% 的误差范围。其可以用于扭曲螺旋管超临界 RP-3 航空煤油的换热预测。适用条件为: 压

力范围为3～5 MPa，螺旋节距范围为100～300 mm，热质比值范围为0.3～0.8 kJ/kg。

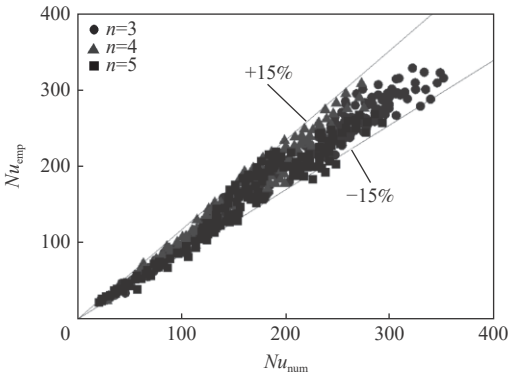


图20 努塞尔数误差分析

Fig. 20 Error analysis of Nusselt number

3 结 论

1）管壁温度达到拟临界温度后，高传热热阻类气膜覆盖壁面，形成较厚的热边界层，导致了传热恶化问题。煤油压力越高，传热恶化的位置越靠近下游。螺旋节距减小对传热恶化起到一定程度的遏制作用，螺旋节距由300 mm减小到100 mm，最小换热系数提高1.52 kW/(m^2·K)。花瓣数目增多，传热恶化更加严重，通道由三瓣增加到五瓣，最小换热系数减小2.89 kW/(m^2·K)。

2）三瓣扭曲螺旋通道花瓣内出现2个不对称的壁温波形，其源于花瓣内高二次流速度的不对称分布，高二次流速度占据范围大的壁温峰值更高。随着花瓣数目增加，花瓣内高二次流速度更加均匀且充满整个空间，壁温由双波形转变为单波形。旋流强度决定壁温波形的峰谷差别，煤油压力提高和螺旋节距增大均使旋流减弱，壁温峰谷差增大。

3）通过与相同水力直径的圆管比较，综合考虑流动阻力影响，基于PEC评价扭曲螺旋管的增强换热效果。PEC处于1.05～1.65的范围，煤油压力越高、螺旋节距越小、花瓣数目越少，越有利于发挥扭曲螺旋管的增强换热作用。

4）本文提出了三瓣、四瓣、五瓣扭曲螺旋通道超临界RP-3航空煤油换热关联式，预测偏差处于±15%的范围，可以作为空-油换热器设计的基础。

参考文献（References）

[1] 杜长河, 高银峰, 李洪伟, 等. 高温高压工况下NASA C3X涡轮叶片旋流冷却和冲击冷却的性能对比研究[J]. 东北电力大学学报, 2022, 42(5): 55-64.
DU C H, GAO Y F, LI H W, et al. Comparative study on swirl cooling and lmpingement cooling performance for NASA C3X vane under high parameter conditions[J]. Journal of Northeast Electric Power University, 2022, 42(5): 55-64(in Chinese).

[2] 温奇, 裴鑫岩, 田鸿宇, 等. 空-油换热器对变循环航空发动机总体性能的影响研究[J]. 推进技术, 2023, 44(2): 2202035.
WEN Q, PEI X Y, TIAN H Y, et al. Overall performance evaluation of variable cycle aero-engine based on air-fuel heat exchanger[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(2): 2202035 (in Chinese).

[3] PU H, CHANG H T, WANG J Z, et al. Experimental investigation and analysis of convective heat transfer to supercritical pressure aviation kerosene RP-3 in vertical miniature tubes based on the pseudo-boiling theory[J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 219: 119651.

[4] LEI Z L, BAO Z W. Experimental investigation on laminar heat transfer performances of RP-3 at supercritical pressure in the helical coiled tube[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 185: 122326.

[5] LIU X Y, YANG Z Q, MIAO R P, et al. Experimental study on flow excursion instability of supercritical hydrocarbon fuel in scramjet regenerative cooling parallel channels[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(1): 201-215.

[6] 刘东洋, 乔柏铖, 闵敬春. 螺旋管空油换热器空气流动换热特性数值研究[J]. 工程热物理学报, 2023, 44(5): 1383-1389.
LIU D Y, QIAO B C, MIN J C. Numerical study on air flow and heat transfer of a spiral tube air-fuel heat exchanger[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(5): 1383-1389(in Chinese).

[7] LIU P H, WANG R T, LIU S B, et al. Experimental study on the thermal-hydraulic performance of a tube-in-tube helical coil air–fuel heat exchanger for an aero-engine[J]. Energy, 2023, 267: 126626.

[8] WEN J, HUANG H R, FU Y C, et al. Heat transfer performance of aviation kerosene RP-3 flowing in a vertical helical tube at supercritical pressure[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 121: 853-862.

[9] FU Y C, WEN J, TAO Z, et al. Experimental research on convective heat transfer of supercritical hydrocarbon fuel flowing through U-turn tubes[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 116: 43-55.

[10] 赵晋杰, 雷志良, 鲍泽威, 等. S型管内超临界航空煤油的裂解与结焦研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 692-700.
ZHAO J J, LEI Z L, BAO Z W, et al. Pyrolysis and coking deposition of aviation kerosene under supercritical conditions in S-bend tubes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3): 692-700(in Chinese).

[11] 王彦红, 李雨健, 李洪伟, 等. S型通道内超临界RP-3航空煤油换热特性研究[J]. 工程热物理学报, 2022, 43(9): 2442-2450.
WANG Y H, LI Y J, LI H W, et al. Research on heat transfer characteristics of supercritical RP-3 aviation kerosene in a S-shaped channel[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2022, 43(9): 2442-2450(in Chinese).

[12] 王彦红, 李雨健, 李洪伟, 等. 超临界压力下竖直蛇形管内RP-3燃料换热特性数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 267-275.
WANG Y H, LI Y J, LI H W, et al. Numerical research on heat

transfer characteristics of supercritical-pressure RP-3 fuel in a vertical serpentine tube[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(12): 267-275(in Chinese).

[13] XU K K, SUN X, MENG H. Conjugate heat transfer, endothermic fuel pyrolysis and surface coking of aviation kerosene in ribbed tube at supercritical pressure[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 132: 209-218.

[14] 黄世璋, 朱强华, 高效伟. 碳氢燃料在波纹管内的超临界裂解传热特性[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 95-106.
HUANG S Z, ZHU Q H, GAO X W. Supercritical heat transfer characteristics of hydrocarbon fuel with pyrolysis in corrugated tubes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 95-106(in Chinese).

[15] 苏桐, 刘滟钰, 张咏鸥. 超临界 LNG 在螺旋形微通道中的流动传热特性[J]. 舰船科学技术, 2022, 44(10): 61-67.
SU T, LIU Y Y, ZHANG Y O. Flow and heat transfer of supercritical LNG in spiral microchannel[J]. Ship Science and Technology, 2022, 44(10): 61-67(in Chinese).

[16] TANG X Y, ZHU D S. Experimental and numerical study on heat transfer enhancement of a rectangular channel with discontinuous crossed ribs and grooves[J]. Chinese Journal of Chemical Engineering, 2012, 20(2): 220-230.

[17] MARYAN F N, HOSSEIM T R, MOUSA F. Analysis of a twisted double-pipe heat exchanger with lobed cross-section as a novel heat storage unit for solar collectors using phase-change material[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2021, 128: 105598.

[18] LIAW K L, KURNIA J C, PUTRA Z A, et al. Enhanced turbulent convective heat transfer in helical twisted Multilobe tubes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2023, 202: 123687.

[19] LIAW K L, KURNIA J C, SASMITO A P. Laminar convective heat transfer in helical twisted multilobe tubes[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2022, 39: 102459.

[20] FU Y C, HUANG H R, WEN J, et al. Experimental investigation on convective heat transfer of supercritical RP-3 in vertical miniature tubes with various diameters[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 112: 814-824.

[21] WANG Y H, LU Y N, LI S F, et al. Numerical study on non-uniform heat transfer deterioration of supercritical RP-3 aviation kerosene in a horizontal tube[J]. Chinese Journal of Chemical Engineering, 2020, 28(6): 1542-1557.

[22] WEN J, HUANG H R, JIA Z X, et al. Buoyancy effects on heat transfer to supercritical pressure hydrocarbon fuel in a horizontal miniature tube[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115: 1173-1181.

[23] NAJAFIAN M, ESMAEILI A, NIKKHOO A, et al. Numerical study of heat transfer and fluid flow of supercritical water in twisted spiral tubes[J]. Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects, 2022, 44(3): 6433-6455.

Numerical study on heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in twisted spiral tubes

WANG Yanhong[1,*], HUANG Shuailing[1], DONG Ming[2], JIA Yuting[1]

(1. School of Energy and Power Engineering, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: To enhance the channel structure of air-fuel heat exchangers, numerical studies of the heat transfer of supercritical RP-3 aviation kerosene in twisted spiral tubes were carried out. The study focused on examining the impact of petal number, spiral pitch, and kerosene pressure on heat transmission. The circumferential distribution characteristic and mechanism of wall temperature were revealed through the distributions of channel-section temperature, bulk flow velocity, secondary flow velocity, and turbulent kinetic energy. Axial evolutions of swirl intensity and secondary flow intensity were used to investigate the swirl flow effect on heat transfer. Compared with circular tubes, the enhanced heat transfer effect of twisted spiral tubes was characterized by the comprehensive heat transfer coefficient performance evaluation criteria(PEC). The heat transfer correlations for twisted spiral tubes with three, four, and five lobes were proposed. The findings demonstrated that two asymmetric wall temperature waveforms emerge within the petals when the wall temperature approaches the pseudo-critical temperature, indicating heat transfer deterioration brought on by the gas-like coating with significant heat transfer resistance. Increasing kerosene pressure, increasing spiral pitch, and reducing the petal number all weaken the swirl flow effect. The PEC ranges from 1.05 to 1.65, and the higher the kerosene pressure, the smaller the spiral pitch, and the fewer petals, the more favorable it is to enhance the comprehensive heat transfer effect of twisted spiral tubes.

Keywords: twisted spiral tube; supercritical kerosene; heat transfer deterioration; swirl flow; secondary flow

Received: 2023-09-28; **Accepted**: 2024-01-10; **Published Online**: 2024-10-29 12:07

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241029.0918.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52106196); Science and Technology Project of Education Department of Jilin Province (JJKH20220100KJ)

* **Corresponding author**. E-mail: wangyh.526@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0622

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
(南京航空航天大学 自动化学院，南京 211106)

摘　　要：针对四倾转旋翼无人机倾转过渡飞行控制问题，提出一种基于指定时间预设性能控制（ATPPC）的过渡飞行位姿协调控制方法。分析四倾转旋翼无人机六自由度非线性运动/动力学模型，完成仿射非线性处理；为准确呈现倾转过程与气动特性的关系，在传统的“短舱角-飞行速度”二维过渡走廊的基础上，增加迎角为过渡走廊的第三维度，建立“短舱角-飞行速度-迎角”三维安全过渡走廊，通过合理匹配飞行速度、短舱倾角与迎角确保无人机的过渡安全；针对倾转过渡过程中的固定翼/旋翼异构冗余操纵高效分配问题，采用序列二次规划算法，将操纵分配问题转化为带有多约束条件的非线性优化问题，通过求解优化问题最优解，实现控制力和力矩到旋翼转速、舵面等执行机构的准确映射；通过在三维过渡走廊内设计一条安全剖面作为位姿协调控制指令，将所提控制方法与非线性动态逆方法进行对比仿真实验。结果表明：所提控制方法在实现四倾转旋翼无人机过渡飞行控制方面不仅具有可行性，而且相较于传统方法，具有更显著的优势。

关　键　词：四倾转旋翼无人机；序列二次规划；操纵分配；倾转过渡走廊；位姿协调控制
中图分类号：V249
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)11-3721-13

随着无人机技术的日益成熟，现代战场环境中无人机承担起越来越重要的角色[1-2]。传统的固定翼和旋翼飞行器受限于自身构型，无法兼顾实现高速度、宽范围、大载荷、短距/垂直起降等功能。而倾转旋翼无人机的独特构型使其拥有直升机、倾转过渡和固定翼3种飞行模态，兼备了固定翼和旋翼飞行器在垂直起降、不受场地限制、速度快、航程远等方面的显著优势[3]。四倾转旋翼无人机作为传统两倾转旋翼无人机的改进版本，在运载能力、飞行包线及飞行可靠性上有了进一步提升，在两栖作战、快速投放、实时战场信息获取与传递等方面[4]具有不可替代的作用，可为有/无人机联合作战提供新的解决方案。

然而，由于倾转过渡飞行时无人机气动外形不断变化，使得旋翼拉力和气动力分别在不同飞行阶段占据主导控制地位，导致固定翼/旋翼异构冗余非线性操纵存在模态共存、多通道操纵耦合等问题[5]，严重影响了过渡飞行的安全，致使目前工业级的四倾转旋翼无人机还难以完成复杂、危险的过渡段飞行，存在明显局限性。因此，如何设计合理的异构操纵分配策略，采用适合于本文研究对象的过渡控制律方法，从而完成操纵分配与过渡控制律的解耦设计，是实现四倾转旋翼无人机安全、平稳过渡飞行的关键。

国内外学者针对倾转旋翼无人机过渡飞行控制技术进行了丰富的研究。在倾转过渡走廊研究方面，Lebacqz等[6]认为XV-15机翼失速迎角限制了倾转走廊的低速边界，旋翼功率限制了其高速边界。Song等[7]采用了基于非线性动力学模型配平计算的工程方法来获得过渡走廊。俞志明等[8]针

收稿日期：2023-09-27；**录用日期**：2023-12-24；**网络出版时间**：2024-01-18 13:25
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.0939.002
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资助(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资助(2022-JCJQ-LB-071)
* **通信作者**. E-mail：Lixuebing@nuaa.edu.cn

引用格式：*苏子康，陈嘉，李雪兵，等. 四倾转旋翼无人机过渡飞行位姿协调控制[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3721-3733. SU Z K，CHEN J，LI X B，et al. Coordinated control of transition flight position and attitude for a quad tilt-rotor UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3721-3733 (in Chinese).*

对四倾转旋翼飞行器过渡飞行特点，提出一种无周期变距倾转过渡走廊确定方法，该方法从飞行力学角度用机翼升力特性限制低速边界，以单旋翼可用功率限制高速边界。上述研究主要针对二维过渡走廊进行设计，忽略了系统动态特征。对此，夏济宇等[9]通过修改水平力平衡方程，增加迎角为过渡走廊的第三维度变量，在多重约束条件的基础上建立了关于飞行速度-倾转角度-迎角的三维过渡走廊，为过渡飞行路径的选取提供了一种新的解决思路。在倾转策略设计方面，常见方案可分为离散式和连续式。离散式方案简单且便于控制算法设计，缺点在于飞行品质较差。韩国航空宇宙研究院的Kang等[10]给出了过渡轨迹设计的结果，但未对其设计的理论依据进行详细说明。周玮等[11]针对三点式倾转旋翼无人机过渡，根据过渡过程中的横向耦合关系及能量特性，建立优化模型并设计了最优倾转角曲线，以减小横侧控制耦合对纵向运动影响和过渡过程能耗。

在异构冗余操纵分配方面，王东升等[12]针对倾转旋翼机的垂向通道和纵向通道耦合问题，采用前/垂向速度操纵分配策略，根据短舱倾角变化来改变权重系数，从而实现控制通道的切换。吴瑗菁[13]针对过渡模式下的操纵分配问题，以该模式下的高度稳定为控制目标，设计了基于效率优化的分配算法，实现了控制逻辑和执行机构的平稳过渡。严旭飞等[14]利用最优控制方法研究倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程，得到最优操纵策略，使得由时间、姿态角变化及驾驶员工作负荷等组成的性能指标达到最小。然而，当前基于倾转旋翼无人机异构冗余操纵分配算法的过渡飞行控制相关研究中将等效力和力矩直接映射至操纵量的研究较少。李继财[15]以最小化飞行器能耗为目标，构建了基于等效力和力矩映射的操纵分配优化函数，并用有效集法对该优化问题进行了求解。但其在建立数学模型的过程中将操纵分配优化问题简化为仅包含一个线性不等式约束的二次规划问题，这种简化过于理想化，没有充分考虑实际应用中的复杂情况。

在过渡飞行控制方面，Zhen等[16]针对倾转旋翼机的姿态控制问题采用了自抗扰滑模控制技术，将系统未建模动态和通道间耦合视为干扰量进行估计和补偿，提升了控制系统的鲁棒性和抗干扰性。Oner等[17]基于所建立的六自由度非线性模型，将实际控制量转化为每个控制通道的伪控制变量，通过伪控制变量将飞行控制解耦。Kang等[18]针对Smart缩比无人机，将神经网络方法应用于速度环和姿态环的飞行控制律设计，在进行仿真验证时加入湍流风干扰，飞机仍具有较好的控制效果。陈永等[19]设计了过渡段纵向通道的操纵方案，采用PID控制结合模糊整定技术实现过渡段飞行控制平稳转换。郭建东等[20]针对过渡段设计了H_∞回路成形控制器，并利用被控对象的输出与综合模型输出的相对误差设计了控制律切换策略，从而实现多模态下良好的控制性能。

综上所述，为解决四倾转旋翼无人机倾转过渡飞行控制问题，本文重点针对倾转过渡飞行中的以下技术难点展开研究：①三维倾转走廊设计；②异构冗余操纵分配算法设计；③倾转过渡飞行控制设计。首先，结合无人机刚体动力学模型，对四倾转旋翼无人机三模态六自由度一体化非线性模型进行分析。其次，设计一种三维倾转走廊构建方法，用于分析倾转过程与气动特性的关系，从而解决传统的“短舱角-飞行速度”二维过渡走廊缺少动态特征，难以直接用于过渡分析与倾转策略设计的问题。最后，为提高异构冗余操纵分配的效率，将四倾转旋翼异构冗余操纵分配问题转化为带有多约束条件的非线性优化问题，建立待优化目标函数和约束方程，运用序列二次规划(sequence quadratic program, SQP)算法求解对应短舱角下的最优控制量，实现等效力/力矩到执行机构的准确映射。在此基础上，针对过渡飞行段难稳控的问题，设计了一种基于指定时间预设性能控制(appointed-time prescribed performance control, ATPPC)的四倾转旋翼无人机位姿协调控制方法，并分析了系统的稳定性。最后，将本文控制方法与非线性动态逆控制(nonlinear dynamic inversion control, NDIC)方法进行了对比仿真实验。

1 四倾转旋翼飞行器建模

为准确描述四倾转旋翼飞行器3种模态的运动特性，需要对倾转旋翼无人机全模态一体化数学模型进行分析。图1为四倾转旋翼飞行器操纵机构。坐标系$O_g x_g y_g z_g$为惯性坐标系；$O_b x_b y_b z_b$为机体坐标系；$O_h x_h y_h z_h$为桨轴坐标系，以平行于无人机旋翼平面指向前飞方向为x轴正方向，垂直旋翼平面指向地面方向为z轴正方向，满足右手定则。

据图1可知，对象无人机具有4个旋翼操纵量、4个升降舵(内侧舵面同时偏转作升降舵使用)，4个副翼(外侧舵面差动偏转作副翼使用)、1个方向舵、1个倾转舵机。结合固定翼/旋翼飞机建模方法，将拉力矢量和气动舵面组合操控下倾转旋翼机6自由度(degree of freedom, DOF)非线性动力学模型描述为[21-22]：

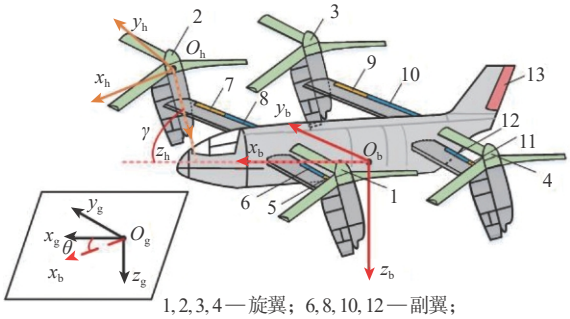


图 1　四倾转旋翼飞行器操纵机构

Fig. 1　Control mechanism of quad tilt-rotor aircraft

$$\begin{cases} \dot{V}_x = \dfrac{1}{m}F_x \\ \ddot{y} = \dfrac{1}{m}F_y \\ \ddot{z} = \dfrac{1}{m}F_z \end{cases} \tag{1}$$

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dfrac{1}{I_x}\left[\left(I_y - I_z\right)qr + M_x\right] \\ \ddot{\theta} = \dfrac{1}{I_y}\left[\left(I_z - I_x\right)pr + M_y\right] \\ \ddot{\psi} = \dfrac{1}{I_z}\left[\left(I_x - I_y\right)pq + M_z\right] \end{cases} \tag{2}$$

式中: y、z为位置分量; V_x为前向速度; ϕ、θ和ψ分别为滚转角、俯仰角和偏航角; p、q、r为三轴角速度; I_x、I_y、I_z为转动惯量; m为无人机质量; $\boldsymbol{F} = \left[F_x, F_y, F_z\right]^{\mathrm{T}}$为三轴合力; $\boldsymbol{M} = \left[M_x, M_y, M_z\right]^{\mathrm{T}}$为三轴合力矩。其中, 合力$\boldsymbol{F}$与合力矩$\boldsymbol{M}$分别为

$$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{T} + \boldsymbol{G} + \boldsymbol{F}_{\mathrm{a}} \tag{3}$$

$$\boldsymbol{M} = \boldsymbol{M}_{\mathrm{r}} + \boldsymbol{M}_{\mathrm{t}} + \boldsymbol{M}_{\mathrm{a}} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{T} = \left[T_x, T_y, T_z\right]^{\mathrm{T}}$为机体系下三轴旋翼拉力; $\boldsymbol{G} = \left[G_x, G_y, G_z\right]^{\mathrm{T}}$为无人机重力; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{a}} = \left[F_{\mathrm{ax}}, F_{\mathrm{ay}}, F_{\mathrm{az}}\right]^{\mathrm{T}}$为机体系下三轴气动力; $\boldsymbol{M}_{\mathrm{r}} = \left[M_{\mathrm{rx}}, M_{\mathrm{ry}}, M_{\mathrm{rz}}\right]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{M}_{\mathrm{t}} = \left[M_{\mathrm{tx}}, M_{\mathrm{ty}}, M_{\mathrm{tz}}\right]^{\mathrm{T}}$分别为机体系下三轴旋翼拉力矩和反扭矩; $\boldsymbol{M}_{\mathrm{a}} = \left[M_{\mathrm{ax}}, M_{\mathrm{ay}}, M_{\mathrm{az}}\right]^{\mathrm{T}}$为机体系下三轴气动力矩。

在机体系下, 由倾转旋翼无人机旋翼产生的拉力、拉力矩及反扭矩可描述为

$$\boldsymbol{T} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}} T^{\mathrm{h}} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}} \sum_{i=1}^{4}\left(-K_{\mathrm{f}}\omega_i^2\right) \tag{5}$$

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{r}} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}} M_{\mathrm{r}}^{\mathrm{h}} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}} \sum_{i=1}^{4}\left(-K_{\mathrm{f}}\omega_i^2 d_i\right) \tag{6}$$

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{t}} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}} M_{\mathrm{t}}^{\mathrm{h}} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}} \sum_{i=1}^{4}\left[(-1)^i K_{\mathrm{m}}\omega_i^2\right] \tag{7}$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix} \sin\gamma & 0 & -\cos\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos\gamma & 0 & \sin\gamma \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{S}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{b}}$为桨轴系到机体系的转换矩阵; T^{h}为桨轴系下旋翼拉力; $M_{\mathrm{r}}^{\mathrm{h}}$和$M_{\mathrm{t}}^{\mathrm{h}}$分别为桨轴系下旋翼拉力矩和反扭矩; K_{f}和K_{m}分别为拉力系数和扭矩系数; ω_i为第i个旋翼转速, 其中, $i = 1 \sim 4$; d_i为第i个旋翼重心到无人机重心的投影距离; $\gamma \in [0°, 90°]$为短舱倾角, $\gamma = 0°$为固定翼模式, $\gamma = 90°$为直升机模式, $0° < \gamma < 90°$为倾转模式。

在机体系下, 倾转旋翼无人机所受重力可表示为

$$\boldsymbol{G} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{b}} m\hat{\boldsymbol{g}} = \boldsymbol{S}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{b}}\left[0, 0, mg\right]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\theta\cos\psi\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \sin\theta\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \sin\theta\cos\psi\cos\phi + \sin\psi\sin\phi & \sin\theta\sin\psi\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{S}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{b}}$为惯性系转机体系的转换矩阵; $\hat{\boldsymbol{g}}$为重力加速度向量, $\hat{\boldsymbol{g}} = \left[0, 0, g\right]^{\mathrm{T}}$, g为重力加速度大小。

在机体系下, 由无人机机体或舵面产生的气动力和气动力矩可表示为[23]

$$\begin{cases} \boldsymbol{F}_{\mathrm{a}} = QS_{\mathrm{ref}}\boldsymbol{C}_{\mathrm{f}} \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{a}} = QS_{\mathrm{ref}}\hat{\boldsymbol{b}}\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}} \end{cases} \tag{11}$$

式中: $Q = 0.5\rho V^2$为动压, ρ为空气密度, V为飞行速度; S_{ref}为无人机参考面积; $\hat{\boldsymbol{b}} = [b, \bar{c}, b]^{\mathrm{T}}$, b和$\bar{c}$分别为平均气动展长和平均气动弦长; $\boldsymbol{C}_{\mathrm{f}}$和$\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}$分别为三轴气动力和气动力矩系数矩阵, 具体为

$$\begin{cases} \boldsymbol{C}_{\mathrm{f}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{f}}(\boldsymbol{C}_{\mathrm{f0}}, \alpha, \beta, \delta_{\mathrm{a}}, \delta_{\mathrm{e}}, \delta_{\mathrm{r}}) \\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{m}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}(\boldsymbol{C}_{\mathrm{m0}}, \alpha, \beta, \delta_{\mathrm{a}}, \delta_{\mathrm{e}}, \delta_{\mathrm{r}}) \end{cases} \tag{12}$$

式中: 括号内参数表示与系数选取相关的影响因素; $\boldsymbol{C}_{\mathrm{f0}}$和$\boldsymbol{C}_{\mathrm{m0}}$分别为机体产生的气动力和气动力矩系数向量; α和β分别为迎角和侧滑角; δ_{a}、δ_{e}和δ_{r}分别为副翼、升降舵及方向舵舵偏。

为便于非线性控制设计, 需要将式 (1)～式 (2)转换成仿射非线性形式[24-25]。为简便起见, 定义:

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_1 = \left[y \quad z\right]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{X}_2 = \left[V_y \quad V_z\right]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{U}_1 = \left[F_y \quad F_z\right]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{X}_3 = \left[\varphi \quad \theta \quad \psi\right]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{X}_4 = \left[p \quad q \quad r\right]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{U}_2 = \left[M_x \quad M_y \quad M_z\right]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{13}$$

则仿射非线性模型为

$$\begin{cases}\dot{V}_x = B_{V_x}F_x\\ \dot{\boldsymbol{X}}_1 = \boldsymbol{X}_2\\ \dot{\boldsymbol{X}}_2 = \boldsymbol{B}_2\boldsymbol{U}_1\\ \dot{\boldsymbol{X}}_3 = \boldsymbol{X}_4\\ \dot{\boldsymbol{X}}_4 = \boldsymbol{H}_4\boldsymbol{X}_4 + \boldsymbol{B}_4\boldsymbol{U}_2\end{cases} \tag{14}$$

式中：V_y和V_z分别为y和z轴方向速度分量；$\boldsymbol{H}_4$为相关状态变量；B_{V_x}和$B_j(j=2,4)$为子系统输入。具体表达式如下：

$$\begin{cases}B_{Vx} = \dfrac{1}{m}\\ \boldsymbol{B}_2 = \begin{bmatrix}1/m & 0\\ 0 & 1/m\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{B}_4 = \begin{bmatrix}1/I_x & 0 & 0\\ 0 & 1/I_y & 0\\ 0 & 0 & 1/I_z\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{H}_4 = \begin{bmatrix}\dfrac{I_y - I_z}{I_x}qr & \dfrac{I_z - I_x}{I_y}pr & \dfrac{I_x - I_y}{I_z}pq\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{15}$$

2 三维倾转走廊设计

倾转过渡中，受气动飞行效能和发动机功率约束等因素限制，短舱只能在一定的前飞速度和迎角范围内进行倾转。但传统的“短舱角-飞行速度”二维过渡走廊是在各静态点实现力和力矩配平，并以迎角边界及功率/载荷边界作为约束条件而构建的，忽略了过渡系统动态特征、缺少迎角信息，难以直接用于过渡分析与倾转策略设计[6]。

针对这些问题，本文增加迎角为过渡走廊的第三维度，建立“短舱角-飞行速度-迎角”三维安全过渡走廊，从而更直观准确地描述此3个关键变量的匹配情况和安全可用的倾转路径。三维走廊能够适用于实际难以保持定直平飞的倾转过渡情况。即无人机水平方向克服飞行阻力甚至向前加速，垂直方向则平衡重力、保持高度，姿态方面则维持俯仰力矩平衡。据此，构建三维过渡走廊求解方程：

$$\begin{cases}T_{\mathrm{total}}\cos(\alpha+\gamma) - L\sin\alpha - D\cos\alpha \geqslant 0\\ T_{\mathrm{total}}\sin(\alpha+\gamma) + L\cos\alpha - D\sin\alpha - mg = 0\\ T_{\mathrm{f}}\sin\gamma l_1 - T_{\mathrm{b}}\sin\gamma l_2 + M_y = 0\end{cases} \tag{16}$$

式中：

$$\begin{cases}L = \dfrac{1}{2}\rho V^2 S_{\mathrm{ref}}C_L\\ D = \dfrac{1}{2}\rho V^2 S_{\mathrm{ref}}C_D\\ M_{\mathrm{ay}} = \dfrac{1}{2}\rho V^2 S_{\mathrm{ref}}C_{M_y}\bar{c}\\ T_{\mathrm{total}} = \underbrace{T_1 + T_2}_{T_{\mathrm{f}}} + \underbrace{T_3 + T_4}_{T_{\mathrm{b}}}\end{cases} \tag{17}$$

式中：T_{total}为旋翼总拉力；L和D分别为升力和阻力；M_{ay}为俯仰力矩；l_1和l_2分别为前两旋翼重心和后两旋翼重心在飞机对称面上的投影与重心之间的距离；C_L、C_D和C_{M_y}分别为升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数。三维过渡走廊具体计算流程如图2所示。

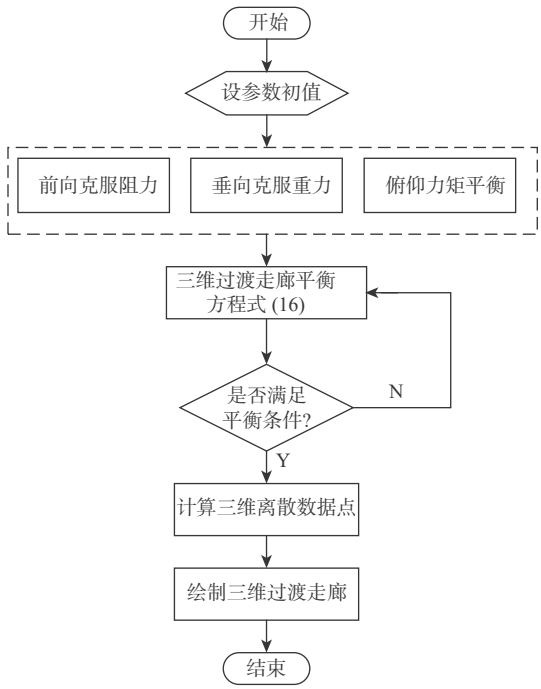


图2 三维过渡走廊计算流程

Fig. 2 Flow of 3D transition corridor calculation

通过计算满足式(16)和约束条件的三维空间内所有可飞行点，将飞行速度作为x轴变量，短舱倾角作为y轴变量，飞行迎角作为z轴变量，建立“短舱角-飞行速度-迎角”三维过渡走廊[9]。为评价三维走廊中飞行路径的优劣，根据夏济宇等[9]设计的评价函数，结合本文对象无人机特点，综合性能指标函数J_{index}为

$$J_{\mathrm{index}} = W_1\alpha + W_2\sum_{i=1}^{4}\omega_i^2 \tag{18}$$

式中：W_1和W_2分别为迎角指标和旋翼转速指标权重系数，本文将2种指标的重要程度视作相同，即$W_1=1, W_2=1$。效果如图3所示。

图3展示了本文倾转旋翼无人机的三维过渡走廊，综合性能指标函数的设计丰富了过渡走廊的信息要素，其状态安全性指标采用颜色示意，红色表示安全性低，绿色表示安全性高，就其整体趋势而言，迎角偏大或偏小均不安全。随着飞行速度增大，迎角可用范围逐渐收紧。通过飞行速度、短舱倾角与迎角三者的合理匹配才能确保无人机的过渡安全。

传统的二维过渡走廊描述的是短舱角与速度的关系，同样也是三维过渡走廊中的飞行速度-短

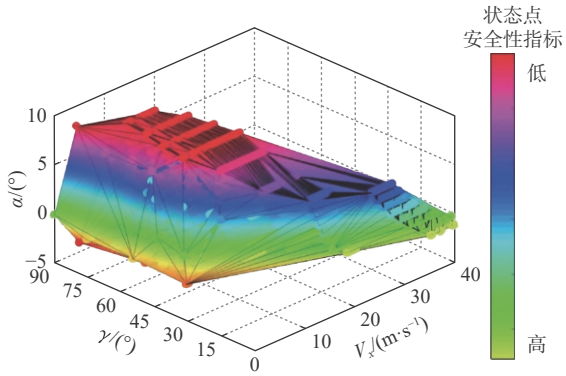


图 3　三维过渡走廊

Fig. 3　3D transition corridor

舱角关系, 如图 4 所示。下边界为无人机的低速边界, 上边界为无人机的高速边界。传统的二维倾转过渡走廊仅为三维过渡走廊中的 xy 面。

三维安全过渡走廊的构建, 可以为安全约束下短舱角-飞行速度-迎角过渡剖面的选取提供依据。

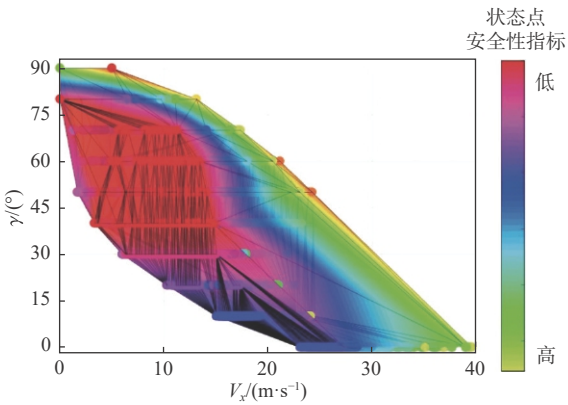


图 4　速度-短舱角关系

Fig. 4　Relationship between flight speed and tilt angle

3　基于 SQP 算法的倾转异构冗余操纵分配设计

针对四倾转旋翼无人机过渡飞行中, 传统固定分配矩阵导致的操纵分配效率差与安全性低等难题, 为兼顾计算精度与效率, 本文采用 SQP 算法求解异构冗余操纵优化分配问题[26-28], 实现倾转过程中力和力矩到执行机构的高效分配, 从而提高过渡飞行的安全性与控制品质。

首先, 确定优化问题目标函数及约束条件。在此基础上, 将本文建立的异构冗余操纵分配问题转化为非线性优化问题。随后, 构造拉格朗日函数, 并确定迭代初始值。最终, 通过 SQP 算法求解器求解上述非线性优化问题最优解, 并采用多起点优化策略, 对多个初始点进行测试以提高求解精度和收敛速度。

1) 优化对象

由于四倾转旋翼无人机旋翼与舵面本身限制可能无法满足控制器输出的期望力和力矩。本文将期望力、力矩与实际分配力、力矩的匹配误差 $\boldsymbol{S}$作为优化对象, 根据式 (4) 和式 (5) 得到

$$\boldsymbol{S}=\begin{bmatrix} T_{\text{totalc}}(\omega_i,\delta_u)-T_{\text{total}}(\omega_i,\delta_u) \\ M_{xc}(\omega_i,\delta_u)-M_x(\omega_i,\delta_u) \\ M_{yc}(\omega_i,\delta_u)-M_y(\omega_i,\delta_u) \\ M_{zc}(\omega_i,\delta_u)-M_z(\omega_i,\delta_u) \end{bmatrix} \tag{19}$$

式中: 下标 c 表示指令值; u为a、e、r分别表示副翼、升降舵和方向舵标志。

为防止旋翼转速和舵面偏转变化率过大, 将当前时刻与前一时刻的旋翼转速和舵面偏转量的差值作为另一优化对象, 具体如下:

$$\boldsymbol{P}=\left[\omega_i-\omega_{0_i},\delta_u-\delta_{0_u}\right]^{\mathrm{T}} \tag{20}$$

式中: ω_i和δ_u分别为当前时刻转速和舵偏量; ω_{0_i}和δ_{0_u}分别为前一时刻转速和舵偏量。

2) 目标函数

为使期望力、力矩与实际分配力、力矩之间的误差尽可能小, 旋翼转速和舵面偏转变化率足够平滑, 设计异构冗余操纵分配目标函数:

$$\boldsymbol{f}=\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_S\boldsymbol{S}+\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_P\boldsymbol{P} \tag{21}$$

式中: 等号右侧第 1 项$\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_S\boldsymbol{S}$旨在减小期望力、力矩与实际分配力、力矩的匹配误差; 等号右侧第 2 项$\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_P\boldsymbol{P}$旨在减小旋翼转速和舵面偏转变化率过大的问题; $\boldsymbol{W}_S$、$\boldsymbol{W}_P$均为权重矩阵。

3) 边界条件约束

考虑到实际无人机的旋翼转速和舵面偏转量存在上下边界, 因此, 对操纵机构给出如下约束:

$$\begin{cases} \omega_{\min}\leqslant\omega\leqslant\omega_{\max} \\ \delta_{\min}\leqslant\delta\leqslant\delta_{\max} \end{cases} \tag{22}$$

式中: ω为旋翼转速; δ为舵偏量。

综上, 倾转异构冗余操纵分配优化问题如下:

$$\begin{cases} \min\ \boldsymbol{f}=\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_S\boldsymbol{S}+\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_P\boldsymbol{P} \\ \text{s.t.}\begin{cases} \boldsymbol{S}=\begin{bmatrix} T_{\text{totalc}}(\omega_i,\delta_u)-T_{\text{total}}(\omega_i,\delta_u) \\ M_{xc}(\omega_i,\delta_u)-M_x(\omega_i,\delta_u) \\ M_{yc}(\omega_i,\delta_u)-M_y(\omega_i,\delta_u) \\ M_{zc}(\omega_i,\delta_u)-M_z(\omega_i,\delta_u) \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{P}=\left[\omega_i-\omega_{0_i},\delta_u-\delta_{0_u}\right]^{\mathrm{T}} \\ \omega_{\min}\leqslant\omega\leqslant\omega_{\max} \\ \delta_{\min}\leqslant\delta\leqslant\delta_{\max} \end{cases} \end{cases} \tag{23}$$

根据目标函数式 (21), 本文采用 SQP 算法将所建异构操纵分配问题转化为非线性优化问题, 并经 SQP 算法求解器解算, 即可求出对应短舱角下的最优旋翼转速和舵面偏转量, 主要计算流程如图 5 所示。

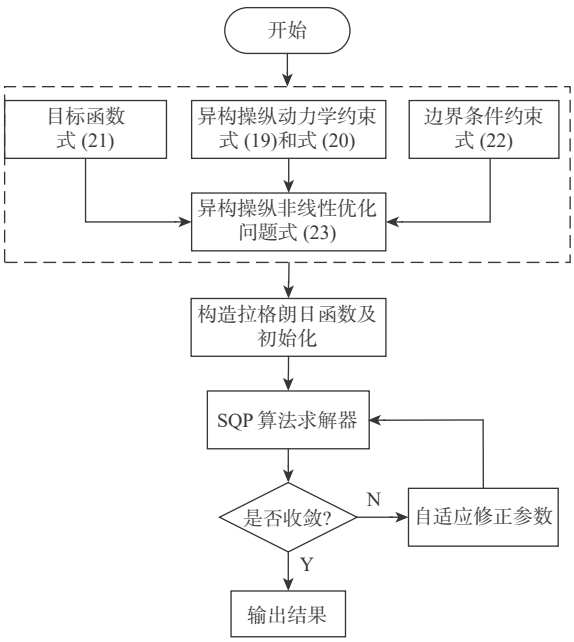


图 5 SQP 算法求解异构操纵问题流程

Fig. 5 Flow of SQP algorithm for solving heterogeneous manipulation problems

采用 SQP 算法使控制器输出的等效力和力矩能直接映射至力和力矩生成源头，削弱倾转过渡过程带来的不利动力学效应，为实现控制律与操纵分配的解耦结构设计提供可能。

4 基于 ATPPC 方法的过渡飞行位姿协调控制

在完成第 3 节三维倾转走廊与异构冗余操纵分配设计的基础上，为实现四倾转旋翼无人机的复杂过渡飞行，本节将基于 ATPPC 方法[29]进行设计，其控制结构可以由前向速度回路、速度内回路（速度控制器、角速率控制器）和位置外回路（位置控制器、姿态控制器）串级子系统构成，如图 6 所示。期望飞行状态和实际飞行状态同时输入位姿协调控制器中，通过设计指令转换矩阵将惯性坐标系下的输入 $\boldsymbol{U}_1$ 转换为机体坐标系下的旋翼拉力 T_{total}，通过第 3 节设计的异构操纵分配算法，从而形成闭环控制。

4.1 过渡飞行控制器设计

根据 ATPPC 方法设计思路[29]，对各回路跟踪误差进行约束，并利用误差转换函数实现对各回路的准确控制。过渡飞行控制器的设计具体可由以下步骤实现：

步骤 1 定义跟踪误差 $\boldsymbol{e}_1=\boldsymbol{X}_1-\boldsymbol{X}_{1c}$，其中，$\boldsymbol{X}_{1c}=[y_c,z_c]^{\mathrm{T}}$ 为倾转旋翼无人机期望的位置指令。为保证跟踪性能，$\boldsymbol{e}_1$ 满足以下约束条件[29]：

$$-\boldsymbol{r}_1(t)<\boldsymbol{e}_1<\boldsymbol{r}_2(t) \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{r}_1$ 和 $\boldsymbol{r}_2$ 为位置误差边界，对于任何初始值都满足 $-\boldsymbol{r}_1(t_0)<\boldsymbol{e}_1<\boldsymbol{r}_2(t_0)$。误差约束为[29]

$$\boldsymbol{r}_i=\begin{cases}(\varsigma_{0_i}-\varsigma_{\infty_i})\left(\dfrac{T_{\text{con}}-t}{T_{\text{con}}}\right)^5+\varsigma_{\infty_i} & 0\leqslant t<T_{\text{con}}\\ \varsigma_{\infty_i} & t\geqslant T_{\text{con}}\end{cases} \tag{25}$$

式中：T_{con} 为自定义时间常数；ς_{0_i} 和 ς_{∞_i} 分别为第 i 个初始参数和终值参数。

为使位置跟踪误差满足约束条件，根据文献 [29]，提出了一个误差转换函数：

$$\boldsymbol{Z}_1=\frac{\boldsymbol{r}_1\boldsymbol{e}_1+\bar{\boldsymbol{r}}_1}{2(\boldsymbol{r}_1+\boldsymbol{e}_1)}+\frac{\boldsymbol{r}_2\boldsymbol{e}_1+\bar{\boldsymbol{r}}_1}{2(\boldsymbol{r}_2-\boldsymbol{e}_1)} \tag{26}$$

误差转换函数应满足以下条件：

1）如果 $\boldsymbol{e}_1\to-\boldsymbol{r}_1$ 或 $\boldsymbol{e}_1\to\boldsymbol{r}_2$，则 $\boldsymbol{Z}_1\to\infty$。

2）如果 $\boldsymbol{r}_1=\boldsymbol{r}_2\to\infty$，则 $\boldsymbol{Z}_1\to\boldsymbol{e}_1$。

注 1 第 1 个条件表明若跟踪误差 $\boldsymbol{e}_1$ 约束于 $(-\boldsymbol{r}_1,\ \boldsymbol{r}_2)$，则 $\boldsymbol{Z}_1$ 有界；第 2 个条件表明当 $\boldsymbol{r}_1=\boldsymbol{r}_2\to\infty$ 时，对跟踪误差没有约束。因此，式 (26) 将误差有无约束问题有机统一。

则 $\boldsymbol{Z}_1$ 关于时间的微分为

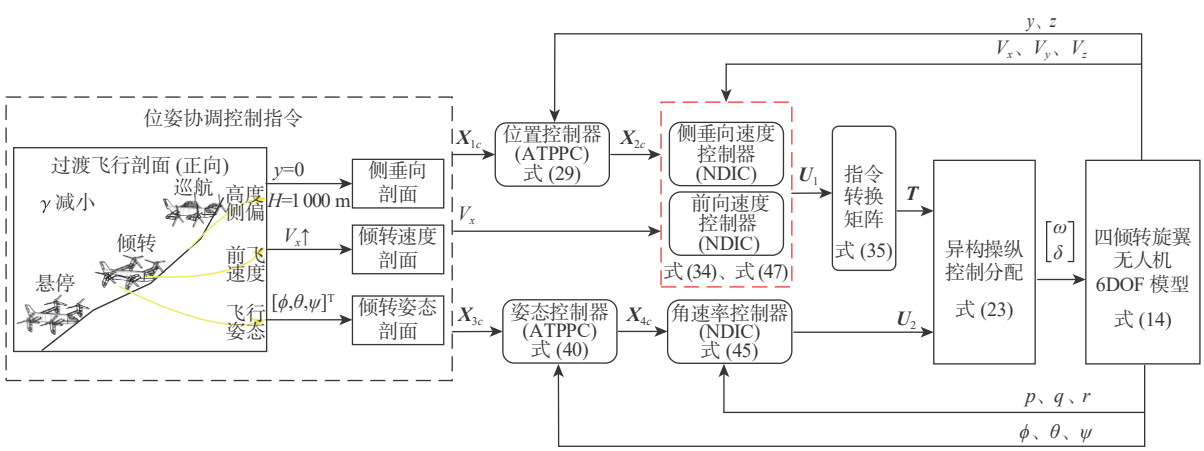


图 6 四倾转旋翼无人机过渡飞行控制框图

Fig. 6 Block diagram of quad tilt-rotor UAV transition flight control

$$\dot{\boldsymbol{Z}}_1=\boldsymbol{\sigma}_1\dot{\boldsymbol{e}}_1+\bar{\boldsymbol{w}}_1=\boldsymbol{\sigma}_1\left(\dot{\boldsymbol{X}}_1-\dot{\boldsymbol{X}}_{1c}\right)+\bar{\boldsymbol{w}}_1 \tag{27}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\sigma}_1=\dfrac{\boldsymbol{r}_1^2-\bar{\boldsymbol{r}}_1}{2(\boldsymbol{r}_1+\boldsymbol{e}_1)^2}+\dfrac{\boldsymbol{r}_2^2+\bar{\boldsymbol{r}}_1}{2(\boldsymbol{r}_2-\boldsymbol{e}_1)^2}\\ \bar{\boldsymbol{w}}_1=\dfrac{\dot{\boldsymbol{r}}_1\boldsymbol{e}_1^2-\dot{\boldsymbol{r}}_1\bar{\boldsymbol{r}}_1}{2(\boldsymbol{r}_1+\boldsymbol{e}_1)^2}-\dfrac{\dot{\boldsymbol{r}}_2\boldsymbol{e}_1^2+\dot{\boldsymbol{r}}_2\bar{\boldsymbol{r}}_1}{2(\boldsymbol{r}_2-\boldsymbol{e}_1)^2}\end{cases} \tag{28}$$

为实现位置跟踪误差镇定, 设计位置回路虚拟控制律如下:

$$\bar{\boldsymbol{X}}_2=-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{Z}_1-\varepsilon_1\varPi_1\boldsymbol{Z}_1 \tag{29}$$

$$\varPi_1=\|\boldsymbol{\sigma}_1\|^2+\|\boldsymbol{\sigma}_1\|^2\left\|\dot{\boldsymbol{X}}_{1c}\right\|^2+\|\bar{\boldsymbol{w}}_1\|^2 \tag{30}$$

式中: $\boldsymbol{K}_1=\mathrm{diag}\left(K_y,K_z\right)$; ε_1为位置回路控制参数。

为避免“微分爆炸”问题, 构建速度指令动态面控制器 (dynamic surface control, DSC)[2], 让虚拟控制量$\bar{\boldsymbol{X}}_2$通过时间常数为$\tau_2>0$的一阶滤波器 (见式 (31)), 以便求取指令$\bar{\boldsymbol{X}}_{2c}$及其微分$\dot{\bar{\boldsymbol{X}}}_{2c}$。

$$\begin{cases}\tau_2\dot{\boldsymbol{X}}_{2c}+\boldsymbol{X}_{2c}=\boldsymbol{\sigma}_1^{-1}\bar{\boldsymbol{X}}_2\\ \boldsymbol{X}_{2c}(0)=\bar{\boldsymbol{X}}_2(0)\end{cases} \tag{31}$$

定义速度指令 DSC 滤波误差$\boldsymbol{\zeta}_2=\boldsymbol{X}_{2c}-\boldsymbol{\sigma}_1^{-1}\bar{\boldsymbol{X}}_2$, 结合控制律式 (29), 可得$\boldsymbol{\zeta}_2$的微分为

$$\dot{\boldsymbol{\zeta}}_2=\dot{\boldsymbol{X}}_{2c}-\dot{\boldsymbol{\sigma}}_1^{-1}\dot{\bar{\boldsymbol{X}}}_2=-\frac{1}{\tau_2}\boldsymbol{\zeta}_2+\bar{\boldsymbol{M}}_2 \tag{32}$$

式中: $\bar{\boldsymbol{M}}_2=-\mathrm{d}\left(\boldsymbol{\sigma}_1^{-1}\left(-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{Z}_1-\varepsilon_1\varPi_1\boldsymbol{Z}_1\right)\right)/\mathrm{d}t$。

注 2　根据 Swaroop 等[30]研究结论, 对于式 (32) 所描述的滤波误差导数$\dot{\boldsymbol{\zeta}}_2$, 存在一个正常数$M_{2,\max}>0$, 使$\left\|\bar{\boldsymbol{M}}_2\right\|\leqslant M_{2,\max}$成立。

步骤 2　定义速度跟踪误差$\boldsymbol{e}_2=\boldsymbol{X}_2-\boldsymbol{X}_{2c}$, $\boldsymbol{X}_{2c}$为速度回路指令信号, 其由式 (31) 获取。进一步地, 可得速度跟踪误差$\boldsymbol{e}_2$的微分:

$$\dot{\boldsymbol{Z}}_2=\dot{\boldsymbol{e}}_2=\dot{\boldsymbol{X}}_2-\dot{\boldsymbol{X}}_{2c}=\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{U}_1-\dot{\boldsymbol{X}}_{2c} \tag{33}$$

速度回路控制律设计如下:

$$\boldsymbol{U}_1=\boldsymbol{B}_2^{-1}\left(-\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{Z}_2-\boldsymbol{\sigma}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_1+\dot{\boldsymbol{X}}_{2c}\right) \tag{34}$$

式中: $\boldsymbol{K}_2=\mathrm{diag}\left(K_{V_y},K_{V_z}\right)$为速度回路控制增益; $\dot{\boldsymbol{X}}_{2c}$为 DSC 式 (31) 获取指令$\boldsymbol{X}_{2c}$的微分。

通过分析速度回路控制律$\boldsymbol{U}_1$与旋翼拉力T_{total}的关系可得出指令转换方程为

$$\begin{aligned}T_{\mathrm{total}}=&\sin\gamma\left(F_z-F_{\mathrm{a}z}-mg\cos\theta\right)-\\&\cos\gamma\left(F_x-F_{\mathrm{a}x}+mg\sin\theta\right)\end{aligned} \tag{35}$$

步骤 3　与前两步类似, 定义角位置回路误差$\boldsymbol{e}_3=\boldsymbol{X}_3-\boldsymbol{X}_{3c}$, 其中, $\boldsymbol{X}_{3c}$为倾转旋翼无人机期望的角位置指令。为保证跟踪性能, 跟踪误差满足以下约束条件:

$$-\boldsymbol{r}_3(t)<\boldsymbol{e}_3<\boldsymbol{r}_4(t) \tag{36}$$

式中: $\boldsymbol{r}_3$和$\boldsymbol{r}_4$为角位置误差边界, 对于任何初始值都满足$-\boldsymbol{r}_3(t_0)<\boldsymbol{e}_3<\boldsymbol{r}_4(t_0)$。

同样地, 误差转换函数为

$$\boldsymbol{Z}_3=\frac{\boldsymbol{r}_3\boldsymbol{e}_3+\bar{\boldsymbol{r}}_3}{2(\boldsymbol{r}_3+\boldsymbol{e}_3)}+\frac{\boldsymbol{r}_4\boldsymbol{e}_3+\bar{\boldsymbol{r}}_3}{2(\boldsymbol{r}_4-\boldsymbol{e}_3)} \tag{37}$$

则$\boldsymbol{Z}_3$关于时间的微分为

$$\dot{\boldsymbol{Z}}_3=\boldsymbol{\sigma}_3\dot{\boldsymbol{e}}_3+\bar{\boldsymbol{w}}_3=\boldsymbol{\sigma}_3\left(\dot{\boldsymbol{X}}_3-\dot{\boldsymbol{X}}_{3c}\right)+\bar{\boldsymbol{w}}_3 \tag{38}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\sigma}_3=\dfrac{\boldsymbol{r}_3^2-\bar{\boldsymbol{r}}_3}{2(\boldsymbol{r}_3+\boldsymbol{e}_3)^2}+\dfrac{\boldsymbol{r}_4^2+\bar{\boldsymbol{r}}_3}{2(\boldsymbol{r}_4-\boldsymbol{e}_3)^2}\\ \bar{\boldsymbol{w}}_3=\dfrac{\dot{\boldsymbol{r}}_3\boldsymbol{e}_3^2-\dot{\boldsymbol{r}}_3\bar{\boldsymbol{r}}_3}{2(\boldsymbol{r}_3+\boldsymbol{e}_3)^2}-\dfrac{\dot{\boldsymbol{r}}_4\boldsymbol{e}_3^2+\dot{\boldsymbol{r}}_4\bar{\boldsymbol{r}}_3}{2(\boldsymbol{r}_4-\boldsymbol{e}_3)^2}\end{cases} \tag{39}$$

为实现角位置跟踪误差镇定, 设计角位置回路虚拟控制律如下:

$$\bar{\boldsymbol{X}}_4=-\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{Z}_3-\varepsilon_3\varPi_3\boldsymbol{Z}_3 \tag{40}$$

$$\varPi_3=\|\boldsymbol{\sigma}_3\|^2+\|\boldsymbol{\sigma}_3\|^2\|\dot{\boldsymbol{x}}_{3c}\|^2+\|\bar{\boldsymbol{w}}_3\|^2 \tag{41}$$

式中: $\boldsymbol{K}_3=\mathrm{diag}\left(K_\phi,K_\theta,K_\psi\right)$和$\varepsilon_3$都为角位置回路控制参数。

角速度指令动态面控制器可构建为

$$\begin{cases}\tau_4\dot{\boldsymbol{X}}_{4c}+\boldsymbol{X}_{4c}=\boldsymbol{\sigma}_3^{-1}\bar{\boldsymbol{X}}_4\\ \boldsymbol{X}_{4c}(0)=\bar{\boldsymbol{X}}_4(0)\end{cases} \tag{42}$$

式中: τ_4为时间常数。

定义角速度指令 DSC 滤波误差$\boldsymbol{\zeta}_4=\boldsymbol{X}_{4c}-\boldsymbol{\sigma}_3^{-1}\bar{\boldsymbol{X}}_4$, 结合控制律式 (40), 可得$\boldsymbol{\zeta}_4$的微分为

$$\dot{\boldsymbol{\zeta}}_4=\dot{\boldsymbol{X}}_{4c}-\dot{\boldsymbol{\sigma}}_3^{-1}\dot{\bar{\boldsymbol{X}}}_4=-\frac{1}{\tau_4}\boldsymbol{\zeta}_4+\bar{\boldsymbol{M}}_4 \tag{43}$$

式中: $\bar{\boldsymbol{M}}_4=-\mathrm{d}\left(\boldsymbol{\sigma}_3^{-1}\left(-\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{Z}_3-\varepsilon_3\varPi_3\boldsymbol{Z}_3\right)\right)/\mathrm{d}t$。由注 2 分析可知, 存在一个正常数$M_{4,\max}>0$, 使$\left\|\bar{\boldsymbol{M}}_4\right\|\leqslant M_{4,\max}$成立。

步骤 4　对于角速度回路, 定义跟踪误差为$\boldsymbol{e}_4=\boldsymbol{X}_4-\boldsymbol{X}_{4c}$, $\boldsymbol{X}_{4c}$为角速度指令信号, 可由 DSC 式 (42) 获取。求取误差$\boldsymbol{e}_4$的微分为

$$\dot{\boldsymbol{Z}}_4=\dot{\boldsymbol{e}}_4=\dot{\boldsymbol{X}}_4-\dot{\boldsymbol{X}}_{4c}=\boldsymbol{F}_4+\boldsymbol{B}_4\boldsymbol{U}_2-\dot{\boldsymbol{X}}_{4c} \tag{44}$$

角速度回路控制律设计如下:

$$\boldsymbol{U}_2=\boldsymbol{B}_4^{-1}\left(-\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{Z}_4-\boldsymbol{F}_4-\boldsymbol{\sigma}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_3+\dot{\boldsymbol{X}}_{4c}\right) \tag{45}$$

式中: $\boldsymbol{K}_4=\mathrm{diag}\left(K_p,K_q,K_r\right)$为角速度回路控制增益; $\dot{\boldsymbol{X}}_{4c}$为 DSC 式 (42) 获取指令$\boldsymbol{X}_{4c}$的微分。

步骤 5　对于前向速度回路, 定义前向速度跟踪误差为$e_5=V_x-V_{xc}$, V_{xc}为前向速度指令信号。则e_5关于时间的微分为

$$\dot{Z}_5=\dot{e}_5=\dot{V}_x-\dot{V}_{xc}=B_{V_x}F_x-\dot{V}_{xc} \tag{46}$$

为实现前向速度跟踪误差镇定, 设计前向速度回路虚拟控制律如下:

$$F_x=B_{V_x}^{-1}\left(-K_{V_x}Z_5+\dot{V}_{xc}\right) \tag{47}$$

式中：K_{V_x}为前向速度回路控制增益；$\dot{V}_{xc}$为前向速度指令V_{xc}的微分。

4.2 稳定性分析

本节将对4.1节设计的过渡飞行控制器闭环稳定性进行分析。

定理 针对倾转旋翼无人机全模态6DOF非线性模型(14)，设计控制律式(29)、式(34)、式(40)、式(45)和式(47)，DSC滤波器式(31)、式(42)，则对给定连续光滑位置、前向速度和角位置指令信号$\boldsymbol{X}_{1c}$、V_{xc}和$\boldsymbol{X}_{3c}$，通过选取合适的参数，可确保所有的误差信号$\boldsymbol{Z}_i(i=1,2,3,4)$、$Z_5$和$\boldsymbol{\zeta}_j(j=2,4)$都一致最终有界。

以下分两步对定理1进行证明。

证明：

1) 首先，求取系统误差信号$\boldsymbol{Z}_i,i=1,2,3,4$和$\boldsymbol{\zeta}_j(j=2,4)$的微分。

由$\boldsymbol{e}_1=\boldsymbol{X}_1-\boldsymbol{X}_{1c}$和$\boldsymbol{\zeta}_2=\boldsymbol{X}_{2c}-\boldsymbol{\sigma}_1^{-1}\bar{\boldsymbol{X}}_2$，结合式(27)和式(29)，可得

$$\dot{\boldsymbol{Z}}_1=\boldsymbol{\sigma}_1\dot{\boldsymbol{e}}_1+\bar{\boldsymbol{w}}_1=\boldsymbol{\sigma}_1\left(\boldsymbol{Z}_2+\boldsymbol{\zeta}_2+\boldsymbol{\sigma}_1^{-1}\bar{\boldsymbol{X}}_2-\dot{\boldsymbol{X}}_{1c}\right)+\bar{\boldsymbol{w}}_1=\boldsymbol{\sigma}_1\boldsymbol{Z}_2+\boldsymbol{\sigma}_1\boldsymbol{\zeta}_2-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{Z}_1-\varepsilon_1\boldsymbol{\Pi}_1\boldsymbol{Z}_1-\boldsymbol{\sigma}_1\dot{\boldsymbol{X}}_{1c}+\bar{\boldsymbol{w}}_1 \tag{48}$$

同理，可得

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{Z}}_1=\boldsymbol{\sigma}_1\boldsymbol{Z}_2+\boldsymbol{\sigma}_1\boldsymbol{\zeta}_2-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{Z}_1-\varepsilon_1\boldsymbol{\Pi}_1\boldsymbol{Z}_1-\boldsymbol{\sigma}_1\dot{\boldsymbol{X}}_{1c}+\bar{\boldsymbol{w}}_1\\ \dot{\boldsymbol{Z}}_2=-\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{Z}_2-\boldsymbol{\sigma}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_1\\ \dot{\boldsymbol{Z}}_3=\boldsymbol{\sigma}_3\boldsymbol{Z}_4+\boldsymbol{\sigma}_3\boldsymbol{\zeta}_4-\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{Z}_3-\varepsilon_3\boldsymbol{\Pi}_3\boldsymbol{Z}_3-\boldsymbol{\sigma}_3\dot{\boldsymbol{X}}_{3c}+\bar{\boldsymbol{w}}_3\\ \dot{\boldsymbol{Z}}_4=-\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{Z}_4-\boldsymbol{\sigma}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_3\\ \dot{Z}_5=-K_{V_x}Z_5\end{cases} \tag{49}$$

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\zeta}}_2=-\dfrac{1}{\tau_2}\boldsymbol{\zeta}_2+\bar{\boldsymbol{M}}_2\\ \dot{\boldsymbol{\zeta}}_4=-\dfrac{1}{\tau_4}\boldsymbol{\zeta}_4+\bar{\boldsymbol{M}}_4\end{cases} \tag{50}$$

2) 选取Lapunov函数，对定理进行证明：

$$V_{\mathrm{L}}=\underbrace{\sum_{i=1}^{4}\frac{1}{2}\boldsymbol{Z}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_i+\frac{1}{2}Z_5^2}_{V_1}+\underbrace{\sum_{j=2}^{4}\frac{1}{2}\boldsymbol{\zeta}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\zeta}_j}_{V_2} \tag{51}$$

由式(49)可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1=&\boldsymbol{Z}_1^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{\sigma}_1\boldsymbol{Z}_2+\boldsymbol{\sigma}_1\boldsymbol{\zeta}_2-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{Z}_1-\varepsilon_1\boldsymbol{\Pi}_1\boldsymbol{Z}_1-\boldsymbol{\sigma}_1\dot{\boldsymbol{X}}_{1c}+\bar{\boldsymbol{w}}_1\right)+\\&\boldsymbol{Z}_2^{\mathrm{T}}\left(-\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{Z}_2-\boldsymbol{\sigma}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_1\right)+\boldsymbol{Z}_3^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{\sigma}_3\boldsymbol{Z}_4+\boldsymbol{\sigma}_3\boldsymbol{\zeta}_4-\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{Z}_3-\\&\varepsilon_3\boldsymbol{\Pi}_3\boldsymbol{Z}_3-\boldsymbol{\sigma}_3\dot{\boldsymbol{X}}_{3c}+\bar{\boldsymbol{w}}_3)+\boldsymbol{Z}_4^{\mathrm{T}}\left(-\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{Z}_4-\boldsymbol{\sigma}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Z}_3\right)+\\&Z_5\left(-K_{V_x}Z_5\right)\leqslant-\boldsymbol{Z}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{Z}_1+\frac{1}{4\varepsilon_1}\|\boldsymbol{\zeta}_2\|^2+\\&\frac{1}{2\varepsilon_1}-\boldsymbol{Z}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_2\boldsymbol{Z}_2-\boldsymbol{Z}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{Z}_3+\frac{1}{4\varepsilon_3}\|\boldsymbol{\zeta}_4\|^2+\frac{1}{2\varepsilon_3}-\\&\boldsymbol{Z}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_4\boldsymbol{Z}_4-Z_5^2K_{V_x}Z_5\leqslant-\sum_{i=1}^{4}\boldsymbol{Z}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_i\boldsymbol{Z}_i+\frac{1}{4\varepsilon_1}\|\boldsymbol{\zeta}_2\|^2+\\&\frac{1}{4\varepsilon_3}\|\boldsymbol{\zeta}_4\|^2+\frac{1}{2\varepsilon_1}+\frac{1}{2\varepsilon_3}-Z_5^2K_{V_x}\end{aligned} \tag{52}$$

$$\begin{aligned}\dot{V}_2=&-\frac{1}{\tau_2}\boldsymbol{\zeta}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\zeta}_2+\boldsymbol{\zeta}_2^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{M}}_2-\frac{1}{\tau_4}\boldsymbol{\zeta}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\zeta}_4+\boldsymbol{\zeta}_4^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{M}}_4\leqslant\\&-\sum_{j=2}^{4}\frac{1}{\tau_j}\boldsymbol{\zeta}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\zeta}_j+\sum_{j=2}^{4}\boldsymbol{\zeta}_j^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{M}}_j\end{aligned} \tag{53}$$

则

$$\begin{aligned}\dot{V}_{\mathrm{L}}=&\dot{V}_1+\dot{V}_2\leqslant-\sum_{i=1}^{4}\boldsymbol{Z}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_i\boldsymbol{Z}_i+\frac{1}{4\varepsilon_1}\|\boldsymbol{\zeta}_2\|^2+\frac{1}{4\varepsilon_3}\|\boldsymbol{\zeta}_4\|^2-\\&Z_5^2K_{V_x}+\frac{1}{2\varepsilon_1}+\frac{1}{2\varepsilon_3}-\sum_{j=2}^{4}\frac{1}{\tau_j}\boldsymbol{\zeta}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\zeta}_j+\sum_{j=2}^{4}\boldsymbol{\zeta}_j^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{M}}_j\end{aligned} \tag{54}$$

又由Young不等式，可得

$$-\sum_{i=1}^{4}\boldsymbol{Z}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_i\boldsymbol{Z}_i\leqslant-\sum_{i=1}^{4}\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_i)\|\boldsymbol{Z}_i\|^2 \tag{55}$$

$$-\sum_{j=2}^{4}\frac{1}{\tau_j}\boldsymbol{\zeta}_j^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\zeta}_j\leqslant-\frac{1}{\tau_j}\sum_{j=2}^{4}\left\|\boldsymbol{\zeta}_j\right\|^2 \tag{56}$$

$$\sum_{j=2}^{4}\boldsymbol{\zeta}_j\bar{\boldsymbol{M}}_j\leqslant\sum_{j=2}^{4}\left(\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{\zeta}_j\right\|^2+\frac{1}{2}\bar{\boldsymbol{M}}_{j,\max}^2\right) \tag{57}$$

式中：$\lambda_{\min}(\cdot)$为对应矩阵最小特征值。

因此，式(54)可进一步整理为

$$\begin{aligned}\dot{V}_{\mathrm{L}}\leqslant&-\sum_{i=1}^{4}\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_i)\|\boldsymbol{Z}_i\|^2-\\&\left(\frac{1}{\tau_2}-\frac{1}{2}-\frac{1}{4\varepsilon_1}\right)\|\boldsymbol{\zeta}_2\|^2+\frac{1}{2\varepsilon_1}-K_{V_x}e_{V_x}^2-\\&\left(\frac{1}{\tau_4}-\frac{1}{2}-\frac{1}{4\varepsilon_3}\right)\|\boldsymbol{\zeta}_4\|^2+\frac{1}{2\varepsilon_3}+\sum_{j=2}^{4}\frac{1}{2}\bar{\boldsymbol{M}}_{j,\max}^2\leqslant\\&-\sum_{i=1}^{4}\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_i)\|\boldsymbol{Z}_i\|^2+\frac{1}{2\varepsilon_1}+\frac{1}{2\varepsilon_3}-K_{V_x}e_{V_x}^2-\\&\sum_{j=2}^{4}\left(\frac{1}{\tau_j}-\frac{1}{2}-\frac{1}{4\varepsilon_{j-1}}\right)\left\|\boldsymbol{\zeta}_j\right\|^2+\sum_{j=2}^{4}\frac{1}{2}\bar{\boldsymbol{M}}_{j,\max}^2\end{aligned} \tag{58}$$

记

$$\Omega=\frac{1}{2\varepsilon_1}+\frac{1}{2\varepsilon_3}+\sum_{j=2}^{4}\frac{1}{2}\bar{\boldsymbol{M}}_{j,\max}^2 \tag{59}$$

设计控制参数满足以下条件：

$$\begin{cases}\mu_1=\lambda_{\min}(\boldsymbol{K}_i)>0 & i=1,2,3,4\\ \mu_2=\dfrac{1}{\tau_j}-\dfrac{1}{2}-\dfrac{1}{4\varepsilon_{j-1}}>0 & j=2,4\\ \mu_3=K_{V_x}>0\end{cases} \tag{60}$$

则式(58)可以改写为

$$\begin{aligned}\dot{V}_{\mathrm{L}}\leqslant&-\sum_{i=1}^{4}\mu_1\|\boldsymbol{Z}_i\|^2-\sum_{j=2}^{4}\mu_2\left\|\boldsymbol{\zeta}_j\right\|^2-\mu_3e_{V_x}^2+\Omega\leqslant\\&-\mu\left(\sum_{i=1}^{4}\|\boldsymbol{Z}_i\|^2+\sum_{j=2}^{4}\left\|\boldsymbol{\zeta}_j\right\|^2+e_{V_x}^2\right)+\Omega\leqslant-\mu V_{\mathrm{L}}+\Omega\end{aligned} \tag{61}$$

式中: $\mu = \min\{2\mu_1, 2\mu_2, 2\mu_3\}$

因此, 当 $\mu > \Omega/V_L$ 时, 有 $\dot{V}_L < 0$。通过选取合适的控制参数, 即可确保所有系统误差最终一致有界。

证毕

5　过渡飞行仿真与分析

倾转旋翼无人机的倾转过程可分为正向倾转和反向倾转, 正向倾转主要指无人机从直升机模态过渡为固定翼模态的过程。为检验本文控制方法的有效性, 对正向倾转过程进行仿真验证。过渡飞行的期望指令根据三维过渡走廊与配平结果进行设计。通过选取 7 个短舱角 [0°,10°,20°,30°,50°,65°,90°] 对应的平衡点, 来获得位姿协调控制的速度和姿态指令, 如表 1 所示。不同短舱角之间采用线性插值从而得出完整的倾转剖面, 为使倾转剖面更合理, 短舱角尽可能取密集一些。

图 7 为倾转剖面在三维过渡走廊中的俯视图 (*xy* 视图) 与侧视图 (*yz* 视图)。由图可知, 所选倾转剖面处于安全性较高的绿色区域, 因此, 只需按照该条倾转剖面进行跟踪飞行, 就可以保证过渡飞行安全。

假设无人机定高平飞, 飞行高度 $H_0 = 1\,000$ m, 无人机初始状态保持悬停, 经过倾转过渡段后, 以固定翼模态进行巡航飞行。由于过渡起始时刻飞行速度较低, 因此, 本文在 $60° < \gamma \leqslant 90°$ 范围内, 只考虑机体本身气动力和力矩, 舵面不参与控制。表 2 和表 3 为此次仿真验证所采用的倾转旋翼无人机参数与控制器参数。

在控制策略不变的基础上, 分别采用 NDIC 方法和 ATPPC 方法在相同控制增益情况下进行对比仿真, 从而体现本文控制方法的优势。仿真结果如图 8～图 16 所示, 图中, 三角形和五角星分别表示仿真时的起点和终点。

图 8 为四倾转旋翼无人机过渡飞行的三维轨迹图。由图可知, 无人机从悬停位置经过倾转到固定翼模态, 整个过程飞行高度保持 1 000 m, 侧偏最远位置控制在 3 m 左右, 能够较好地完成给定指令的跟踪。具体的高度飞行指令 H_g 与实际飞行高度 H 跟踪情况如图 9 所示, 起始高度给定为 990 m, ATPPC 方法使无人机在 5 s 内跟踪上期望指令, 速度快于 NDIC 方法。尽管在倾转过程末端, ATPPC 方法的高度误差 e_H 大于 NDIC 方法, 但是其稳态误差小于 NDIC 方法, 并且高度偏差 8 m 相比于飞行高度 1 000 m 可以忽略不计。

图 10 为倾转旋翼无人机 V_x、γ、α 指令与跟踪

表 1　四倾转旋翼无人机过渡飞行期望指令

Table 1　Desired commands for transition flight of quad tilt-rotor UAV

短舱角 γ/(°)	速度指令 V_x/(m·s^{-1})	角位置 θ/(°)
0	32	2
10	30	1
20	28	1
30	26	1
50	20.06	2
65	16.12	3
90	0	0

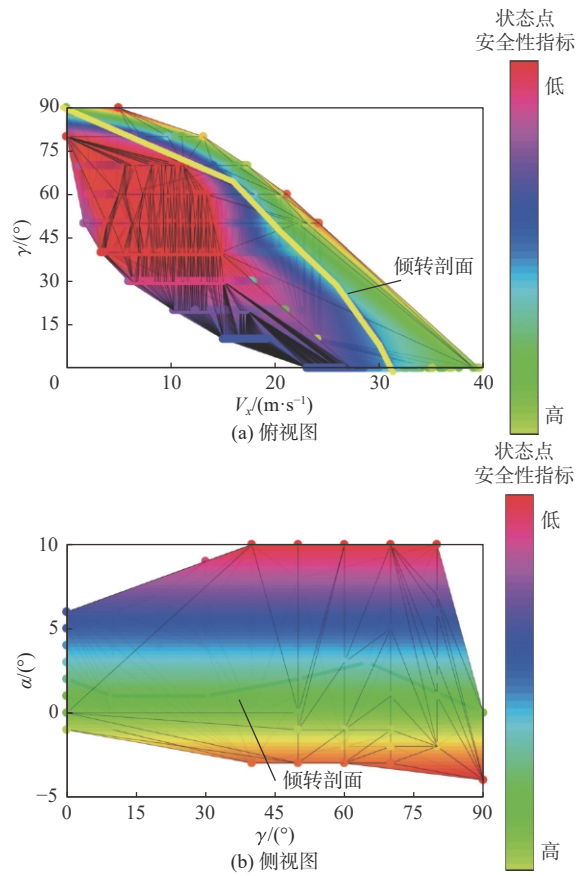


图 7　倾转剖面俯视图与侧视图

Fig. 7　Top and side views of tilt profile

三维曲线, 即为表 1 和图 7 中选取的倾转剖面。由图 10 可知, ATPPC 方法对指令的跟踪效果要比 NDIC 方法更好。另外, 由图 9 可知, 本文所描述的倾转过程是在定高平飞时进行的, 此时航迹角为 0, 所以迎角和俯仰角是一致的。

图 11 为倾转旋翼无人机短舱角曲线和前向速度曲线, 可以看到整个倾转过程主要在 10～45 s 进行。15～20 s 时, 倾转角保持在 75°而未继续倾转, 这是由于实际速度未达到期望速度 V_{x_g} 导致。由图 11 可知, 倾转过程中实际速度能够较好地跟踪速度指令。在 10 s 处, V_{x_g} 保持不变也是由于当前

表 2 四倾转旋翼无人机参数

Table 2 Parameters of quad tilt-rotor UAV

参数	数值
飞行高度H/m	1 000
无人机质量m/kg	100
参考面积S_{ref}/m^2	2.317
平均气动展长b/m	1.5
平均气动弦长$\bar{c}$/m	0.55
旋翼转速范围ω/(r·min^{-1})	0～5 500
舵面偏转范围δ_u/(°)	−20～20

表 3 四倾转旋翼无人机过渡飞行控制参数

Table 3 Transition flight control parameters of quad tilt-rotor UAV

参数	数值
NDIC的控制增益	$\boldsymbol{K}_1=\text{diag}(0.8,0.8),\boldsymbol{K}_2=\text{diag}(6,6)$ $K_{V_x}=2,\boldsymbol{K}_3=\text{diag}(9,9,9),\ \boldsymbol{K}_4=\text{diag}(40,40,40)$
NDIC的DSC时间常数	$\tau_2=\tau_4=0.005$
ATPPC的控制增益	$\boldsymbol{K}_1=\text{diag}(0.8,0.8),\boldsymbol{K}_2=\text{diag}(6,6)$ $K_{V_x}=2,\boldsymbol{K}_3=\text{diag}(9,9,9)$ $\boldsymbol{K}_4=\text{diag}(40,40,40),\ \varepsilon_1=0.01,\varepsilon_3=0.06$
ATPPC的DSC时间常数	$\tau_2=\tau_4=0.005$
ATPPC指定时间	$T_{\text{con}}=20$
操纵分配权重$\boldsymbol{W}_1$	$\text{diag}(1,15,60,10)\times10^4$
操纵分配权重$\boldsymbol{W}_2$	$\begin{cases}100\text{diag}(1,1,1,1,1,1,1) & 0°\leqslant\gamma\leqslant60°\\ 100\text{diag}(1,1,1,1) & 60°<\gamma\leqslant90°\end{cases}$

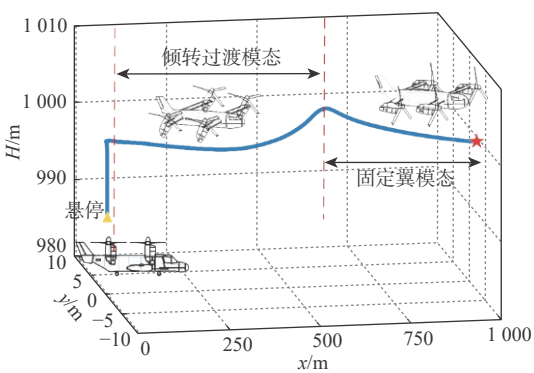


图 8 倾转过渡飞行三维轨迹

Fig. 8 3D trajectory of tilt transition flight

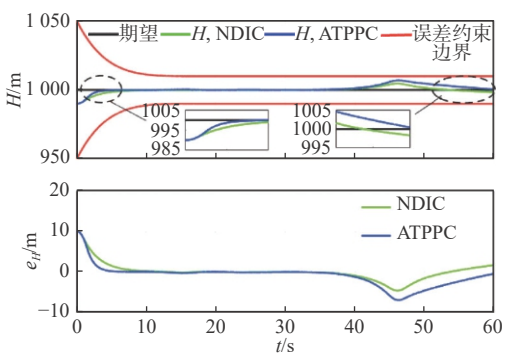


图 9 高度飞行轨迹与误差

Fig. 9 Altitude flight trajectory and tracking error

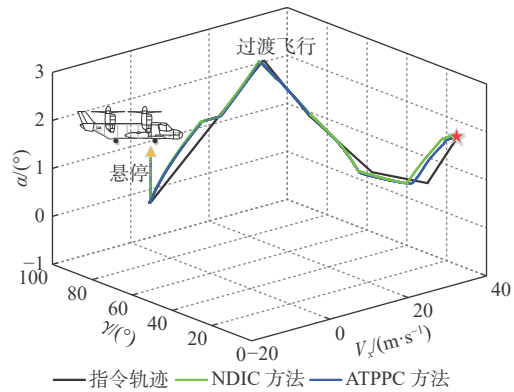


图 10 V_x、γ、α指令与跟踪三维曲线

Fig. 10 3D curve of V_x、γ、α instruction and tracking

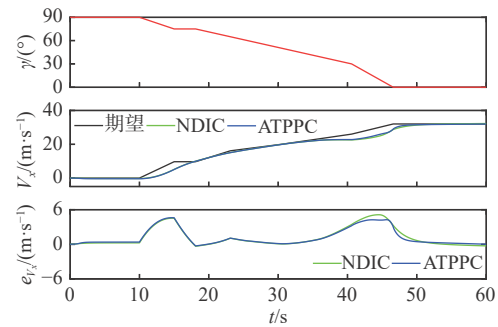


图 11 短舱角与前向速度曲线

Fig. 11 Tilt angle and forward velocity curves

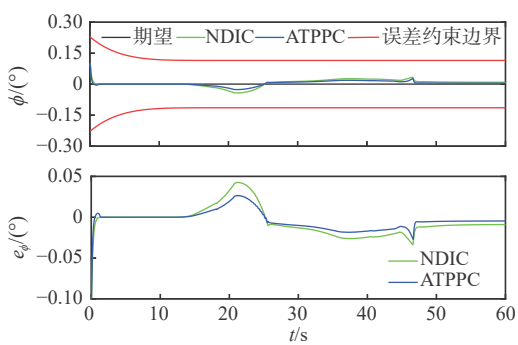


图 12 滚转角曲线与跟踪误差

Fig. 12 Roll angle curves and tracking error

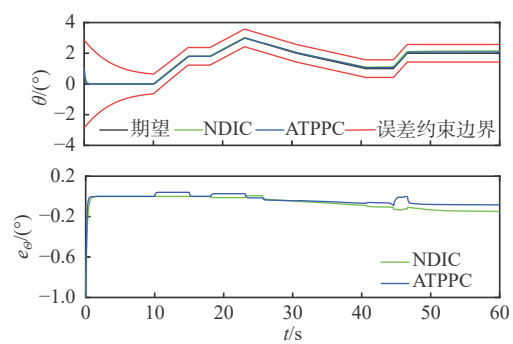


图 13 俯仰角曲线与跟踪误差

Fig. 13 Pitch angle curves and tracking error

实际速度较低，不足以进行下一步倾转，而速度指令是由倾转角插值得到，从而导致速度指令同样保

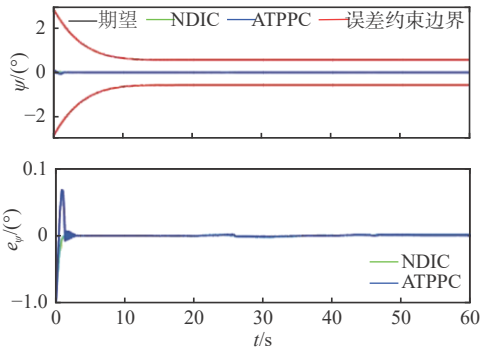


图 14　偏航角曲线与跟踪误差

Fig. 14　Yaw angle curves and tracking error

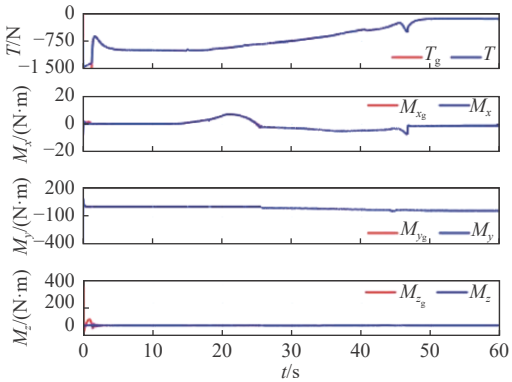


图 15　T与$\boldsymbol{M}$指令与跟踪曲线

Fig. 15　T and $\boldsymbol{M}$ instruction and tracking curves

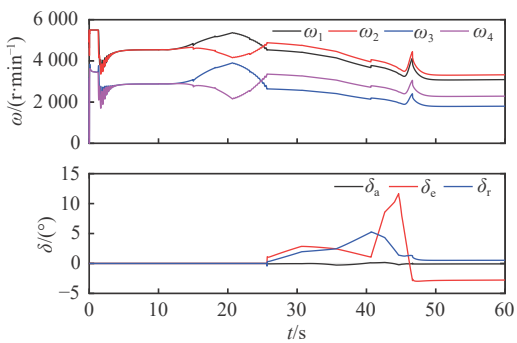


图 16　旋翼转速与舵面偏转量曲线

Fig. 16　Curves of rotor speed and control surface deflection

持不变。

图 12～图 14 为四倾转旋翼无人机姿态角与跟踪误差曲线，整体上看 2 种方法的跟踪情况都较好。而 ATPPC 方法的跟踪误差要明显小于 NDIC 方法，体现了本文控制方法的优势。

图 15 为控制器输出的旋翼力指令$\boldsymbol{T}_{\text{totalc}}$和三轴力矩指令$\boldsymbol{M}$，以及利用操纵分配算法输出的操纵量求得的旋翼力$\boldsymbol{T}_{\text{total}}$和三轴力矩$\boldsymbol{M}$。图中可明显看出，利用操纵量求得的力和力矩对于指令的跟踪效果较好，无明显误差，验证了操纵分配算法的有效性。其中，下标 g 表示给定的目标值。图 16 为旋翼力$\boldsymbol{T}$和三轴力矩$\boldsymbol{M}$利用 SQP 算法求得的 7 个操纵量。图 15 与图 16 相互对应，同时验证了本文操纵分配方法与控制方法的有效性。

6　结　论

本文针对四倾转旋翼无人机倾转过渡段的安全飞行问题，开展了基于指定时间控制的过渡飞行位姿协调控制研究，主要结论如下：

1）针对传统“短舱角-飞行速度”二维过渡走廊存在的过渡系统动态特征被忽略、迎角信息缺失等问题，本文增加迎角为过渡走廊的第三维度，建立“短舱角-飞行速度-迎角”三维安全过渡走廊，从而更直观准确地描述此 3 个关键倾转过程变量的匹配情况和安全可用的倾转路径。

2）针对四倾转旋翼无人机升力占比相互交替，操纵机构冗余多样的问题，提出了一种基于 SQP 算法的异构冗余操纵分配策略，实现了等效力和力矩到操纵量的准确、有效映射。

3）本文针对四倾转旋翼无人机过渡飞行控制，设计了一种基于指定时间控制器的位姿协调控制方法，并分析了闭环系统稳定性，最后通过对比仿真，验证了该控制方法的有效性和优越性。

参考文献（References）

[1] 袁涛, 单俊杰, 刘明, 等. 舰载无人直升机的作战应用及其关键技术[J]. 直升机技术, 2020(4): 61-64.
YUAN T, SHAN J J, LIU M, et al. Operation application and the key technology of carrier-based unmanned helicopter[J]. Helicopter Technique, 2020(4): 61-64(in Chinese).

[2] 苏子康, 李春涛, 余跃, 等. 绳系拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2234-2248.
SU Z K, LI C T, YU Y, et al. High anti-disturbance trajectory tracking control for cable towed vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2234-2248(in Chinese).

[3] 沙虹伟. 无人倾转旋翼机飞行力学建模与姿态控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
SHA H W. Research on flight mechanics modeling and attitude control technology of unmanned tilt-rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(in Chinese).

[4] 黄利龙. 四倾转旋翼无人机控制系统设计与实现[D]. 沈阳: 东北大学, 2017.
HUANG L L. Design and implementation of control system for four tilt rotor UAV[D]. Shenyang: Northeastern University, 2017(in Chinese).

[5] SHEN S Y, XU J F, CHEN P, et al. Adaptive neural network extended state observer-based finite-time convergent sliding mode control for a quad tiltrotor UAV[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023, 59(5): 6360-6373.

[6] LEBACQZ J V, SCOTT B C. Ground-simulation investigation of VTOL airworthiness criteria for terminal area operations[J]. Journal

of Guidance, Control, and Dynamics, 1985, 8(6): 761-767.

[7] SONG Y G, WANG H J. Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(3): 250-256.

[8] 俞志明, 陈仁良, 孔卫红. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2106-2113.
YU Z M, CHEN R L, KONG W H. Analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2106-2113 (in Chinese).

[9] 夏济宇, 周洲, 王正平, 等. 倾转动力无人机三维过渡走廊研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(3): 886-895.
XIA J Y, ZHOU Z, WANG Z P, et al. The research on three-dimensional transition corridor of tilt-propulsion UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(3): 886-895(in Chinese).

[10] KANG Y, PARK B, YOO C, et al. Control law modification according to flight test of small scaled tilt rotor UAV[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.

[11] 周玮, 刘莉. 倾转旋翼无人机最优过渡倾转角曲线[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2277-2283.
ZHOU Y, LIU L. Optimal transition tilt angle curve of tiltrotor UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2277-2283(in Chinese).

[12] 王东升, 郭剑东, 浦黄忠. 无人倾转旋翼机过渡模式舵面分配及自抗扰控制[J]. 电光与控制, 2019, 26(4): 23.
WANG D S, GUO J D, PU H Z. Rudder distribution and active disturbance rejection control of unmanned tiltrotor aircraft in transition mode[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(4): 23(in Chinese).

[13] 吴瑗菁. 垂起倾转旋翼无人机过渡模式控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020: 39-44.
WU A J. Design of transition mode control system for vertical tiltrotor UAV[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020: 39-44 (in Chinese).

[14] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 520865.
YAN X F, CHEN R L. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 520865(in Chinese).

[15] 李继财. 基于反步与QP联合的倾转四旋翼运动控制研究[D]. 长春: 吉林大学, 2021: 39-56.
LI J C. Research on motion control of tilting quadrotor based on backstepping and QP[D]. Changchun: Jilin University, 2021: 39-56 (in Chinese).

[16] ZHEN P, WANG W H, SONG S Y, et al. Nonlinear attitude control of tiltrotor aircraft based on active disturbance rejection sliding mode method[C]//Proceedings of the IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1351-1356.

[17] ONER K T, CETINSY E, SIRIMOGLU E, et al. LQR and SMC stabilization of a new unmanned aerial vehicle[J]. World Academy of Science Engineering and Technology, 2009, 3(10): 554-559.

[18] KANG Y, KIM N, KIM B S, et al. Autonomous waypoint guidance for tilt-rotor unmanned aerial vehicle that has nacelle-fixed auxiliary wings[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(14): 2695-2717.

[19] 陈永, 龚华军, 王彪. 倾转旋翼机过渡段纵向姿态控制技术研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 30-33.
CHEN Y, GONG H J, WANG B. Research on longitudinal attitude control technology of tilt rotor during transition[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(1): 30-33(in Chinese).

[20] 郭建东, 宋彦国, 夏品奇. 小型无人倾转旋翼机全模式飞行操纵控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4): 439-444.
GUO J D, SONG Y G, XIA P Q. Full envelope flight control method for small unmanned tilt rotor aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(4): 439-444(in Chinese).

[21] 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.

[22] WANG Z G, LI J B, DUAN D Y. Manipulation strategy of tilt quad rotor based on active disturbance rejection control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(3): 573-584.

[23] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 27-48.
XIAO Y L, JIN C J. Flight theory in atmosphere turbulence[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 27-48(in Chinese).

[24] SU Z K, LI C T, WANG H L. Barrier Lyapunov function-based robust flight control for the ultra-low altitude airdrop under airflow disturbances[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 375-386.

[25] SANNER R M, SLOTINE J E. Gaussian networks for direct adaptive control[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 1992, 3(6): 837-863.

[26] 李森, 胡军. 基于序列二次规划的推力矢量控制分配方法[J]. 空间控制技术与应用, 2009, 35(4): 17-21.
LI S, HU J. Sequential quadratic programming-based thrust vector control allocation[J]. Aerospace Control and Application, 2009, 35(4): 17-21(in Chinese).

[27] 李岳明, 王小平, 张军军, 等. 基于改进二次规划算法的X舵智能水下机器人控制分配[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(5): 524-531.
LI Y M, WANG X P, ZHANG J J, et al. X-rudder autonomous underwater vehicle control allocation based on improved quadratic programming algorithm[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2020, 54(5): 524-531(in Chinese).

[28] 蓝雪. 船舶动力定位系统推力分配及控制方法研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018: 38-41.
LAN X. Study on control and thrust allocation of vessels with dynamic positioning system[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018: 38-41(in Chinese).

[29] LI L N, LIU Z X, GUO S F, et al. Adaptive neural learning prescribed-time control for teleoperation systems with output constraints[C]//Proceedings of the IECON 48th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway: IEEE Press,

2022: 1-6.

[30] SWAROOP D, HEDRICK J K, YIP P P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2002, 45(10): 1893-1899.

Coordinated control of transition flight position and attitude for a quad tilt-rotor UAV

SU Zikang，CHEN Jia，LI Xuebing*，LI Chuntao

(School of Automation Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China)

Abstract：**Abstract:** In this paper, a coordinated control method for transition flight position and attitude based on appointed-time prescribed performance control（ATPPC）is proposed for the tilt transition flight control problem of quad tilt-rotor UAVs. Firstly, establish a six degree of freedom nonlinear motion/dynamics model for a quad tilt-rotor UAV and complete affine nonlinear processing. Second, a three-dimensional safe transition corridor of "nacelle angle flight speed angle of attack" is established to ensure the transition safety of the UAV through reasonable matching of flight speed, nacelle inclination angle, and angle of attack. This is done by adding the angle of attack as the third dimension to the traditional two-dimensional transition corridor of "nacelle angle flight speed" in order to accurately present the relationship between the tilting process and aerodynamic characteristics with these characteristics. Then, in response to the efficient allocation problem of the fixed wing/rotor heterogeneous redundant control during the tilt transition process, a sequential quadratic programming algorithm is used to transform the control allocation problem into a nonlinear optimization problem with multiple constraints. By solving the optimal solution of the optimization problem, accurate mapping of control force and torque to the rotor speed, rudder surface, and other executing mechanisms is achieved. On this basis, a position and attitude coordination control method for quad tilt-rotor UAVs based on appointed-time prescribed performance control is proposed, and the stability of the closed-loop system is analyzed. Finally, a safety profile is designed within the three-dimensional transition corridor as a position and attitude coordination control command. The proposed control method is compared with the nonlinear dynamic inverse method in simulation experiments. The findings shown that the suggested approach provides benefits over conventional techniques in addition to being practical for attaining transition flight control of quad tilt-rotor UAVs.

Keywords：quad tilt-rotor UAVs；sequential quadratic programming；control allocation；tilting transition corridor；position and attitude coordination control

Received：2023-09-27；**Accepted**：2023-12-24；**Published Online**：2024-01-18 13：25

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.0939.002

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61903190); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (NS2023016); Aeronautical Science Foundation of China (2022Z023052003); Fund of Key Laboratory of Special UAV Technology in NWPU (2022-JCJQ-LB-071)

* **Corresponding author**. E-mail：Lixuebing@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0584

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[1,*]，李奇聪[1]，陈娟[2]，马纪明[3]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 机械工程与自动化学院，北京 100191；
3. 北京航空航天大学 中法工程师学院，北京 100191)

摘 要：针对传统基于机器学习和深度学习的机电伺服系统（EMA）故障诊断方法存在时序特征丢失、故障信息丢失的问题，提出一种基于门控循环单元(GRU)和改进注意力机制的多信息融合的EMA故障诊断方法。将采集的不同传感器信号分为不同通道，通过GRU提取每个通道信号的时序特征，再引入自注意力机制进一步分辨信号不同时间点之间的重要关系，进一步引入多通道注意力机制自适应融合不同通道的特征，通过分类器实现故障诊断。基于测试试验台数据集的试验结果表明：所提方法与单传感器的模型相比，诊断准确率提升10%；与不引入注意力机制的模型相比，诊断准确率提升5.2%；与经典的机器学习、深度学习和近两年基于深度学习的改进算法相比，所提方法的诊断准确率在98.5%以上，诊断效果最优。

关 键 词：门控循环单元；多源信息融合；自注意力机制；通道注意力机制；机电伺服系统；故障诊断

中图分类号：TH133.3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3734-11

机电伺服系统(electromechanical actuators, EMA)作为一种重要的电传飞控作动器，在航空航天领域中得到了越来越多的关注和应用[1]。EMA是航天器上重要的执行机构之一，航天器复杂的工作环境可能会导致多样的EMA故障，航天装备对EMA的安全性和可靠性要求很高，未被发现的EMA故障可能会导致灾难性的后果。如2022年，哥伦比亚A320客机因起落架故障导致在降落时飞机与跑道摩擦起火[2]。在中国的导弹发射史上，也都因伺服系统的故障发生过不同程度的事故，损失也非常大。因此，开展EMA的故障诊断研究具有重要意义。

传统的基于信号处理的故障诊断方法主要是傅里叶变换、小波变换、经验模态分解等方法来提取信号的特征实现故障识别。Asad等[3]通过快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)、Hilbert和Park's vector这3种诊断方法识别电机转子断裂故障并分析对比出各自的优劣性。Wang等[4]在经验模态分解(empirical mode decomposition, EMD)的基础上引入一种噪声辅助方法，抑制了噪声对EMD的影响，提高了诊断效果。但这些方法需要复杂的信号分析来提取特征，且特征分析和故障诊断过程严重依赖专家知识，其应用受到了很大的限制[5]。

近年来，随着深度学习理论在计算机视觉、语音识别、自然语言处理等领域的巨大成功，深度学习方法开始被应用于故障诊断领域[6]。卷积神经网

收稿日期：2023-09-14；**录用日期**：2023-10-13；**网络出版时间**：2023-10-25 15:27
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231025.1013.001
基金项目：国家自然科学基金(62373029)
* **通信作者**. E-mail：pengzhaoqin@buaa.edu.cn

引用格式：彭朝琴，李奇聪，陈娟，等. 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[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3734-3744. PENG Z Q，LI Q C，CHEN J，et al. Fault diagnosis method for EMA based on multi-source signal fusion with GRU and improved attention mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3734-3744 (in Chinese).

络(convolutional neural networks, CNN)作为深度学习领域研究热点之一, 能够凭借其强大的特征提取能力和非线性表征能力自动提取特征, 不用依靠专家经验来提取和筛选特征, 在机械设备的信号处理和故障诊断领域引起了研究热潮[7]。Wang 等[8] 提出一种融合联合最大均值差异(joint maximum mean discrepancy, JMMD)和 CNN 的自适应电动舵机故障诊断方法, 提高电动舵机故障诊断精度。Song 等[9] 提出一种多维特征融合卷积神经网络的电动舵机故障诊断方法, 将多维 CNN 提取的特征融合, 实现了较好的诊断率。研究表明, 将一维振动信号转化为二维图像可以适应传统卷积神经网络模型, 在机械设备智能诊断方面取得了不错的结果。

但是 EMA 传感器获取的数据是一维时序序列, 不同时间点的数据点可能包含不同的故障特征信息, 并且一维时序序列在转为二维图像过程中, 打乱了原本的时间关系, 可能会导致丢失时序数据中的时序信息, 而这些时序信息是非常重要的。因此, 基于 CNN 的故障诊断算法应用到 EMA 系统中具有一定的局限性, 会影响模型的故障诊断效率。

循环神经网络(recurrent neural networks, RNN)可以学习到历史信息, 更适合处理时间序列[10]。作为 RNN 的变体, 门控循环单元(gated recurrent unit, GRU)网络弥补了普通循环神经网络带来梯度消失、梯度爆炸从而难以训练网络的问题, 能更好地适应时间序列信号[11]。Encalada-Dávila 等[12] 设计多个 GRU 层来处理时序信号; 张立鹏等[13] 提出一种基于循环神经网络的机械故障诊断算法, Li 等[14] 设计一种基于 GRU-去噪自编码器(denoising auto-encoder, DAE)的神经网络, 能够去除信号中的噪声, 提高诊断效果; Qian 等[15] 设计一种基于 GRU-注意力机制(attention mechanism, AM)-迁移学习(transfer learning, TL)的故障诊断网络, 通过 GRU-AM 实现模型的预训练; Yang 等[16] 设计一种堆叠稀疏自编码器(sparse auto-encoder, SSAE)网络实现数据稀疏性分析, 并通过多通道长短期记忆(long short-term memory, LSTM)网络来提取故障数据的时间和空间特征。以上算法都验证了 GRU 能更好地提取时序特征, 得到较好的故障诊断效果。但是 GRU 对序列数据进行故障诊断时, 通常只取最后一个时间点的输出作为输出, 没有充分利用不同时间点的输出特征。同时, 由于序列数据不同时间点的数据可能包含的故障信息不一样, 而 GRU 不能区分序列数据不同时间点之间的重要关系, 会对诊断效果造成影响。并且 GRU 多数用于处理单传感器信号, 而对于 EMA 这类复杂系统, 不同传感器数据的信息具有不同的故障特征信息, 而通过单一传感器获得的信息有限, 难以体现设备运行时的全部特征, 从而影响最终的诊断效果[17]。

自注意力机制(self-attention mechanism, SA)是一种注意力机制的变种, Vaswani 等[18] 对其进行了改进, 使其可以对输入序列中的每个元素分别计算注意力权重, 从而使模型能够更好地关注序列中的不同部分。SA 最初被提出用于自然语言处理中的机器翻译任务, 但现在已经被广泛应用于其他领域, 如图像处理、语音识别和语音合成等[19-20]。多通道注意力机制能够学习通道之间的相关性, 使模型更好地捕捉不同通道之间的关键信息, 提升诊断效果, 压缩和激励网络(squeeze-and-excitation networks, SE)是典型的通道注意力机制神经网络模型[21]。

因此, 本文在 GRU 层上引入 SA 和 SE 多通道注意力机制。SA 能自动关注序列中的不同时间点, 能够捕获 GRU 不同时间点输出之间的重要关系, 使得模型能够更好地捕获数据特征信息和时间点之间的重要关系, 从而提高故障诊断效果。SE 多通道注意力机制能够自动学习不同传感器信息的重要程度, 分别给不同的传感器通道注入对应的权重系数, 提取关键信息, 忽略无关信息, 从而提高模型的诊断效果。

1　相关理论

1.1　GRU

虽然 LSTM 网络和 GRU 是较为常见的 RNN 改进方法, 其中, LSTM 网络虽然解决了长时间记忆的问题, 但网络结构相对复杂, 特别是将 LSTM 单元串联时, 相当于引入了多层前馈神经网络, 容易造成训练迟缓, 结果不收敛等情况。GRU 结构针对 LSTM 网络中 3 个门控结构对模型学习能力贡献的差异性, 将 LSTM 网络的输入门和遗忘门合并为更新门(update gate), 形成更新门和重置门(reset gate)的门控结构, 减少其对应权重参数, 其基本结构如图 1 所示。

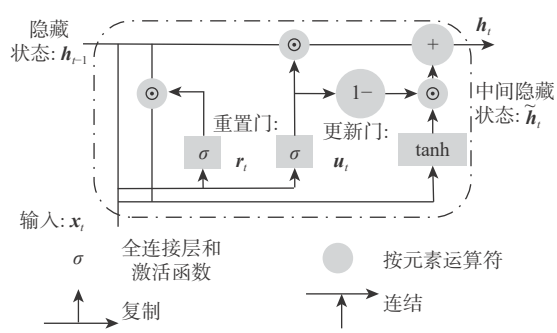


图 1　GRU 结构

Fig. 1　Structure of GRU

GRU的计算过程如下：

1）计算重置门值。根据输入和上一时刻系统状态，决定前阶段信息有多少需要被遗忘：

$$\boldsymbol{r}_t=\sigma(\boldsymbol{W}_r\boldsymbol{x}_t+\boldsymbol{U}_r\boldsymbol{h}_{t-1}+\boldsymbol{b}_r) \tag{1}$$

式中：t为时间步；$\boldsymbol{h}_{t-1}$为上一时刻系统状态；$\boldsymbol{x}_t$为当前时刻的输入；σ为Sigmoid函数；$\boldsymbol{W}_r$、$\boldsymbol{U}_r$为网络训练参数矩阵；$\boldsymbol{b}_r$为偏置；$\boldsymbol{r}_t$为重置门值。

2）计算中间状态值。重置门与上一时刻系统状态点乘决定了前阶段信息的传播比例：

$$\widetilde{\boldsymbol{h}}_t=\tanh(\boldsymbol{r}_t\odot\boldsymbol{U}_h\boldsymbol{h}_{t-1}+\boldsymbol{W}_h\boldsymbol{x}_t+\boldsymbol{b}_h) \tag{2}$$

式中：⊙为点乘运算；$\boldsymbol{U}_h$、$\boldsymbol{W}_h$为网络训练参数矩阵；$\boldsymbol{b}_h$为偏置；$\widetilde{\boldsymbol{h}}_t$为中间状态值。

3）计算更新门值。根据输入和上一时刻系统状态决定前阶段信息有多少需要被保留，更新门和重置门具有相近的形式，其矩阵参数和功能不同而已：

$$\boldsymbol{u}_t=\sigma(\boldsymbol{W}_u\boldsymbol{x}_t+\boldsymbol{U}_u\boldsymbol{h}_{t-1}+\boldsymbol{b}_u) \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{W}_u$、$\boldsymbol{U}_u$为网络训练参数矩阵；$\boldsymbol{u}_t$为更新门值。

4）计算输出值：

$$\boldsymbol{h}_t=\boldsymbol{u}_t\odot\widetilde{\boldsymbol{h}}_t+(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{u}_t)\odot\boldsymbol{h}_{t-1} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{h}_t$为t时刻输出的状态向量。

1.2 改进注意力机制

1.2.1 多头自注意力机制

SA的基本思想是对于给定的输入序列，对每个元素计算一个表示该元素重要性的权重，然后，将这些权重应用于对该元素的表示进行加权求和。计算每个元素的注意力权重是通过将该元素的表示与所有其他元素的表示进行相似度计算得到的。通常使用点积操作或加性操作计算相似度，并使用Softmax函数将相似度转换为概率分布，由此得到的注意力权重表示每个元素对于其他元素的重要程度。

计算过程可以分为以下3个阶段：

1）将多个输入单词转化成文本嵌入矩阵$\boldsymbol{X}$。

2）根据嵌入矩阵乘以3个权重矩阵$\boldsymbol{W}_q$、$\boldsymbol{W}_k$、$\boldsymbol{W}_v$，得到查询、键、值3个矩阵，记为矩阵$\boldsymbol{q}$、$\boldsymbol{k}$、$\boldsymbol{v}$，维度分别为$N\times d_k$，$N\times d_k$，$N\times d_v$，$\boldsymbol{q}$和$\boldsymbol{k}$的维度相同，N嵌入矩阵中文本的数量，d_k和d_v分别为键矩阵和值矩阵中每个向量的维度。计算式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{q}=\text{Linear}(\boldsymbol{X})=\boldsymbol{X}\boldsymbol{W}_q\\ \boldsymbol{k}=\text{Linear}(\boldsymbol{X})=\boldsymbol{X}\boldsymbol{W}_k\\ \boldsymbol{v}=\text{Linear}(\boldsymbol{X})=\boldsymbol{X}\boldsymbol{W}_v\end{cases} \tag{5}$$

式中：Linear为线性映射函数。

3）为每个输入向量计算注意力得分，即求得每个词的权重，得分决定了该词在输入句子中的权重分布，计算式为

$$s_i=\boldsymbol{q}_i\boldsymbol{k}_i^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{q}_i$为第i个输入向量的查询向量；$\boldsymbol{k}_i$为第i个输入向量的键向量；s_i为第i个输入向量的注意力分数。

4）为梯度的稳定，将s_i进行归一化，计算式为

$$\tilde{s}_i=\boldsymbol{q}_i\boldsymbol{k}_i^{\mathrm{T}}/\sqrt{d_k} \tag{7}$$

式中：$\tilde{s}_i$为s_i归一化后的注意力分数；d_k为向量的维度。

5）将$\tilde{s}_i$输入到Softmax函数进行激活，其中Softmax函数表达式为

$$\text{Softmax}(\tilde{s}_i)=\mathrm{e}^{\tilde{s}_i}\Big/\sum_{c=1}^{C}\mathrm{e}^{\tilde{s}_c} \tag{8}$$

再将其与值向量相乘，得到自注意力的计算结果：

$$\boldsymbol{Z}_i=\sum_{i=1}^{C}\mathrm{e}^{\tilde{s}_i}\boldsymbol{v}_i\Big/\sum_{c=1}^{C}\mathrm{e}^{\tilde{s}_c} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{v}_i$为第i个输入向量的值向量；$\boldsymbol{Z}_i$为第i个输入向量的自注意力的计算结果。

SA结构如图2所示。其中，s为权重，$\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2\cdots,\boldsymbol{x}_n$为不同时间点的数据，$\boldsymbol{x}_1$通过权重矩阵生成查询、键、值向量，然后，通过查询、键向量计算得到与不同时间点之间的注意力分数，通过Softmax函数得到注意力权重，将注意力权重与对应的不同时间点的值向量相乘，最后，相加得到自注意力的计算结果。

多头自注意力机制（multi-head self-attention mechanism, MHSA）是自注意力机制的一种变种，其可以

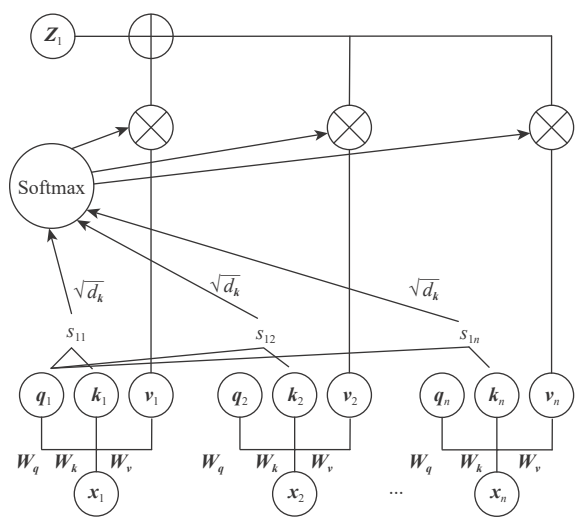


图2 自注意力机制结构

Fig. 2 Structure of SA

在不同的特征子空间中学习多个注意力分布，并将这些分布进行组合。多头自注意力机制的基本思想是使用多个注意力头来学习不同的注意力分布。具体来讲，每个头由一个独立的权重矩阵生成，可以捕捉输入序列的不同部分之间的依赖关系。每个头计算出一个权重分布，并对输入序列进行加权求和。最后，通过对多个头生成的加权表示进行拼接，形成最终的表示。多头自注意力机制的优点在于其可以捕捉到序列中不同子空间之间的复杂关系，从而提高诊断效果。在自然语言处理中，多头自注意力机制可以帮助模型更好地捕捉长距离依赖关系和上下文信息，提高模型在各种任务上的表现。

MHSA 是将 $\boldsymbol{W}_q$、$\boldsymbol{W}_k$、$\boldsymbol{W}_v$整体看作一个头，通过多个不同的头来计算特征图中不同特征之间的相关性。将 $\boldsymbol{X}$与多组权重系数矩阵 $\boldsymbol{W}_q$、$\boldsymbol{W}_k$、$\boldsymbol{W}_v$相乘得到多组查询、键、值矩阵 $\boldsymbol{q}$、$\boldsymbol{k}$、$\boldsymbol{v}$，并进行自注意力计算，得到不同头的计算结果，不同头的计算结果进行拼接后输入全连接层进行线性变换得到最终结果。多头自注意力机制结构如图 3 所示。

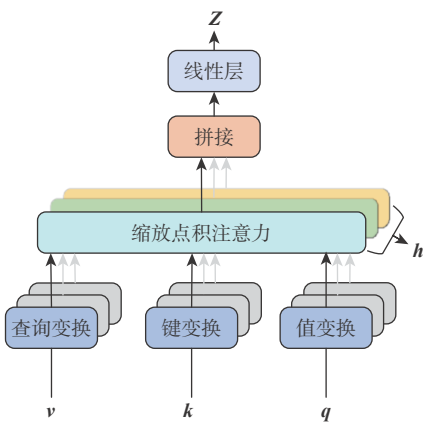


图 3　多头自注意力机制结构

Fig. 3　Structure of MHSA

MHSA 的计算式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{Z}_{h,i} = \sum_{i=1}^{C} \mathrm{e}^{\tilde{s}_{h,i}} \boldsymbol{v}_{h,i} \Big/ \sum_{c=1}^{C} \mathrm{e}^{\tilde{s}_{h,c}} \\ \boldsymbol{Z} = \mathrm{Concat}(\boldsymbol{Z}_1, \boldsymbol{Z}_2 \cdots, \boldsymbol{Z}_h) \end{cases} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{Z}_{h,i}$为第 h 个头注意力的第 i 个输入向量的自注意力输出结果，$h \in \{1,2,\cdots,s\}$，h 为头的个数；$\boldsymbol{v}_{h,i}$为第 h 个头注意力的值矩阵的第 i 个向量；$\tilde{s}_{h,i}$为第 h 个头注意力的第 i 个输入向量的归一化权重；$\boldsymbol{Z}_h$为第 h 个头注意力的计算结果；$\boldsymbol{Z}$为多头注意力的最终输出结果。

1.2.2　SE 多通道注意力机制

SE 多通道注意力通常由特征提取和通道加权这 2 个步骤组成，通过全局平均池化获取特征图的每个通道的特征信息，使用神经网络来自动学习每个通道的权重，为特征图的每个通道分配不同的权重，权重越大的通道与关键信息的关联程度越高，更应该被关注，权重小的通道则与关键信息关联的程度低，从而更容易突出关键信息。SE 多通道注意力机制结构如图 4 所示。

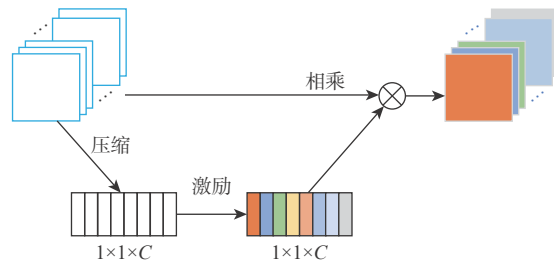


图 4　多通道注意力机制结构

Fig. 4　Structure of multi-channel attention mechanism

SE 注意力模块先对输入特征图进行压缩操作，通过全局平均池化对输入特征图的每个通道进行压缩，通过平均计算将通道空间内所有数据点的信息压缩成一个实数，以代表整个通道的整体信息。压缩操作的计算过程如下：

$$\boldsymbol{Z}_c = \frac{1}{H \times W} \sum_{i=1}^{H} \sum_{j=1}^{W} \boldsymbol{X}_c(i,j) \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{Z}_c$为压缩操作后的输出结果；$\boldsymbol{X}_c$为输入矩阵的第 c 个通道数；H和 W分别为通道空间的长和宽。

得到特征图的每个通道特征权重后，需要通过全连接来进行激励操作，全局池化得到的只是输入特征图的每个通道的特征，这些特征中没有通道间的相关性，需要通过全连接来获得不同通道之间的相关性。第 1 层全连接网络负责压缩通道的数量，以降低计算量，采用 ReLU 激活函数；第 2 层全连接网络进行升维，将维度上升回到原始的维度，通过 Sigmoid 激活函数将通道特征放缩到 0～1 之间，使网络具有更多的非线性，更好拟合通道之间复杂的相关性，得到每个通道的权重值。再将通道的权重值加权到输入特征图的每个通道上，在通道维度上重新标定了输入特征图。具体运算过程如下：

$$\boldsymbol{O}_c = \sigma(W_1 \delta(W_0(\boldsymbol{Z}_c))) \tag{12}$$

$$\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{X}_c \cdot \boldsymbol{O}_c \tag{13}$$

式中：σ和 δ分别为 Sigmoid 激活函数和 ReLU 激活函数；W_0为第 1 个全连接层降低通道数量；W_1为第 2 个全连接层上升通道维度；$\boldsymbol{O}_c$为激励操作的输出。将 $\boldsymbol{O}_c$的通道权重值与输入 $\boldsymbol{X}_c$相乘得到 $\boldsymbol{Y}$，输出一个多通道注意力加权之后的特征图。

2 故障诊断模型的构建

2.1 模型设计

基于EMA数据的多样化、时序性等特点，本文构建了一种基于GRU和改进注意力机制的多源信息融合的诊断模型，整体的结构如图5所示。该模型由5个部分组成，分别是多传感器通道输入模块、时序特征分析模块、改进注意力机制模块、特征融合模块和诊断分类模块。

多传感器通道输入模块主要包括数据采集和数据预处理过程。首先，需要通过多源传感器采集试验台的多源数据，由于试验台受各种环境因素的影响，数据会存在噪音，因此，需要对数据进行去噪等操作；最后，还需要对去噪后的数据进行归一化、窗口化等操作从而满足神经网络的输入数据格式需求。

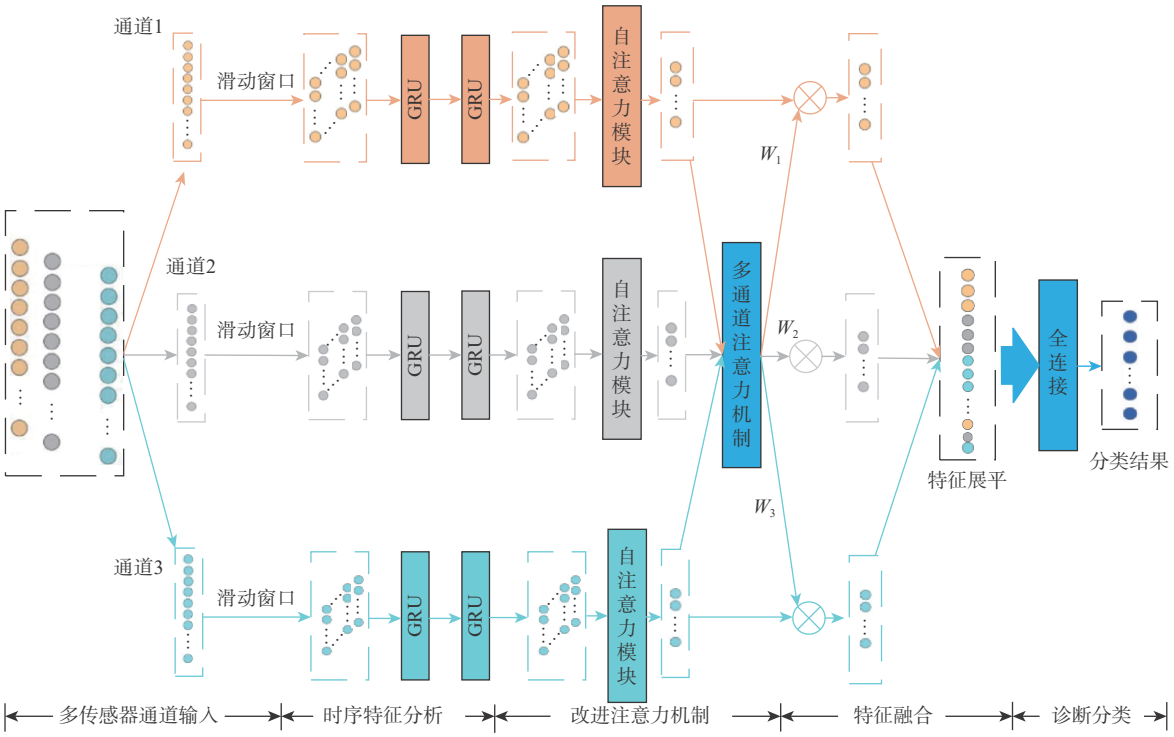


图5 本文故障诊断模型结构

Fig. 5 Architecture of the proposed fault diagnosis model

时序特征分析模块主要是通过GRU深度学习网络来自动对数据进行时序特征的提取，将输出特征作为改进注意力机制的输入。

改进注意力机制模块由2部分组成，分别是MHSA和SE多通道注意力机制。将GRU输出的时序特征输入到MHSA中，分析时序不同时间点之间的相互关系及时序特征在不同子空间的复杂关系，提高模型分析时序特征的依赖关系和全局关系的能力。最后，将所有通道MHSA提取的特征输入到SE多通道注意力机制中，该机制能够自适应分析计算不同通道特征之间的重要性关系，得到每个通道的权重系数，权重越高，代表该通道的传感器信号包含更多的故障信息，表明该通道特征对故障分类的贡献越高。

在特征融合部分，将不同通道的权重值分别与对应通道MHSA输出特征相乘，得到有权重信息的输出特征，最后，将带有权重信息的多通道特征展平，通过全连接层输出得到诊断结果。

2.2 诊断过程

本文模型采用EMA多传感器数据，构建多通道一维传感器数据集，将多通道数据集输入模型进行训练，最后，将训练好的模型用来对EMA故障数据进行故障诊断。该模型的训练主要分为以下步骤：

1）采集数据。采集EMA系统不同传感器数据，构建多通道传感器数据集。

2）数据去噪。由于EMA系统的实际环境会受噪音的影响，因此，对每个通道传感器数据进行小波去噪。

3）构建数据集。EMA的传感器信号是一维时序信号，而GRU的输入是二维数据，其中，第1维代表时间点信息，第2维代表每个时间点的特征信息，因此，通过滑动窗口的方式将一维信号转为二维数据，取1 024个样本点作为一个窗口数据，每个窗口重叠50个样本点，如图6所示。将一维数据转为多组窗口数据，构成二维数组，并按8∶1∶1的比例将多组窗口数据分为训练集、测试集和验证集。

4）数据归一化处理。为避免模型对信号幅值

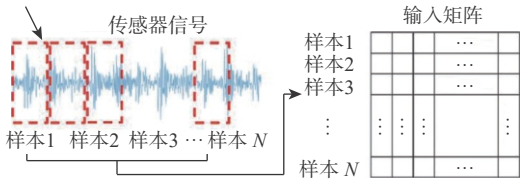


图 6　滑动窗口的过程

Fig. 6　Sliding window processing

的依赖及使网络训练尽快收敛，将训练集和测试集数据缩放为均值为 0，方差为 1 的分布，处理方法如下：

$$\tilde{\boldsymbol{x}} = (\boldsymbol{x} - \boldsymbol{\mu})/\boldsymbol{\delta} \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{x}$为原始数据；$\tilde{\boldsymbol{x}}$为缩放后的数据；$\boldsymbol{\mu}$为原始数据的均值；$\boldsymbol{\delta}$为原始数据的方差。

5）初始化。初始化 GRU 模型和注意力机制模块。

6）计算损失函数。将训练集输入到模型中，计算模型输出结果与真实结果之间的误差。

7）更新参数。通过反向传播算法更新网络各层的参数。

8）判断收敛。每次训练完之后，判断模型是否收敛，若收敛则完成模型训练，若不收敛则重复执行步骤 6～步骤 8。

9）保存模型和参数。将训练好的模型参数保存下来，再用测试集对模型进行测试，查看模型的诊断率。

本文模型的具体流程如图 7 所示。

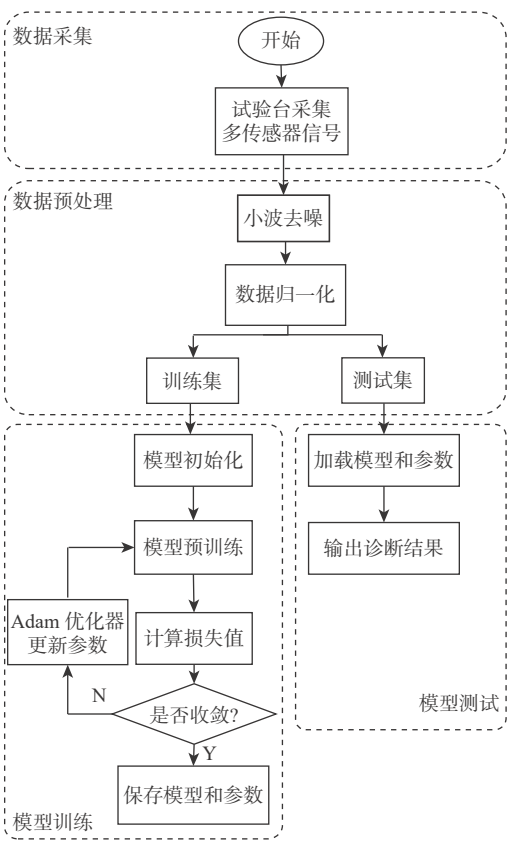


图 7　本文模型流程图

Fig. 7　Flowchart of the proposed model

3　试验验证与分析

3.1　数据集来源

为验证本文模型的有效性和可行性，依托课题组与某研究单位合作开展的 EMA 故障模拟试验台的测试数据进行试验验证，试验台如图 8 所示。

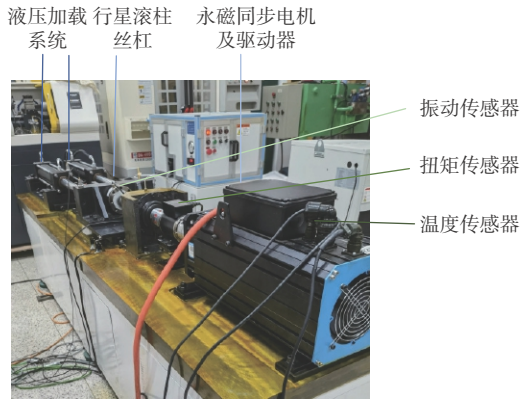


图 8　EMA 测试台

Fig. 8　EMA test rig

该系统主要由上位控制机、数据采集系统、执行电机、传动机构、伺服控制器、液压负载等部分组成。在数据采集系统中，该试验台的传感器包括负载扭矩、电机温度、丝杠振动 3 类传感器。该试验台的传动机构是某型号的行星滚柱丝杠，试验模拟了常见的 2 类行星滚柱丝杠故障：塑性变形和磨损，每类故障试验台实现了从正常到完全失效的完整退化试验过程，通过行星滚柱丝杠精度测量仪测量完全失效时的结果作为 100% 故障程度。由于故障程度越大，故障数据越明显，不能体现算法的优越性，因此，根据精度测量仪测量结果对应的故障程度，每类故障选择 6 种轻中度故障程度，加上正常状态，一共 13 种故障类型。整个试验过程在采样频率为 1 kHz、恒定负载为 1 kN 的情况下进行，得到的数据集如表 1 所示。

3.2　参数选择

深度学习神经网络的参数众多，各参数对最后结果的影响各不相同，部分参数可能会影响准确率，部分参数可能还会影响网络收敛的速度，因此，本文模型和训练参数经过反复调试，确定的网络参数如表 2 所示。网络主要结构包括 GRU、SE 多通道注意力、MHSA。其中，GRU 的层数对结果影响较大，如果 GRU 层数少，诊断效果差，训练时间短，如果 GRU 层数多，诊断效果好，训练时间长，通过对比不同层对结果的影响，如表 3 所示。从表中可以看出，选择 GRU 层数为 2，能在训练时间最短的情况下满足高诊断率。同时还包括一些激活层、展

表1 EMA数据集

Table 1 EMA dataset

故障类型	故障程度/%	类别
正常	0	0
塑性变形	10	A1
	20	A2
	30	A3
	40	A4
	50	A5
	60	A6
磨损	10	B1
	20	B2
	30	B3
	40	B4
	50	B5
	60	B6

表2 本文模型的结构参数

Table 2 Structure parameters of the proposed model

网络层	关键参数	输入形状/像素	输出形状/像素
GRU	层数大小为2 输入特征维度为16 隐层状态维度为64	64×64×16	64×64×64
MHSA	Dropout 0.2 输入特征维度为64 注意力头数为4	64×64×64	64×64
SE多通道注意力机制	Dropout 0.2 输入通道为4 缩减比例为0.2	64×4×64	64×4×64
展平层		64×4×64	64×256
Relu层		64×256	64×256
Dropout层		64×256	64×256
全连接层		64×256	64×13

表3 GRU的层数对准确率和训练时间的影响

Table 3 Effect of number of GRU on accuracy and training time

层数	准确率/%	训练时间/s
1	96.18	64.44
2	98.53	74.81
3	99.12	95.35
4	98.53	112.30

平层、全连接层。模型中Dropout的作用是按照一定比例随机将神经元权重置0,防止模型训练过拟合,损失函数采用的多分类交叉熵损失函数,定义为

$$f_{\text{Loss}} = -\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{J} y_{i,j}\ln(p_{i,j}) \tag{15}$$

式中:N为样本总数;J为故障标签类别总数;$y_{i,j}$为第i个样本的真实标签中第j个类别的值(0或1);$p_{i,j}$为模型对第i个样本预测的第j个类别的概率。

优化器采用Adam自适应学习率算法,学习率为0.001,训练模型时,数据批量大小为64,训练轮次为50。

3.3 结果分析

3.3.1 训练过程分析

为观察本文模型对多通道特征融合和提取的过程,本文采用t-分布随机邻域嵌入(t-distributed stochastic neighbor embedding, t-SNE)方法引用主成分分析(principal components analysis, PCA)对模型不同层的输出特征降为2维特征并进行可视化,绘制分类结果散点图如图9所示。图9(a)为多传感器原始信号输入时的状态分布情况,可以发现类别混杂、难以分离。当原始信号经过MHSA模块处理后,从图9(b)可以看出,特征主要有3种分布,只有正常的类别可以分别出来,但是不同的故障类别仍然混杂在在一起难以区分,说明MHSA可以改善特征的分布情况,对特征的融合和提取起到了促进作用。将不同通道的输出特征直接展平,按照相同权重通过全连接层融合在一起,如9图(c)所示,可以看出,相比单通道特征输出,特征的分布更多,分布情况较之前有明显改善,但是不同的故障类别仍然混杂在一起难以区分。通过SE多通道注意力模块之后,将带有权重值的不同通道的特征通过全连接融合,如图9(d)所示,可以看出,相同类别的数据点基本聚集在一起。

图10为本文模型从开始训练到最终收敛时,SE多通道注意力机制模块不同通道的权重在模型训练时的变化及分布。其中,传感器1、传感器2、传感器3、传感器4分别代表负载扭矩、电机温度、丝杠横向振动、丝杠纵向振动4个传感器信号。从图10中可以看出,在模型开始训练时,每个通道的注意力权重差距不超过0.05,说明每个通道对于故障诊断的影响几乎相同,包含类似的故障信息,但是随着模型的不断训练到最终收敛时,不同通道间的权重已经呈现明显的差异,表明SE多通道注意力机制能够根据不同通道之间的特征信息的关键程度进行自适应调节,从而达到较好的诊断效果。

图11为本文模型在所采集的EMA故障数据集上的诊断结果混淆图,由混淆矩阵可计算得到该模型的整体准确率达到98.53%,表明本文方法具有较高准确性。

3.3.2 与单传感器信号诊断对比

为验证本文方法较单传感器融合能够更好地提取到设备的状态信息,本文设计了对比试验,将多传感器与试验台4个单传感器分别作为单一输入的识别效果进行对比,本文采用准确率A_{ccuracy}、精确率P_{recision}、召回率R_{ecall}和F_1这4种指标来验证模型的性能,4种指标的计算如下:

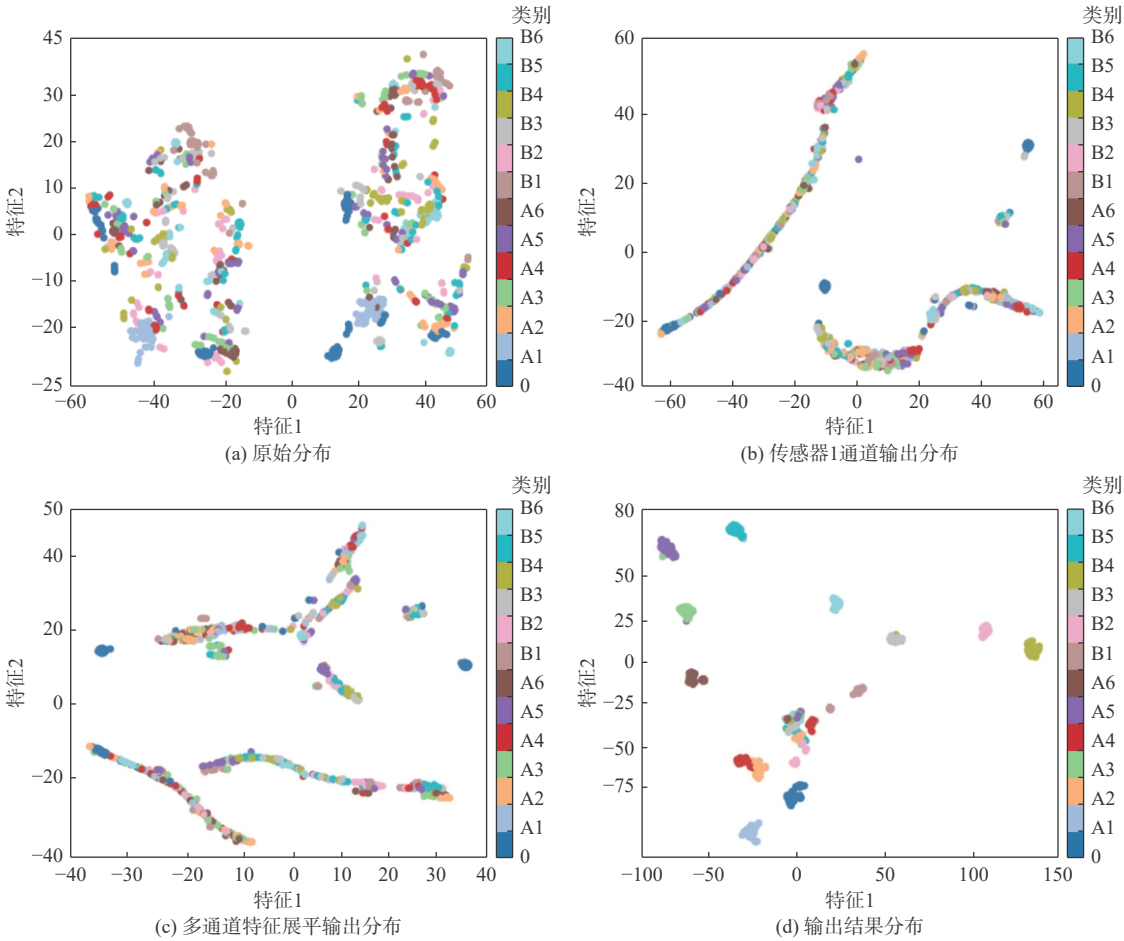


图 9　本文模型训练可视化

Fig. 9　Visualization of the proposed model training process

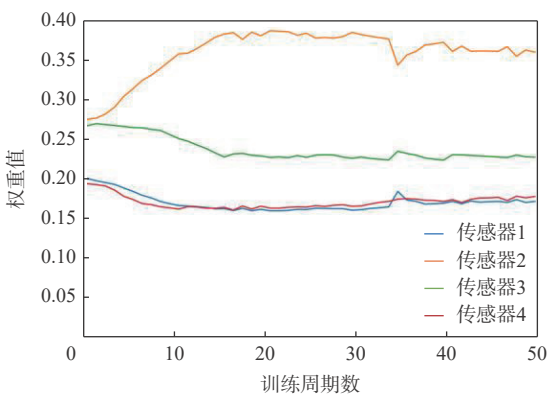


图 10　训练过程中多通道注意力权重变化情况

Fig. 10　Changes in multi-channel attention weights during training process

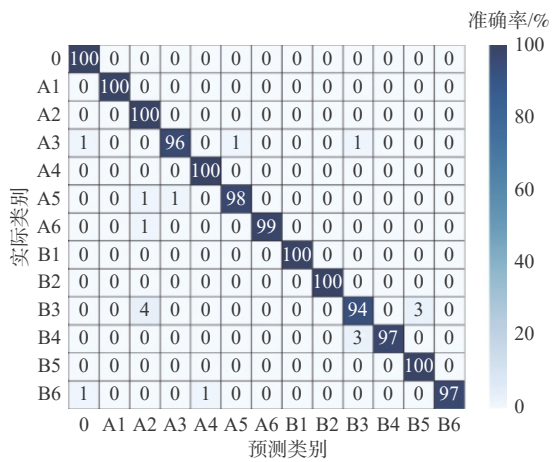


图 11　本文模型诊断结果混淆矩阵

Fig. 11　Confusion matrix of the proposed modeldiagnosis results

$$\begin{cases} A_{\text{ccuracy}} = \dfrac{T_{\text{P}} + T_{\text{N}}}{T_{\text{P}} + F_{\text{P}} + F_{\text{N}} + T_{\text{N}}} \\ P_{\text{recision}} = \dfrac{T_{\text{P}}}{T_{\text{P}} + F_{\text{P}}} \\ R_{\text{ecall}} = \dfrac{T_{\text{P}}}{T_{\text{P}} + F_{\text{N}}} \\ F_1 = \dfrac{2P_{\text{recision}}R_{\text{ecall}}}{P_{\text{recision}} + R_{\text{ecall}}} \end{cases} \tag{16}$$

式中：T_{P}为正阳性；T_{N}为正阴性；F_{P}为负阳性；F_{N}为负阴性。

不同传感器的诊断效果如表 4 所示。由表可知，在相同的模型上单传感器识别的最好效果是 88.53%，最差效果是 42.84%，而多传感器识别的效果是 98.53%。可以看出，单传感器的识别效果比多传感器识别效果差，并且不同传感器的识别效果差别很大，说明不同传感器含有的故障信息不同，传感器 2 识别效果最好，含有的故障信息最多，而传

感器 1 识别效果最差，含有的特征信息最少，与权重结果分析对比，可以看出，随着模型的不断训练，传感器 1 通道的权重系数越来越低，最终的系数最小，而传感器 2 通道的权重系数越来越高，最终的系数最大，说明采用多传感器融合方法能够自适应的调节不同通道的权重系数，使得最终的诊断效果最佳。

表 4　不同传感器的诊断效果

Table 4　Diagnosis performance of different sensors

传感器	$A_{ccuracy}$/%	$P_{recision}$/%	R_{ecall}/%	F_1/%
传感器1 (负载扭矩)	42.84	44.76	42.84	42.62
传感器2 (温度)	88.53	84.44	88.53	85.70
传感器3 (纵向振动)	86.57	86.72	86.57	86.58
传感器4 (横向振动)	80.10	81.93	80.10	80.28
多传感器	98.53	98.53	98.52	98.53

混淆图能够直观的判断单传感器的诊断效果。由于篇幅限制，仅绘制准确率最高和准确率最低的 2 个单传感器模型训练混淆矩阵，如图 12 所示。由图可知，传感器 2 不能识别 A1(塑性变形程度 10%)故障，而在其他故障的识别效果都较好，说明传感器 2 采集到的正常数据和 A1 故障信息相近，不易区分。传感器 1 除了正常和 B6(磨损程度 60%) 诊断准确率较好，其他类别的故障信息相近，不能区分。因此，不同传感器采集的故障特征信息不同，体现在模型的准确率的差异，采用多传感器融合方法能够提取多个传感器的故障特征，更加全面提取 EMA 系统的故障特征，解决单传感器的不足。

3.3.3　与其他方法对比

为验证本文模型在 EMA 故障诊断中的优势，将本文模型与不加注意力机制的传感器融合模型(简称 NA-GRU)、加 MHSA 但不加 SE 多通道注意力机制的多传感器融合模型(简称 MHSA-GRU)进行对比，并且与经典的机器学习、深度学习算法，如 K 近邻(K-nearest neighbors, KNN)算法[22]、支持向量机(support vector machine, SVM)算法[23]、SSAE 算法[24]，以及近两年有效用于机械设备故障诊断的基于深度学习的改进算法，如 1D-CNN-LSTM 算法[25]、GRU-DAE 算法[14]等进行对比，得到的结果如表 5 所示。

对比表中不同模型的 4 种性能指标，可以发现，机器学习对于该 EMA 试验台采集的故障数据识别效果最差，一些浅层的深度学习如堆叠稀疏自编码器模型识别效果普通，1D-CNN-LSTM 网络和 GRU-DAE 相比机器学习和浅层深度学习效果更好。NA-GRU 由于不能识别单传感器信号不同时间点之间的重要关系，以及不能分辨不同传感器所包含故障信息的差异，导致最终识别效果不是特别好，本文模型与不引入注意力机制的模型相比，诊断准确率提升 5.2%。同样，MHSA-GRU 虽然能够解决单传感器信号不同时间点之间的重要关系，但是仍然不能分辨不同传感器所包含故障信息的差

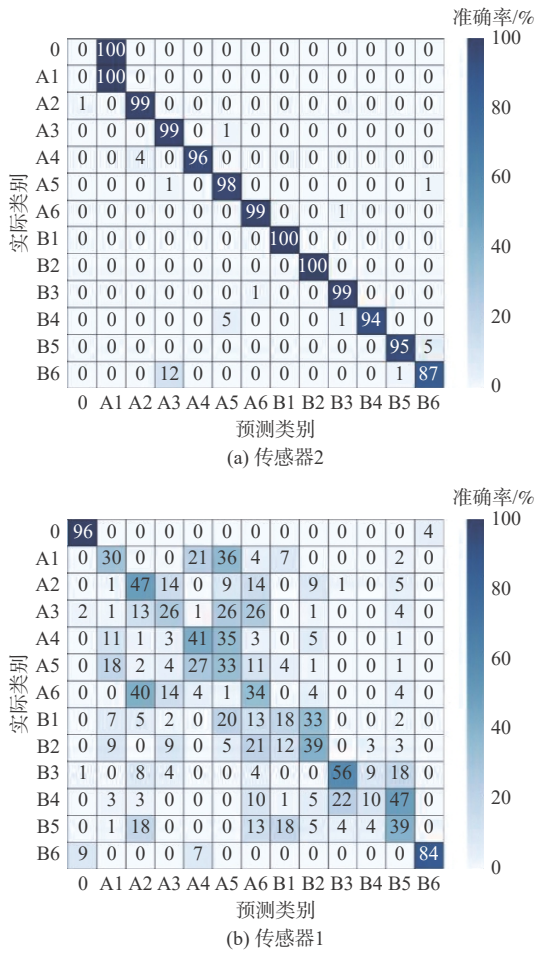


图 12　单通道模型诊断结果混淆矩阵

Fig. 12　Confusion matrix of single-channel model diagnosis results

表 5　不同模型的诊断效果

Table 5　Diagnosis performance of different models

模型	$A_{ccuracy}$/%	$P_{recision}$/%	R_{ecall}/%	F_1/%
KNN[22]	67.85	68.52	67.85	67.58
SVM[23]	80.27	82.48	80.27	80.55
SSAE[24]	87.15	87.87	87.15	86.99
1D-CNN-LSTM[25]	89.71	90.44	89.71	89.71
GRU-DAE[14]	96.57	97.24	96.57	96.52
NA-GRU	93.33	93.61	93.33	93.35
MHSA-GRU	97.35	97.67	97.35	97.34
本文模型	98.53	98.53	98.52	98.53

异, 因此, MHSA-GRU 最终的识别效果相比 NA-GRU 好一些, 但不是最好的。而本文模型能同时解决这 2 种问题, 从表 5 中也可以看出, 本文模型最终的识别效果是最好的, 除此之外, 本文模型的诊断准确率在 98.5% 以上, 与单传感器的模型相比, 诊断准确率提升 10%, 验证了本文模型的有效性和优势。

4　结　论

本文考虑 EMA 系统数据的时序性和多源性的特点, 提出了一种基于 GRU 和改进注意力机制的多源传感器融合方法, 并通过试验验证了本文方法的有效性。主要的结论如下:

1) 本文方法提出的 MHSA 能够弥补 GRU 网络不能充分利用不同时间点的输出特征信息及不能分辨不同时间点的重要关系的局限性, 使得模型能够更好地捕获数据特征信息和时间点之间的重要关系, 提高了模型的诊断效果。

2) 本文提出的 SE 多通道注意力机制能够弥补传统的单一传感器包含的故障信息的局限性, 使得模型能够自动学习不同传感器所包含的故障信息的差异, 分别给不同的传感器通道注入对应的权重系数, 最后在特征层将带有权重系数的多通道输出特征进行融合, 提高了模型的诊断效果。

3) 将本文方法与没有引入注意力机制的模型、单传感器模型、常用的机器学习算法、浅层的神经网络、近两年的创新算法进行了对比验证, 结果表明, 本文方法故障诊断率在 98.5% 以上, 具有一定的优势, 诊断效果最好。

参考文献（References）

[1] MAZZOLENI M, RITO G D, PREVIDI F. Electro-mechanical actuators for the more electric aircraft[M]. Berlin: Springer, 2021.

[2] 刘俊志. 飞机机电系统故障诊断方法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2023.
LIU J Z. Research on fault diagnosis methods for aircraft electromechanical systems[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2023(in Chinese).

[3] ASAD B, VAIMANN T, BELAHCEN A, et al. Broken rotor bar fault diagnostic of inverter fed induction motor using FFT, Hilbert and park's vector approach[C]//Proceedings of the International Conference on Electrical Machines. Piscataway: IEEE Press, 2018: 2352-2358.

[4] WANG J, DU G F, ZHU Z K, et al. Fault diagnosis of rotating machines based on the EMD manifold[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2020, 135: 106-443.

[5] 雷亚国, 贾峰, 孔德同, 等. 大数据下机械智能故障诊断的机遇与挑战[J]. 机械工程学报, 2018, 54(5): 94-104.
LEI Y G, JIA F, KONG D T, et al. Opportunities and challenges of machinery intelligent fault diagnosis in big data era[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(5): 94-104(in Chinese).

[6] OTTER D W, MEDINA J R, KALITA J K. A survey of the usages of deep learning for natural language processing[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(2): 604-624.

[7] HUANG R Y, LIAO Y X, ZHANG S H, et al. Deep decoupling convolutional neural network for intelligent compound fault diagnosis[J]. IEEE Access, 2018, 7: 1848-1858.

[8] WANG J Y, ZHANG Y J, LUO C, et al. Deep learning domain adaptation for electro-mechanical actuator fault diagnosis under variable driving waveforms[J]. IEEE Sensors Journal, 2022, 22(11): 10783-10793.

[9] SONG Y T, DU J H, LI S X, et al. Multi-scale feature fusion convolutional neural networks for fault diagnosis of electromechanical actuator[J]. Applied Sciences, 2023, 13(15): 8689.

[10] LINDEMANN B, MASCHLER B, SAHLAB N, et al. A survey on anomaly detection for technical systems using LSTM networks[J]. Computers in Industry, 2021, 131: 103498.

[11] YANG S D, YU X Y, ZHOU Y. LSTM and GRU neural network performance comparison study: taking yelp review dataset as an example[C]//Proceedings of the International Workshop on Electronic Communication and Artificial Intelligence. Piscataway: IEEE Press, 2020: 98-101.

[12] ENCALADA-DÁVILA Á, MOYÓN L, TUTIVÉN C, et al. Early fault detection in the main bearing of wind turbines based on gated recurrent unit (GRU) neural networks and SCADA data[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2022, 27(6): 5583-5593.

[13] 张立鹏, 毕凤荣, 程建刚, 等. 基于注意力 BiGRU 的机械故障诊断方法研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(5): 113-118.
ZHANG L P, BI F R, CHENG J G, et al. Mechanical fault diagnosis method based on attention BiGRU[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(5): 113-118(in Chinese).

[14] LI D L, WEI X Y, WEI Z, et al. A fault diagnosis method of rolling bearing based on GRU convolution denoising auto-encoder[C]//Proceedings of the Advances in Mechanism, Machine Science and Engineering. Berlin: Springer, 2023: 2009-2022.

[15] QIAN G S, LIU J Q. Fault diagnosis based on gated recurrent unit network with attention mechanism and transfer learning under few samples in nuclear power plants[J]. Progress in Nuclear Energy, 2023, 155: 104502.

[16] YANG J, GUO Y Q, ZHAO W L. An intelligent fault diagnosis method for an electromechanical actuator based on sparse feature and long short-term network[J]. Measurement Science and Technology, 2021, 32(9): 095102.

[17] 许同乐. 旋转机械故障信号处理与诊断方法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2020.
XU T L. Methods for signal processing and fault diagnosis of rotating machinery[M]. Beijing: Higher Education Press, 2020(in Chinese).

[18] VASWANI A, SHAZEER N, NIKI P, et al. Attention is all you need[EB/OL]. (2023-08-02)[2023-09-10]. https://arxiv.org/abs/1706.03762.

[19] 祁宣豪, 智敏. 图像处理中注意力机制综述[J]. 计算机科学与探

索, 2024, 18(2): 345-362.
QI X H, ZHI M. Review of attention mechanisms in image processing[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2024, 18(2): 345-362(in Chinese).

[20] KUMAR A, VEERUBHOTLA A S, NARAPAREDDY V T, et al. Aspect term extraction for opinion mining using a hierarchical self-attention network[J]. Neurocomputing, 2021, 465: 195-204.

[21] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.

[22] HAN T, ZHANG L W, YIN Z J, et al. Rolling bearing fault diagnosis with combined convolutional neural networks and support vector machine[J]. Measurement, 2021, 177: 109022.

[23] MEDINA R, MACANCELA J C, LUCERO P, et al. Gear and bearing fault classification under different load and speed by using Poincaré plot features and SVM[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2022, 33(4): 1031-1055.

[24] CHEN Z Y, LI W H. Multisensor feature fusion for bearing fault diagnosis using sparse autoencoder and deep belief network[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2017, 66(7): 1693-1702.

[25] ALSUMAIDAEE Y A M, YAW C T, KOH S P, et al. Detection of corona faults in switchgear by using 1D-CNN, LSTM, and 1D-CNN-LSTM methods[J]. Sensors, 2023, 23(6): 3108.

Fault diagnosis method for EMA based on multi-source signal fusion with GRU and improved attention mechanism

PENG Zhaoqin[1,*], LI Qicong[1], CHEN Juan[2], MA Jiming[3]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Mechanical Engineering & Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Sino-French Engineer School, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Addressing the issues of insufficient time-series features and incomplete fault information in fault diagnosis methods for electromechanical actuators (EMAs) based on traditional machine learning and deep learning, a fault diagnosis method for EMAs based on multi-source signal fusion with gated recurrent unit (GRU) and an improved attention mechanism is proposed. First, the collected signals from different sensors are divided into separate channels, and the time-series features of each channel's signal are extracted using GRU. The self-attention mechanism is then introduced to further distinguish the important relationships between different time points of the signal. A multi-channel attention mechanism is employed to adaptively fuse the features from different channels. Finally, fault diagnosis is achieved through the classifier. Experimental results based on the test rig dataset show that the diagnostic accuracy improves by 10% compared to the single-sensor model and by 5.2% compared to the model without the attention mechanism. Compared to classical machine learning, deep learning and recent improvements in deep learning-based algorithms from the past two years, the diagnostic accuracy of the proposed model exceeds 98.5%, demonstrating optimal diagnostic performance.

Keywords: gated recurrent unit; multi-source signal fusion; self-attention mechanism; channel attention mechanism; electromechanical actuators; fault diagnosis

Received: 2023-09-14; **Accepted**: 2023-10-13; **Published Online**: 2023-10-25 15:27
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231025.1013.001
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62373029)
* **Corresponding author**. E-mail: pengzhaoqin@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0636

加权双向金字塔融合的肝脏肿瘤检测方法

马金林[1,2]，贺康康[1,*]，马自萍[3]，欧阳轲[1]

(1. 北方民族大学 计算机科学与工程学院，银川 750021；2. 北方民族大学 图像图形智能处理国家民委重点实验室，银川 750021；
3. 北方民族大学 数学与信息科学学院，银川 750021)

摘 要：针对肝脏肿瘤检测中多尺度特征表达能力不足的问题，提出一种融合重参数化卷积、加权双向特征金字塔和注意力机制的肝脏肿瘤CT图像检测方法。使用数据增强改善样本量较少的问题，提高模型的泛化能力；使用加权双向特征金字塔网络融合图像的浅层与深层特征，提高多尺度特征的提取能力；在特征融合中引入无参数平均注意力模块，关注肝脏肿瘤的关键特征；使用重参数化卷积和边界框(SIoU)损失函数提高肿瘤的检测和定位能力。实验结果表明：所提方法在LT3DM和LiTS2017数据集上的平均精度均值（mAP）分别达到了92.9%和92.2%，比YOLOv5模型提高了2.3%和1.8%，相较于主流检测模型，所提方法具有更好的肝脏肿瘤检测能力。

关 键 词：YOLOv5；加权双向特征金字塔；多尺度；无参数平均注意力模块；重参数化卷积；SIoU

中图分类号：TP391

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3745-14

肝脏肿瘤CT图像检测是用于检测和评估肝脏内部肿瘤的方法。肝脏肿瘤可以是良性(非癌症)或恶性(癌症)，包括原发性肝癌和转移性肝癌(来自其他部位的癌细胞扩散到肝脏)。这些肿瘤的早期检测和准确评估对于及时治疗和预后的改善至关重要。在肝脏肿瘤CT图像检测中，CT图像的解读和分析需要经验丰富的医生进行，并结合患者的病史和其他检查结果进行综合评估。一方面，由于早期的肿瘤非常小且表现为低密度病灶，与正常肝脏组织相似，在CT图像上很难被发现；另一方面，肝脏肿瘤常常是多发性的，对于准确定位提出了挑战，尤其是大小差异较大的情况下。为缓解肝脏肿瘤CT图像人工检测存在耗时、耗力、误检、漏检、难检等问题。近年来，基于深度学习的医学图像检测方法在肿瘤检测方面取得了一些进展。

Guo等[1]使用掩膜基于区域的卷积神经网络(mask region-based convolutional neural networks, Mask-RCNN)对病灶进行检测，但该网络特征提取能力有限，导致小目标检测效果不佳。Liang等[2]通过引入多流尺度不敏感卷积和递归神经网络(multi-stream scale-insensitive convolutional and recurrent neural networks, MSCR)用于肝脏肿瘤检测，有效应对了部分多尺度肿瘤检测难的问题。然而，由于提取特征不充分，该方法的检测性能并不理想。Tao等[3]通过引入上下文注意力模块(contextual attention module, CAM)和空间注意力模块(spatial attention module, SAM)成功地提取了关键特征，改善了微小病变与类间差异不显著的难题。然而，该方法在处理尺度差异较大的肿瘤时表现出局限性。Zhang等[4]针对肿瘤检测性能较差的问题，提出基于蒙特卡罗dropout(Monte Carlo dropout, MC-Drop)的贝叶斯YOLOv4网络。由于金字塔网络特

收稿日期：2023-10-07；**录用日期**：2024-01-17；**网络出版时间**：2024-01-23 13:16
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240119.1825.003
基金项目：国家自然科学基金(62462001,62562002)；中央高校基本科研业务费专项资金(2025AAC020007,2023ZRLG02)；宁夏自然科学基金(2024AAC03147)；国家民委图像与智能信息处理创新团队

* **通信作者**. E-mail：3227130019@qq.com

引用格式：马金林，贺康康，马自萍，等. 加权双向金字塔融合的肝脏肿瘤检测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3745-3758. MA J L，HE K K，MA Z P，et al. Weighted bi-directional pyramid fusion for liver tumor detection method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3745-3758 (in Chinese).

征融合能力有限,导致肿瘤检测能力欠缺。刘雅楠等[5]针对微小肿瘤检测方法的肿瘤边缘特征提取效果不佳,采用方向梯度直方图 (histogram of oriented gradient, HOG) 特征提取方法获取微小肿瘤边缘的边缘几何特征。但该方法在提取特征进行肿瘤诊断的部分仍有不足。为克服肝脏肿瘤检测中小目标病灶检测难的问题,马金林等搭建了基于注意力机制和金字塔的 ConA-特征金字塔网络(feature pyramid networks, FPN)的肝脏肿瘤检测方法,但该方法对图像的浅层与深层特征的融合能力不足[6]。为此,马金林等搭建肝脏肿瘤检测的多尺度自适应融合网络 (multiscale adaptive fusion networks-D0, MAEfficientDet-D0) 和 MAEfficientDet-D1,并提出多通路自适应加权特征融合块,解决了低层病灶特征图语义偏弱和高层病灶特征图细节感知能力较差的问题[7]。但该网络多尺度特征表达能力有待提高。可以看出,现有方法对肝脏肿瘤多尺度特征表达能力不足,导致肝脏肿瘤 CT 图像检测性能不佳。

针对以上问题,本文提出了一种融合重参数化卷积、加权双向特征金字塔和注意力机制的肝脏肿瘤 CT 图像检测模型,主要创新如下:

1) 设计融合加权双向特征金字塔,改善肝脏肿瘤多尺度的问题;

2) 使用无参数平均注意力模块提高肝脏肿瘤的局部特征提取能力;

3) 使用重参数化卷积和边界框 (shape-aware intersection over union, SIoU) 损失函数[8]提高肿瘤的检测和定位能力,进一步提升本文模型肝脏肿瘤检测的性能。

4)在肝脏肿瘤分割数据集的基础上制作肝脏肿瘤检测数据集 LiTS2017[9] 和 LT3DM,实验结果表明,本文模型在肝脏肿瘤检测和定位能力上得到了提高。在 LiTS2017 和 LT3DM 数据集上与大量主流目标检测模型进行了对比,本文模型明显优于主流检测模型。

1 相关工作

1.1 YOLOv5

YOLOv5 主要由 Backbone、Neck、Prediction 这 3 部分组成。在 Input 模块中,采用马赛克(Mosaic)等数据增强方式使目标样本数量扩增,使得网络鲁棒性更好,从而提升目标检测效果。在长宽比大小不一的图片上,该模型通过对小图片进行填充,对大图片进行缩放,统一图片大小,从而提高了检测效率。Backbone 将原始的输入图像转化为多层特征图,以便后续的目标检测任务使用。Neck 采用 FPN 和路径聚合网络结构。FPN[10] 自顶向下,将高层的强语义特征传递,然而,其只增强了语义信息,无法对定位信息进行传递。路径聚合网络 (path aggregation networks, PANet)[11] 针对这一点,在 FPN 的后面添加一个自底向上的金字塔,对 FPN 进行补充,将底层的强定位特征传递上去,加强网络特征融合能力,使大小目标的区分度更显著,提高模型检测精度。Head 将不同层级的特征图进行融合后得到更加丰富的特征,以此来达到提高检测性能的目的。

YOLOv5 采用端到端的方式进行训练,并且包含 3 个损失函数,其中,置信度损失 o_{loss} 和分类损失 c_{loss} 使用二元交叉熵,定位损失 r_{loss} 使用完全交并比损失函数 C。总体损失为 3 个损失的加权和,通常置信度损失取最大权重,定位损失和分类损失的权重次之,损失函数如下:

$$F_{\text{loss}} = lo_{\text{loss}} + mr_{\text{loss}} + nc_{\text{loss}} \tag{1}$$

式中:l、m、n 分别为 0 到 1 的常量,即 $l\in(0,1)$,$m\in(0,1)$,$n\in(0,1)$

完全交并比 (intersection-over-union, IOU) 损失函数 C 表达式为

$$C = I - \left(\frac{\rho^2(b,b^{\text{gt}})}{c^2} + \alpha v\right) \tag{2}$$

$$v = \frac{4}{\pi^2}\left(\arctan\frac{w^{\text{gt}}}{h^{\text{gt}}} - \arctan\frac{w}{h}\right)^2 \tag{3}$$

$$\alpha = \frac{v}{(1-I)+v} \tag{4}$$

$$l_{\text{CIoU}} = 1 - C \tag{5}$$

式中:I 为交并比;b 为预测框中心的坐标;b^{gt} 为真实目标边界框中心的坐标;ρ 为 b 和 b^{gt} 之间的欧氏距离;$\rho^2(b,b^{\text{gt}})$ 为 2 个中心点距离的平方;c 为 2 个矩形的最小外接矩形对角线长度;α 为权重函数;v 为长宽比的相似性;w、h 和 w^{gt}、h^{gt} 分别为预测框的高、宽和真实框的高、宽。

1.2 特征金字塔

特征融合是一种常见的目标检测技术,其主要作用是整合不同深度和不同层次的特征,以便更好地利用多尺度特征缩小不同层之间的语义隔阂,从而获得更具判别力的输出特征。随着网络深度的增大,大物体的特征容易被保留,而小物体的特征越往后越容易被忽略。为此,使用 FPN 提取多尺度特征。FPN 是一种典型的特征融合方法,采用自上而下等权重的特征融合方式。然而,这种方法存在 2 个问题:①FPN 的等权重融合方式未能区分不同特征层的重要程度;②同一物体在不同层采用不同

的处理方式, 易造成特征冲突而干扰梯度运算, 从而降低特征的有效性。

为更好地平衡不同尺度的特征, 加权双向特征金字塔网络(bidirectional feature pyramid networks, BiFPN)[12] 引入了权重, 为各层赋予不同的融合权重, 让网络更加关注重要的特征。此外, BiFPN 减少了不必要的层结点连接, 能更有效地提高模型的特征融合能力。

1.3　重参数化

视觉几何组(visual geometry group, VGG)[13] 是一种直筒型网络结构, 具有模型并行度高、存储访问频次低等优点。在相同的浮点运算速度 (floating point operations, FLOPs) 下, VGG 推理效率往往更高。但 VGG 容易出现梯度爆炸等问题, 而深度残差神经网络(deep residual networks, ResNet)[14]、稠密卷积网络(dense convolutional networks, DenseNet)[15] 通过多分支从网络结构上解决了梯度爆炸或梯度消失的问题, 有利于设计更深的网络结构, 获得更高的模型性能。

如图 1 所示, 图 1(a)中残差结构必须占用 2 倍的输入存储空间, 直到完成残差操作。而图 1(b)中直筒型结构由于没有分支结构, 不需要额外占用存储空间。模型重参数化就是解耦训练阶段和推理阶段的网络结构, 在推理阶段将训练阶段的多分支网络结构等价转化为单分支网络结构, 即推理阶段使用直筒型网络结构, 而训练阶段使用多分支网络结构, 兼具两者的优点。

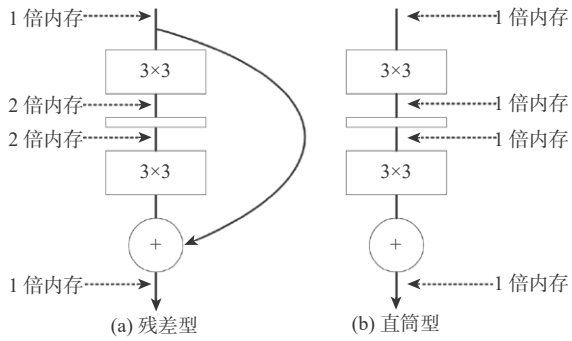


图 1　残差和纯模型中的内存占用

Fig. 1　Peak memory occupation in residual and plain model

2　本文方法

2.1　本文模型的网络结构

为缓解多尺度特征表示能力不足导致的肝脏肿瘤检测性能较差的问题, 本文提出了一种融合重参数化卷积、加权双向特征金字塔和注意力机制的肝脏肿瘤 CT 图像检测方法。本文方法以 YOLOv5 为基础模型, 融入加权双向特征金字塔、无参数平均注意力机制、重参数化卷积等模块。

本文模型共包含主干网络、特征增强网络和检测头 3 个部分, 其网络结构如图 2 所示。其中, CBS 为卷积、批量归一化、激活函数的简称。主干网络负责特征提取, 特征增强网络负责特征融合, 检测头负责输出检测信息。主干网络采用了一系

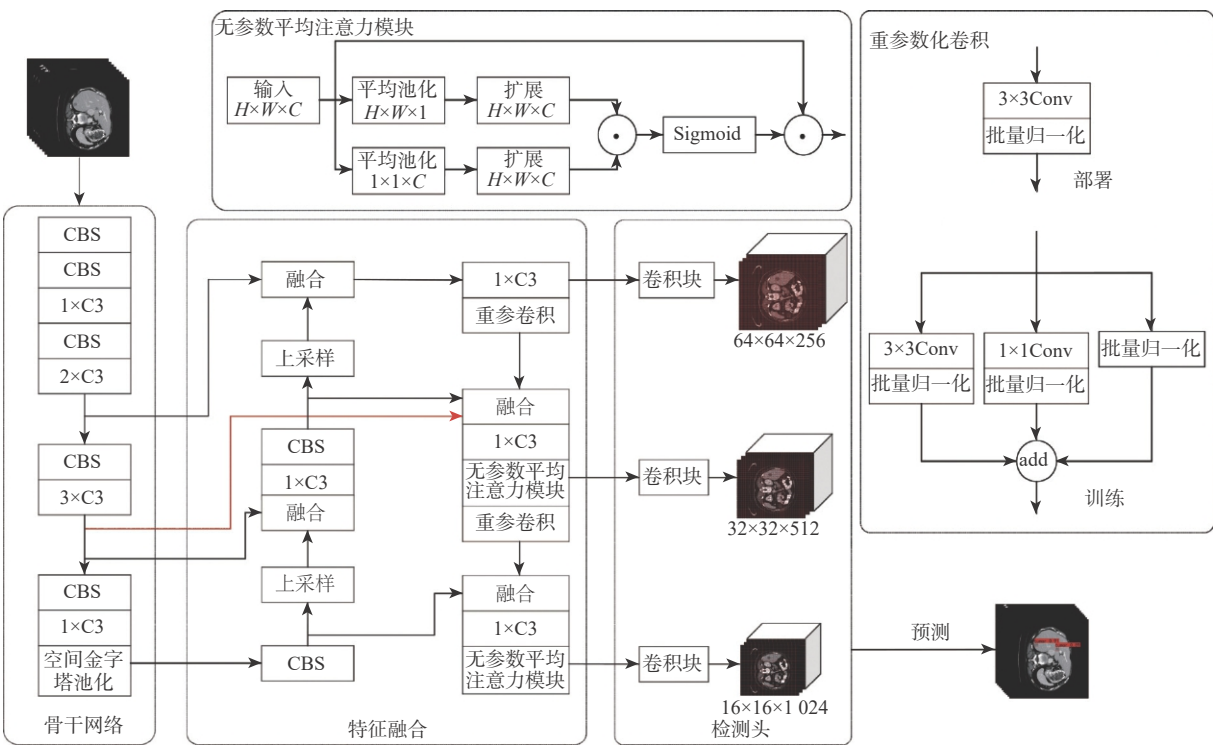


图 2　本文模型结构

Fig. 2　Structure of the proposed model

列的卷积层和C3模块，不断缩小特征图的尺寸和增加通道数，并且用空间金字塔池化快速(spatial pyramid pooling fast, SPPF)将不同大小的感受野应用于同一张图像，用来捕捉不同尺度的特征。特征增强网络首先使用加权双向特征金字塔网络提取多尺度特征，以增强图像深浅层特征的融合能力。其次，在后2个C3模块后使用无参数平均注意力模块，以提高模型的局部特征提取能力。最后，使用重参数化卷积提高本文模型的准确性。

2.2 无参数平均注意力模块

视觉感知是由对周围世界相关方面的关注驱动的，为将这种观察转化为数字信息，研究者们引入注意机制来关注重点图像区域，表1对比了多种注意力机制，分别为挤压激励注意力机制(squeeze-and-excitation, SE)[16]、卷积块注意力模块(convolutional block attention module, CBAM)[17]、坐标注意力机制(coordinate attention, Coordatt)[18]、期望最大化注意力机制(expectation-maximization attention, EMA)[19]、高效通道注意力机制(efficient channel attention, ECA)[20]。本文在YOLOv5中引入了一种简单有效的无参数注意模块(parameter-free average attention module, PfAAM)[21]，PfAAM在不添加参数的情况下捕获通道和空间注意力，通过平均激活来促进自我增强效果。

表1 多种注意力机制对比

Table 1 Comparison of multiple attention mechanisms

注意力机制	优点	缺点
SE[16]	引入参数量少	对局部信息较为重要的任务表现不佳
CBAM[17]	能自适应地选择和调整特征图中的重要通道和空间位置	引入参数量多
Coordatt[18]	能提取特征图不同位置之间的空间关系	无法充分捕捉输入数据的大范围空间依赖关系
EMA[19]	减少模型在训练过程中对于特定样本的过拟合，更好地捕捉整体数据的分布特征	对新样本或特征的适应性较差
ECA[20]	通过增强重要通道并抑制不相关通道，来提高特征的表示能力	无法充分捕捉输入数据的空间关系
PfAAM[21]	不增加参数量的情况下捕获更多的通道和空间注意力	容易出现梯度消失或梯度爆炸

无参数平均注意力模块的总体结构如图3所示。无参数注意力机制主要由通道注意力和空间注意力2部分组成。首先，将输入特征图通过自适应平均池化进行处理，得到空间注意力特征。同时，沿着输入特征图的通道方向求平均值，将特征图的维数降至$1\times1\times C$。接着，将这2个生成的注意力特征图使用expand_as函数分别扩展到与输入特征图相同的形状，即$H\times W\times C$。并将通道注意力特征和空间注意力特征进行逐元素相乘得到重组注意力图；最终，重组注意力图经过Sigmoid激活函数后与输入的原始特征图进行逐元素相乘，得到最终的注意力特征图。

无参数平均注意力的计算式为

$$\boldsymbol{F}'=\sigma\left(\boldsymbol{A}_{\mathrm{sp}}\otimes\boldsymbol{A}_{\mathrm{ch}}\right)\otimes\boldsymbol{F} \tag{6}$$

式中：$\otimes$表示逐元素的乘法；σ为Sigmoid函数，$\sigma(x)=\dfrac{1}{1+\mathrm{e}^{-x}}$；$\boldsymbol{F}'$为无参数平均注意力模块的输出。

为强调特征图中的空间注意力，生成了一个空间注意力图。注意力集中在特征图中检测到特征的部分。每个空间元素的平均值为

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{sp}}(\boldsymbol{x}_{H\times W})=\frac{1}{C}\sum_{i=1}^{C}\boldsymbol{x}_{H\times W}(i) \tag{7}$$

通过沿着通道进行平均值计算，生成了一个空间图，其中，每个元素表示跨通道的平均值。突出显示了检测到特征的位置。

通道注意力是通过沿特征图的空间维度进行平均计算得到的。具体而言，对于每个通道，沿其空间维度的平均值为

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{ch}}(\boldsymbol{y}_C)=\frac{1}{H\times W}\sum_{i=1}^{H}\sum_{j=1}^{W}\boldsymbol{y}_C(i,j) \tag{8}$$

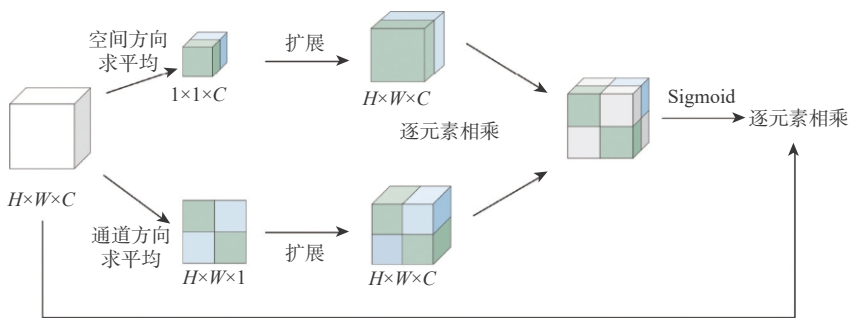


图3 无参数平均注意力模块总体结构

Fig. 3 Overall structure of PfAAM

通过沿空间维度进行平均值计算, 突出显示了检测到特征的通道。

在瓶颈层, 来自不同层级和不同通道的特征会融合在一起, 本文模型在瓶颈层引入了无参数注意力机制, 该注意力机制能够捕获肝脏肿瘤更多的通道和空间注意力信息, 在不增加模型参数量的情况下, 使模型聚焦于肝脏肿瘤 CT 图像中关键区域, 以强调重要特征。无参数注意力机制进一步增强了特征的表示能力, 使模型更好地学习和检测肝脏肿瘤区域。

2.3　加权双向特征金字塔

特征融合用于融合不同层次和不同深度的特征, 获得更有效的特征, 因此, 广泛应用于目标检测。肝脏肿瘤多尺度特征明显导致检测精度不高, 需要一个多尺度特征融合能力较强的结构来提升检测性能, 特征金字塔较好地响应了这一问题。

最早的特征金字塔网络如图 4(a)所示, 最底层的特征向上采样并与其融合, 得到高分辨率、强语义的特征, 但是 FPN 的底层特征无法影响高层特征。为此, PANet 引入了自底向上的路径, 使底层信息更容易传递到高层, 如图 4(b)所示。FPN 和 PANet 采用传统的特征融合方法, 只进行简单的特征图叠加, 未考虑不同分辨率特征图的贡献度差异。加权双向特征金字塔融合网络 BiFPN 有区别的融合不同输入特征, 图 4(c)中蓝色箭头表示为自顶向下的通路, 传递高层特征的语义信息; 红色箭头表示为自底向上的通路, 传递低层特征的位置信息。BiFPN 的特点在于: 首先, 删除那些只有一个输入边的节点; 其次, 如果其处于同一级别, 从原始输入到输出节点添加一条额外的边, 以便在不增加太多成本的情况下融合更多特征; 最后, 与 PANet 不同, BiFPN 将每个自顶向下和自底向上路径视为一个特征网络层, 并多次重复同一层以启用更高级的特征融合。

BiFPN 使用加权特征融合的方式为每个特征添加一个额外的权重, 该加权方式采用快速归一化融合 (fast normalized fusion, FNF), 用来约束每个权重的大小, 类似于 Softmax, 将权重范围缩放到 [0,1]之间, 以提高训练速度、效率。

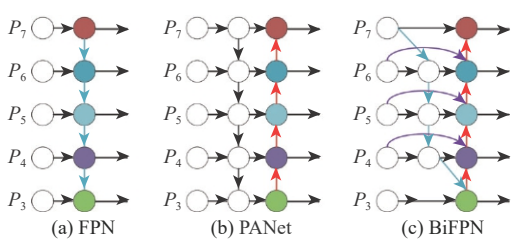


图 4　不同特征金字塔网络

Fig. 4　Different FPN

快速归一化的计算式为

$$O=\sum_{i=0}\frac{\omega_i}{\varepsilon+\sum_{j=0}\omega_j}I_i \tag{9}$$

式中: ω_i为可学习权重, 用激活函数 ReLU 来确保每个$\omega_i\geqslant 0$, 该权重可由网络训练得到。首先, 计算ω_i的权重之和; 然后, 加上一个小常数ε=0.000 1, 目的是进行数值稳定, 接着, 对权重进行归一化; 最后, 使用归一化后的权重对输入的特征I_i进行加权, 得到输出特征 O。

以P_6层为例特征融合的计算式为

$$P_6^{\text{mid}}=\text{Conv}\left(\frac{\omega_1 P_6^{\text{in}}+\omega_2\text{Resize}\left(P_7^{\text{in}}\right)}{\omega_1+\omega_2+\varepsilon}\right) \tag{10}$$

$$P_6^{\text{out}}=\text{Conv}\left(\frac{\omega_1' P_6^{\text{in}}+\omega_2' P_6^{\text{mid}}+\omega_3'\text{Resize}\left(P_5^{\text{out}}\right)}{\omega_1'+\omega_2'+\omega_3'+\varepsilon}\right) \tag{11}$$

式中: Conv 为卷积操作; Resize 为上采样或下采样操作; P_i^{in}为第 i 级的输入特征; P_i^{mid}为第 i 级的中间特征; P_i^{out}为第 i 级的输出特征。

加权双向特征金字塔的设计充分利用了空间信息和语义信息, 在医学图像处理中, 尤其是肝脏肿瘤检测, 对空间信息与语义信息的理解十分关键。一方面, 通过在特征金字塔中考虑权重信息, 模型能够更好地突出肝脏肿瘤的重要特征。权重信息的引入使模型融合特征时, 能够根据特征的重要性进行加权处理。与肝脏肿瘤紧密相关的特征, 模型会赋予更高的权重, 为后续的肿瘤检测任务提供保障。另一方面, 加权双向特征金字塔融合的优势还体现在双向跨尺度特征融合上, 该融合方式充分利用了不同尺度信息, 将肝脏肿瘤 CT 图像中多尺度特征进行充分融合。通过双向融合, 模型能够从多个尺度上全面融合肝脏肿瘤特征, 从而提高模型泛化能力和鲁棒性。

2.4　重参数化卷积

Ding 等[22] 使用结构重参数化的方法, 设计了一种单路极简架构的重参数化 VGG 网络(reparameterzation VGG networks, RepVGG), RepVGG 的基本模块由 RepConv 构建。重参数化卷积操作的设计基于常见的卷积层和归一化模块, 易于实现和集成到现有的深度学习框架中。如图 5 所示, RepConv 由 3×3 卷积、1×1 卷积和批归一化(batch normalization, BN)组成, 最终将这 3 部分的结果相加, 得到最终的输出。重参数化卷积操作不需要额外的学习参数, 简化了模型结构。

肝脏肿瘤在 CT 图像中呈现出复杂的形状和大小, 对多尺度的特征表示有较高要求。重参数化卷积通过组合不同的卷积层, 能够更好地学习和提取

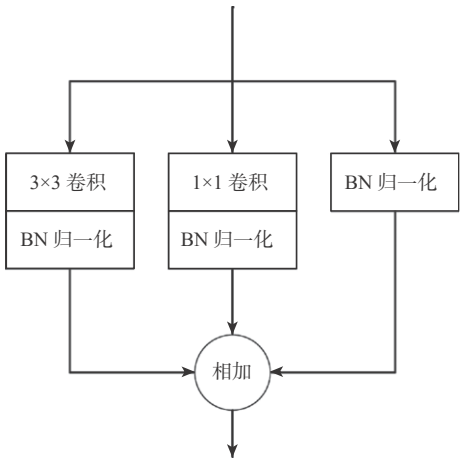


图 5 重参数化卷积

Fig. 5 RepConv

多尺度、多层次的特征表示，以增强网络对输入特征的理解和表达能力。可见重参数化卷积在提升模型效率、减少冗余和优化特征表达等方面具有重要作用。将其替代普通卷积更易于肝脏肿瘤检测性能的提升。

2.5 SIoU 损失函数

CIoU[23] 损失函数匹配真实框和预测框之间的IOU、中心点距离和宽高比3个因素，计算真实标注框和模型预测框的吻合程度时，未考虑真实框和预测框之间的向量角度，导致收敛速度较慢、效率较低。SIoU 损失函数，引入了真实标注框和模型预测框之间的向量角度，并重新定义相关损失，有效提高了肝脏肿瘤检测任务推理准确性。

SIoU 包含角度损失、距离损失、形状损失和IOU损失4个部分。

角度损失定义如下：

$$\Lambda = 1 - 2\sin^2(\arcsin(b_h/\mu) - \pi/4) = \cos(2\arcsin(b_h/\mu) - \pi/4) \tag{12}$$

式中：Λ为角度损失；b_h为真实框和预测框中心点的高度差；μ为真实框和预测框中心点的距离。事实上，$\arcsin(b_h/\mu)$就等于真实框中心点和预测框中心点连线与x轴的夹角α。

距离损失定义如下：

$$\Delta = \sum_{(t=x,y)} \left(1 - \mathrm{e}^{-\gamma\rho_t}\right) = 2 - \mathrm{e}^{-\gamma\rho_x} - \mathrm{e}^{-\gamma\rho_y} \tag{13}$$

式中：Δ为距离损失；$\rho_x = \left(b_{c_x}^{\mathrm{gt}} - b_{c_x}\right)/c_w$；$\rho_y = \left(b_{c_y}^{\mathrm{gt}} - b_{c_y}\right)/c_h$；$\gamma = 2 - \Lambda$；$c_w$、$c_h$分别为真实框和预测框最小外接矩形的宽和高；$(b_{c_x}^{\mathrm{gt}}, b_{c_y}^{\mathrm{gt}})$为真实框中心点坐标；$\left(b_{c_x}, b_{c_y}\right)$为预测框的中心点坐标。

形状损失定义如下：

$$\Omega = \sum_{t=w,h} \left(1 - \mathrm{e}^{-w_t}\right)^{\theta} = \left(1 - \mathrm{e}^{-w_w}\right)^{\theta} + \left(1 - \mathrm{e}^{-w_h}\right)^{\theta} \tag{14}$$

式中：

$$w_w = \frac{|w - w^{\mathrm{gt}}|}{\max(w, w^{\mathrm{gt}})}$$

$$w_h = \frac{|h - h^{\mathrm{gt}}|}{\max(h, h^{\mathrm{gt}})}$$

其中：w和h为预测框的宽和高；w^{gt}和h^{gt}为真实框的宽和高；θ为对形状损失的关注度。

IOU 定义如下：

$$I = A/B \tag{15}$$

式中：A为真实框与预测框的交集；B为真实框与预测框的并集。SIoU 损失的定义如下：

$$L_{\mathrm{SIoU}} = 1 - I + (\Delta + \Omega)/2 \tag{16}$$

3 数据集与评价指标

3.1 数据集

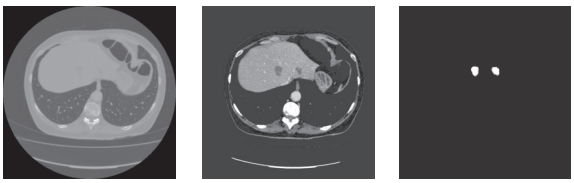
本文使用 LiTS2017[9] 和 LT3DM 这2个数据集进行实验。其中，LiTS2017 是 MICCAI 肝脏分割和肝脏肿瘤检测挑战赛的公开数据集，共131个训练数据和70个测试数据；LT3DM 是 LiTS2017 和 3D-IRCADb[24] 的混合数据集。3D-IRCADb 包含10个男性和10个女性的数据，其中，2/3 包含肿瘤。混合数据集 LT3DM 是从 LiTS2017 和 3D-IRCADb 这2个数据集随机抽取约50%，共2 956张图像，以增加数据多样性，提升模型的泛化能力、降低过拟合。

数据预处理主要是4个步骤：首先，整理患者的CT切片及对应的肿瘤分割标记，针对每个患者的CT图像选择最佳窗宽、窗位，如图6(a)和图6(b)所示，调节后图片比原图更为清晰，尺寸固定为512像素×512像素，对所有图片进行筛查，去除质量较低的图像；接着，整理患者的计算机断层扫描切片和相应的肿瘤掩码图，筛选出包含肿瘤的切片与其对应的病灶区域图片，肿瘤掩码图如图6(c)所示；然后，使用 labelImg 标注肿瘤掩码区域，生成 Pascal VOC2007 格式的 xml 文件；最后，转换成 YOLO 格式文件。

预处理后的数据集中，LiTS2017 数据集共4 834张图像，LT3DM 数据集共2 956张图像。每张图像包含若干个肿瘤位置，其肿瘤大小和形状均不相同。最后，按照8∶2的比例将数据集划分为训练集和验证集。

3.2 数据增强

为提高模型的泛化能力，增加数据量，本文使用 Mosaic、左右翻转、复制粘贴等数据增强方法来提高样本多样性。其中，Mocaic 随机使用4张图像随机缩放并随机拼接，得到新图像及其对应的框。



(a) 原始图像　(b) 窗宽、窗位调节后　(c) 肿瘤区域

图 6　原始图像、窗宽窗位调节后图像和肿瘤区域图像

Fig. 6　Original image, image after adjusting window width and level, and image of tumor area

然后, 将新图像传入模型, 相当于一次传入 4 张图片进行学习, 丰富了检测数据集。

由表 2 可知, 使用 Mosaic、左右翻转和复制粘贴 3 种增强方式在准确率 P、召回率 R、F_1 分数和平均精度均值(mean Average Precision, mAP)4 个指标上均高于 Mosaic 和左右翻转 2 种增强方式, 可较大程度提升模型的检测能力, 表 2 中, 最优数据加粗显示。

表 2　LT3DM 数据增强对比实验

Table 2　LT3DM data enhancement comparison experiment　%

数据增强方式	准确率	召回率	F_1	mAP
无数据增强	93.0	85.9	89.31	89.8
Mosaic+左右翻转	94.1	87.7	90.79	92.4
Mosaic+左右翻转+复制粘贴	**94.6**	**88.3**	**91.34**	**92.9**

3.3　评价指标

本文使用的评价指标有 P、R、F_1、mAP。评价指标借助 IOU 计算而得, IOU 通过比较预测框和标注框获得, 其计算式为

$$I=\frac{S_1\cap S_2}{S_1\cup S_2} \tag{17}$$

式中: S_1 和 S_2 分别为预测区域和真实区域。

如果预测框与标注框得到的 IOU 大于阈值, 并且预测框对应的标签与标注的框标签一致, 便认为此次预测为真正例 (true positive, TP)。反之, 则认为此次预测为假正例 (false positive, FP)。在所有预测为正例的样本中, 真正为正例的样本所占比例, 其表达式为

$$P=\frac{T_{\mathrm{P}}}{T_{\mathrm{P}}+F_{\mathrm{P}}} \tag{18}$$

在所有真正为正例的样本中, 被正确预测为正例的样本所占比例, 如下:

$$R=\frac{T_{\mathrm{P}}}{T_{\mathrm{P}}+F_{\mathrm{P}}} \tag{19}$$

从不同模型中挑选最优模型的过程中, 直接取 P 与 R 的平均值并不可取。虽然 F_1 分数是用来权衡 P 与 R 的平均值, 强调二者的较小值, 可以有效避免短板效应, 其计算式为

$$F_1=2\frac{PR}{P+R} \tag{20}$$

平均精度 (Average Precision, AP) 反映每个类别的预测准确率, 其表达式为

$$A_{\mathrm{P}}=\int_0^1\rho(r)\mathrm{d}r \tag{21}$$

mAP 是对所有类的 AP 求平均值, 用于反映整个模型的准确率。mAP 越大, P-R 曲线与坐标轴围成的面积越大。mAP 的计算式为

$$m_{\mathrm{AP}}=\sum_{i=1}^{k}A_{\mathrm{P}i}/k \tag{22}$$

4　实验结果与分析

本文实验的硬件环境为 Intel(R) Xeon(R) CPU E5-1620 v3 @ 3.50 GHz CPU, 64 GB 内存, NVIDIA GeForce RTX 2080 8 GB 显存 GPU, 操作系统及软件为 Window 10+CUDA 11.3+cudnn 8.2.1+python 3.11.4+pytorch 1.12.0。训练图片的大小为 640 像素×640 像素, batchsize 设置为 8, 采用随机梯度下降 (stochastic gradient descent, SGD) 优化参数, 动量因子为 0.937, 权重衰减系数为 0.000 5, 训练 300 个 epoch。

4.1　损失函数选取实验

目标检测的边界框回归损失函数直接影响模型的检测能力, 本实验对比 CIoU[23]、SIoU[8]、WIoU (Wise-IoU)[25] 和 Focal EIoU[26] 这 4 种边界框回归损失函数, 探究不同损失函数对检测性能的影响。本实验的模型使用加权双向特征金字塔、重参数化卷积、无参数平均注意力模块, 在此基础上使用 4 种不同的损失函数。实验结果如表 3 所示, 其中, 最优结果加粗显示。

使用 CIoU 作为边界框回归损失函数时, 其 F_1 值与 mAP 分别达到了 90.79% 和 92.4%。由于 WIoU 对小目标不敏感, 使用 WIoU 损失的 F_1 值降低了 0.4%, mAP 值降低了 0.3%。虽然 Focal EIoU 边界框回归损失函数解决了目标检测中的类别不平衡问题, 但 Focal EIoU 过度关注难样本, 导致使用 Focal EIoU 损失的模型对于简单样本的学习能力下降, 其 F_1 值提高了 0.02%, mAP 值保持不变。

表 3　损失函数选取实验

Table 3　Loss Function Selection Experiment　%

损失函数	精确率	召回率	F_1	mAP
CIoU[23]	94.1	87.7	90.79	92.4
WIoU[9]	93.7	87.3	90.39	92.1
Focal EIoU[24]	94.5	87.4	90.81	92.4
SIoU[8]	**94.6**	**88.3**	**91.34**	**92.9**

由于SIoU在处理尺度变化和不同形状目标时具有更好的作用。因此，使用SIoU损失的F_1值提高了0.55%，mAP值提高了0.5%。与CIoU、WIoU、Focal EIoU边界框回归损失相比，SIoU损失函数在本文中取得最佳效果，其P、R、F_1、mAP分别为94.6%、88.3%、91.34%、92.9%。因此，本文模型使用SIoU作为边界框回归损失函数。

4.2 注意力机制选取实验

为检验注意力机制对关键特征的关注能力，本实验对比SE、CBAM、Coordatt、EMA、ECA和PfAAM这6种注意力机制的检测性能。实验结果如表4所示，其中，最优结果加粗显示。

表4 注意力机制选取实验

Table 4 Experiment on selecting attention mechanisms

模型与注意力机制	精确率/%	召回率/%	F_1/%	mAP/%	参数量	浮点运算速度/10^9 s^{-1}
Base	92.8	88.2	90.44	91.8	**7.170 559×10^6**	16.3
Base+SE	94.5	88.0	91.13	92.6	7.172 095×10^6	16.3
Base+CBAM	94.0	**88.6**	91.22	92.7	7.212 533×10^6	16.3
Base+Coordatt	**94.8**	88.0	91.27	92.8	7.202 887×10^6	16.3
Base+EMA	93.8	88.2	90.91	92.5	7.170 587×10^6	16.3
Base+ECA	94.5	87.7	90.97	92.7	7.170 565×10^6	16.3
Base+PfAAM	94.6	88.3	**91.34**	**92.9**	**7.170 559×10^6**	16.3

表4中，Base模型为加入SIoU损失函数、重参数化卷积、加权双向特征金字塔3种方法的结构。基线模型Base在不加任何注意力机制下的F_1值达到90.44%，mAP达到91.8%，参数量达到7.170 559×10^6。基线模型增加SE注意力机制下的F_1值和mAP值分别提高了0.69%和0.8%，达到91.13%和92.6%。参数量达到7.172 095×10^6，增加了0.001 536×10^6。基线模型增加CBAM注意力机制的情况下，F_1值和mAP值分别提高了0.78%和0.9%，达到91.22%和92.7%。参数量达到7.212 533×10^6，增加了0.041 974×10^6。基线模型增加Coordatt注意力机制的情况下，F_1值和mAP值分别提高了0.83%和1%，达到91.27%和92.8%，参数量达到7.202 887×10^6，增加了0.032 328×10^6。基线模型增加EMA注意力机制的情况下，F_1值达到90.91%，mAP值达到92.5%，参数量达到7.170 587×10^6，增加了0.000 028×10^6。基线模型增加ECA注意力机制的情况下，F_1值达到90.97%，mAP值达到92.7%，参数量达到7.170 565×10^6，增加了0.000 006×10^6。基线模型增加PfAAM注意力机制的情况下，F_1值达到90.34%，mAP值达到92.9%，参数量为7.170 559×10^6，并未有变化。PfAAM不仅能够自动学习每个位置的权重，根据不同位置的重要性来调整特征的权重分配，而且PfAAM还能对位置信息进行建模和特征聚合，从而提高模型的鲁棒性。

由实验结果可见，相比于SE、CBAM、Coordatt、EMA和ECA注意力机制，PfAAM的F_1值和mAP值取得了最优的结果。同时，PfAAM不增加参数量和计算量。因此，本文模型选用PfAAM效果最佳。

4.3 消融实验

为评估每个模块的有效性，在预处理后的肝脏肿瘤分割数据集上进行消融实验。本实验使用YOLOv5作为基础模型，在其上增加SIoU损失函数、重参数化卷积、加权双向特征金字塔、无参数平均注意力模块。

由表5可知，引入SIoU损失函数后模型的F_1值和mAP值分别提高了0.2%和0.7%。加入加权双向特征金字塔后模型的F_1值和mAP值分别提高了1.1%和1%，说明加权双向特征金字塔可以有效融合图像浅层与深层特征。加入无参数平均注意力模块后模型的F_1值和mAP值分别提高了0.9%和0.6%，说明无参数平均注意力模块可以充分利用局部上下文信息，这有助于降低小样本的漏检率。加入重参化卷积后模型的F_1值和mAP值分别提高了0.9%和1%。本文方法可有效改善提取多尺度小样本肝脏肿瘤特征不充分问题，模型的检测能力明显提升，其F_1值和mAP值可达91.3%和92.9%，表5中，最优结果加粗显示。

此外，由表5还可知，加权双向特征金字塔对模型的性能提升最为突出，原因在于该融合方法通过引入双向连接和多层特征融合，能更好地整合不同尺度的特征，增强模型对不同尺寸目标的感知能力，有效地提高检测性能。

4.4 不同模型的检测性能对比

为验证模型的检测性能，对比本文模型与单发多框检测(single shot multibox detector, SSD)[27]、YOLOv3[28]、CenterNet[29]、EfficientDet[30]、基于快速区域卷积神经网络(faster region convolutional neural network, Faster R-CNN)[31]、YOLOv4[32]、YOLOX[33]

表 5　消融实验

Table 5　Ablation experiments

模型	精确率/%	召回率/%	F_1/%	mAP/%	参数量	浮点运算速度/10^9 s^{-1}
Baseline	93.6	85.7	89.4	90.6	**7.022×10^6**	**15.9**
Baseline+SIoU	93.1	86.4	89.6	91.3	**7.022×10^6**	**15.9**
Baseline+Repconv	93.5	87.3	90.3	91.6	7.105×10^6	16.1
Baseline+BiFPN	93.2	87.9	90.5	91.6	7.088×10^6	16.2
Baseline+PfAAM	94.6	86.4	90.3	91.2	**7.022×10^6**	**15.9**
Baseline+Repconv+BiFPN	92.8	88.2	90.4	91.8	7.171×10^6	16.3
Baseline+Repconv+PfAAM	93.3	87.1	90.1	91.8	7.105×10^6	16.1
Baseline+SIoU+Repconv+BiFPN+PfAAM	**94.6**	**88.3**	**91.3**	**92.9**	7.171×10^6	16.3

和YOLOv7[34]等17种检测方法在LiTS2017和LT3DM上的检测性能。实验结果如表6和表7所示，雷达图如图7所示，散点图如图8所示，本文模型在LiT2017数据集上mAP为92.2%。与双阶段检测网络Faster-RCNN相比，本文模型的网络结构相对简单，易于理解和实现。Faster R-CNN在小目标检测方面表现相对较差，具有容易漏检或定位不准确的问题，并且其计算量和参数量较大。与单阶段的EfficientDet相比，本文模型的收敛速度快、检测效果好。与使用特征金字塔结构的单阶段YOLOv4和YOLOv3的检测模型相比，本文模型的各项指标均明显高于他们，进一步说明，加权双向特征金字塔融合在一定程度上具有更高的融合性能，使模型更好识别肝脏肿瘤区域，提升模型检测能力。

表 6　不同模型在 LT3DM 上的检测性能对比

Table 6　Comparative experiments on LT3DM datasets in different models

模型	P/%	R/%	F_1/%	mAP/%	参数量	浮点运算速度/10^9 s^{-1}
SSD512(VGG) [27]	93.1	62.5	74.7	84.3	23.75×10^6	87.55
YOLOv3[28]	88.7	73.9	80.6	82.9	61.52×10^6	49.68
CenterNet[29]	92.8	82.5	87.3	88.6	32.66×10^6	35.09
EfficientDet[30]	62.5	63.9	63.2	63.5	3.83×10^6	**2.37**
YOLOv4[32]	82.4	55.2	68.0	67.6	63.94×10^6	45.41
Faster R-CNN(Res50) [31]	39.4	71.8	50.9	62.2	28.28×10^6	241.71
YOLOX[33]	91.5	85.8	88.5	89.9	8.94×10^6	8.56
YOLOv7[34]	92.8	82.2	87.2	89.6	6.22×10^6	33.01
YOLOv5	93.6	85.7	89.4	90.6	7.02×10^6	15.90
PP PicoDet[35]	86.1	71.2	77.9	80.5	**1.18×10^6**	4.59
TPH YOLOv5[36]	94.2	86.9	90.4	90.9	40.82×10^6	36.26
YOLOv8	80.1	93.3	87.0	88.1	11.13×10^6	9.10
FCOS[37]	91.9	80.1	85.6	88.1	32.11×10^6	51.56
DETR[38]	59.8	81.3	68.9	71.7	36.74×10^6	23.81
MAEfficientDet-D0[7]	86.2	84.1	80.9	85.6	4.34×10^6	2.83
MAEfficientDet-D1[7]	86.8	84.8	85.1	86.5	7.08×10^6	6.81
本文模型	**94.6**	**88.3**	**91.3**	**92.9**	7.17×10^6	16.30

表 7　不同模型在 LiTS2017 上的检测性能对比

Table 7　Comparison experiments of LiTS2017 dataset in different models

模型	P/%	R/%	F_1/%	mAP/%	参数量	浮点运算速度/10^9 s^{-1}
SSD512(VGG)[27]	92.3	61.3	73.7	81.9	23.7×10^6	87.55
YOLOv3[28]	88.3	77.1	82.3	84.2	61.5×10^6	49.68
CenterNet[29]	93.4	83.4	88.1	89.3	32.6×10^6	35.09
EfficientDet[30]	75.8	64.1	69.4	65.1	3.83×10^6	**2.37**
YOLOv4[32]	82.6	54.0	65.3	65.1	63.9×10^6	45.41
FasterR-CNN(Res50)[31]	41.0	75.6	53.2	67.1	28.2×10^6	241.71
YOLOX[33]	92.2	75.0	82.7	86.4	8.94×10^6	8.56
YOLOv7[34]	93.8	82.2	87.6	89.7	6.22×10^6	33.01
YOLOv5	92.8	86.3	89.4	90.4	7.02×10^6	15.90
PP PicoDet[35]	85.4	69.5	76.6	80.1	**1.18×10^6**	4.59
TPH YOLOv5[36]	**94.4**	86.3	90.2	91.2	40.8×10^6	36.26
YOLOv8	93.7	82.0	88.0	88.7	11.1×10^6	9.10
FCOS[37]	91.7	80.0	85.4	88.6	32.1×10^6	51.56
DETR[38]	60.6	81.2	69.4	71.8	36.7×10^6	23.81
MAEfficientDet-D0[7]	87.0	85.5	86.2	86.3	4.34×10^6	2.83
MAEfficientDet-D1[7]	88.5	85.2	86.8	87.4	7.08×10^6	6.81
本文模型	93.1	**87.9**	**90.4**	**92.2**	7.17×10^6	16.30

SSD对于目标的长宽比敏感，在训练过程中难以检测具有极端长宽比或不规则形状的目标，本文模型的检测性能均明显高于SSD模型。单阶段的YOLOv7对于不规则形状存在一定的挑战，需要额外的处理和优化来提高对这些目标的检测能力。虽然单阶段的YOLOX将原始检测器的头部替换为解耦头部，提高了训练的收敛速度，但采用anchor-base的本文方法可获得更高的精度，提取的特征也更为丰富。作为一种anchor free的单阶段检测模型，CenterNet具有结构简单、速度快、准确率高，无需非极大值抑制处理的特点，但由于回归中心点的固有限制，其检测性能不及本文方法。PP PicoDet[35]虽然具有高精度骨干网络ESNet，但在肿瘤数据集

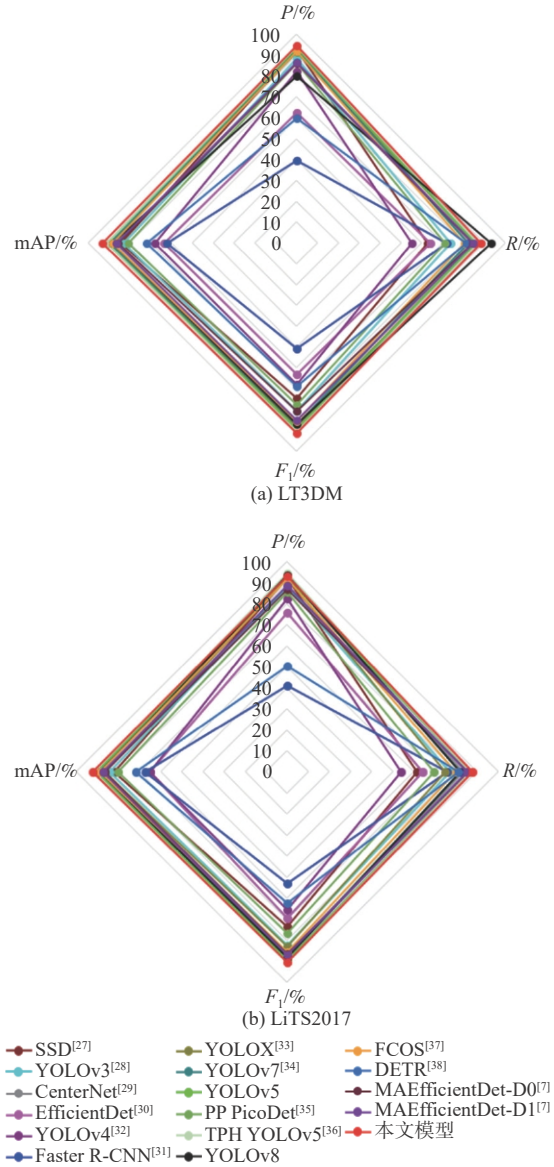


图 7 不同模型在不同数据集上的雷达图

Fig. 7 Radar maps of different models on different datasets

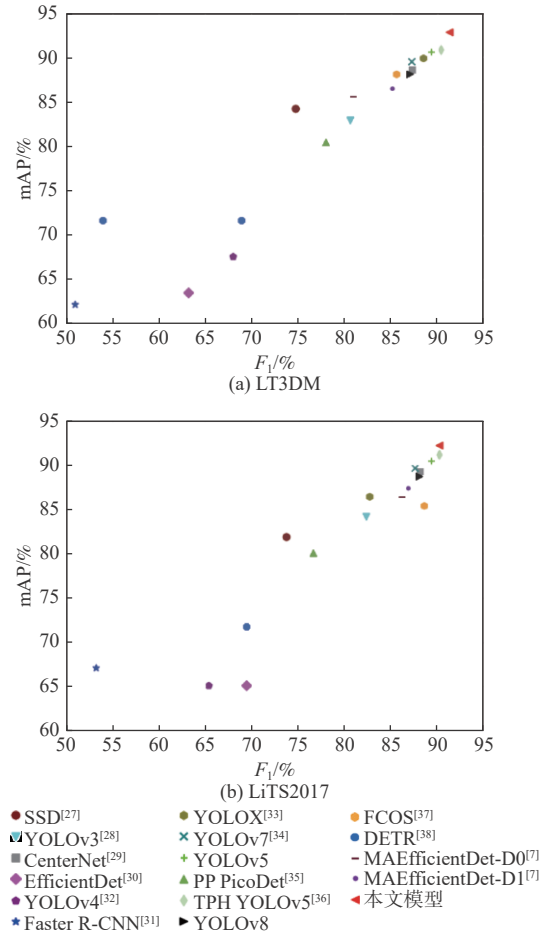


图 8 不同模型在不同数据集上的散点图

Fig. 8 Scatter plots of different models on different datasets

上其效果并不具备优势。TPH YOLOv5[36] 在处理密集小目标方面具有明显优势，但其处理多尺度目标方面仍有待提高。YOLOv8 网络在处理数据量大的数据集方面具备一定优势，但在肝脏肿瘤这类小数据集上难以获得最佳效果。全卷积一阶段目标检测模型 (fully convolutional one-stage, FCOS)[37] 在处理尺度变化较大的目标方面效果较差，并且计算量方面也不具备优势。基于 Transformer 的目标检测模型 (detection transformer, DETR)[38] 在小目标上性能较差，并且该模型收敛速度较慢。本文模型与基础模型对比的同时，也与最新型的肝脏肿瘤检测方法进行了对比，分别是 MAEfficientDet-D0 与 MAEfficientDet-D1，这 2 个模型在处理多尺度特征方面仍有一定局限性，参数方面有一定优势，但在检测性能方面仍有待提升。

由表 6 和表 7 可知，本文模型的 F_1 值和 mAP 值均高于其他检测模型。本文模型在 LiTS 数据集上的 F_1 值和 mAP 相较于 YOLOv5 分别提高了 1% 和 1.8%。在 LT3DM 数据集上的 F_1 值和 mAP 值分别提高了 1.9% 和 2.3%。可见，本文模型具有更好的鲁棒性和泛化能力。

17 种网络在不同数据集上的 *P*-*R* 曲线如图 9 所示，由图可知，性能最好的 5 个模型（本文模型、YOLOv5、YOLOv7、TPH YOLOv5、CenterNet）的 mAP 值均超过 88%。另外，本文模型的目标检测性能明显优于其他模型，表明本文模型能较好地学习和识别空间尺度上差异较大的病灶特征。

4.5 病灶可视化

本实验展示了本文模型对肝脏肿瘤 CT 图像的检测框，图 10 为多个不同尺寸肿瘤的检测结果。

如图 10 所示，本文模型的置信度高于其他 4 种模型，特别是小尺寸肿瘤的置信度更加明显，说明本文模型提取的肝脏肿瘤特征更加有效。

图 11 为小尺寸肝脏肿瘤 CT 图像的检测结果，可以看出，本文模型在检测肝脏小目标肿瘤方面表现出较高的准确性，其检测结果优于其他主流模型。

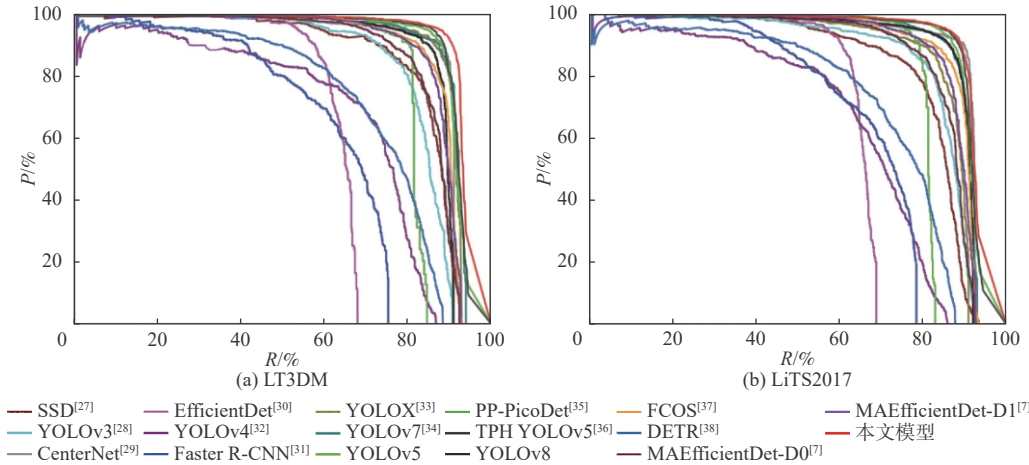


图 9　不同模型在不同数据集上的 *P-R* 曲线

Fig. 9　*P-R* curves of different models on different datasets

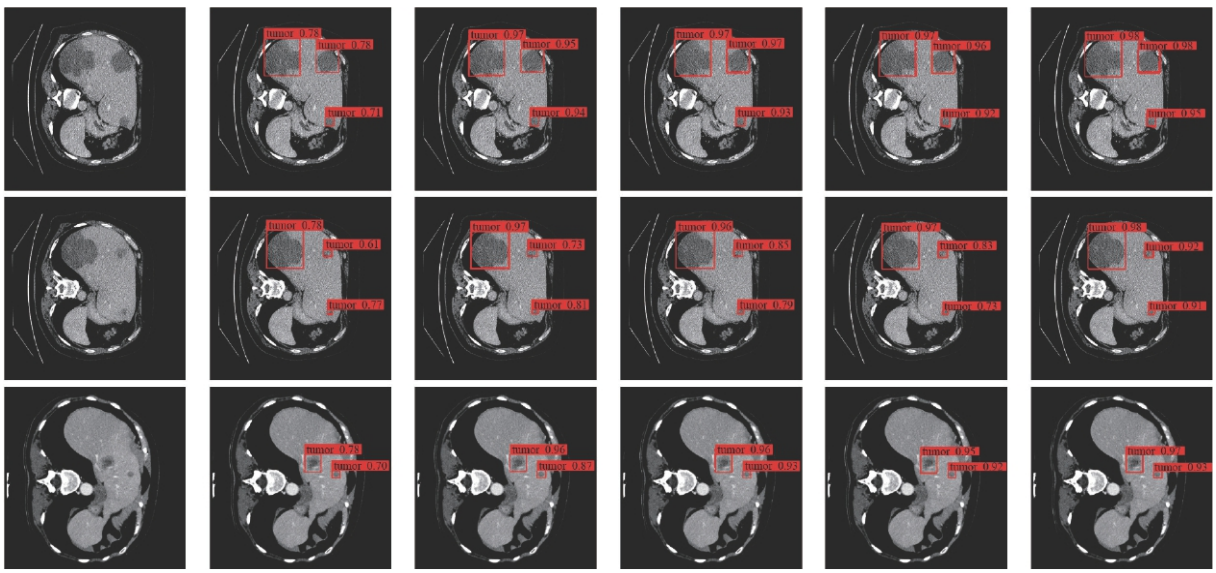


图 10　不同模型的多尺度肝脏肿瘤 CT 图像检测结果

Fig. 10　Detection results of multi-scale CT images of liver tumors using different models

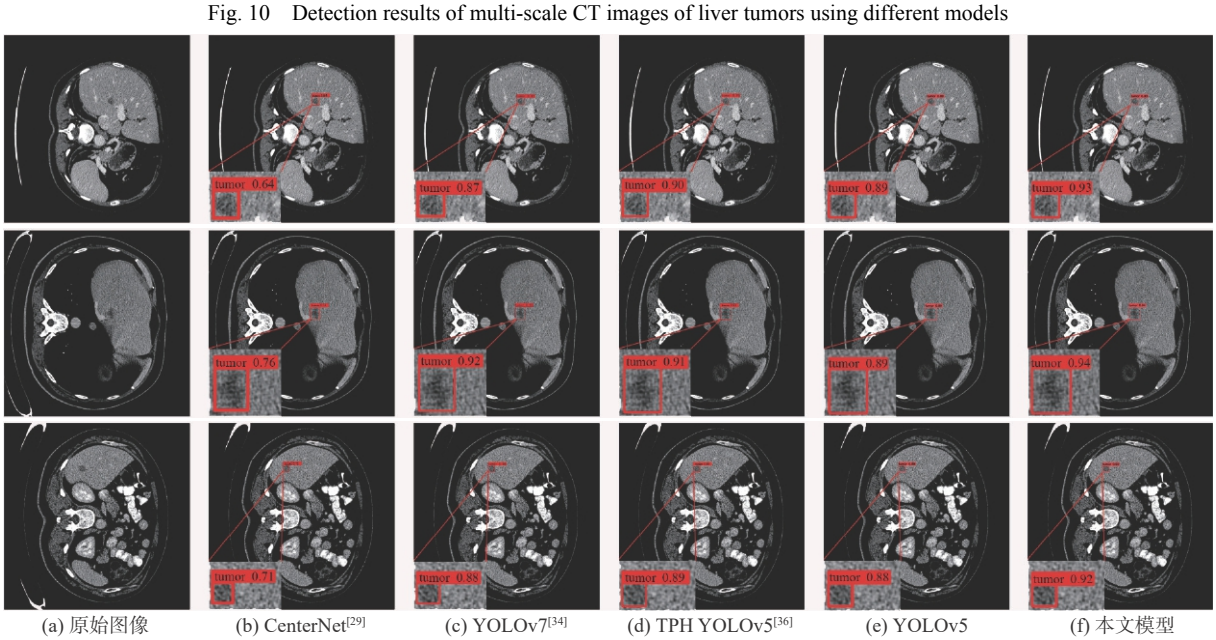


图 11　不同模型的小目标肝脏肿瘤 CT 图像检测结果

Fig. 11　CT image detection results of small target liver tumors using different models

5 结 论

本文针对肝脏肿瘤检测中多尺度特征表达能力不足导致的肝脏肿瘤检测性能较差的问题，提出加权双向金字塔融合的肝脏肿瘤CT图像检测方法。具体结论如下：

1）通过数据增强解决样本量较少的问题以提升模型泛化能力；

2）采用加权双向特征金字塔网络增强多尺度特征融合能力；

3）引入无参数平均注意力模块聚焦肝脏肿瘤关键特征；

4）利用重参数化卷积和SIoU损失函数提高肿瘤检测与定位能力。

5）使用LiTS2017和LT3DM数据集对本文模型进行了验证分析，实验结果表明，与主流检测模型相比，本文模型展现出更优的肝脏肿瘤检测能力，为肝脏肿瘤的精准检测提供了有力支持。

今后可持续优化模型性能，提高模型速度，以适应更复杂多变的临床场景。

参考文献（References）

[1] GUO X Y, WANG F S, TEODORO G, et al. Liver steatosis segmentation with deep learning methods[C]//Proceedings of the 16th IEEE International Symposium on Biomedical Imaging. Piscataway: IEEE Press, 2019: 24-27.

[2] LIANG D, TONG R F, WU J, et al. Multi-stream scale-insensitive convolutional and recurrent neural networks for liver tumor detection in dynamic ct images[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2019: 794-798.

[3] TAO Q Y, GE Z Y, CAI J F, et al. Improving deep lesion detection using 3D contextual and spatial attention[C]//Proceedings of the 22nd International Conference on Medical Image Computing and Computer Assisted Intervention. Berlin: Springer, 2019: 185-193.

[4] ZHANG Z L, LI Y F, WU W, et al. Tumor detection using deep learning method in automated breast ultrasound[J]. Biomedical Signal Processing and Control, 2021, 68: 102677.

[5] 刘雅楠, 李靖宇, 许东滨, 等. 基于边缘几何特征的乳腺X线图像中微小肿瘤检测方法[J]. 影像科学与光化学, 2022, 40(3): 590-595.
LIU Y N, LI J Y, XU D B, et al. The detection of micro tumor in breast X-ray image based on edge geometric features[J]. Imaging Science and Photochemistry, 2022, 40(3): 590-595(in Chinese).

[6] 马金林, 毛凯绩, 马自萍, 等. 基于ConA-FPN的肝脏肿瘤检测算法[J]. 计算机工程与应用, 2023, 59(2): 161-169.
MA J L, MAO K J, MA Z P, et al. ConA-FPN based algorithm for liver tumor detection[J]. Computer Engineering and Applications, 2023, 59(2): 161-169(in Chinese).

[7] 马金林, 欧阳轲, 马自萍, 等. 多尺度自适应融合的肝脏肿瘤检测[J]. 中国图象图形学报, 2023, 28(1): 260-276.
MA J L, OUYANG K, MA Z P, et al. Multiscale adaptive fusion network based algorithm for liver tumor detection[J]. Journal of Image and Graphics, 2023, 28(1): 260-276(in Chinese).

[8] YAN R, ZHANG R Y, BAI J Q, et al. STMS-YOLOv5: a lightweight algorithm for gear surface defect detection[J]. Sensors, 2023, 23(13): 5992.

[9] BILIC P, CHRIST P, LI H B, et al. The liver tumor segmentation benchmark (LiTS)[J]. Medical Image Analysis, 2023, 84: 102680.

[10] 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.

[11] LIU S, QI L, QIN H F, et al. Path aggregation network for instance segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8759-8768.

[12] YU H, WANG J G, HAN Y X, et al. Research on an intelligent identification method for wind turbine blade damage based on CBAM-BiFPN-YOLOV8[J]. Processes, 2024, 12(1): 205.

[13] 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.

[14] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[15] HUANG G, LIU Z, VAN DER MAATEN L, et al. Densely connected convolutional networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2261-2269.

[16] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.

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

[18] HOU Q B, ZHOU D Q, FENG J S. Coordinate attention for efficient mobile network design[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 13708-13717.

[19] LI X, ZHONG Z S, WU J L, et al. Expectation-maximization attention networks for semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 9166-9175.

[20] 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 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 11531-11539.

[21] KÖRBER N. Parameter-free average attention improves convolutional neural network performance (almost) free of charge[EB/OL]. (2022-10-14)[2023-09-30]. https://arxiv.org/abs/2210.07828.

[22] DING X H, ZHANG X Y, MA N N, et al. RepVGG: making VGG-style ConvNets great again[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway:

IEEE Press, 2021: 13728-13737.

[23] WANG A R, LIANG G H, WANG X, et al. Application of the YOLOv6 combining CBAM and CIoU in forest fire and smoke detection[J]. Forests, 2023, 14(11): 2261.

[24] IRCAD FRANCE. 3Dircadb[EB/OL]. (2020-07-16)[2023-09-30]. https://www.ircad.fr/research/data-sets/liver-segmentation-3dircadb01.

[25] TONG Z J, CHEN Y H, XU Z W, et al. Wise-IoU: bounding box regression loss with dynamic focusing mechanism[EB/OL]. (2023-04-08)[2023-09-30]. https://arxiv.org/abs/2301.10051.

[26] ZHANG Y F, REN W Q, ZHANG Z, et al. Focal and efficient IOU loss for accurate bounding box regression[J]. Neurocomputing, 2022, 506: 146-157.

[27] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: single shot MultiBox detector[C]//Proceedings of the 14th European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.

[28] ZHANG Y, SHEN Y L, ZHANG J. An improved tiny-yolov3 pedestrian detection algorithm[J]. Optik, 2019, 183: 17-23.

[29] ZHOU X Y, WANG D Q, KRÄHENBÜHL P. Objects as points [EB/OL]. (2019-04-25)[2023-09-30]. https://arxiv.org/abs/1904.07850.

[30] TAN M X, PANG R M, LE Q V. EfficientDet: scalable and efficient object detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 10778-10787.

[31] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: towards real-time object detection with region proposal networks[C]//Proceedings of the IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1137-1149.

[32] BOCHKOVSKIY A, WANG C Y, LIAO H Y M, et al. Yolov4: optimal speed and accuracy of object detection[EB/OL]. (2020-04-23)[2023-09-30]. https://arxiv.org/abs/2004.10934.

[33] GE Z, LIU S T, WANG F, et al. Yolox: exceeding yolo series in 2021[EB/OL].(2020-04-23)[2023-09-30].https://arxiv.org/abs/2107.08430.

[34] WANG C Y, BOCHKOVSKIY A, LIAO H M. YOLOv7: trainable bag-of-freebies sets new state-of-the-art for real-time object detectors[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2023: 7464-7475.

[35] YU G H, CHANG Q Y, LV W Y, et al. PP-PicoDet: a better real-time object detector on mobile devices[EB/OL]. (2021-11-01)[2023-09-30]. https://arxiv.org/abs/2111.00902#:~:text=Through%20these%20optimizations%2C%20we%20create%20a%20new%20family,accuracy%20and%20latency%20compared%20to%20other%20popular%20models.

[36] ZHU X K, LYU S C, WANG X, et al. TPH-YOLOv5: improved YOLOv5 based on transformer prediction head for object detection on drone-captured scenarios[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2021: 2778-2788.

[37] TIAN Z, SHEN C H, CHEN H, et al. FCOS: fully convolutional one-stage object detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 9626-9635.

[38] CARION N, MASSA F, SYNNAEVE G, et al. End-to-end object detection with transformers[C]//Proceedings of the Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 213-229.

Weighted bi-directional pyramid fusion for liver tumor detection method

MA Jinlin[1,2], HE Kangkang[1,*], MA Ziping[3], OUYANG Ke[1]

(1. School of Computer Science and Engineering, North Minzu University, Yinchuan 750021, China;
2. Key Laboratory of Image and Graphics Intelligent Processing of State Ethnic Affairs Commission, North Minzu University, Yinchuan 750021, China;
3. School of Mathematics and Information Science, North Minzu University, Yinchuan 750021, China)

Abstract: To address the problem of insufficient multi-scale feature representation in liver tumor detection, we propose a liver tumor CT image detection method that integrates reparameterized convolution, weighted bidirectional feature pyramid, and attention mechanism. Firstly, data augmentation is used to improve the problem of small sample size and enhance the generalization ability of the model. Secondly, to enhance the ability to extract multi-scale features, the weighted bidirectional feature pyramid network is utilized to merge the image's shallow and deep features. Then, a parameter-free attention mechanism is introduced in feature fusion to focus on the key features of liver tumors. Finally, reparameterized convolution and shapeaware intersection over union (SIoU) loss functions are used to improve tumor detection and localization accuracy. The mean average precision(mAP)of this method on LT3DM and LiTS2017 datasets reached 92.9% and 92.2%, respectively, which is 2.3% and 1.8% higher than that of the YOLOv5 model. The experimental results indicate that this method has a greater ability to detect liver tumors than standard detection models.

Keywords: YOLOv5; weighted bi-directional feature pyramid; multi-scale; parameter-free average attention mechanism; reparameterized convolution; SIoU

Received: 2023-10-07; **Accepted**: 2024-01-17; **Published Online**: 2024-01-23 13:16

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240119.1825.003

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62462001,62562002); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (2025AAC020007,2023ZRLG02); Natural Science Foundation of Ningxia (2024AAC03147); Image and Intelligent Information Processing Innovation Team of National Ethnic Affairs Commission

* **Corresponding author**. E-mail: 3227130019@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0635

高亚声速无人飞行器滑跑纠偏控制

陈清阳[1,*]，辛宏博[1]，鲁亚飞[1]，王鹏[1]，王玉杰[1]，郑俊飞[2]

(1. 国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073；2. 中国人民解放军 91362 部队，舟山 316000)

摘 要：滑跑起降是无人飞行器 (UAVs) 起飞和回收的一种主要方式，滑跑过程中的跑道保持和纠偏控制对飞行器的安全性具有关键的作用。为了解决高亚声速无人飞行器滑跑起降过程中的纠偏控制问题，设计以非线性制导算法为主要前馈环节，结合实时侧偏距进行反馈补偿的滑跑纠偏控制方法，并开展仿真验证；为了克服实际系统中执行机构控制误差等不确定扰动的影响，引入自抗扰控制中的线性扩张状态观测器 (LESO)，对滑跑纠偏控制过程中的非线性不确定项进行估计，并反馈补偿到滑跑纠偏控制律中。仿真与实际滑跑试验表明：所提方法可以在存在初始位置偏差及执行机构控制误差的情况下，实现较高滑跑速度工况的高精度稳定纠偏控制，满足高亚声速无人飞行器自主起降控制的需求。

关 键 词：高亚声速无人飞行器；纠偏控制；非线性制导算法；线性扩张状态观测器；滑跑试验
中图分类号：V279
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3759-10

滑跑起飞和降落是无人飞行器广泛采用的一种起降方式。对滑跑起降的无人飞行器而言，地面滑跑过程是无人机全任务剖面的重要一环，对飞行器的安全性与实际任务的完成度起着关键作用。许多学者针对无人飞行器滑跑起降过程的动力学模型进行分析，对滑跑过程的纠偏控制律进行研究，取得了一些显著的成果。

Son 等[1] 针对无人机地面滑跑的非线性模型，采用预测控制方法进行滑跑纠偏控制，提升飞机在恶劣天气及不平整跑道情况下的滑行能力。针对无人机高速滑行降落的过程，Li 等[2] 设计了一种混合非线性控制方案，在视线制导算法的基础上引入侧滑角补偿，提升无人机直线跟踪的能力。同时，在文献 [3] 中还引入了线性扩张状态观测器(linear extended state observer, LESO)，进行不确定性估计和补偿，降低模型偏差及不确定性扰动的影响。针对滑跑过程速度的变化，Latif 等[4] 设计了一种线性变参数的无人机滑跑控制方案，并通过仿真实验进行了验证。史红伟等[5] 研究了前轮转向、方向舵纠偏控制及主轮差动刹车 3 种控制方式的效果，并设计了方向舵与前轮转向联合纠偏的优化方案，验证了联合纠偏的效果。文献 [6] 分析设计了方向舵纠偏控制、差动刹车纠偏控制、前轮纠偏控制 3 种方式，并进行了全程仿真验证。类似地，李洁玉[7] 针对某型无人机的着陆回收过程，研究了前轮转向纠偏、方向舵纠偏、差动刹车纠偏的作用效果。文献 [8] 针对方向舵偏转、主轮差动刹车和前轮转向在不同速度段的控制效果，设计了影响因子进行综合优化，实现较小的控制输入情况下，快速侧向纠偏的效果。Wu 等[9] 针对不同的滑行速度，设计了前轮转向纠偏、方向舵纠偏、差动刹车纠偏的影响因子，并通过蒙特卡罗随机方法进行最优影响因子的计算，从而提升复合控制系统的性能。另外，贾彩娟[10] 提出了一种应用主辅模糊控制器相结合的多重模糊控制纠偏方案，王彦雄[11] 使用加权伪逆法对机体偏航力矩及侧力进行动态控制分配。

收稿日期：2023-10-04；**录用日期**：2024-01-05；**网络出版时间**：2024-01-19 09:21
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1552.006
基金项目：科技创新 2030 重大项目 (2021ZD0140300)；湖南省自然科学基金 (2023JJ30631)
* **通信作者**. E-mail：chy1982_008@nudt.edu.cn

引用格式：陈清阳，辛宏博，鲁亚飞，等. 高亚声速无人飞行器滑跑纠偏控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3759-3768.
CHEN Q Y，XIN H B，LU Y F，et al. Ground taxiing lateral deviation correction control for high subsonic UAVs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3759-3768（in Chinese）.

这些研究成果，对固定翼无人机的滑跑纠偏控制研究都具有较大的推动作用，但都主要面向较低速度的飞行器，同时，相关的研究主要基于仿真进行验证，缺少实际的试验数据验证。

本文在上述研究成果的基础上，将非线性制导算法应用到无人机的滑跑纠偏控制中，设计一种简单可靠实用的纠偏控制方法。同时，为了克服传感器安装误差、执行机构系统偏差及阵风等随机扰动的影响，引入自抗扰控制中的LESO，通过观测器对未知扰动进行估计和补偿，以提高控制的精度，保证飞行器滑行过程的安全性。

1 基于非线性制导算法的滑跑纠偏控制律设计

为了完成一定的任务，一般需要控制无人飞行器系统沿着一定的航线飞行。目前，针对无人飞行器航迹跟踪方法的研究较多，包括视线法、人工势场法、非线性制导算法等[12]。其中，非线性制导算法具有收敛速度快、超调小、调节参数少等优势，是一种应用广泛的航迹跟踪方法[13]。本文在非线性制导算法的基础上，设计高效的无人飞行器滑跑纠偏控制方法，实现无人飞行器安全起降与飞行控制。

1.1 非线性制导算法

非线性制导算法是一种基于实时引导点的航迹跟踪方法，算法的基本原理如图1所示。为了保证无人飞行器沿着期望航迹飞行，在非线性制导算法中，基于无人机的实时位置，沿着期望航迹前进的方向，根据预设的引导长度L，在期望航迹上实时计算一个目标引导点位置$\boldsymbol{P}$，满足：

$$|\boldsymbol{PP}_{\mathrm{v}}|=L \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{P}_{\mathrm{v}}$为无人机的实时位置。

为了实现无人机往期望航迹收敛，根据$\boldsymbol{P}$与$\boldsymbol{P}_{\mathrm{v}}$的几何关系，结合无人机的飞行速度，在算法中采用圆弧表示无人机往期望轨迹收敛过渡的过程，

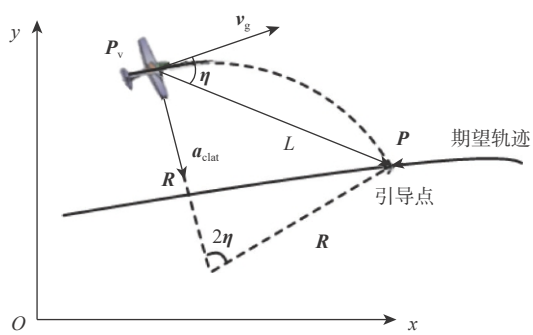


图1 非线性制导算法基本原理

Fig. 1 Principle of nonlinear guidance algorithm

从而可根据几何关系得到期望圆弧的半径$\boldsymbol{R}$为

$$\boldsymbol{R}=\frac{L}{2\sin\boldsymbol{\eta}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\eta}$为无人机的地速方向与引导线$\boldsymbol{PP}_{\mathrm{v}}$方向之间的偏差。

无人机的飞行地速为$\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}}$，从而可以根据圆周运动方程，计算得到期望侧向加速度指令$\boldsymbol{a}_{\mathrm{clat}}$为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{clat}}=\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}}^2/\boldsymbol{R} \tag{3}$$

即

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{clat}}=2\frac{\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}}^2}{L}\sin\boldsymbol{\eta} \tag{4}$$

在期望侧向加速度指令的基础上，内回路实时计算期望舵面指令，以跟踪期望侧向加速度。由于本文是以非线性制导算法为基础进行滑跑纠偏控制，因此，内回路主要是解算前轮偏角及方向舵等指令，以实现期望侧向加速度。

1.2 基于非线性制导算法的滑跑纠偏控制

在前期研究中，非线性制导算法主要用于无人飞行器飞行过程中的航迹跟踪控制，较少将该方法运用于无人机滑跑纠偏控制的过程。本文在非线性制导算法的基础上，设计了如图2所示的滑跑纠偏控制方案，以非线性制导算法计算得到的侧向加速度指令为主，结合实时的侧偏距反馈补偿，以实现高精度的滑跑纠偏控制。

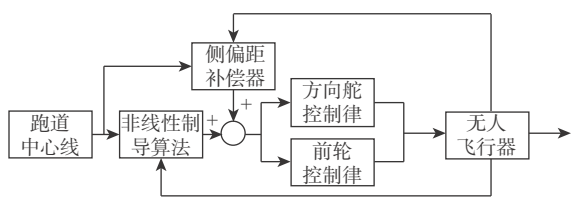


图2 滑跑纠偏控制系统框架

Fig. 2 Structure of taxiing lateral deviation correction control system

以期望跑道中心线为输入，结合实时的飞行器位置、姿态及速度等信息，计算期望侧向加速度。在具体的应用中，式(4)中的系数一般会参数化，从而得到式(5)：

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{clat}}=k_{\mathrm{pa}}\frac{\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}}^2}{L}\sin\boldsymbol{\eta} \tag{5}$$

式中：k_{pa}为比例系数。

为了防止滑跑过程中无人飞行器冲出跑道，滑跑的过程对中心线的跟踪精度要求较高，因此，在式(5)的基础上，增加基于实时侧偏距的反馈补偿项。本文采用基于侧偏距的比例-积分-微分(proportional-integral-derivative, PID)控制器，得到实际侧向加速度指令：

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{clat}}=k_{\mathrm{pa}}\frac{\boldsymbol{v}_g^2}{L}\sin\boldsymbol{\eta}+\mathrm{PID}(\boldsymbol{d}_{\mathrm{Ctrack}}) \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{d}_{\mathrm{Ctrack}}$为实时的侧偏距; PID为对应侧偏距补偿的控制函数。

在侧向加速度指令的基础上, 采用方向舵和前轮转向协同控制的方法, 实现侧向控制和滑跑纠偏。对于前轮纠偏控制及无人机的侧向运动, 侧向加速度$\boldsymbol{a}_{\mathrm{lat}}$与偏航角$\boldsymbol{\psi}$有如下近似关系:

$$\boldsymbol{r}=\dot{\boldsymbol{\psi}}=\boldsymbol{a}_{\mathrm{lat}}/\left|\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}}\right| \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{r}$为偏航角速度。

从而可以根据期望侧向加速度指令$\boldsymbol{a}_{\mathrm{clat}}$, 计算得到期望偏航角速度$\boldsymbol{r}_{\mathrm{c}}$, 并通过偏航角速度指令进行前轮偏转角指令$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{fc}}$的计算。根据如下偏航角速度与无人机受到的偏航力矩$\boldsymbol{N}$的关系式[11]:

$$\dot{\boldsymbol{r}}=g_r\boldsymbol{N} \tag{8}$$

$$g_r=\frac{I_x}{I_xI_z-I_{xz}^2} \tag{9}$$

可以设计偏航力矩指令为

$$\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}=k_r(\boldsymbol{r}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{r})/g_r \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}$为无人机期望偏航力矩; g_r、k_r为比例系数; I_x、I_z和I_{xz}为无人机的转动惯量。

同时, 在仅依靠前轮转向进行纠偏控制, 不采用方向舵和主轮刹车进行方向控制的情况下, 侧偏力矩指令近似满足[14]:

$$\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}=-\boldsymbol{K}_{\mathrm{sf}}A_{\mathrm{f}}\cos\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{f}}\cos\boldsymbol{\theta}\cos\boldsymbol{\phi} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{K}_{\mathrm{sf}}$为前轮侧偏刚度; A_{f}为无人机前轮与重心间的距离; $\boldsymbol{\theta}$为无人机的俯仰角; $\boldsymbol{\phi}$为无人机的滚转角, 在滑跑过程中可以近似为 0。从而可以基于计算得到的$\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}$, 得到期望前轮偏转角指令$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{fc}}$:

$$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{fc}}=\frac{\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}}{-\boldsymbol{K}_{\mathrm{sf}}A_{\mathrm{f}}\cos\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{f}}} \tag{12}$$

或

$$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{fc}}=h_{\mathrm{fc}}\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}} \tag{13}$$

式中: h_{fc}为从$\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}$到前轮偏转角指令$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{fc}}$的增益。

方向舵是无人机地面滑跑过程中方位和航迹控制的另一重要手段。高亚声速无人机在滑跑过程的后半段, 具有较高的速度, 在滑跑过程中机翼等部件也会产生一定的升力, 使得前轮控制的效果有所下降。相应的, 方向舵所能提供的侧偏力和力矩在速度提高的过程中将进一步增大, 因此, 可以通过方向舵配合进行无人机滑跑纠偏控制。本文采用 PID 控制方法进行方向舵协同纠偏控制, 具体计算如下:

$$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{rc}}=\mathrm{PID}(\boldsymbol{r}_{\mathrm{c}}) \tag{14}$$

式中: $\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{rc}}$为方向舵偏转角指令。

目前, 还没有针对前轮转向和方向舵进行纠偏控制分配, 而是采用 2 种纠偏控制方式同时实时起作用的形式实现。通过参数的调整, 确定合适的控制参数, 满足纠偏控制的要求, 在低速滑跑情况下, 前轮的纠偏效果较明显, 而在相对较高的速度下, 方向舵的纠偏效果较突出。下一步拟准备结合主轮差动刹车的功能, 进行纠偏控制分配的研究。

1.3　仿真实验

1) 仿真系统设计。为了验证所设计的滑跑纠偏控制方法, 设计了仿真系统, 其基本结构如图 3 所示。可以看到, 仿真系统主要包括滑跑纠偏控制系统模块、舵面偏转模块、前轮偏转模块、气动力计算模块、地面力计算模块及飞行器的动力学模型部分。根据滑跑纠偏控制系统计算得到的方向舵控制信号和前轮控制信号, 驱动舵面和前轮偏转, 再根据飞行器的气动模型和起落架、轮胎的模型, 计算气动力和地面力(包括支持力和摩擦力), 作用在飞行器的动力学模型上, 滚动实现飞行器的状态更新。

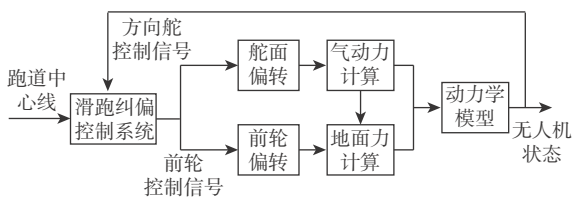


图 3　基于非线性制导算法的滑跑纠偏控制仿真结构

Fig. 3　Simulation structure of taxiing lateral deviation correction control based on nonlinear guidance algorithm

2) 起飞过程仿真实验。为了验证纠偏控制方法的精度和稳定性, 模拟无人飞行器起飞的过程, 设置无人飞行器速度从 0 开始加速滑跑, 初始位置偏离跑道中心线 2 m, 初始偏航角偏离跑道方向 5°。仿真参数设置为: $k_{\mathrm{pa}}=2$, 侧偏距补偿的 PID 参数$k_{\mathrm{pd}}=2$, $k_{\mathrm{id}}=0.04$。由于滑跑的过程, 速度变化较大, 为了防止速度过低时控制指令过大, 设置引导长度$L=20+4\left|\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}}\right|$。基于上述仿真模型和参数设置得到的仿真结果如图 4～图 6 所示。

从仿真结果可以看到, 在初始 2 m 偏差的情况下, 所设计的控制方法能保证无人机在速度不断增加的情况下, 平稳快速地收敛到期望中心线, 稳定后的位置偏差在±0.01 m 范围内, 偏航角也能稳定地收敛到期望角度, 从而实现安全地起飞。

3) 回收过程仿真实验。设置无人机接地的瞬间存在 2 m 的位置偏差, 初始偏航角与跑道方向保持一致, 采用相同仿真参数, 得到的仿真结果如图 7 和图 8 所示。

从仿真结果可以看到, 在模拟回收的过程中, 无人机在存在 2 m 初始位置偏差的情况下, 同样可

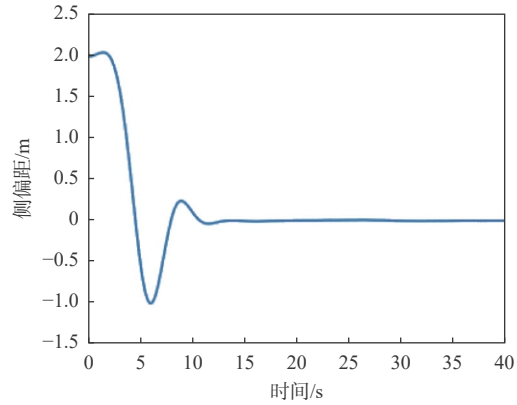


图4 模拟起飞过程侧偏距仿真结果

Fig. 4 Side deviation simulation results during simulation of takeoff

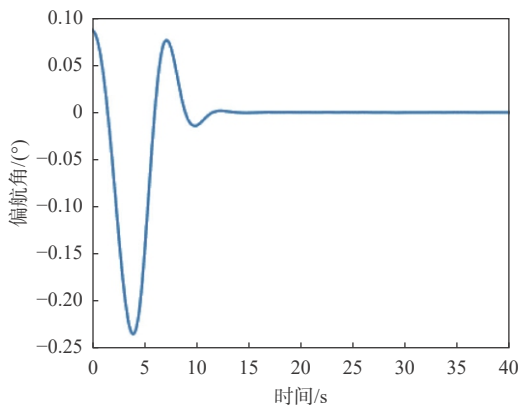


图5 模拟起飞过程偏航角仿真结果

Fig. 5 Yaw angle simulation results during simulation of takeoff

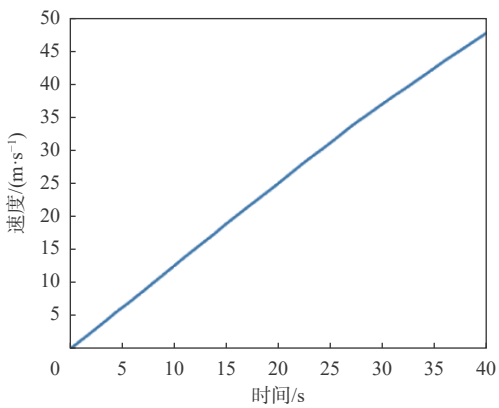


图6 模拟起飞过程速度仿真结果

Fig. 6 Speed simulation results during simulation of takeoff

以平稳地收敛到期望中心线上，实现安全的回收，从而验证了本文方法的有效性。

4）存在系统偏差情况下的仿真实验。以上仿真实验基本验证了所设计的滑跑纠偏控制系统的有效性，但由于传感器信号、执行机构、阵风等因素的影响，控制系统中可能会存在一些难以消除的系统误差或随机误差，影响控制的有效性。针对低成本飞行器系统的需求，假设前轮转向执行机构存

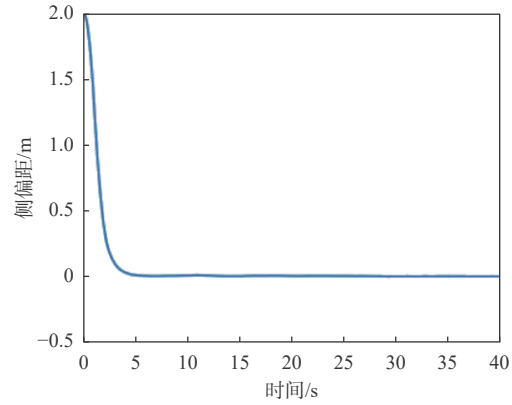


图7 模拟回收过程侧偏距仿真结果

Fig. 7 Side deviation simulation results during simulation of recovery process

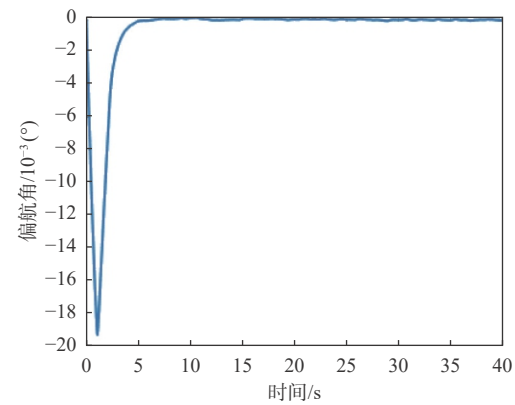


图8 模拟回收过程偏航角仿真结果

Fig. 8 Yaw angle simulation results during simulation of recovery process

在一定的系统误差，期望指令与实际输出之间存在如下关系：

$$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{f}} = 0.99\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{fc}} + 0.01\boldsymbol{I} \tag{15}$$

式中：$\boldsymbol{I}$ 为单位向量。

在上述误差条件下，模拟无人飞行器起飞的过程，初始状态和相应的控制参数与前述起飞过程仿真实验一致，得到的仿真结果如图9和图10所示。

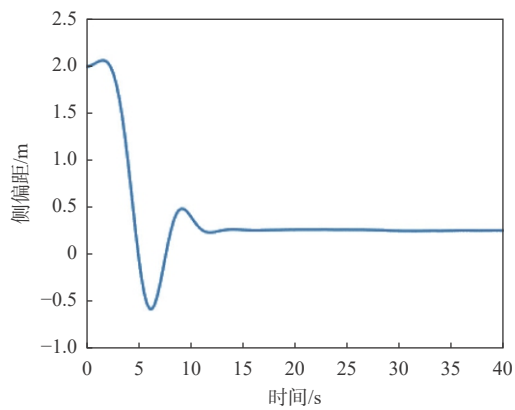


图9 系统误差情况下模拟起飞过程侧偏距仿真结果

Fig. 9 Simulation results of side deviation during simulation of takeoff with system error

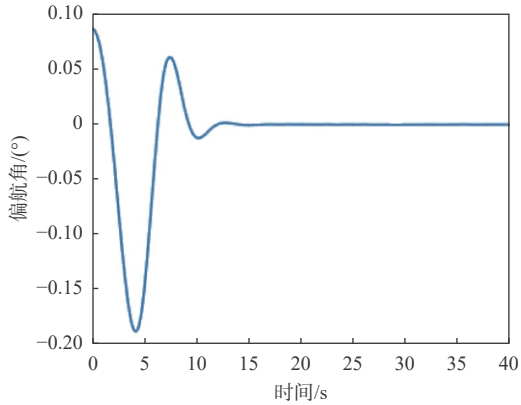


图 10　系统误差情况下模拟起飞过程偏航角仿真结果

Fig. 10　Simulation results of yaw angle during simulation of takeoff with system error

从仿真结果可以看到, 在存在系统误差的情况下, 滑跑纠偏控制方法能使无人机的偏航角快速收敛到期望值, 侧偏距也能收敛到较小的范围内, 但仍存在约 0.3 m 的稳态误差, 可能影响飞行器滑跑过程的安全性。

2　结合扩张状态观测器的滑跑纠偏控制律改进

从第 1 节的分析可以看到, 基于非线性制导算法所设计的滑跑纠偏控制律可以实现较好的跑道中心线位置和角度跟踪控制。但在存在系统误差的情况下, 位置跟踪控制可能存在难以消除的稳态误差。为了实现无误差的位置跟踪控制, 引入自抗扰控制中的 LESO。自抗扰控制是由韩京清研究员提出的一种针对扰动不确定的控制方法, 与 PID 控制器类似, 自抗扰控制器的设计不依赖准确的动力学模型, 基于 LESO, 能够有效应对模型非线性和扰动不确定等问题[15]。

2.1　线性扩张状态观测器

对于一阶系统, 系统状态方程可表示如下:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=f(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{w}(t)+b\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{x}\end{cases}\tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{x}$为系统的状态变量; $\boldsymbol{y}$为系统输出; $\boldsymbol{u}$为控制输入; b为控制输入增益; $f(\boldsymbol{x})$为已建模的非线性动态系统; $\boldsymbol{w}(t)$为随时间变化的未建模部分(包括外界干扰、建模误差等)。基于式(16)可以对系统进行扩展, 引入新的状态量$\boldsymbol{\Delta}$, 定义为系统非线性部分与未建模扰动的总和, 即$\boldsymbol{\Delta}=f(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{w}(t)$。在扩张状态$\boldsymbol{\Delta}$的基础上, LESO 的思想是: 基于如下的观测方程, 通过z_1对$\boldsymbol{x}$进行在线估计, 通过z_2对$\boldsymbol{\Delta}$进行在线估计。

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}=z_1-\boldsymbol{y}\\ \dot{z}_1=z_2-\beta_{01}\boldsymbol{e}+b\boldsymbol{u}\\ \dot{z}_2=-\beta_{02}\boldsymbol{e}\end{cases}\tag{17}$$

式中: β_{01}和β_{02}为可调参数。基于 LESO 进行控制, 假设控制的期望过程为$g(\boldsymbol{e})$。通过 LESO 中的z_2对$\boldsymbol{\Delta}$进行估计与补偿, 从而可以根据式(17)设计输入量为

$$\boldsymbol{u}=(g(\boldsymbol{e})-z_2)/b\tag{18}$$

此时, 原系统可以写为

$$\dot{\boldsymbol{y}}=\boldsymbol{\Delta}-z_2+g(\boldsymbol{e})\tag{19}$$

假设 LESO 的估计过程足够迅速和准确, 可以使$\boldsymbol{\Delta}$与z_2近似相等, 则式(19)可以写为

$$\dot{\boldsymbol{y}}=g(\boldsymbol{e})\tag{20}$$

此时, 系统收敛。

通过上述自抗扰观测器实现控制的方式, 可以克服因模型不确定带来的误差, 降低对精确模型的依赖。

2.2　结合线性扩张状态观测器的滑跑纠偏控制律设计

综合考虑地面起伏、前轮控制误差及地面扰动等因素, 式(8)可以完善为[11]

$$\boldsymbol{r}=\boldsymbol{\Phi}_r+g_r\boldsymbol{N}\tag{21}$$

式中: $\boldsymbol{\Phi}_r$为关于偏航角速度$\boldsymbol{r}$动力学过程的不确定项, 表示除去$g_r\boldsymbol{N}$以外的总扰动。为了克服多种外界扰动及模型偏差的影响, 实现偏航角速度的精确控制, 通过 LESO 对$\boldsymbol{\Phi}_r$项进行估计与补偿, 从而将式(10)设计为

$$\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}=[k_r(\boldsymbol{r}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{r})-\hat{\boldsymbol{\Phi}}_r]/g_r\tag{22}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{\Phi}}_r$为扩张状态观测器对$\boldsymbol{\Phi}_r$的估计值。

根据 2.1 节的介绍, 二阶 LESO 对$\hat{\boldsymbol{\Phi}}_r$的估计方程设计如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}=\hat{\boldsymbol{r}}-\boldsymbol{y}\\ \dot{\hat{\boldsymbol{r}}}=\hat{\boldsymbol{\Phi}}_r-2\lambda_r\boldsymbol{e}+g_r\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}\\ \dot{\hat{\boldsymbol{\Phi}}}_r=-\lambda_r^2\boldsymbol{e}\end{cases}\tag{23}$$

式中: λ_r为可调参数; $\hat{\boldsymbol{r}}$为观测器对$\boldsymbol{r}$的估计值[15]。

根据式(22)计算得到的$\boldsymbol{N}_{\mathrm{c}}$, 采用式(13)可以计算得到期望前轮偏转角指令$\boldsymbol{\delta}_{\mathrm{fc}}$。

2.3　结合线性扩张状态观测器的仿真实验

基于 2.2 节方法, 针对 1.3 节中存在系统误差的情况开展仿真验证, 仿真过程中取$\lambda_r=3$, 得到的仿真结果如图 11 和图 12 所示。可以看到, 在存在前轮执行机构系统误差的情况下, 改进的滑跑纠偏控制律能保证位置跟踪误差收敛到 0, 实现无稳态误差的航迹跟踪, 与改进前的滑跑纠偏控制效果相比有较大的提升, 能有效提高无人飞行器滑跑起降控制的安全性。图 13 给出了含噪声的偏航角速度的实时估计值。可以看到, 所采用的扩张状态观测器

可以克服信号中的高斯噪声，实现对真实信号的有效提取，降低高频噪声对控制效果的影响。

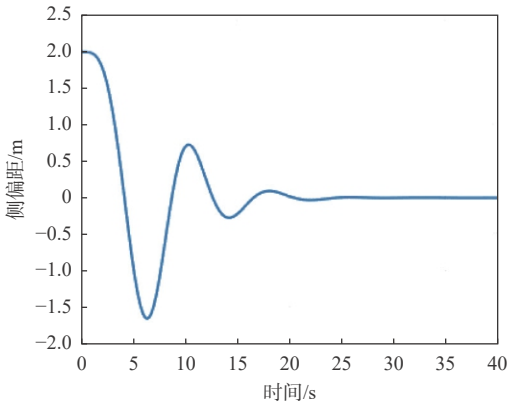


图 11 系统误差情况下改进方法侧偏距仿真结果

Fig. 11 Side deviation results in simulation with system error based on improved method

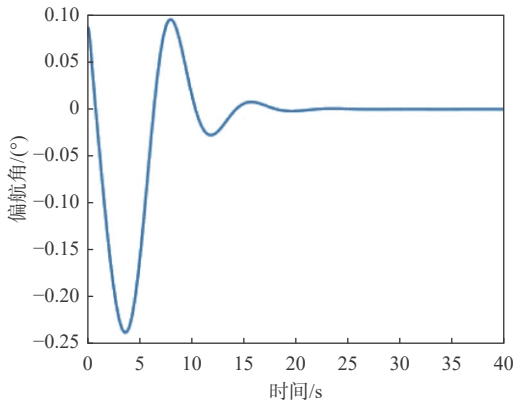


图 12 系统误差情况下改进方法偏航角仿真结果

Fig. 12 Yaw angle results in simulation with system error based on improved method

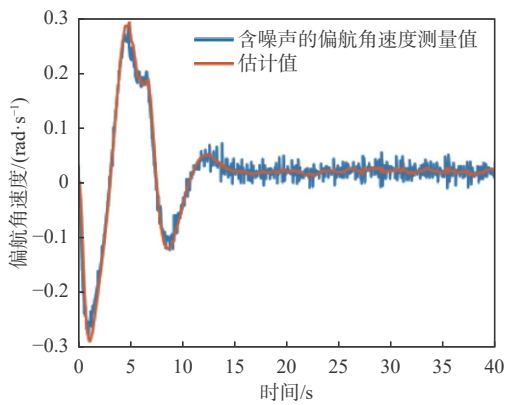


图 13 仿真实验过程偏航角速度估计结果

Fig. 13 Estimation results of yaw rate in simulation

3 滑跑试验验证

基于本文提出的滑跑纠偏控制方法，以图 14 所示的某型无人飞行器为试验平台，开展实际滑跑试验，以验证滑跑纠偏控制的效果。该无人飞行器采用V尾布局，前三点式起落架，滑跑方式进行起降。另外，飞行器采用涡喷发动机作为动力，巡航速度为 80 m/s 左右，最大飞行速度为 100 m/s 左右。试验平台上装载的是图 15 所示的本文自研的 RX-05 飞行控制系统。飞行控制系统上集成了三轴陀螺仪、三轴加速度计、三轴磁力计及空速、气压高度、全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)导航模块等传感器，通过机载处理器进行传感器融合与导航解算。在状态信息的基础上，进行控制律解算输出相应的脉冲宽度调制信号驱动机载舵机，控制无人机滑跑及飞行。控制律中，针对 LESO 中的 b 参数，根据式(9)与飞行器的三轴近似转动惯量进行估算，采用 0.06 作为试验控制参数。

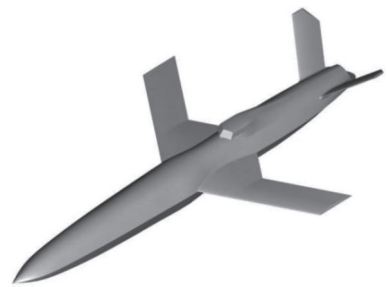


图 14 滑跑试验平台基本构型

Fig. 14 Basic configuration of slide running platform used in experiment

图 15 RX-05 飞行控制系统

Fig. 15 RX-05 flight control system

滑跑试验过程在湖南衡阳大浦通用机场开展，基本试验过程如图 16 所示。沿着机场的主跑道，选择 2 个点作为无人机滑跑起飞的起始点和终止点，如图 16 中 0 点和 1 点所示，两点的连线作为参考轨迹。

滑跑试验过程只是单纯测试滑跑纠偏的功能，飞行器没有起飞和实际飞行的状态，因此，为了更方便地开展更多的测试，采用操作手配合的方式。在实际的滑跑纠偏测试前及测试完成后，由操作手通过遥控器控制飞行器的前轮转向和舵面等执行机构；测试过程中，操作手通过遥控器上的拨杆切换到由飞行控制系统控制前轮转向和舵面等执行机构的状态。通过这种模式，可以方便地开展参数

图 16　试验方案示意图

Fig. 16　Demonstration of experiment

调整和滑跑测试。实际测试过程包括无初始偏差、存在初始位置偏差等情况, 试验过程的基本轨迹曲线如图 17 所示。试验过程中实时记录了侧偏距、加速度、角速度、指令值等数据。

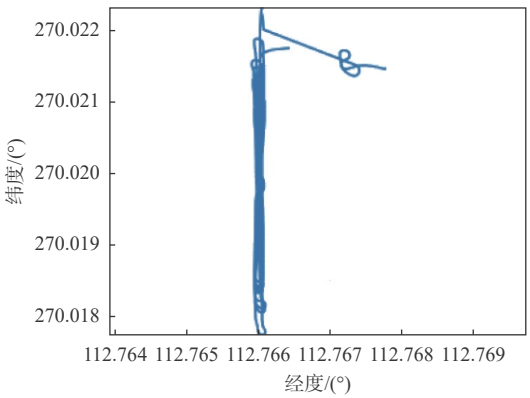


图 17　试验过程的滑跑轨迹

Fig. 17　Sliding trajectory during experiment

图 18 给出了滑跑过程的速度曲线。针对该飞行器目前是验证机的状态, 自主起飞过程没有设计抬前轮两轮滑跑的状态, 离地速度设计为 47 m/s 左右。在图 19 和图 20 所示的试验结果中, 绿色曲线的“控制模式”代表操作手遥控与飞行控制系统自主控制之间的切换, 0 代表飞行器处于操作手遥控的状态, 1 代表飞行控制系统自主控制的状态。由于跑道长度的限制, 飞行器滑跑一定长度的距离后, 操作手实时观察跑道剩余长度, 在确保有足够减速距离的情况下, 通过遥控器切换到遥控模式, 确保飞行器的安全。从图 19 和图 20 可以看到, 初始状态下, 无人机与跑道中心线有−2 m 的侧向位置偏差, 飞行器位于跑道左侧。在 872 s 控制系统开始作用后, 在图 21 的方向舵指令和图 22 所示的前轮转向指令的作用下, 飞行器往右偏, 侧偏距逐渐收敛至 0, 但由于控制系统的设计主要考虑侧向偏差能快速收敛, 因此, 飞行器的侧偏距仍会往正方向小幅偏离, 并在 1 次偏离后快速收敛到 0 附近(侧向偏差小于 0.05 m), 并基本沿着跑道中心线滑行(角度偏差小于 1°。由于跑道长度的限制和安全性的考虑, 操作手切换到了遥控模式, 下

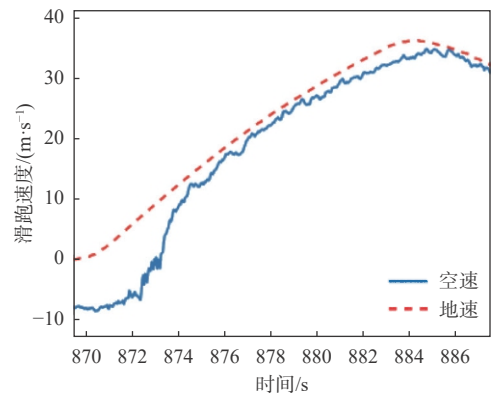


图 18　初始位置偏差情况下滑跑速度曲线

Fig. 18　Taxiing velocity curves during experiment with initial position error

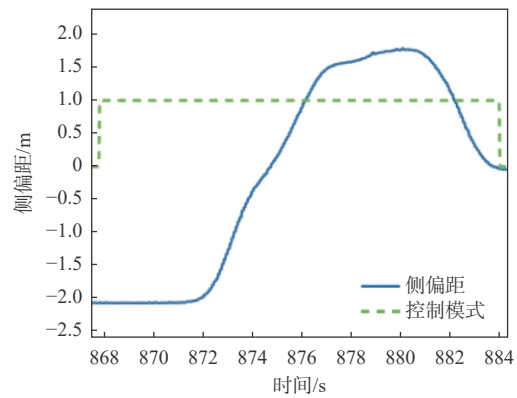


图 19　初始位置偏差情况下侧偏距试验结果

Fig. 19　Side deviation test results with initial position error

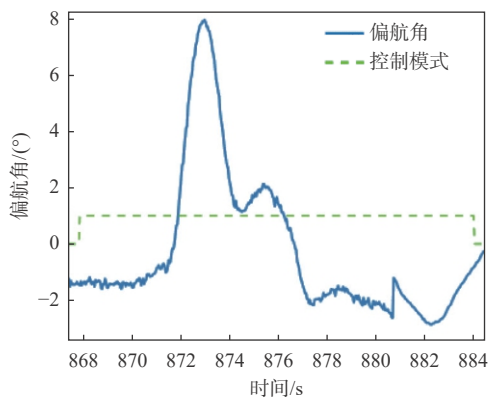


图 20　初始位置偏差情况下偏航角试验结果

Fig. 20　Yaw angle test results with initial position error

一步拟选择合适的场地进一步开展更充分的测试)。因此, 在存在初始位置偏差的情况下, 控制系统可以控制无人机快速平稳地收敛到跑道中心线, 收敛的过程没有出现左右明显摆动的情况, 可以较好地保证飞机的安全性, 从而验证了本文滑跑纠偏控制律的有效性。值得说明的是, 虽然这次测试主要是为了测试存在侧向偏差的情况下控制系统的性能, 但由于人员停放飞行器的操作难以达到非常精确的状态, 因此, 初始状态下偏航角

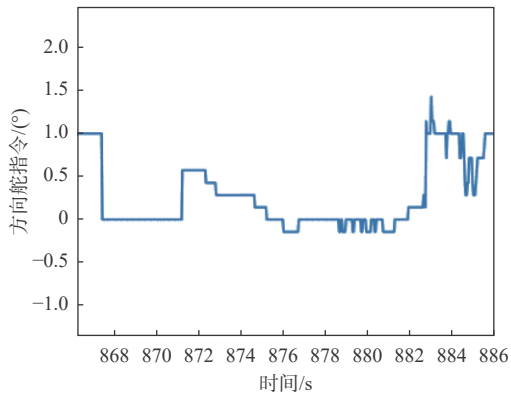


图21 初始位置偏差情况下方向舵控制指令

Fig. 21 Control command for rudder with initial position error

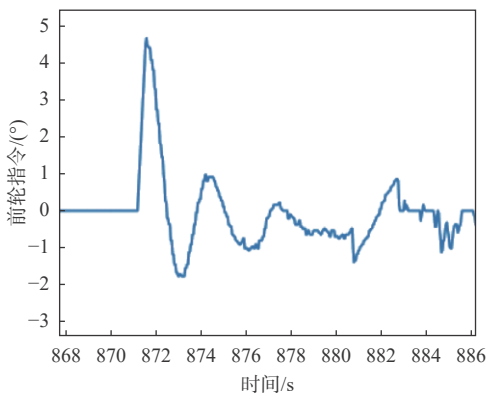


图22 初始位置偏差情况下前轮控制指令

Fig. 22 Control command for nose wheel with initial position error

也存在接近2°的偏差，这是下一步试验过程中需要进一步优化的内容。

图23～图27为存在初始偏航角偏差情况下的试验结果。虽然这次测试主要是验证存在初始偏航角偏差情况下的控制系统性能，但由于人员的操作，初始侧偏距也在2 m左右，这是下一步试验过程中需要进一步完善的地方。从图24和图25可以看到，初始状态下，无人机与跑道方向存在接近

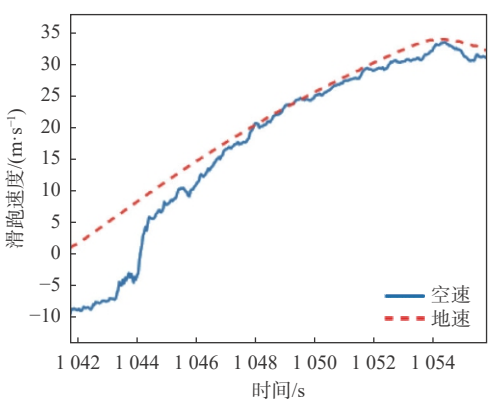


图23 初始偏航角偏差情况下滑跑速度曲线

Fig. 23 Taxiing velocity curves with initial heading error

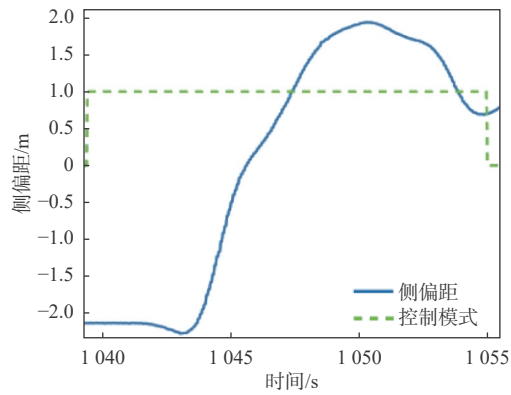


图24 初始偏航角偏差情况下侧偏距试验结果

Fig. 24 Side deviation test results with initial heading error

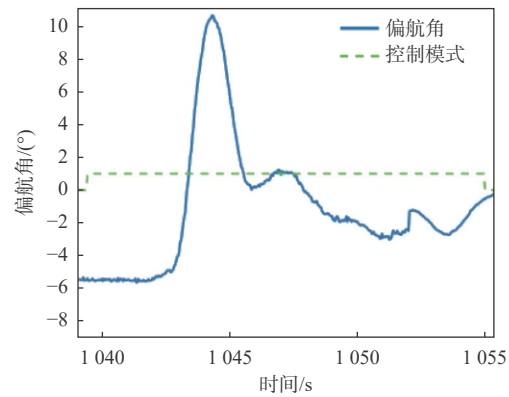


图25 初始偏航角偏差情况下偏航角试验结果

Fig. 25 Yaw angle test results with initial heading error

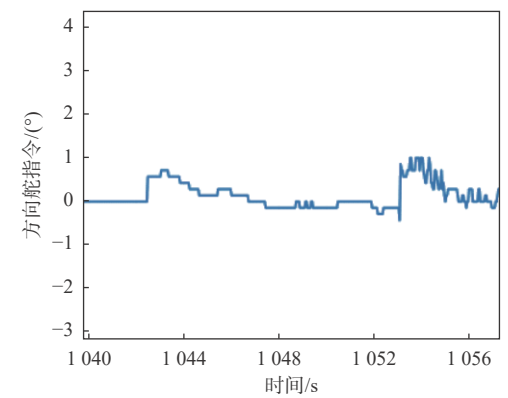


图26 初始偏航角偏差情况下方向舵控制指令

Fig. 26 Control command for rudder with initial heading error

6°的角度误差。在存在初始偏航角偏差的情况下，控制系统可以控制无人机快速平稳地收敛到跑道中心线，收敛的过程，只往另一个方向出现了一次2 m以内的摆动，并快速收敛到1 m以内的侧向偏差，角度偏差在0.5°以内（由于跑道长度的限制和安全性的考虑，操作手切换到了遥控模式，下一步拟选择合适的长度进一步开展更充分的测试），不会对飞行器的安全性构成影响，从而验证了本文滑跑纠偏控制律的有效性。

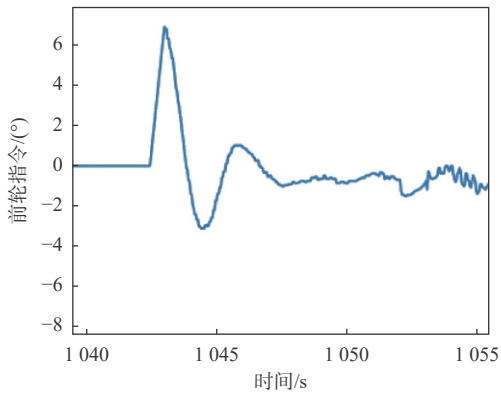


图 27　初始偏航角偏差情况下前轮控制指令

Fig. 27　Control command for nose wheel with initial heading error

4　结　论

针对滑跑起降的高亚声速无人飞行器的滑跑纠偏控制问题, 设计了一种稳定可靠的控制方法。

1) 以非线性制导算法为基础, 结合实时侧偏距的反馈补偿, 设计了一种简单稳定的滑跑纠偏控制律, 并进行了仿真验证。

2) 为了克服执行机构控制误差、地面不平整及传感器测量噪声等不确定扰动的影响, 引入了自抗扰控制中的 LESO 进行估计和补偿, 有效提高了未知扰动下的控制精度。

3) 以某型无人飞行器平台为基础, 进行了实际的滑跑试验验证。从试验结果可以看到, 在存在初始位置偏差及初始偏航角误差的情况下, 本文控制律均能保证飞行器快速稳定地收敛到跑道的中心线, 保证飞行器安全自主起降控制。

为了实现本文方法的实际应用, 还存在一些具体的问题需要研究解决, 包括不同滑跑速度阶段、方向舵、前轮转向及主轮刹车的控制特性分析, 以及相应的控制分配律设计等, 都是下一步需要深入研究的内容。

参考文献 (References)

[1] SON T N, DAT N T. Preview control of aircraft in ground operation[C]//Proceedings of the 5th International Conference on Control, Decision and Information Technologies. Piscataway: IEEE Press, 2018: 550-554.

[2] LI X B, WEI X H, WANG Y, et al. Nonlinear tracking deviation correction control of airplanes in high-speed landing taxiing[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2020, 43(12): 2413-2424.

[3] LI X B, WANG Y, WEI X H, et al. A novel disturbance estimator-enhanced predictive control approach for landing planar movement control of amphibious airplanes[J]. IEEE Access, 2021, 9: 19281-19293.

[4] LATIF Z, SHAHZAD A, SAMAR R, et al. Lateral parameter-varying modelling and control of a UAV on-ground[J]. IFAC-PapersOnLine, 2021, 54(8): 130-135.

[5] 史红伟, 蔡永恒, 李新华. 某型无人机滑跑起降纠偏控制改进分析[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 102-111.
SHI H W, CAI Y H, LI X H. Improvement on ground taxiing rectification control of a certain UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 102-111(in Chinese).

[6] 乔定定. 无人飞行器地面滑跑纠偏复合控制与仿真[D]. 成都: 电子科技大学, 2022.
QIAO D D. Compound control and simulation of ground taxiing and deviation correction of unmanned aerial vehicle[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2022(in Chinese).

[7] 李洁玉. 高速水平回收无人机综合纠偏方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
LI J Y. Research on lateral deviation correction control for high-speed UAV of horizontal recovery[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017(in Chinese).

[8] 张祥, 李广文. 着陆滑跑地面综合控制技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2022, 42(1): 106-113.
ZHANG X, LI G W. Research on the ground integrated control technology of taxiing[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2022, 42(1): 106-113(in Chinese).

[9] WU J, ZHAO Y. Integrated control technology of large aircraft ground direction correction based on Monte Carlo[C]//Proceedings of the CSAA/IET International Conference on Aircraft Utility Systems. London: IET, 2022: 130-135.

[10] 贾彩娟. 飞翼布局无人机地面滑跑纠偏控制系统设计与仿真[J]. 自动化应用, 2018(7): 59-60.
JIA C J. Design and simulation of deviation correction control system for UAV with flying wing layout on the ground[J]. Automation Application, 2018(7): 59-60(in Chinese).

[11] 王彦雄. 飞翼布局无人机起降控制技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
WANG Y X. Take-off and landing control for flying-wing unmanned aerial vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017(in Chinese).

[12] SUJIT P B, SARIPALLI S, SOUSA J B. Unmanned aerial vehicle path following: a survey and analysis of algorithms for fixed-wing unmanned aerial vehicless[J]. IEEE Control Systems Magazine, 2014, 34(1): 42-59.

[13] PARK S, DEYST J, HOW J. A new nonlinear guidance logic for trajectory tracking[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 4900.

[14] HUANG H, ZHANG H, LIU X, et al. Research on the stability of aircraft with nose wheel autonomous taxiing configuration[C]//Proceedings of the CSAA/IET International Conference on Aircraft Utility Systems. London: IET, 2022: 267-272.

[15] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.

Ground taxiing lateral deviation correction control for high subsonic UAVs

CHEN Qingyang[1,*], XIN Hongbo[1], LU Yafei[1], WANG Peng[1], WANG Yujie[1], ZHENG Junfei[2]

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. 91362 troops, PLA, Zhoushan 316000, China)

Abstract: Ground taxiing takeoff and landing is a major way for unmanned aerial vehicles (UAVs) to take off and recover. The runway maintenance and lateral deviation correction control during the taxiing process play a key role in the safety of the aircraft. A deviation correction control method is proposed to solve the lateral deviation correction control problem for high subsonic UAVs. The real-time cross-track error is included as a feedback compensation, and the nonlinear guiding algorithm serves as the primary feedforward in the method's design. Simulation is carried out, to verify the proposed method. This study introduces the linear extended state observer (LESO) in the active disturbance rejection control to mitigate the impact of unknown disturbances, including actuator control inaccuracy. The nonlinear uncertain term during the deviation correction control process is estimated by the observer, and feedback compensation is added to the control law. Through simulation and actual taxiing experiments, the proposed method can realize high-precision stable correction control under high taxiing speed, even in the presence of initial position deviation and actuator control error, so as to meet the need for autonomous take-off and landing control for high subsonic UAVs.

Keywords: high subsonic UAVs; lateral deviation correction control; nonlinear guidance algorithm; linear extended state observer; taxiing experiment

Received: 2023-10-04; **Accepted**: 2024-01-05; **Published Online**: 2024-01-19 09:21

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1552.006

Foundation items: Major Projects of Science and Technology Innovation 2030 (2021ZD0140300); Hunan Provincial Natural Science Foundation of China (2023JJ30631)

* **Corresponding author**. E-mail: chy1982_008@nudt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0621

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
(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所，绵阳 621000)

摘 要：随着现代计算流体力学（CFD）的发展，在CFD仿真软件的系统测试中开展黑盒测试技术的研究和应用对于提高软件质量有着重要的意义。基于此，阐述了等价类划分、边界值分析、决策表、状态转换图等多种黑盒测试技术基本原理，结合国家数值风洞（NNW）软件研发需求，设计基于黑盒测试技术的有效测试用例，以满足CFD软件研发的测试需求及覆盖率，快速有效地发现软件设计实现和需求不一致而引起的失效问题。实践结果表明：在NNW软件的系统测试中合理地应用黑盒测试技术，能够有效提高测试覆盖范围和测试效率，具有较高的工程应用价值。

关 键 词：黑盒测试技术；软件系统测试；流体仿真软件；软件质量；计算流体力学；国家数值风洞工程

中图分类号：V19; TP391.41

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3769-12

随着计算机科学的发展，计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)已广泛应用于航空航天、交通运输、能源动力、桥梁建筑等领域[1]。长期以来，欧美等发达国家高度重视CFD软件的发展，持续研发大型的CFD软件系统，诞生了ANSYS Fluent、CFD++、Star-CCM+等各类商业CFD软件[2]。这些软件凭借功能强大、应用范围广、易用性高等特点占据了全球大部分市场份额，对市场形成高度垄断[3]。为改变核心技术受制于人的被动局面，实现中国CFD整体水平由跟跑向并跑、领跑的转变。2018年，中国启动了大型自主软件研发项目国家数值风洞(national numerical windtunnel, NNW)工程，致力于研发以CFD为核心的流体力学数值模拟软件，构建CFD产业应用生态圈[4]。

目前，NNW工程软件已研发以多体分离为特色的FlowStar[2]、以高温非平衡模拟为特色的HyFLOW[5]及风雷开源(PHengLEI)[6-7]等多款软件。随着NNW软件工程化的研发推广和在一些工程项目中的实际应用，软件的质量显得尤为重要。众所周知，软件的不正确执行会引发许多问题，软件质量问题造成的事故和灾难屡见不鲜。例如，1991年，美国“爱国者”导弹防御系统首次应用于海湾战争，由于系统计时错误引起跟踪系统不再准确，导致其中一枚导弹在沙特阿拉伯的多哈误炸28名美国士兵[8]；1996年，欧洲航天局首次发射阿丽亚娜5号火箭失败，其直接原因是火箭控制系统的软件故障，导致直接经济损失5亿美元，还使耗资80亿美元的开发计划延迟了3年[9]；1999年，美国国家航空航天局的火星登陆飞船由于减震系统和三脚架系统数据不同步的缺陷导致飞船坠毁在火星表面[10]。可见，由软件缺陷所导致的事故会带来直接经济损失甚至付出生命的代价。

在CFD软件质量方面，邓小刚等[11]提出推行软件质量工程方法，利用软件质量工程方法进行全程控制以降低编码错误。赵炜等[12]提出在软件的开发、测试、应用和更新等全生命周期内，从科学计算的角度为软件质量提供保证。何磊等[3,13]等构建了中国首个面向CFD的自动化测试平台，通过

收稿日期：2023-09-27；**录用日期**：2024-01-19；**网络出版时间**：2024-02-06 12:49
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240204.1753.002
基金项目：国家数值风洞工程
* **通信作者**. E-mail：ugsytyc@ustc.edu

引用格式：张凡，刘婉，郭勇颜，等. 黑盒测试技术在流体仿真软件研发中的应用实践 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3769-3780. ZHANG F，LIU W，GUO Y Y，et al. Application and practice of black box testing technology in fluid simulation software [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3769-3780 （in Chinese）.

集成算例测试验证计算结果的正确性。总的来说，国内大多从CFD软件计算结果的可信度方面开展了大量工作，但还没有针对CFD软件开展系统化的黑盒测试技术应用，难以从软件测试的角度来评价CFD软件。黑盒测试是基于系统功能或非功能的说明来设计测试用例的技术[14]，应用黑盒测试技术开展测试活动是保证软件质量的一种有效手段。相比较而言，国外为改进软件质量，早已将黑盒测试技术应用于软件的各个领域。例如，微软公司系统化的应用黑盒测试、白盒测试和灰盒测试等多种测试技术设计测试用例，用于Microsoft office软件及Windows和WindowsCE多个版本的测试[15]，Google公司应用黑盒测试技术开发了一整套测试集用于Chrome浏览器的测试[16]，在航空领域软件标准中，航空无线电技术委员会和欧洲民航电子设备组织将黑盒测试、白盒测试、灰盒测试等测试技术写入联合发布的航空领域软件DO-178B[17]标准规范中，明确了航空军事和航天软件系统的测试技术应用标准。但是在CFD软件方面，还鲜见实际应用。

本文针对NNW软件的研发需求，在软件系统测试阶段，系统化的应用黑盒测试技术来合理选择测试条件，设计并执行测试用例，验证NNW软件的设计实现是否满足软件的设计需求。

1 黑盒测试技术

黑盒测试是一种重要的测试策略，其不关注测试目标与程序的内部机制和结构，只检查程序是否能够按照需求规格说明书的规定正常使用，是否能够正常接收输入数据，并产生正确的输出信息[18]。理论上讲，如果用这种方法来发现程序的所有错误，就必须按照软件需求规格说明书把所有可能的输入都作为测试条件才能检查出程序中的错误，而且还要结合实际情况考虑那些不合法但可能的输入进行测试。而测试的一条重要原则是穷尽测试是不可能的[14]，测试人员不可能充分地测试一个软件并确保所有错误都不存在，此时就需要设计和生成有效的测试用例来接近理想测试集。黑盒测试技术，就是通过设计有限的测试用例，以找出尽可能多的缺陷。

目前，黑盒测试技术主要可分为等价类划分、边界值分析、决策表测试、状态转换测试及基于经验的测试等测试技术，如图1所示。系统化地应用这些黑盒测试技术选择合理地测试用例，能够有效减少测试组合，帮助测试人员在测试过程中发现测试对象的缺陷，以尽可能少的成本验证尽量多的需求。

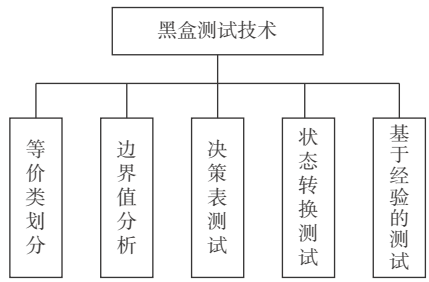


图1 黑盒测试技术分类

Fig. 1 Black box test technology classification

2 测试设计

2.1 等价类划分

等价类划分技术是一种典型、常用的黑盒测试技术，其把输入输出分成有效等价类(valid equivalence classes, vEC)和无效等价类(invalid equivalence classes, iEC)2个基本的等价类[14]。其中，有效等价类包含了所有的有效数据，无效等价类则包含了所有无效的数据。

以NNW软件的输入参数马赫数 Ma 为例，应用等价类划分技术系统化地获取测试用例，主要包括以下3个步骤。

1) 确定基本等价类。基本等价类包含有效等价类和无效等价类，NNW软件马赫数有效输入值范围为[0.001, 30]，可以将此范围内的输入确定为有效等价类，然后，将有效输入值范围外的看成是无效值的无效等价类。

2) 细分等价类。按照低速、亚声速、跨声速、超声速、高超声速5个不同速域对有效等价类进行细分(vEC-1～vEC-5)，如表1所示。在此基础上得到2个无效等价类(iEC-1、iEC-2)，如表2所示。

3) 选择代表值和设计测试用例。对每个马赫数等价类，选择其中的一个代表值进行测试。本文选择0.1、0.5、1.0、3.5、8.0这5个数据作为每个有效等价类的代表值。假如在此基础上再增加0.2、0.6、1.1、3、10作为输入数据的测试用例，由于这5个新增的输入数据与上一组数据分别属于同一个

表1 马赫数有效等价类和代表值

Table 1 Valid equivalence classes and typical values of Mach number

程序参数	有效等价类	等价类代表值
Ma	vEC-1: $0.001 \leqslant Ma \leqslant 0.3$(低速)	0.1
	vEC-2: $0.3 < Ma \leqslant 0.8$(亚声速)	0.5
	vEC-3: $0.8 < Ma \leqslant 1.2$(跨声速)	1.0
	vEC-4: $1.2 < Ma \leqslant 4$(超声速)	3.5
	vEC-5: $4 < Ma \leqslant 30$(高超声速)	8.0
	vEC-6: 精度测试	$0.001+1.0\times10^{-9}$

表 2　马赫数无效等价类和代表值

Table 2　Invalid equivalence classes and typical values of Mach number

程序参数	无效等价类	等价类代表值
Ma	iEC-1: *Ma*< 0.001	0
	iEC-2: *Ma*> 30	100

注: 等价类代表值0是一个经常导致程序失效的数据。

等价类, 基于同一个等价类中的数据测试结果一致的原理, 新增的数据并不会增加测试的深度, 也不会发现更多的软件缺陷, 所以没有必要额外增加一组冗余的测试用例增加测试资源的开销。此外, 为增加测试深度, 在有效等价类的等价类代表值中增加一组有效测试数据(vEC-6), 用于测试计算精度。

在实践过程中, 通过确定基本等价类、细分等价类及选择代表值和设计测试用例 3 个步骤, 筛选出 8 个测试数据用于生成测试用例:

1) 马赫数为 0.1、0.5、1.0、3.5、8.0 这 5 个测试数据是不同速域的代表值, 用于覆盖测试低速、亚声速、跨声速、超声速、高超声速不同速域对应的不同程序分支, 验证软件在不同速域下的计算能力;

2) 马赫数为 $0.001+1.0\times10^{-9}$ 用于精度测试, 同时也增加了测试深度;

3) 马赫数为 0 和 100 作为无效输入, 用于逆向测试, 检查马赫数在输入无效值时系统是如何进行处理的, 验证系统的健壮性。

对于 NNW 软件马赫数输入参数, 如果测试要考虑所有输入, 将会得到无穷多个测试用例, 测试人员不可能针对软件进行完全测试, 这违背了“不能穷尽测试”这一基本原则。而应用等价类分析技术能够帮助测试人员科学合理地筛选出测试数据和组合, 极大地减少了冗余的测试用例, 有效地提高了测试效率。

2.2　边界值分析

边界值分析是通过分析输入输出的边界值并取值进行测试用例设计的一种黑盒测试技术[14]。在软件开发过程中大量的错误是发生在输入或输出范围的边界上, 而不是发生在输入输出范围的内部, 如开发过程中没有明确定义边界值或编程人员在边界值上存在误解等。因此, 针对测试对象的边界情况进行测试用例的设计, 能够测试出更多的错误。

边界值取值一般按照最小步长在边界值的 2 个不同方向取值, 加上边界值本身, 可以得到 3 个测试数据, 表 3 为边界值的取值方法, 以输入参数 A 为例, 如果 A 的取值范围是 $[M_{in}, M_{ax}]$, 通过小量 δ 可以得出 6 个边界值。A: $M_{in}-\delta$, M_{in}, $M_{in}+\delta$, $M_{ax}-\delta$, M_{ax}, $M_{ax}+\delta$。

表 3　边界值方法

Table 3　Boundary value method

参数	小于下限的值	[有效等价类]	大于上限的值
A	$M_{in}-\delta$	$[M_{in}, M_{in}+\delta, \cdots, M_{ax}-\delta, M_{ax}]$	$M_{ax}+\delta$

按照表 3 的边界值取值方法, 表 4 列出了用于验证 NNW 软件来流条件参数的等价类的边界值。

表 4　NNW 软件的来流参数边界值

Table 4　Boundary values of inflow parameters of NNW software

程序参数	马赫数*Ma*	迎角α/(°)	侧滑角β/(°)	飞行高度*H*/km	静压*P*/Pa	静温*T*/K	单位长度雷诺数Re_L
小于下限的值	$0.001-\delta$	$-100-\delta$	$-100-\delta$	$0-\delta$	$0-\delta$	$10-\delta$	$0-\delta$
[有效等价类]	$[0.001, 0.001+\delta, \cdots, 30-\delta, 30]$	$[-100,-100+\delta,\cdots, 100-\delta,100]$	$[-100,-100+\delta,\cdots, 100-\delta,100]$	$[0,0+\delta,\cdots, 91-\delta,91]$	$[0,0+\delta,\cdots,1.0\times10^6-\delta,1.0\times10^6]$	$[10,10+\delta,\cdots, 3\,000-\delta,3\,000]$	$[0,0+\delta,\cdots,1.0\times10^{10}-\delta,1.0\times10^{10}]$
大于上限的值	$30+\delta$	$100+\delta$	$100+\delta$	$91+\delta$	$1.0\times10^6+\delta$	$3\,000+\delta$	$1.0\times10^{10}+\delta$

在表 4 中, 小于下限的值和大于上限的值都是无效等价类的边界值, 由于 NNW 软件中做了输出限制, 此处只需依次验证就可以完成测试。在考虑有效等价类的边界值时, 可以通过组合来设计测试用例, 按照 M_{in}、$M_{in}+\delta$、$M_{ax}-\delta$、M_{ax} 的顺序将 7 个参数分成 4 组边界值, 并且增加了一组中间值用于验证非边界值时, 来流条件的输入参数组合能够正常计算, 得到如表 5 所示的测试用例。

在表 5 中, 本文选择了分类组合的验证策略, 其中: ①测试用例 1 验证了来流条件组合所有参数的最小边界值; ②测试用例 2 验证了来流条件组合所有参数的最小边界值的计算精度; ③测试用例 3 按照等价类划分的原则, 随机选取了有效等价类的代表值进行测试, 等价于测试了等价类中的所有数据; ④测试用例 4 验证了来流条件组合所有参数的最大边界值的计算精度; ⑤测试用例 5 验证了来流条件组合所有参数的最大边界值。

分类组合的验证策略的前提是组合通过, 就视为单独测试也能通过, 这样组合能够极大地减少测试工作量, 但是缺点也很明显, 当某条测试用例不能通过时, 如果测试人员想要排查出引起缺陷的具体原因, 那么需要重新设计测试用例。例如: 表 5 中测试用例 1 不能正确执行时, 如果要排查在哪些边界值上出现了问题, 可以按照单一变量原则进行

表5 NNW软件的来流参数边界值测试用例

Table 5 Boundary values test case of inflow parameters of NNW software

测试用例	Ma	α/(°)	β/(°)	H/km	P/Pa	T/K	Re_L	预期结果
1	0.001	−100	−100	0	0	10	0	正确
2	0.001+δ	−100+δ	−100+δ	0+δ	0+δ	10+δ	0+δ	正确
3	15	50	50	45.5	103	1 500	105	正确
4	30−δ	100−δ	100−δ	91−δ	$1.0\times10^6-\delta$	3 000−δ	$1.0\times10^{10}-\delta$	正确
5	30	100	100	91	1.0×10^6	3 000	1.0×10^{10}	正确

排查，在表5中测试用例3的数据基础上，针对测试用例1的数据进行逐一排查，如表6所示。

表6 NNW软件的来流参数最小有效边界值测试用例

Table 6 Test case of minimum valid boundary values of inflow parameters of NNW software

测试用例	Ma	α/(°)	β/(°)	H/km	P/Pa	T/K	Re_L	预期结果
1	0.001	50	50	45.5	103	1 500	10^5	正确
2	15	−100	50	45.5	103	1 500	10^5	正确
3	15	50	−100	45.5	103	1 500	10^5	正确
4	15	50	50	0	103	1 500	10^5	正确
5	15	50	50	45.5	0	1 500	10^5	正确
6	15	50	50	45.5	103	10	10^5	正确
7	15	50	50	45.5	103	1 500	0	正确

边界值测试通常作为等价类分析的补充，能够科学地选择有效测试数据，系统地验证NNW软件来流条件输入程序在边界值上的错误，将复杂繁琐的参数输入问题简化的同时又能更大限度地满足测试需求。

2.3 决策表测试

等价类划分和边界值分析是非常有用的黑盒测试技术，在设计测试用例过程中借助这2种技术能有效选择测试数据，提高测试效率。但在很多情况下，不仅要考虑测试的输入数据，还要对业务逻辑进行测试验证，而这些业务逻辑往往又是比较复杂的。决策表测试就是用于业务逻辑测试，其通过识别系统可能的条件和行为，分析输入条件间的相互关系并设计逻辑测试用例，能够很好地解决等价类划分和边界值测试不能处理参数间复杂逻辑关系的困难。

决策表通常由4个部分组成，条件桩、动作桩、条件项组合和动作项组合[14]。条件桩和动作桩列出测试对象的所有条件和所有动作。条件项组合列出特定条件的取值组合，每列条件形成一个规则。动作项组合列出不同条件项的各种取值组合情况和测试对象应该执行的动作。一列条件组合只会存在一个对应的动作。

以NNW软件气动力积分分析为例，通过分析NNW软件测试说明，识别出气动力积分分析模块网格C1、全机力积分C2、部件力积分C3、部件C4、工况C5这5种条件和对应的提示选择网格A1、提示选择工况A2、提示选择部件A3、输出全机力积分A4、输出部件力积分A5这5种行为，表7为排除了不可能出现的逻辑之后的优化决策，N表示计算失败，Y表示计算成功。

表7 NNW软件气动力积分分析决策

Table 7 Decision for analyzing aerodynamic integration of NNW software

规则	条件桩					动作桩				
	C1	C2	C3	C4	C5	A1	A2	A3	A4	A5
1	Y	N	Y	Y	Y					Y
2	Y	Y	N	N	Y				Y	
3	Y	N	Y	N	N			Y		
4	Y	Y	N	N	N		Y			
5	N	N	N	N	N	Y				

在表7中：①规则1是在满足选择网格—部件力积分—选择部件—选择工况这套规则之后对应输出部件力积分的结果；②规则2是在满足选择网格—全机力积分—选择工况这套规则之后对应输出全机力积分的结果；③规则3是选择网格—部件力积分—未选择部件的这套规则，对应提示选择部件；④规则4是选择网格—全机力积分—未选择工况的这套规则，对应提示选择工况；⑤规则5是所有选项都是否的这套规则，对应提示选择网格。

2.4 状态转换测试

决策表技术常用于验证系统的逻辑，但是不能覆盖函数在不同状态下的不同行为，而状态转换测试能够很好地解决这个问题。当测试对象有不同的状态时，选择状态转换测试技术进行测试设计，通过描绘系统的“状态”及引起系统“状态转换”的事件，构建系统状态转换图来表示系统的行为，实现测试对象不同状态覆盖测试的目的。

状态转换测试技术适用于系统状态对功能实现具有关键影响的情况，并且系统状态变化会引发

行为差异的测试场景。在状态转换图中, 每个节点代表一个状态, 以 NNW 软件作业计算状态测试为例, 作业计算包含计算中、已取消、已完成、失败 4 种状态及开始、取消、重算、续算 4 个事件。

利用状态转换测试技术设计的测试用例如图 2 所示。

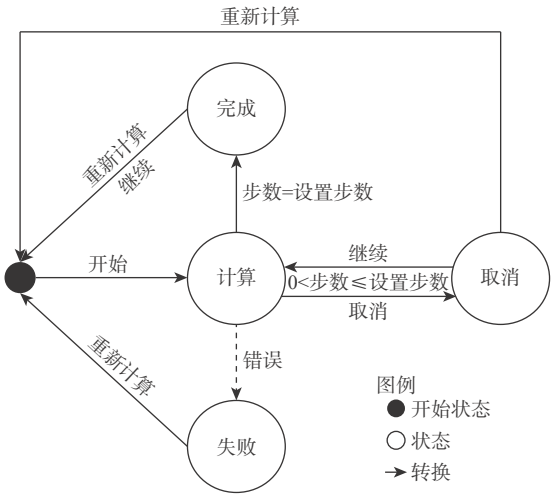


图 2　作业计算状态转换

Fig. 2　State transition of running job

由图 2 可知: ①一个作业状态最初是处于“空”的状态, 此时的迭代步数等于 0; ②开始计算时, 如果计算错误, 计算状态会直接转变为失败; ③作业正常计算时, 状态会转换为计算中, 此时迭代步数处于初始值 0 和设定值之间; ④当计算状态为计算中时, 可以取消作业, 取消作业后作业状态会转换为已取消, 在作业状态为失败、已完成时可以进行重算作业, 作业状态为已取消时可以进行续算, 续算可以更改最初设定的迭代步数。

对于 NNW 软件测试, 在状态转换测试中要求测试强度和测试覆盖率要达到 100%, 即覆盖所有状态转换的组合, 所有状态的任意顺序的所有转换。实际执行测试发现, 取消作业后更改迭代步数的重算和续算计算步数都不符合重设的迭代步数及续算完成后计算状态未转换等缺陷, 经反馈后缺陷已得到验证修复。可见, 在 NNW 软件系统测试时, 状态转换测试技术设计的测试用例切实有效, 具备较高的实际工程应用价值。

2.5　基于经验的测试

基于经验的测试技术作为黑盒测试技术的一种补充, 用来发现运用系统化测试技术无法或很难发现的软件缺陷, 其依赖于测试人员的知识、技能和丰富的测试从业经验, 能够有效弥补上述黑盒测试技术无法或很难发现的软件缺陷。常见的基于经验的测试技术主要包括错误推测技术和探索性测试技术。

2.5.1　错误推测技术

错误推测技术 [14] 是指测试人员依据以往的测试经验推测可能存在的错误, 并以此为依据来设计特殊的测试用例用于攻击这些错误。以 NNW 软件的马赫数输入测试为例, 需求中定义的范围为 [0.001, 30], 计算精度为 1.0×10^{-9}, 在 2.1 节和 2.2 节的等价类划分和边界值分析设计的测试用例中没有特殊字符的缺陷攻击测试, 表 8 为基于测试经验增加的一组测试用例。测试结果表明, 开发人员在输入端未做输入合法性限制, 特殊字符会导致解算器无法识别而崩溃, 经反馈后此缺陷也已修复。

表 8　NNW 软件马赫数输入的错误推测值

Table 8　Error guessing values of Mach number input of NNW software

测试对象	输入参数		
	中文	英文	特殊字符
马赫数	马赫数	Mach	@, \, %, #

2.5.2　探索性测试技术

探索性测试技术 [14] 作为黑盒测试技术补充中的一种, 其更强调需要测试人员的主观能动性和职责, 需要测试人员发挥主观能动性设计一些测试用例, 通过执行这些测试用例获得测试结果, 分析测试结果并在后续设计新的测试用例。在探索性测试过程中, 将学习、设计、执行和结果分析作为并行且相互支持的测试活动, 不断优化测试人员的工作价值。

3　应用效果

3.1　被测软件特征分析

HyFLOW 软件基于风雷开源软件(PHengLEI)基础框架设计, 采用 C++语言开发。计算框架如图 3 所示, 由前处理、求解器、后处理 3 个系统模块组成。界面如图 4 所示, 主要包括工程、计算、视图、工具、帮助、参数输入、结果输出 7 大模块。软件具有以下特征。

1) 专业应用领域特征突出。被测软件是流体力学、数学、计算机科学和航空航天工程交叉融合的产物, 涉及多学科领域专业知识, 要求测试人员具备多学科领域的测试分析和设计能力。

2) 实时交互性强。被测软件属于典型的工程和科学类仿真软件, 可视化的计算界面呈现出实时交互的仿真能力对测试方法提出了新的挑战。

3) 测试所需计算资源开销大。目前, HyFLOW 软件已具备万核并行计算能力和十亿级网格模拟能力, 这对于开展性能测试、压力测试、容量测试

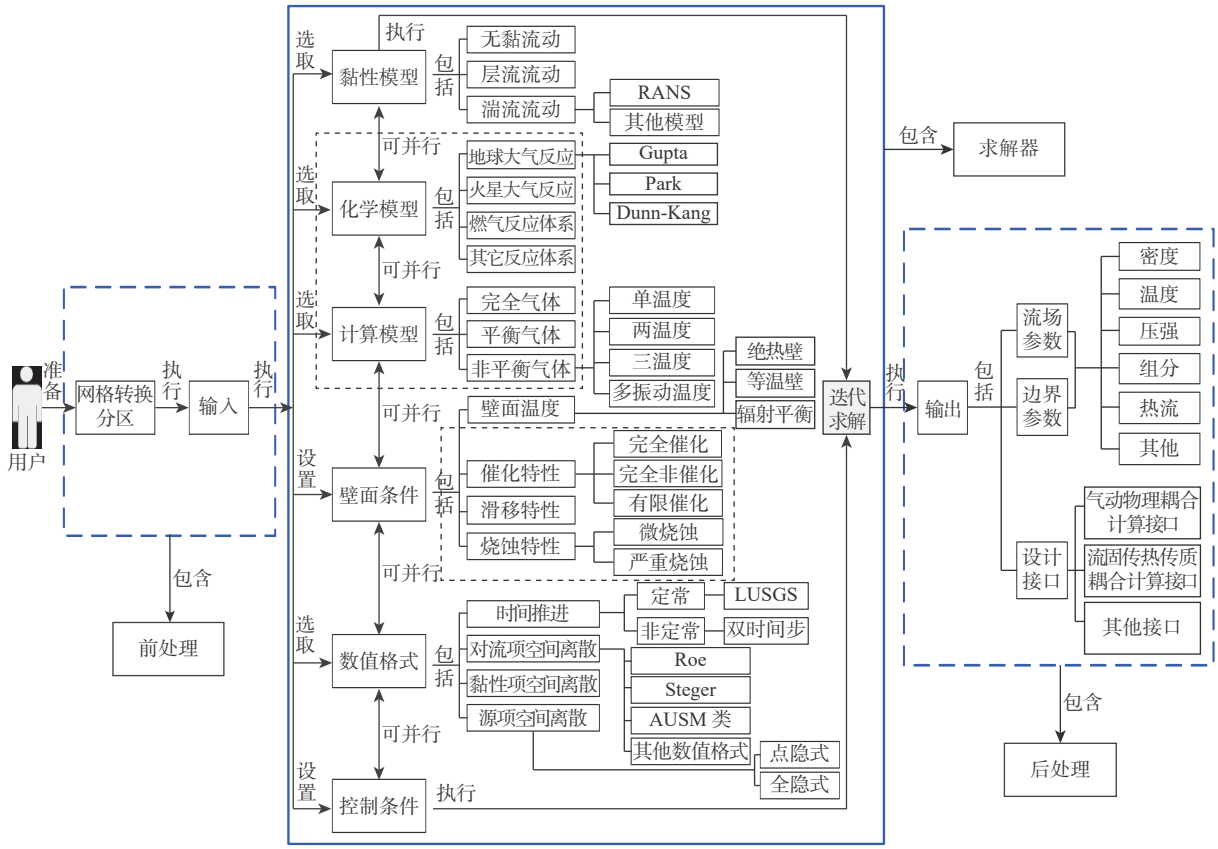


图 3 HyFLOW 计算框架[5]

Fig. 3 Computational framework of HyFLOW software[5]

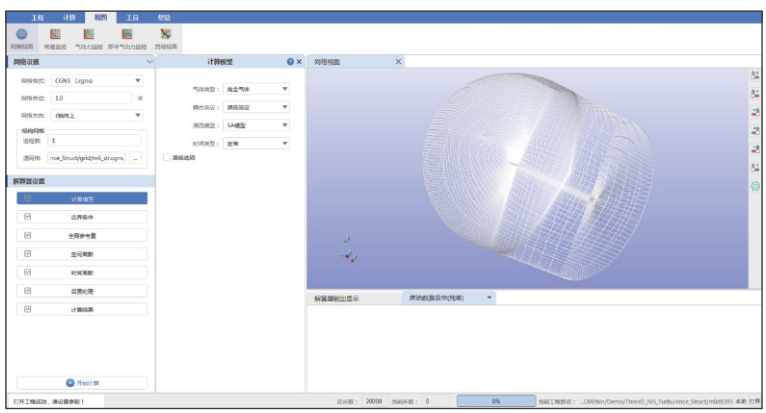


图 4 HyFLOW 主界面

Fig. 4 Main interface of HyFLOW

都提出了更高的要求。

4) 软件系统组成复杂。HyFLOW 软件的求解器包含黏性模型、化学模型、计算模型、气体模型、壁面条件、数值格式及控制条件等功能模块[5]，各功能模块共包含 30 余项子功能。这些功能逻辑组合和众多的分支决定了其系统的复杂性和系统测试的难度。

总的来说，该软件具有专业壁垒高、逻辑复杂、分支多、实时交互性和测试计算资源消耗大等特征，测试过程中既要考虑传统黑盒测试能力，又要兼顾 CFD 的科学密集计算特性。

3.2 应用实践

一个完整的测试用例除了针对测试条件的分析设计，还包括测试前置条件、执行步骤、后置条件、预期结果等元素。在 HyFLOW 测试实践过程中，测试人员按照 HyFLOW 软件内置的用户手册完成参数设置及相关操作，但需要准备网格模型及其必要的计算条件、结果数据处理分析的工具才能完整地开展 HyFLOW 软件测试。

3.2.1 输入迎角测试

1) 测试用例

HyFLOW 软件设计的迎角范围为 [−100,100],

按照等价类划分原则设计 5 条测试用例如表 9 所示, 预期结果 I 表示无效输入, N 表示计算失败, Y 表示计算成功。

表 9　HyFLOW 计算迎角的测试用例

Table 9　Test cases for angle of attack of HyFLOW

编号	α/(°)	结果
iEC-1	−101	I
vEC-1	−50	N
vEC-2	0	Y
vEC-3	50	N
iEC-2	101	I

2) 测试前置条件

图 5 为 Ram-C 钝锥体外形, 其头部半径为 0.152 4 m, 钝锥体全长为 1.295 m, 半锥角为 9°。

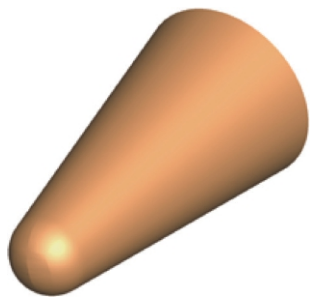


图 5　Ram-C 外形

Fig. 5　Configuration of Ram-C

计算所采用的基准结构网格如图 6 所示, 分为 6 块, 壁面网格节点分布分别是 2 块(21×21)和 4 块(21×61), 其中, 壁面处第 1 层网格高度取 1.0×10^{-5} m, 对应的法向网格节点数分别为 64。

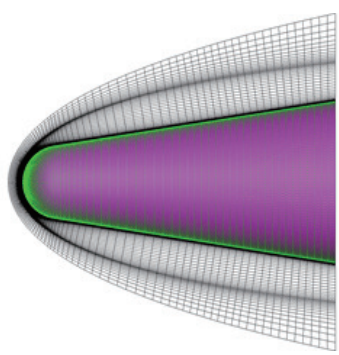


图 6　Ram-C 计算网格

Fig. 6　Computational mesh of Ram-C

表 10 为 Ram-C 的计算条件, 具体参数设置参照软件内置用户手册进行设置。

表 10　Ram-C 计算条件

Table 10　Computational condition of Ram-C

马赫数	速度/(m·s^{-1})	密度/(kg·m^{-3})	单位长度雷诺数/(m^{-1})
25.914 4	7 650	7.197×10^{-5}	$3.607\,9\times10^{4}$
压力/Pa	壁温/K	侧滑角/(°)	来流温度/K
4.479 56	1 500	0	216.85

3) 测试结果

对于无效等价类 iEC-1 和 iEC-2, 由于 HyFLOW 界面对于超出设计的输入范围进行了输入限制, 无效迎角的测试参数−101°和 101°无法输入, 测试结果符合需求设计。

对于有效等价类 vEC-1, −50°迎角预期的测试结果是解算器输出信息提示计算发散, 实际执行测试结果如图 7 所示, “解算器输出显示”输出并行计算错误的信息, 错误提示信息与预期不符, vEC-3 与 vEC-1 测试结果相同, 此处不再赘述。

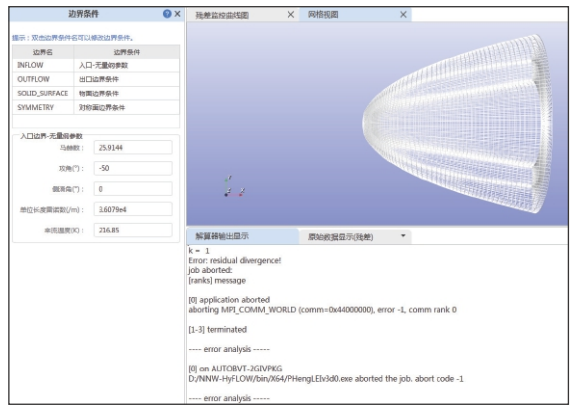


图 7　vEC-1 测试结果

Fig. 7　Test results for vEC-1

图 8 为 vEC-2 的测试结果, 由图可知, 流场电子数密度均匀分布, 图 9 截取了 x/R=8.1(R 为球头半径)处的法向电子数密度并与参考值进行了比对, 可以看出, 测试结果与参考值拟合很好, 图 10 中壁面热流分布可以看出, 测试结果与参考值同样拟合很好, 有效等价类 vEC-2 的测试结果符合预期。

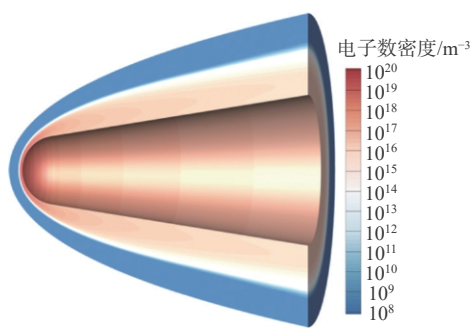


图 8　流场电子数密度分布

Fig. 8　Distribution of electron number density in flow filed

3.2.2　气体组分测试

1) 测试用例

针对 HyFLOW 软件化学反应模型氧组分(O)进行边界取值可以得到 4 条测试用例。按照表 3 的边界值取值方法, 边界值上的取值分别为 0 和 1, 其对应的结果为计算失败; 最小步长在边界值的 2 个不同方向上取值分别为 0+δ 和 1−δ, 其对应的结果为计算成功。

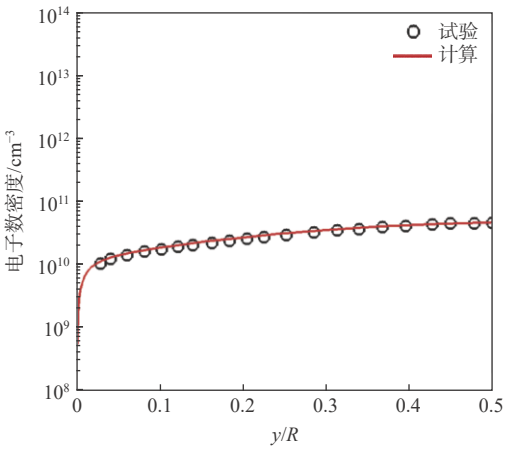


图 9 电子数密度分布(x/R=8.1)

Fig. 9 Electron number density distribution (x/R=8.1)

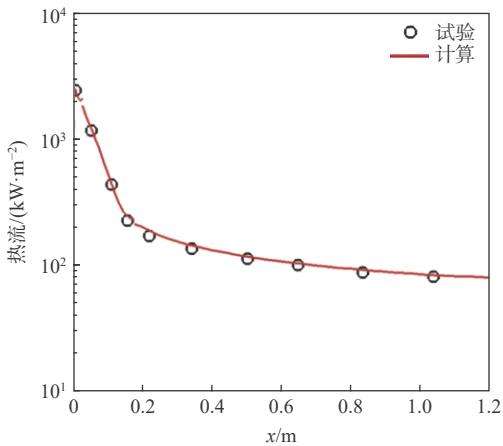


图 10 壁面热流分布

Fig. 10 Distribution of wall heat flux

2)测试前置条件

图 11 为类航天飞机外形结构,计算采用的基准网格如图 12 所示,模型来流方向取约 1 倍模型长度作为计算域,半场网格单元数为 296 300,第 1 层网格高度约 7.01×10^{-7} mm,网格雷诺数约为 0.022。

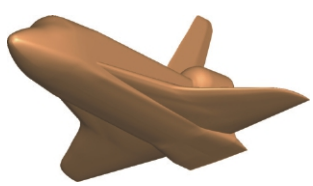


图 11 航天飞机外形

Fig. 11 Configuration of space shuttle

表 11 为航天飞机的计算条件。

3)测试结果

图 13 为测试 HyFLOW 软件设置氧组分为 1 的气体组分列表和化学反应方程,图 14 为设置氧组分为上限边界值 1 进行数值模拟时软件异常停止的截图,执行边界值测试发现,HyFLOW 软件的化学非平衡模块气体组分上限边界值上存在严重缺陷。下限

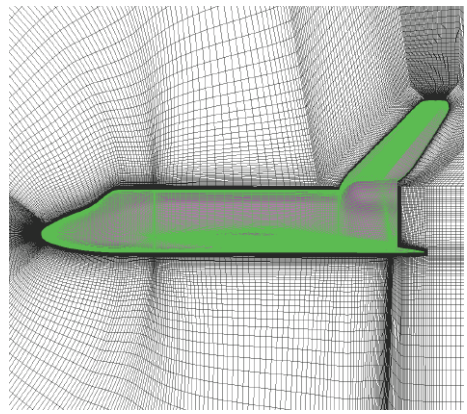


图 12 航天飞机计算网格

Fig. 12 Computational mesh of space shuttle

表 11 航天飞机计算条件

Table 11 Computational condition of space shuttle

马赫数	迎角/(°)	密度/(kg·m^{-3})	单位长度雷诺数/(m^{-1})
14.25	40.56	4.291×10^{-4}	1.1×10^{5}
压力/Pa	壁温/K	侧滑角/(°)	来流温度/K
32.31	1 500	0	216.28

图 13 氧组分的边界值

Fig. 13 Boundary value of oxygen component

边界值和 0、0+δ 和上限边界值 1−δ 的测试结果和上限边界值 1 的测试结果相同,此处不进行列举。

3.2.3 计算流程及状态测试

1)测试用例

图 15 的状态转换图是验证 HyFLOW 计算状态的测试用例,其测试执行步骤如下。

步骤 1 设置作业“最大迭代步数”为 10 000,点击开始计算;

步骤 2 作业计算到 1 640 步时点击停止;

步骤 3 更改作业“最大迭代步数”为 20 000 步,点击开始计算。

2)测试前置条件

图 16 为高超球头外形结构,计算采用的基准网格如图 17 所示,网格单元数为 116 640,第 1 层网格高度约为 1.0×10^{-5} mm。

表 12 为球头的计算条件。

3)测试结果

图 18 为 HyFLOW 软件控制台输出信息提示计

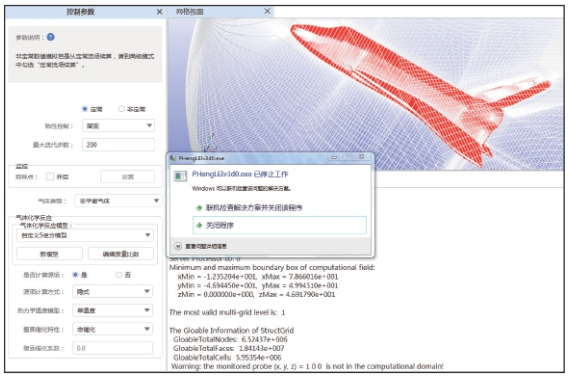


图 14　边界值测试结果

Fig. 14　Test results of Boundary value

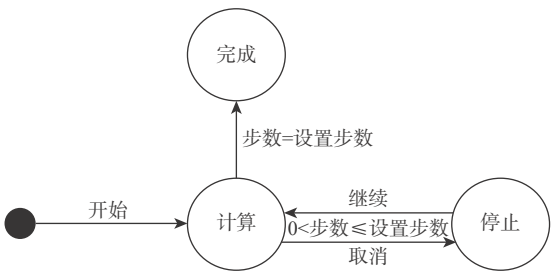


图 15　计算状态转换

Fig. 15　State transition of running job

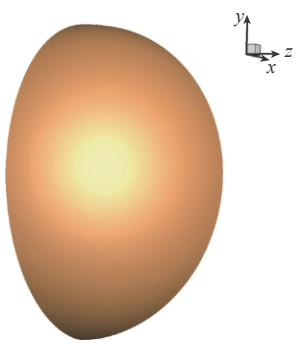


图 16　球头外形

Fig. 16　Configuration of sphere

算结果发散, 计算发散, 测试表明 HyFLOW 软件存在续算发散的缺陷。

3.3　结果分析

在 HyFLOW 软件的系统测试过程中, 截至 2022 年 5 月 1 日, 共开展了 8 轮系统测试, 应用黑盒测试技术设计测试用例 3 172 个, 发现软件缺陷总数 549 个。

3.3.1　每轮系统测试发现的缺陷情况

图 19 为每轮系统测试发现缺陷的数量。在 2021 年, 每轮系统测试检出缺陷的数量明显减少, 在 2022 年, 由于软件功能大幅增加和界面的优化, 每轮系统测试检出缺陷的数量持续增多。由此可知: ①应用黑盒测试技术能够有效发现软件中的缺陷; ②软件目前还不够稳定, 修复缺陷和软件功能的大幅增加带来了新的问题。

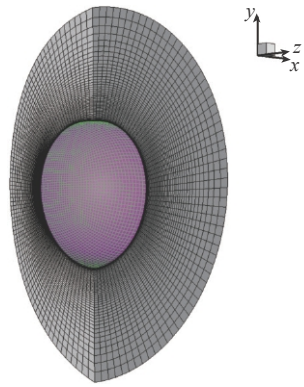


图 17　球头计算网格

Fig. 17　Computational mesh of sphere

表 12　球头计算条件

Table 12　Computational condition of sphere

马赫数	迎角/(°)	静温/K	静压/Pa
10	0	79	6.879 5
总温/K	总压/Pa	壁温/K	雷诺数
1 659	291 958.86	294.44	1.0×10^5

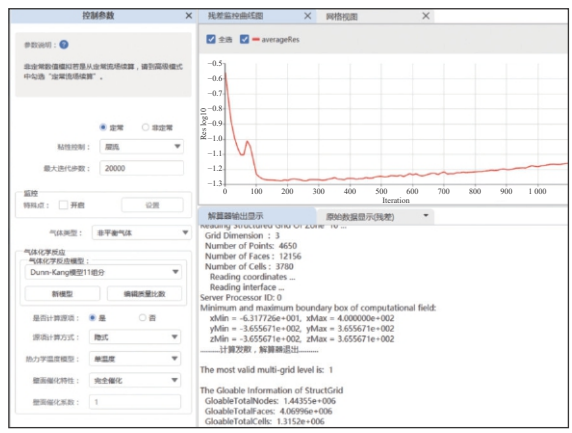


图 18　计算状态测试结果

Fig. 18　Test results of running status

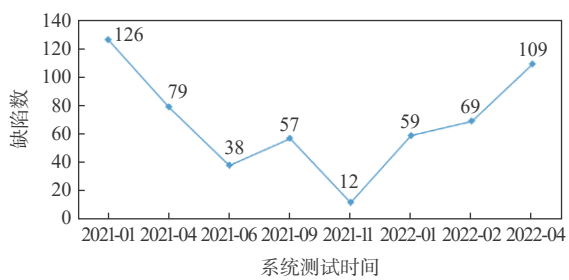


图 19　每轮系统测试检出缺陷的分布

Fig. 19　Distribution of defects detected in each round of system test

图 20 为每轮系统测试不同缺陷类型的分布, 图中, 其他主要包括性能缺陷、安装部署、标准规范、配置相关等缺陷。可以看出, 应用黑盒测试技术能够发现软件中不同类型的缺陷。

3.3.2　缺陷的统计分析

图 21 为按照缺陷产生源对 HyFLOW 软件的缺

陷进行分类。其中，有56%为功能缺陷，18%为设计缺陷，功能缺陷和设计缺陷是因为软件功能的设计实现或逻辑状态与需求不一致而产生，由图22可知，这类功能性的缺陷主要通过执行应用黑盒测试技术设计的测试用例发现，占缺陷总数的74%。其他的配置相关和标准规范类缺陷是通过文档检查发现，安装部署和性能问题是通过测试工具检测出，界面优化是依据用户使用习惯和对标同类商业软件而提出的，这类非功能性缺陷占比26%。由此可以看出，①应用黑盒测试技术设计的测试用例是有效的，通过执行这些测试用例能够发现软件中的大部分缺陷；②应用黑盒测试技术开展软件测试能够满足软件功能性的测试需求，但对于非功能性测试需求，仍需要结合其他测试手段来完成。

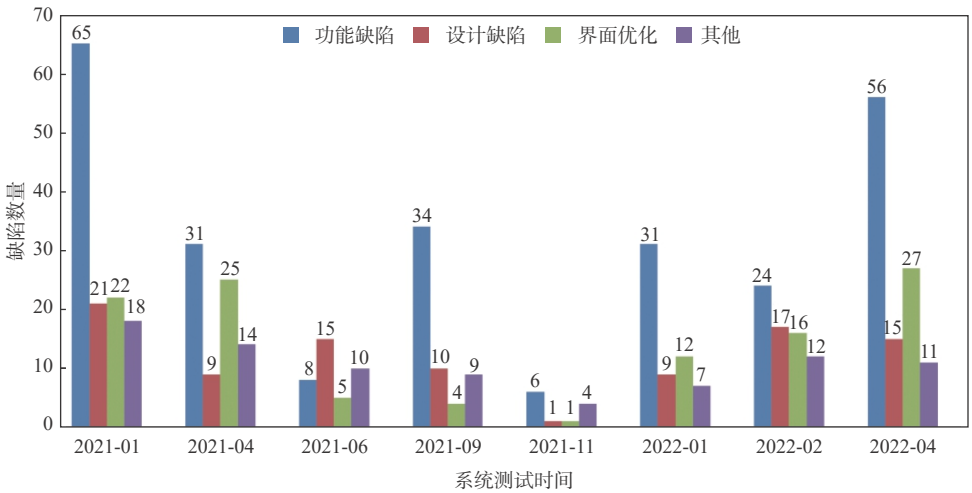


图20 每轮系统测试缺陷类型的分布

Fig. 20 Distribution of defects types in each round of system test

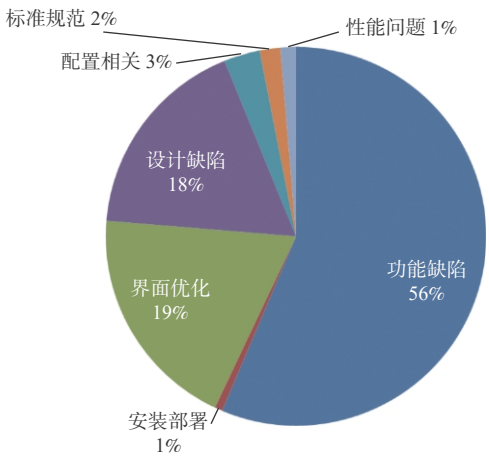


图21 基于缺陷源的缺陷分类

Fig. 21 Diagram of defects classification based on different sources

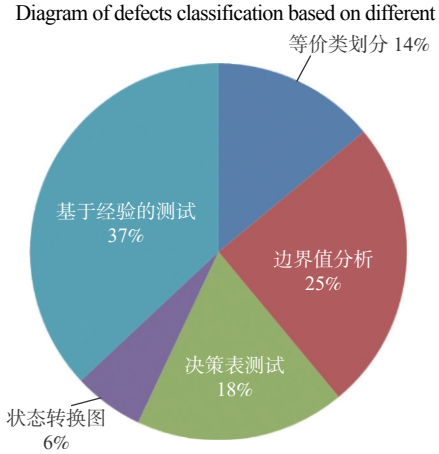


图22 基于检出方式的缺陷分类

Fig. 22 Diagram of defects classification based on different methods

4 结 论

1）黑盒测试技术能有效提升CFD软件测试效率与缺陷检出率。本文在系统测试中设计执行了3 172个测试用例，累计发现549个缺陷，其中，功能性缺陷占比74%，验证了黑盒测试在功能验证中的高效性，显著提升了测试效率和覆盖率。

2）黑盒测试擅长功能验证，但对26%的非功能缺陷需结合文档检查、测试工具等其他方法，未来需构建更全面的混合测试策略。

当前测试流程依赖人工执行，自动化是未来优化方向。尽管黑盒测试用例设计科学系统，但手动执行仍存在效率瓶颈。下一步将推进测试用例自动化执行，减少重复性工作，进一步提升测试效率，支撑NNW软件的持续高质量迭代。

参考文献（References）

[1] 陈坚强. 国家数值风洞 (NNW) 工程关键技术研究进展[J]. 中国科学: 技术科学, 2021, 51(11): 1326-1347.
CHEN J Q. Advances in the key technologies of Chinese national numerical windtunnel project[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2021, 51(11): 1326-1347(in Chinese).

[2] 陈坚强, 吴晓军, 张健, 等. FlowStar: 国家数值风洞 (NNW) 工程非结构通用CFD软件[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 625739.
CHEN J Q, WU X J, ZHANG J, et al. FlowStar: general unstructured-grid CFD software for national numerical windtunnel(NNW)

project[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 625739(in Chinese).

[3] 何磊, 郭勇颜, 曾志春, 等. 国家数值风洞 (NNW) 软件自动化集成与测试平台设计与研发[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(6): 1158-1164.
HE L, GUO Y Y, ZENG Z C, et al. Design and development of software automated continuous integration and testing platform for national numerical windtunnel project[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(6): 1158-1164(in Chinese).

[4] 孙岩, 江盟, 孟德虹, 等. 国家数值风洞工程结构网格变形程序 SGDP $V_{1.0}$ 开发与应用[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(4): 668-676.
SUN Y, JIANG M, MENG D H, et al. Development and application of structured grid deformation program SGDP $V_{1.0}$ in national numerical windtunnel project[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(4): 668-676(in Chinese).

[5] 李鹏, 陈坚强, 丁明松, 等. NNW-HyFLOW 高超声速流动模拟软件框架设计[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 625718.
LI P, CHEN J Q, DING M S, et al. Framework design of NNW-HyFLOW hypersonic flow simulation software[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 625718(in Chinese).

[6] 赵钟, 何磊, 何先耀. 风雷 (PHengLEI) 通用 CFD 软件设计[J]. 计算机工程与科学, 2020, 42(2): 210-219.
ZHAO Z, HE L, HE X Y. Design of general CFD software PHengLEI[J]. Computer Engineering & Science, 2020, 42(2): 210-219(in Chinese).

[7] 赵钟, 张来平, 何磊, 等. 适用于任意网格的大规模并行 CFD 计算框架 PHengLEI[J]. 计算机学报, 2019, 42(11): 2368-2383.
ZHAO Z, ZHANG L P, HE L, et al. PHengLEI: a large scale parallel CFD framework for arbitrary grids[J]. Chinese Journal of Computers, 2019, 42(11): 2368-2383(in Chinese).

[8] 秦航. 软件质量保证与测试[M]. 2 版. 北京: 清华大学出版社, 2017: 383.
QIN H. Software quality assurance and testing[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2017: 383(in Chinese).

[9] 覃志东. 高可信软件可靠性和防危性测试与评价理论研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2005.
QIN Z D. Theoretical research on testing and evaluation of reliability and danger prevention of highly trusted software[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2005(in Chinese).

[10] 丁宇航. 飞行管理系统软件测试技术应用研究[D]. 西安: 长安大学, 2008.
DING Y H. Research on application of software testing technology in flight management system[D]. Xi'an: Changan University, 2008 (in Chinese).

[11] 邓小刚, 宗文刚, 张来平, 等. 计算流体力学中的验证与确认[J]. 力学进展, 2007, 37(2): 279-288.
DENG X G, ZONG W G, ZHANG L P, et al. Verification and validation in computational fluid dynamics[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(2): 279-288(in Chinese).

[12] 赵炜, 陈江涛, 肖维, 等. 国家数值风洞 (NNW) 验证与确认系统关键技术研究进展[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(6): 1165-1172.
ZHAO W, CHEN J T, XIAO W, et al. Advances in the key technologies of verification and validation system of national numerical windtunnel project[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(6): 1165-1172(in Chinese).

[13] 何磊, 赫新, 马戎, 等. 大型 CFD 软件自动化测试平台的初步设计与实现[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(4): 418-425.
HE L, HE X, MA R, et al. Preliminary design and application of CFD software automatic testing platform[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(4): 418-425(in Chinese).

[14] 郑文强, 周震漪, 马均飞. 软件测试基础教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2015: 193.
ZHENG W Q, ZHOU Z Y, MA J F. Basic course of software testing[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2015: 193(in Chinese).

[15] PAGE A, JOHNSTON K, ROLLISON B. How we testsoftware at microsoft[M]. Seattle: Microsoft Press, 2008.

[16] WHITTAKER J, ARBON J, CAROLLO J. How google tests software[M]. Massachusetts: Addison-Wesley Professional, 2012.

[17] Radio Technical Commission for Aeronautics. Software considerations in airborne systems and equipment certification: DO-178B[S]. Washington, D.C.: Radio Technical Commission for Aeronautics, 1992.

[18] MYERS G J. The art of software testing[M]. Hoboken: John Wiley&Sons, 2011.

Application and practice of black box testing technology in fluid simulation software

ZHANG Fan，LIU Wan，GUO Yongyan*，ZENG Zhichun，HE Qianwei，ZHAO Zhong

(Computational Aerodynamic Institute，China Aerodynamics Research and Development Center，Mianyang 621000，China)

Abstract：With the development of the modern computational fluid dynamic (CFD), the research and application of black box testing technology in CFD software system testing are significant in improving software quality. The basic principles of various black box testing technologies including equivalence partitioning, boundary value analysis, decision table, and state transform diagram were introduced. The application of these technologies to determine test conditions and create valid test cases in order to satisfy testing requirements and function coverage in national numerical wind tunnel (NNW) software testing was then thoroughly explained. This allowed for the prompt and efficient identification of failures resulting from inconsistencies between the design and implementation of NNW software and requirements. Engineering practice has demonstrated the great value of black testing technologies, which when used to NNW software system testing may effectively increase testing efficiency and coverage.

Keywords：black box testing technology；software system test；fluid simulation software；software quality；computational fluid dynamics；national numerical wind tunnel project

Received：2023-09-27；**Accepted**：2024-01-19；**Published Online**：2024-02-06 12：49

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240204.1753.002

Foundation item：National Numerical Windtunnel Project

* **Corresponding author**. E-mail：ugsytyc@ustc.edu

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0769

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[1,2,*]，刘小暄[1]，王瑞浩[1]

(1. 重庆邮电大学 计算机科学与技术学院，重庆 400065；2. 重庆邮电大学 图像认知重庆市重点实验室 重庆 400065)

摘 要：针对传统随机森林方法在处理高维、结构复杂医学图像数据特征学习不充分问题，提出一种基于深度可微随机森林的腹部多器官检测方法。所提方法先将深度学习和随机森林进行巧妙地融合，使用全局-局部双编码器提取高层特征，再将特征输入到可微随机森林进行树分裂。所设计的决策注意力为每棵决策树分配权重，利用反向传播学习参数，构造最终的端到端的检测模型。与传统随机森林不同的是，所提方法采用概率的形式进行树节点分裂，多棵决策树以参数权重进行投票。这种反向传播学习节点分裂参数和投票权重参数策略，可以避免传统随机森林叶节点分裂造成的局部最优，使深度可微随机森林能寻找出全局最优值。在2个公共医学图像多器官数据集（AbdomenCT-1K、AMOS2022）上进行了实验，在AbdomenCT-1K中5个腹部器官的平均WD值比对比方法减少了0.7～2.66 mm，在AMOS2022中7个腹部器官的平均WD值比对比方法减少了0.67～2.68 mm。结果表明：所提方法具有较高的检测准确性。

关 键 词：多器官检测；深度随机森林；权重投票；卷积神经网络；决策注意力
中图分类号：TP391.41
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3781-09

医学计算机断层成像(computed tomography, CT)技术能够对人体进行全身扫描[1]，从而获取详细的横断面图像。然而，大多数情况下，医学图像切片中涵盖了众多组织和器官。尤其是在腹部CT图像中，组织器官分布密集，且器官和组织之间的强度相似，容易出现识别不清的困扰[2]。如果需要对某一个特定的器官进行医学分析和处理，那么首要任务就是要准确定位该器官在图像中的区域位置。这一步骤对于人体病理研究至关重要。虽然CT设备已经在医院中得到广泛应用，并且为辅助医生诊断、定位解剖位置提供了重要的依据，但目前还需要临床医师通过人工观察来确定病人各个器官的位置、病变情况。因此，医学图像多器官检测在医学图像处理中起着非常重要的作用，准确地定位与检测可以为后续医学图像分割[3]、三维可视化[4]做出贡献。

在医学图像多器官检测领域，国内外的很多学者进行了大量的研究。Fenchel等[5]通过将包含目标器官的模板配准到测试图像中，遍历搜索整个图像的所有位置进行配准，但这种方法容易受到个体器官差异的影响，且该方法非常耗时。随后，Criminisi等[6]利用机器学习中的随机回归森林方法对多器官检测进行建模，将多器官检测问题转化为预测边界包围盒的6个值的回归模型，在时间和精度上都获得了一定的提升。之后，Gauriau等[7]通过将最初的随机回归森林模型级联，引入级联结构可能提高整体性能，更好地适应多器官检测的复杂性，提升检测效果。

以深度学习的能力在复杂数据中学习特征，可以更好地适应不同的解剖结构和个体差异，部分学

收稿日期：2023-11-30；**录用日期**：2024-01-05；**网络出版时间**：2024-03-02 16:31
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240229.1033.001
基金项目：国家自然科学基金(61902046)；重庆市教委科学技术研究计划重点项目(KJZD-K202200606)；重庆市自然科学基金(2022NSCQ-MSX3746)

* **通信作者**. E-mail：zhengsh@cqupt.edu.cn

引用格式：*郑申海，刘小暄，王瑞浩. 一种深度可微随机森林的腹部CT图像器官检测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3781-3789. ZHENG S H，LIU X X，WANG R H. Multi-organ detection method in abdominal CT images based on deep differentiable random forest[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3781-3789 (in Chinese).*

者采用卷积神经网络进行多器官检测，取得了显著的性能提升。De Vos等[8]提出通过使用卷积神经网络检测二维图像切片中一个或多个解剖结构的存在来自动检测三维医学图像中一个或更多解剖结构的方法。Humpire-Mamani等[9]使用3个卷积神经网络来预测沿着3个正交方向的目标器官的范围，充分利用了CT图像中的三维空间上下文信息。Xu等[10]提出了一种利用三维区域建议网络在CT图像中进行多器官检测的有效方法。该方法以三维方式实现，提出了一种新的骨干网体系结构进一步提高小器官检测性能。相对于器官检测，图像中的病灶区域检测可以在影像中定位和识别病变区域。施俊等[11]对深度学习在CT的肺部病灶检测方面进行了详细的叙述，深度学习可以在检测精度和效率方面有着重要进展。

随机森林是一种集成学习算法，由多个决策树组成，是由Breiman等于2001年提出的[12]，是一种非常流行的机器学习算法。随机森林的基本思想是先通过对数据集进行随机采样和特征随机选择来构建多个决策树，然后对这些决策树的预测结果进行集成，以便得到最终的预测结果[13]。每个决策树都是基于不同的数据集和特征子集构建的，这样可以降低模型的方差并避免过拟合。在随机森林中，每个决策树都是由5个步骤构成的：①从原始数据集中随机抽取一定比例的样本构成训练集；②从所有特征中随机选择一部分特征（通常为总特征数的平方根），作为该决策树的特征子集；③利用训练集和选定的特征子集构建决策树；④重复以上步骤，构建多个不同的决策树；⑤随机森林会对所有决策树的预测结果进行统计，并根据预测结果的投票情况进行最终的预测。

随机森林方法近年来在多个领域都取得了显著的进展，研究者们不断改进随机森林的算法，以适应不同的应用场景。例如，邓浩伟等[14]提出了基于级联森林和多模态融合的脑力疲劳识别算法；杨晔明等基于随机森林研究可解释分析方法[15]。这些进展得益于随机森林的诸多优点：可以处理高维度数据集；可以处理大量的训练数据；可以自动处理特征选择；可以检测出特征之间的重要性；可以并行化处理，加速训练过程；具有高的预测准确性和鲁棒性。总之，随机森林是一种强大的机器学习算法，适用于各种分类和回归问题。

但是，传统随机森林很难满足复杂医学图像器官的检测，在构建随机森林时，决策树的生长依赖贪婪算法，在每个分裂节点上进行局部最优的分裂决策，并没有考虑到全局最优的分裂决策，这给模型带来了很大的损失。固定的分裂方式让集成随机森林和深度学习端到端的方式变得很难实现，所以本文提出深度可微随机森林模型。通过引入可微决策树[16]，让决策树分裂变得可微，这保证了卷积神经网络[17]和可微决策树可以联合学习，形成端到端的学习方式。这种方法既发挥了深度学习强大的提取高层特征的能力，又发挥了随机森林的树形决策能力和集成学习的优势[18]。多棵可微决策树以不同权重组成可微森林，通过随机梯度下降[19]学习卷积神经网络的参数和节点分裂所需的参数。本文提出了一种基于深度可微随机森林的腹部器官检测方法。该方法将深度学习和随机森林有效结合，能够提取高层次特征，同时保留随机森林的决策结构，从而形成端到端的模型。本文方法的主要贡献如下：

1）将深度学习和可微随机森林有效结合，卷积神经网络提取高层特征，可微随机森林提供决策，形成有效的端到端模型训练方法。

2）设计出适合的特征提取网络，融合全局特征提取和细节特征提取，该网络可以在提取器官整体特征的同时，又能提取到各器官的边缘信息，使提取到的特征更具有多样性。

3）提出决策注意力模型。决策注意力可以通过学习每棵决策树的权重，来提高优势决策树的权重，减少低效决策树所带来的影响，从而提升整体深度随机森林的性能。

1 方法提出

深度随机森林检测模型如图1所示，步骤如下：

1）特征提取模块。在图1中，A编码器是以ResNet为基础提取整体特征，B编码器专门设计了精细的边界提取特征网络，将整体特征与边界特征融合，形成专门符合多器官检测所需要的特征。

2）可微森林。深度随机森林的生成模块，将提取的特征连接到可微决策树，多棵决策树共享随机组合选择特征，从根节点以概率的形式不断分裂，最终到达叶节点。生成模块可以联合学习节点的分裂以及叶节点的概率分布。整个分裂过程是可微的，这保证了深度随机森林检测模型可以实现端到端训练。

3）权重更新模块。决策注意力可以学习所有决策树的关系，与传统随机森林的平均投票机制不同的是，每棵决策树以不同的权重参数投票，将每棵决策树的预测值连接到两个全连接层。全连接层可以将决策树的描述向量映射到权重向量。

整个过程是端到端训练的，该模型可以学习从

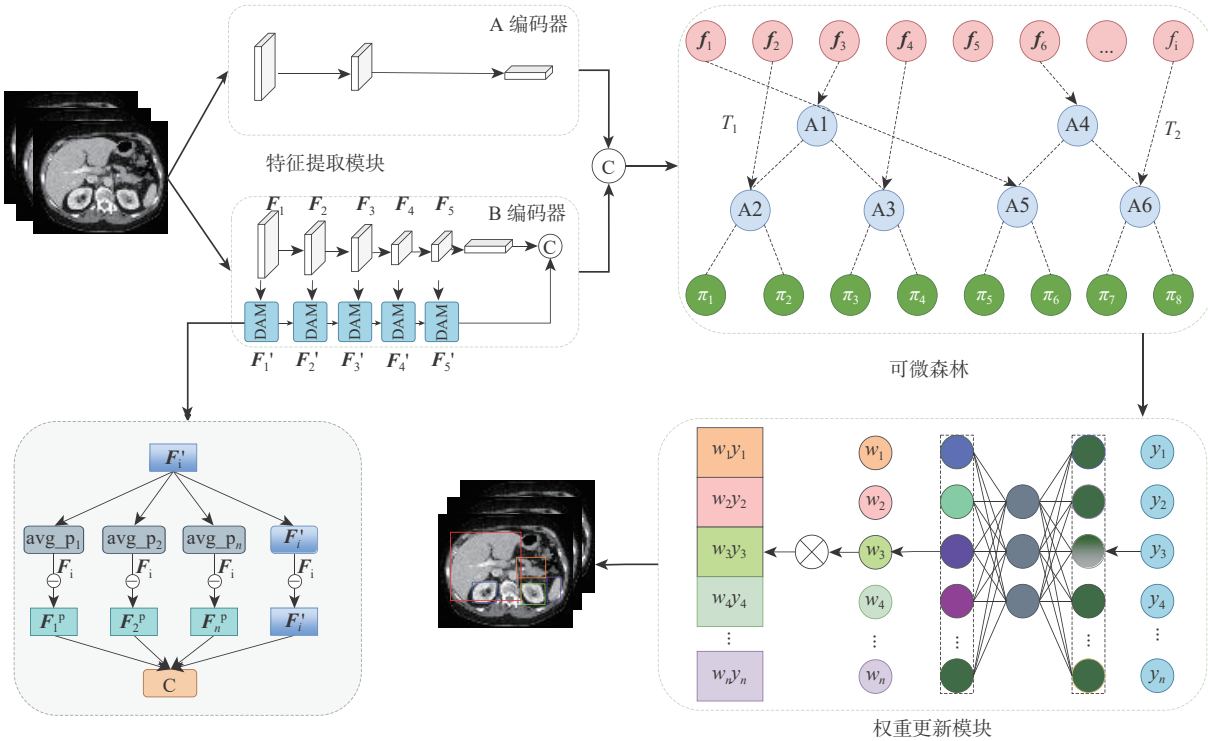


图 1　深度可微随机森林检测模型图

Fig. 1　Model diagram of deep differentiable random forest

输入三维医学图像到输出多器官检测包围盒向量的非线性映射[20]。

1.1　特征提取网络

本文的特征提取网络设计了 2 个独立的编码分支, 分别提取图像的全局特征和局部特征。其中, A 编码器用于提取图像的全局特征; B 编码器用于提取图像的局部细节特征。

A 编码器将简化的 ResNet[21] 编码器作为主干网络, 来提取输入图像的全局特征。

B 编码器为各个器官区域的边缘提供了有关目标器官位置的重要信息。每个器官的边界通常是复杂多样的。为了获得精细的边界信息补充, 本文设计了一种简单有效的多尺度边界特征提取方法, 用于提取器官的多尺度边缘特征。首先得到主干网络的每个阶段的压缩特征图 $\boldsymbol{F}_i$, 将其输入到细节注意力模块(detail attetion moudle, DAM)得到局部卷积特征图 $\boldsymbol{F}_i'$; 其次对局部卷积特征图 $\boldsymbol{F}_i'$ 进行多尺度平均池化操作得到特征图 $\boldsymbol{F}_1^p \sim \boldsymbol{F}_n^p$。对这些特征图进行多尺度平均池化操作得到特征 avg_p_1～avg_p_n; 最后通过局部卷积特征图减去不同尺度的平均池化值来获得多尺度边缘特征。这种多尺度的边缘特征提取设计提供了一种有效的方法来增强相应级别的表示能力。该方法通过提取和整合不同尺度的边界信息, 能够有效提高边缘特征, 抑制噪声。

此外, 将 A 编码器提取的特征与 B 编码器提取的特征进行融合得到完整的图像特征, 用于深度随机森林的输入。其中, $\boldsymbol{f}_1 \sim \boldsymbol{f}_i$ 代表了编码器在不同阶段提取出的特征图。

1.2　可微决策树

传统决策树是根据特征进行确定性地分裂左右节点, 从而确定样本通过树的路由。而可微决策树以概率的形式发送特征到左右节点, 节点中的分裂函数控制分裂的概率。每个分裂节点根据样本计算分裂特征, 并将该特征发送到分裂函数中。

如图 2 所示, 可微决策树的分裂过程以概率 x的形式往左右节点分裂。具体地, 如果输入特征以概率 $1-g_1$ 到达 N_r 节点, 以概率 $(1-g_1)g_3$ 到达 L_3 节点, 那么 L_3 节点中就存在着 x 的分布概率。在可微决策树中, 样本通过不同的路径以不同的概率到达各叶节点, 而树的输出则是这些叶节点分布的加权组合。可微决策树不仅能学习到较为复杂的关系, 而且在训练过程中所建立的决策边界易于

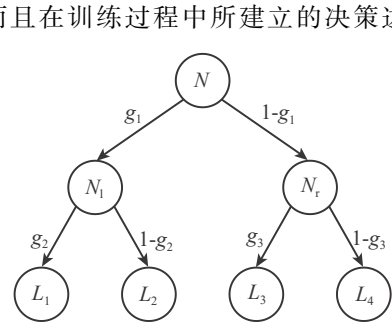


图 2　可微决策树图

Fig. 2　Diagram of differential decision tree

理解。

方法中路径概率可定义为该路径中所有节点的概率乘积，路径概率公式如下所示：

$$p_j = \prod_{n\in\{n_1,\cdots,n_d\}} g_n \tag{1}$$

式中：$n_1,\cdots,n_d$表示从根节点到叶节点的路径上的分裂节点，其中，d为这条路径的深度（即路径上的分裂节点数量）。

树的输出结果就是路径概率p_j和叶节点概率分布π_j的乘积，树的输出结果为

$$Q_h(x) = \sum_j p_j\pi_j \tag{2}$$

建立一个可微决策树模型，用于训练一个概率决策树，从而实现端到端学习并在测试时确定模型。定义表示输入的三维医学图像向量$\boldsymbol{X}$，输出的三维包围盒的向量$\boldsymbol{Y}$。对于$\boldsymbol{x}\in\boldsymbol{X}$，$\boldsymbol{y}\in\boldsymbol{Y}$，存在一个$\boldsymbol{x}\to\boldsymbol{y}$的映射，该映射可以建立条件概率模型，将输入向量映射到输出向量：

$$\hat{\boldsymbol{y}} = g(\boldsymbol{x}) = \int \boldsymbol{y}p(\boldsymbol{y}|\boldsymbol{x})\mathrm{d}\boldsymbol{y} \tag{3}$$

这个映射可以表示为一个由多个回归决策树组成的森林，每个回归决策树由一组分裂节点N和一组叶子节点L组成。图1中的A1～A6即代表了这些分裂节点，它们负责将输入的融合特征进行概率性的分裂。假设θ表示参数，σ为Sigmoid函数，$\psi(\cdot)$为索引函数，f为一个依赖于样本x和参数θ的学习函数，对于N中的每个分裂节点n，定义一个分裂函数：

$$s_n(x;\theta) = \sigma\left(f_{\psi(n)}(x;\theta)\right) \tag{4}$$

该分裂函数决定样本将被发送到左子树还是右子树。每个叶子节点包含一个$\pi_l(y)$概率密度分布，即$\int\pi_l(y)\mathrm{d}y = 1$。在可微决策树中，这个分布是由一个特征提取网络和网络参数共同决定的。索引函数指定分裂节点和f的输出单元之间的对应关系。因此，样本x被分到叶节点l的概率：

$$P(l|x;\theta) = \prod_{n\in N} s_n^{j(l\in L_l)}(1-s_n)^{j(l\in L_r)} \tag{5}$$

式中：$j(\cdot)$为指标函数，L_l和L_r表示子树持有的叶节点集合。可微决策树的条件概率可以表示为

$$p(y|x) = \sum_{l\in L} P(l|x;\theta)\pi_l(y) \tag{6}$$

式中：π表示所有叶节点L中包含的概率密度分布。为了最小化负对数似然损失，本文采用可微决策树的树优化策略，给定一个训练集S来训练学习可微决策树T，其损失函数定义为

$$R(\pi,\theta;S) = -\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\ln p(y_n|x_n;\theta) = -\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\ln\left(\sum_{l\in L}p(l)\pi_l(y_i)\right) \tag{7}$$

此时需学习分裂节点参数θ和叶节点持有的概率密度分布π，来最小化似然损失。因为树节点分裂函数是可微的，所以相对于θ是可微的，本文采用随机梯度下降法来学习参数θ和π。

1.3 可微森林

有了可微决策树的模型，就可以方便地建立可微森林的模型，可微森林是可微决策树$F=\{T_1,T_2,T_3,\cdots,T_n\}$的集合。所有树都可以在$\theta$中共享相同的参数，但每棵树都可以有一组不同的拆分函数以及独立的叶节点概率密度分布π。将森林的损失函数定义为所有单独树的平均损失函数，其计算公式为

$$R_F = \frac{1}{n}\sum_{n=1}^{n} R_{T_n} \tag{8}$$

式中：R_{T_n}为树T_n的损失函数。学习森林F的参数也遵循随机梯度下降法。

可微森林具体的训练过程为：输入训练集、验证集和测试集；初始化叶节点参数、权重参数；计算每个分裂节点的分裂值；计算每个叶节点上的概率分布；得到每棵树的输出响应；计算当前损失；反向传播更新参数；得到学习的模型。

1.4 权重学习

考虑到随机森林中的每棵决策树对最终回归结果都有一定的贡献，但其贡献会有所不同。如果某些决策树的贡献较小，那么其可能会对整个随机森林的性能产生负面影响。因此，本文方法通过为每棵决策树赋予不同的权重，不仅可以改善深度随机森林模型的性能，还可以分析每棵决策树在模型中的重要性。

受到通道注意力机制[22]的启发，本文提出了决策注意力。决策注意力将每棵决策树类似为每个通道，从而建立所有决策树的关系模型。决策注意力包含两个全连接层和一个非线性激活层。

把上一层可微森林的输出作为权重学习模块的输入，记为$[\boldsymbol{y}_1,\boldsymbol{y}_2,\boldsymbol{y}_3,\cdots,\boldsymbol{y}_H]$，其中，$\boldsymbol{y}_H$代表每棵树的输出分布概率的特征响应向量；$H$棵树则用$C$表示，记为通道数。首先，对输入的特征图进行全局平均池化，将每个通道的特征图压缩为一个标量，从而将输入特征图的维度从$H\times C$压缩为$1\times C$。其次，通过2个全连接层来学习每个通道的权重，进一步调整每个通道的重要性。其中，$\boldsymbol{w}_1\sim\boldsymbol{w}_2$代表决策注意力模块为每棵可微决策树学习到的权重参

数。第 1 个全连接层将维度为 C 的输入向量映射到一个大小为 C/r 的向量, 其中, r 是一个可调参数, 然后通过 ReLU 非线性激活函数进行激活, 得到一个稀疏的、具有显著特征的向量。第 2 个全连接层将大小为 C/r 的向量映射回到一个大小为 C 的向量, 代表每个通道的权重。再次, 通过 Sigmoid 函数将这个向量进行激活, 得到一个大小为 C 的 0 到 1 之间的权重向量, 将得到的权重向量与原始特征图相乘, 以调整每个通道特征图的重要性, 从而实现对输入特征图的缩放。最后, 输出 $H\times C$, 但是每个通道的特征图被调整为对特定任务更加有利的状态, 从而提升了网络的性能。

最终可微森林的输出结果为

$$\hat{y}(x)=\frac{1}{H}\sum_{h=1}^{H}wy_h(x)=\frac{1}{H}\sum_{h=1}^{H}w\sum_{j}p_j\pi_j=\frac{1}{H}\sum_{h=1}^{H}w\sum_{j}\prod_{n\in\{n_1,\cdots,n_d\}}g_n\pi_j \tag{9}$$

式中: w 为权重参数。需要指出的是, 决策注意力可以自适应地调整每棵决策树权重, 使模型有更好的泛化性能。

2　实　验

2.1　实验设置

本文在AbdomenCT-1K[23] 和AMOS2022[24] 这2 个腹部多器官数据集上进行实验。AbdomenCT-1K 是一个大规模腹部 CT 数据集, 包含来自 12 个医疗中心的 CT 扫描, 包括 4 种腹部器官: 肝脏、肾脏、脾脏和胰腺。这些数据主要来源于 6 个主要数据集。原始的这些公开数据集大多只针对某一特定器官进行了标注, 但在 AbdomenCT-1K 中, 每例 CT 扫描都对这 4 种器官进行了全面的标注。AMOS2022 数据集是 AMOS2022 挑战赛中提供的数据集, 每一例都有 15 个腹部器官的体素级注释。其包括脾脏、右肾、左肾、胆囊、食道、肝脏、胃、主动脉、下腔静脉、胰腺、右肾上腺、左肾上腺、十二指肠、膀胱、前列腺、子宫。这 2 个数据集涵盖了多个器官的标注信息, 适合用于评估和验证提出的多器官检测模型的性能, 且 2 个数据集具有不同的特点, 如图像质量、器官之间的相互关系等, 可以帮助全面了解模型在各种情况下的性能。考虑到实际计算资源, 本文在 AMOS2022 数据集上做了肝脏、脾脏、胰腺、左肾、右肾、胆囊、膀胱 7 个器官的检测。AMOS2022 数据集比 AbdomenCT-1K 数据集更复杂, 器官之间的边界更模糊, 使用该数据集做腹部多器官检测更具有挑战性。在 AbdomenCT-1K 和 AMOS2022 这 2 个腹部多器官数据集上各随机选取 200 例用于实验, 其中训练集 100 例, 验证集 40 例, 测试集 60 例。

本文所有实验都基于 Python 3.6、PyTorch 1.8.1 和 Ubuntu 16.04。所有训练过程均使用单个 24 GB NVIDIA 3090 GPU 执行。预处理包括 Hu 值截断、调窗、BM3D[25] 和双边滤波[26] 去噪。

参数设置: 树数(15)、树深度(10)、更新叶节点预测的迭代次数(20)、用于更新叶节点的小批量数(50)、初始学习率(0.01)、批量大小(64)、最大 epoch(400)、每 20 个 epoch 降低 0.2 倍学习率。

2.2　对比实验

近年来, 基于自然图像的检测方法众多, 但聚焦医学器官检测的方法较少。和自然图像相比, 医学影像往往是三维的灰度图像, 具有其自身的特点, 一般的基于自然图像的方法很难适用于医学图像的目标检测。本文选择最近几年几个典型的针对医学影像器官检测的方法, 分别是文献 [8], 文献 [9], 文献 [10]。医学图像和自然图像相比, 为了公平比较, 本文为所有方法使用了相同的数据预处理步骤和相同的数据分割。原数据切割之后 slice number 为 100, slice size 为 512 像素×512 像素, slice thickness 为 1～5 mm, 对于所有实验, 使用了 5 折交叉验证, 并最终将平均值报告为结果。本文使用边界墙距离(wall distance, WD)指标来评估检测效果。WD 值越小代表检测效果越好。

表 1 显示了对比方法和本文方法的检测结果数据(最佳结果用粗体显示)。实验数据表明本文方法在 5 个器官上的检测效果最好, 其 5 个器官的平均 WD 值比文献 [8] 减少了 2.66 mm, 比文献 [9] 减少了 1.98 mm, 比文献 [10] 减少了 0.7 mm。

表 1　AbdomenCT-1K 数据集对比实验（WD）

Table 1　Comparative experiments on the AbdomenCT-1K dataset (WD)

方法	平均WD值				
	肝脏	脾脏	胰腺	左肾	右肾
文献[8]	8.9	8.8	9.5	7.1	6.9
文献[9]	8.3	7.4	9.2	6.5	6.4
文献[10]	7.2	6.8	9.1	4.2	4.1
本文方法	6.5	5.3	8.2	4.1	3.8

为进一步验证方法的鲁棒性, 图 3 使用小提琴图[27] 展示了检测结果关于 WD 的分布情况。小提琴图是一种用于展示数值型数据分布情况的图表, 其结合了箱线图和核密度估计图的特点。小提琴图包含了箱线图的 5 个统计量: 最小值、下四分位数、中位数、上四分位数和最大值。在箱线图的基础

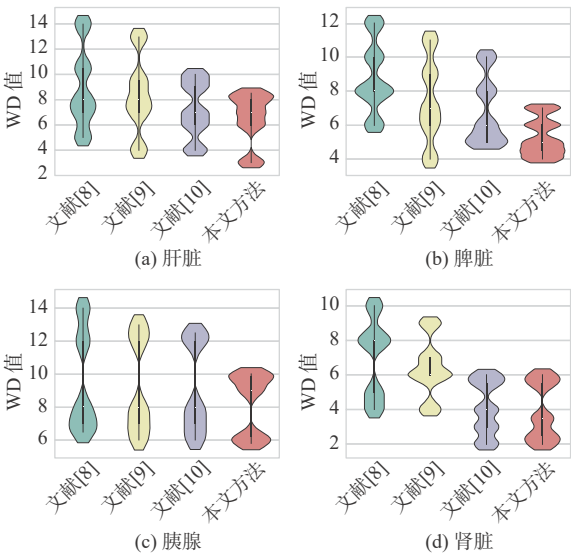


图3 AbdomenCT-1K检测小提琴图

Fig. 3 Detection violin plot AbdomenCT-1K dataset

上，小提琴图通过在箱线图两侧绘制对称的核密度估计图，来展示数据在各个位置上的密度分布情况。对比实验结果能够说明本文提出的方法在处理各种大小器官上有着最优的性能，比仅基于深度卷积网络的器官检测方法优势明显。这主要归功于深度随机森林强大的特征选取能力和深度卷积网络的特征提取能力。但是在小器官检测上有表现不是最佳的情况，这是由样本不足，不能很好地学习小目标特征造成的。

图3中加粗的黑色线条代表四分位数范围，从中间延伸的细黑线表示数据范围，白色点是中位数。从图3中可以发现，本文方法在肝脏，脾脏，胰腺，肾脏这些器官上表现最好，也都呈现出最稳定的分布，可见本文方法的稳定性好。

图4呈现了本文方法和对比方法在不同器官的可视化检测结果。在图4中，真实值Ground Truth和检测结果叠加在原始图像上。红色方框代表肝脏，橙色方框代表胰腺，蓝色方框代表右肾，绿色方框代表左肾，紫色方框代表脾脏。从图4中可以发现，本文方法在肝脏、脾脏、胰腺、左肾、右肾的检测效果上是最好的，并且对于边界有着相对较好的检测能力，同时本文方法对于不规则形状的胰腺器官有着较好的检测结果。

为了进一步验证本文方法的有效性，本文在AMOS2022数据集的7个主要器官的位置上进行了实验，主要包括肝脏、脾脏、胰腺、左肾、右肾、胆囊、膀胱。表2显示了对比方法和本文方法的数据，其中最佳结果用粗体显示。本文方法在7个器官上的检测结果均有很好的效果。7个器官的平均WD值比文献[8]减少了2.68 mm，比文献[9]减少了1.76 mm，比文献[10]减少了0.67 mm。

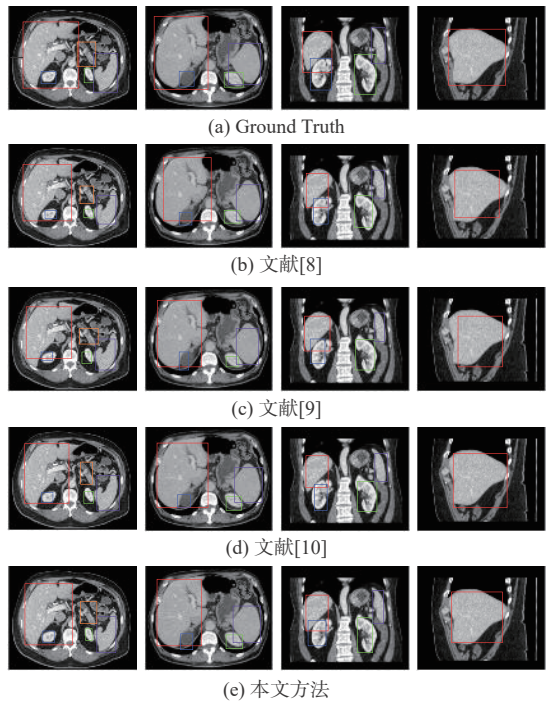


图4 AbdomenCT-1K对比方法可视化图

Fig. 4 Visualization of comparative methods on the AbdomenCT-1K dataset

表2 AMOS2022数据集对比实验（WD）

Table 2 Comparative experiments on the AMOS2022 dataset (WD)

方法	平均WD值						
	肝脏	脾脏	胰腺	左肾	右肾	胆囊	膀胱
文献[8]	9.8	9.3	11.2	8.3	7.9	10.6	11.6
文献[9]	9.2	8.4	9.8	7.4	7.5	9.6	10.3
文献[10]	8.4	7.3	9.6	5.4	5.2	9.2	9.5
本文方法	7.2	6.5	8.9	4.8	4.7	8.7	9.1

图5为数据集AMOS2022检测小提琴图，由图5中可知，本文方法在肝脏、脾脏、胰腺、肾脏、胆囊、膀胱这些器官上表现最好，也都呈现着最稳定的分布，可见本文方法的稳定性好。

图6呈现了本文方法和对比方法的可视化结果。在图6中，Ground Truth和检测结果叠加在原始图像上。红色方框代表肝脏，橙色方框代表胰腺，蓝色方框代表右肾，绿色方框代表左肾，紫色方框代表脾脏，黑色方框代表胆囊，粉色方框代表膀胱。从图6中可以发现，本文方法在肝脏、脾脏、胰腺、左肾、右肾、胆囊、膀胱的检测效果上是最好的，并且对于边界有着相对较好的检测能力，同时本文方法对于不规则形状的胰腺、胆囊、膀胱这些器官有着较好的检测结果。

2.3 消融实验

为了验证深度可微随机森林检测模型的不同

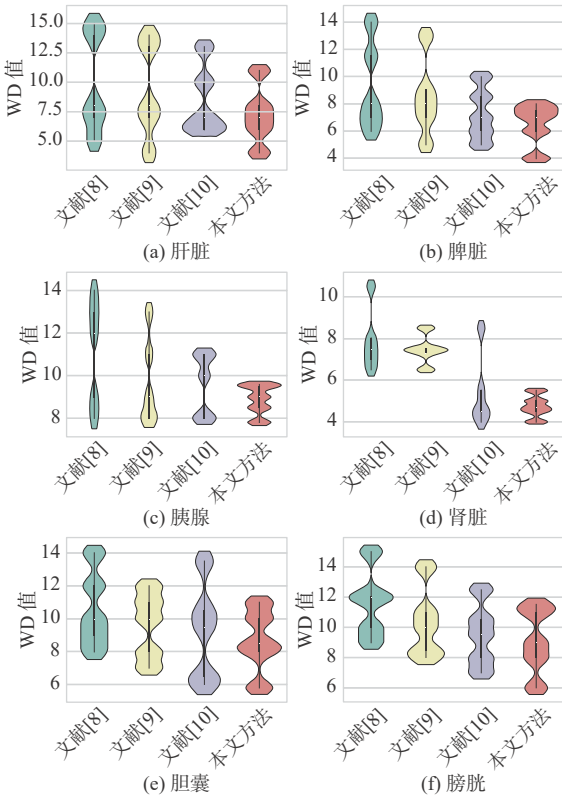


图 5　数据集 AMOS2022 检测小提琴图

Fig. 5　Detection violin plot on AMOS2022 dataset

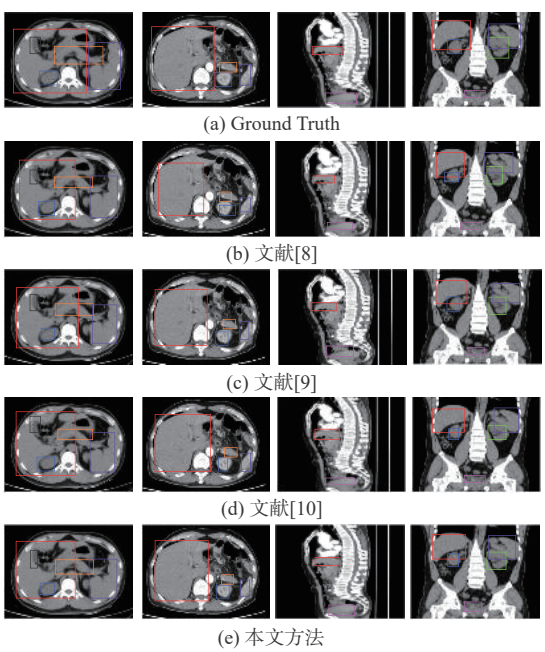


图 6　AMOS2022 对比方法可视化图

Fig. 6　Visualization of comparative methods on the AMOS2022 dataset

组成部分的有效性, 在多器官数据集上基于 WD 指标进行了消融实验。实验结果如表 3、表 4 所示。

1) 精细特征提取的有效性: 深度随机森林检测模型在提取特征部分专门设计了整体特征提取模块和细节特征提取模块, 通过融合这 2 个模块, 可以提取到各个器官的多尺度边界信息, 实现不错的检测性能。为了证明其有效性, 删除细节特征提取模块来比较结果。如表 3 和表 4 第 2 行所示, 可以观察到, 所设计的精细特征提取模块大大提高了检测性能。对于 AbdomenCT-1K 数据集, 腹部 5 个器官的平均 WD 值优化了 0.72 mm 左右; 对于 AMOS-2022 数据集, 腹部 7 个器官的平均 WD 值优化了 0.35 mm 左右。这表明该模块的多尺度提取边缘信息的能力对检测模型的有效性。

表 3　AbdomenCT-1K 消融实验结果（WD）

Table 3　Results of ablation experiments on AbdomenCT-1K dataset (WD)

方法	平均WD值				
	肝脏	脾脏	胰腺	左肾	右肾
无精细特征	7.4	5.6	8.7	5.2	4.6
无权重学习	7.6	6.1	8.5	5.6	5.1
本文方法	6.5	5.3	8.2	4.1	3.8

表 4　AMOS2022 消融实验结果（WD）

Table 4　Results of ablation experiments on AMOS2022 dataset (WD)

方法	平均WD值						
	肝脏	脾脏	胰腺	左肾	右肾	胆囊	膀胱
无精细特征	7.7	6.7	9.3	5.1	5.1	9.2	9.3
无权重学习	7.8	6.9	9.2	5.2	5.3	9.3	9.4
本文方法	7.2	6.5	8.9	4.8	4.7	8.7	9.1

2)可微树的权重学习的有效性: 深度随机森林检测模型的决策注意力可以学习到每棵可微树在参与可微森林投票时的权重参数, 以此来表示每棵树不同的重要性程度。为了证明有效性, 删除权重学习模块来比较结果。如表 3 和表 4 第 3 行所示, 可以观察到, 所设计的权重学习模块大大提高了检测性能。对于 AbdomenCT-1K 数据集, 腹部 5 个器官的平均 WD 值优化了 1 mm 左右; 对于 AMOS2022 数据集, 腹部 7 个器官的平均 WD 值优化了 0.45 mm 左右。这表明该模块的权重调节能力对检测模型的有效性。

3　结　论

本文以腹部器官检测为研究对象, 主要结论如下:

1)本文方法采用“特征提取与可微森林融合, 端到端全局优化”的思想, 将全局-局部双编码器特征提取、可微随机森林决策建模与决策注意力权重学习有机结合。

2)以医学图像存在模糊性、异质性及传统随机森林处理高维复杂数据性能有限为背景设计模型, 引入深度可微随机森林, 增强模型对复杂器官结构

的适应性与检测准确性。

3)对特征提取结构进行改进,设计全局编码器与细节边界编码器相结合的双分支结构,通过多尺度边缘特征增强模块,提升模型对器官边界和小目标的特征表达能力。

4)对决策机制进行优化,提出决策注意力模型,为每棵决策树赋予可学习的权重参数,通过反向传播联合优化节点分裂与投票权重,避免传统方法局部最优问题,实现全局最优检测。今后的工作中,针对不同模态的医学影像数据和多样化的临床检测任务,通过多模态数据融合与可解释性分析技术开展进一步研究。

参考文献(References)

[1] GOLDMAN L W. Principles of CT and CT technology[J]. Journal of Nuclear Medicine Technology, 2007, 35(3): 115-128.

[2] WANG Y, ZHANG Y, LIU L, et al. FGB: feature guidance branch for organ detection in medical images[C]//Proceedings of the 2020 IEEE 17th International Symposium on Biomedical Imaging. Piscataway: IEEE Press, 2020: 349-353.

[3] XUN S, LI D, ZHU H, et al. Generative adversarial networks in medical image segmentation: a review[J]. Computers in Biology and Medicine, 2022, 140: 105063.

[4] WIERZBICKI R, PAWLOWICZ M, JOB J, et al. 3D mixed-reality visualization of medical imaging data as a supporting tool for innovative, minimally invasive surgery for gastrointestinal tumors and systemic treatment as a new path in personalized treatment of advanced cancer diseases[J]. Journal of Cancer Research and Clinical Oncology, 2022, 148(1): 237-243.

[5] FENCHEL M, THESEN S, SCHILLING A. Automatic labeling of anatomical structures in MR FastView images using a statistical atlas[C]//Proceedings of the Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention. Berlin: Springer, 2008: 576-584.

[6] CRIMINISI A, ROBERTSON D, KONUKOGLU E, et al. Regression forests for efficient anatomy detection and localization in computed tomography scans[J]. Medical Image Analysis, 2013, 17(8): 1293-1303.

[7] GAURIAU R, CUINGNET R, LESAGE D, et al. Multi-organ localization with cascaded global-to-local regression and shape prior[J]. Medical Image Analysis, 2015, 23(1): 70-83.

[8] DE VOS B D, WOLTERINK J M, DE JONG P A, et al. 2D image classification for 3D anatomy localization: employing deep convolutional neural networks[C]//Proceedings of the SPIE Medical imaging 2016. San Diego: SPIE, 2016, 9784: 517-523.

[9] HUMPIRE-MAMANI G E, SETIO A A A, VAN GINNEKEN B, et al. Efficient organ localization using multi-label convolutional neural networks in thorax-abdomen CT scans[J]. Physics in Medicine & Biology, 2018, 63(8): 085003.

[10] XU X, ZHOU F, LIU B, et al. Efficient multiple organ localization in CT image using 3D region proposal network[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2019, 38(8): 1885-1898.

[11] 施俊, 汪琳琳, 王珊珊, 等. 深度学习在医学影像中的应用综述[J]. 中国图象图形学报, 2020, 25(10): 1953-1981.
SHI J, WANG L L, WANG S S, et al. Applications of deep learning in medical imaging: a survey[J]. Journal of Image and Graphics, 2020, 25(10): 1953-1981(in Chinese).

[12] BREIMAN L. Random forests[J]. Machine Learning, 2001, 45: 5-32.

[13] BIAU G. Analysis of a random forests model[J]. The Journal of Machine Learning Research, 2012, 13: 1063-1095.

[14] 邓浩伟, 侯月皎, 张朝月, 等. 基于级联森林和多模态融合的脑力疲劳识别算法[J]. 北京航空航天大学学报. 2025, 51(2): 584-593.
DENG H W, HOU Y J, ZHANG C Y, et al. Mental fatigue recognition algorithm based on cascade forest and multi-modal fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51(2): 584-593(in Chinese).

[15] 杨晔民, 张慧军, 张小龙. 随机森林的可解释性可视分析方法研究[J]. 计算机工程与应用, 2021, 57(6): 168-175.
YANG Y M, ZHANG H J, ZHANG X L. Research on interpretable visual analysis method of random forest[J]. Computer Engineering and Applications, 2021, 57(6): 168-175(in Chinese).

[16] SILVA A, GOMBOLAY M, KILLIAN T, et al. Optimization methods for interpretable differentiable decision trees applied to reinforcement learning[C]//Proceedings of the International Conference on Artificial Intelligence and Statistics. NewYork: PMLR, 2020: 1855-1865.

[17] LI Z, LIU F, YANG W, et al. A survey of convolutional neural networks: analysis, applications, and prospects[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 33(12): 6999-7019.

[18] CRIMINISI A, ROBERTSON D, PAULY O, et al. Anatomy detection and localization in 3D medical images[J]. Decision Forests for Computer Vision and Medical Image Analysis, 2013, 193-209.

[19] MATSUO Y, LECUN Y, AHANI M, et al. Deep learning, reinforcement learning, and world models[J]. Neural Networks, 2022: 267-275.

[20] CHEN Y, CHI Y, FAN J, et al. Gradient descent with random initialization: fast global convergence for nonconvex phase retrieval [J]. Mathematical Programming, 2019, 176: 5-37.

[21] WU Z, SHEN C, VAN DEN HENGEL A. Wider or deeper: revisiting the resnet model for visual recognition[J]. Pattern Recognition, 2019, 90: 119-133.

[22] ZHU X, WANG X, SHI Y, et al. Channel-wise attention mechanism in the 3D convolutional network for lung nodule detection[J]. Electronics, 2022, 11(10): 1600.

[23] MA J, ZHANG Y, GU S, et al. Abdomenct-1k: is abdominal organ segmentation a solved problem?[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 44(10): 6695-6714.

[24] KONDO S, KASAI S, XING X. Multi-modality abdominal multi-Organ segmentation with deep supervised 3D segmentation model [EB/OL]. (2022-08-24)[2023-10-03]. https://doi.org/10.48550/arXiv.2208.12041.

[25] YUAN Z, CHEN T, XING X, et al. BM3D denoising for a cluster-analysis-based multibaseline InSAR phase-unwrapping method[J]. Remote Sensing, 2022, 14(8): 1836.

[26] PARIS S, KORNPROBST P, TUMBLIN J, et al. Bilateral filtering:

theory and applications[J]. Foundations and Trends® in Computer Graphics and Vision, 2009, 4(1): 1-73.

[27] HINTZE J L, NELSON R D. Violin plots: a box plot-density trace synergism[J]. The American Statistician, 1998, 52(2): 181-184.

Multi-organ detection method in abdominal CT images based on deep differentiable random forest

ZHENG Shenhai[1, 2, *], LIU Xiaoxuan[1], WANG Ruihao[1]

(1. College of Computer Science and Technology, Chongqing University of Posts and Telecommunications, Chongqing 400065, China;
2. Chongqing Key Laboratory of Image Cognition, Chongqing University of Posts and Telecommunications, Chongqing 400065, China)

Abstract: To address the insufficient feature learning of traditional random forests when processing high-dimensional and structurally complex medical images, this paper proposes an abdominal multi-organ detection method utilizing deep differentiable random forests methdo. This method first ingeniously fused deep learning with random forest, employing a global-local dual encoder to extract high-level features that were subsequently fed into a differentiable random forest for tree partitioning. The designed decision attention assigned weights to each decision tree, and all parameters were learned through backpropagation to construct the final end-to-end model. Unlike traditional random forests, this method performs tree node splitting in the form of probabilities, and multiple decision trees vote with weighted parameters. This backpropagation learning of node splitting parameters and voting weight parameters can avoid the local optimum brought by traditional random forest leaf node splitting, allowing the deep differentiable random forest to search for the global optimum. Ultimately, experiments were carried out on two public medical image multi-organ datasets (AbdomenCT-1K and AMOS2022). The findings reveal that, in comparison to the benchmark method, the average WD value for five organs in AbdomenCT-1K decreases by 0.7−2.66 mm, while the average WD value for seven organs in AMOS2022 declines by 0.67−2.68 mm. These demonstrate that the proposed method achieves superior detection accuracy.

Keywords: multi-organ detection; deep random forest; weighted voting; convolutional neural network; decision attention

Received: 2023-11-30; **Accepted**: 2024-01-05; **Published Online**: 2024-03-02 16:31

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240229.1033.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61902046); Science and Technology Research Program of Chongqing Municipal Education Commission (KJZD-K202200606); Natural Science Foundation of Chongqing (2022NSCQ-MSX3746)

* **Corresponding author**. E-mail: zhengsh@cqupt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0643

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*
(中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300)

摘 要：剩余使用寿命(RUL)的准确预测对航空发动机的稳定性、可靠性和安全性至关重要。针对现有RUL预测方法无法充分挖掘传感器数据退化特征的问题，提出一种基于深度学习模型BSVAR的航空发动机RUL预测方法。采用双向长短期记忆(Bi-LSTM)网络与基于自注意力机制的变分自编码器(SVAE)提取传感器数据的深层次退化信息；基于变分推理对传感器数据具有的退化特征进行聚类，生成潜在空间；将Bi-LSTM、SVAE和回归器相结合建立RUL预测模型，充分提取传感器数据的退化特征，提升RUL预测精度。在航空发动机C-MAPSS数据集上进行实验验证，实验结果表明：所提方法可以在潜在空间中标记发动机的退化进程；相比于现有的RUL预测方法具有更高的预测精度。

关 键 词：剩余使用寿命预测；变分自编码器；深度学习；退化特征；自注意力机制
中图分类号：V240.2; V263; TP183
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3790-09

航空发动机作为飞行器的主要动力装置，对于保障飞行安全至关重要,其可靠性和安全性直接影响着航空运输的稳定性和可持续性。然而，由于航空发动机具有结构复杂、集成度高、工作环境恶劣及工作状态多变等不利因素，随着运行时间的推移，发动机会逐渐退化并最终出现故障，从而带来巨大的经济损失和安全风险[1]。准确的剩余使用寿命(remaining useful life, RUL)预测对于制定有效的维护计划、提高飞机的可靠性和安全性至关重要。此外，对发动机RUL进行准确预测可以避免计划外的停机，及时对发动机进行维护，最小化经济损失，因此，对航空发动机RUL进行准确预测具有重要研究意义。

现有的RUL预测方法可分为基于物理模型的预测方法和基于数据驱动的预测方法[2]。基于物理模型的预测方法对设备的退化过程进行建模，以预测设备的RUL[3-4]。但该过程需要大量的先验知识，难以对航空发动机这类复杂度高的系统建立准确的退化模型，导致其预测精度不高，在应用上具有局限性。由于基于数据驱动的预测方法能够有效处理退化状态与传感器数据之间的非线性关系，该过程不需要大量的先验知识，因此，其对航空发动机这类复杂系统进行RUL预测更有优势。

在数据驱动方法中，基于深度学习的预测方法可以直接对高度非线性、复杂、多维系统进行建模，挖掘数据与预测目标的映射关系。文献[5]采用深度卷积神经网络在传感器通道上沿时间维度进行深度卷积操作，以提取数据在时间维度上的空间特性。文献[6]采用循环神经网络(recurrent neural networks, RNN)构建航空发动机的健康指标，通过健康指标进行RUL预测。文献[7]提出核全局主成分分析提取传感器数据的非线性特征，结合门控循环单元对航空发动机的RUL进行预测。为评估发动机在复杂工况下的RUL, Huang等[8]提出基于双向长短期记忆(bidirectional long-short term memory, Bi-LSTM)网络的RUL预测方法。文献[9]

收稿日期：2023-10-09；**录用日期**：2023-11-24；**网络出版时间**：2023-12-09 13:47
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231208.1725.002
基金项目：国家自然科学基金(62003352,62003351)；中央高校基本科研业务费专项资金(3122019055,3122025041,3122025047)
*通信作者. E-mail：wangyx@cauc.edu.cn

引用格式：赵昱宇，索超，王雨潇. 基于BSVAR的航空发动机剩余使用寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3790-3798. ZHAO Y Y，SUO C，WANG Y X. BSVAR-based remaining useful life prediction method for aircraft engines[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3790-3798 (in Chinese).

采用卷积神经网络与 Bi-LSTM 网络相结合的混合模型方法评估航空发动机的 RUL。

以上基于纯模型的 RUL 预测方法取得了较好的效果, 但直接对传感器数据进行特征提取, 忽略了不同特征对 RUL 预测任务的贡献度差异。针对这一缺陷, 自注意力机制可以关注全局信息, 为更重要的特征赋予更大的权重, 从而提升预测精度。Zhang 等[10] 提出具有时间自注意力机制的双向门控循环单元, 以捕捉时间通道的全局相关性。文献 [11] 使用多头注意力机制对传感器通道特征值进行加权处理并进行拼接, 从而充分提取传感器数据的有效信息。文献 [12] 使用双注意力机制关注不同维度的特征, 从而提升模型对航空发动机 RUL 的预测精度。

基于自注意力机制的航空发动机 RUL 预测方法具有良好的预测性能, 但其缺乏深层次特征提取能力, 无法体现发动机的退化进程。基于自编码器 (autoencoder, AE) 模型的 RUL 预测方法可以对传感器数据进行特征提取, 并生成具有更深层次信息的压缩表示[13]。文献 [14] 采用基于 RNN 的 AE 获取输入的序列信息生成健康指标, 并结合基于相似性的方法对航空发动机进行 RUL 预测。然而, AE 无法对数据具有的特征进行准确聚类。变分自编码器 (variational autoencoder, VAE) 由 Kingma 等提出[15], 通过优化 Kullback–Leibler (KL) 散度项和重构误差, 使 VAE 具有更出色的聚类能力。VAE 及其变体已被广泛用于故障检测领域[16-19]。文献 [20] 将 VAE 应用于航空发动机的 RUL 预测问题, 但其忽略了传感器数据的全局特性, 未能充分挖掘传感器数据的退化特征。

针对现有方法不足, 本文提出基于双向自注意力变分自回归 (bidirectional self-attention variational autoencoder, BSVAR) 的航空发动机 RUL 预测方法: ①使用 Bi-LSTM 和基于自注意力机制的 VAE (self-attention based VAE, SVAE) 挖掘传感器数据的深层次退化信息, 生成潜在向量; ②基于潜在向量训练回归器, 提升 RUL 预测精度, 并生成潜在空间; ③结合 Bi-LSTM、SVAE 和回归器构建航空发动机的 RUL 预测模型, 挖掘数据的深层次退化特征, 提高预测精度, 并基于潜在空间标记发动机的退化程度。

1　理论基础

1.1　自注意力机制

自注意力机制为 Transformer 的核心[21], 其通过矩阵乘法可以并行关注输入特征和输出特征之间的全局依赖性, 并为输入特征中更重要的特征赋予更大的权重。图 1 为缩放点积计算方式的自注意力机制。其中, $\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{K}$和$\boldsymbol{V}$分别为输入经过线性变换后得到的查询 $\boldsymbol{Q}$(query 矩阵)、键 $\boldsymbol{K}$(key 矩阵) 和值 $\boldsymbol{V}$(value 矩阵)。

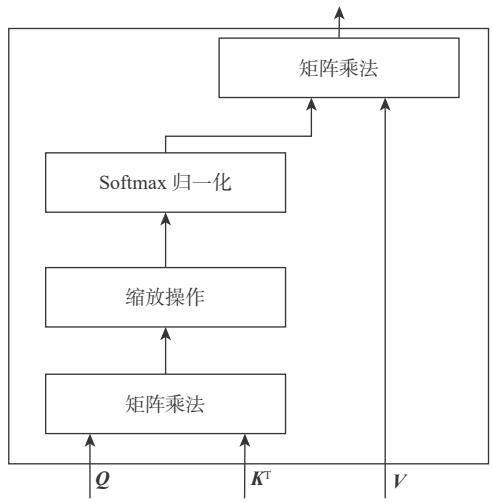


图 1　缩放点积自注意力

Fig. 1　Scaled dot-product self-attention

自注意力机制通过矩阵乘法捕捉输入序列中任意向量之间的依赖关系, 通过缩放点积注意力的方式计算特征通道的权重, 并对不同特征赋予不同的权重。所得结果经过线性层进行线性映射, 线性层的输出结果即为自注意力机制的输出。

1.2　变分自编码器

变分自编码器是一种基于变分推理的生成模型[15], 包括编码器和解码器。其结构如图 2 所示。

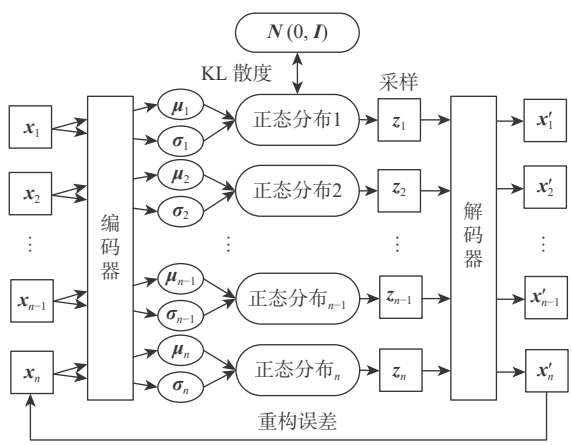


图 2　变分自编码器结构

Fig. 2　Structure of variational autoencoder

VAE 利用变分推理, 将高维向量 $\boldsymbol{X}$ 压缩为潜在向量 $\boldsymbol{Z}$, 从而使其具有出色的聚类能力, 该压缩过程可表示为

$$p_\theta(\boldsymbol{X},\boldsymbol{Z}) = p_\theta(\boldsymbol{X}|\boldsymbol{Z})p_\theta(\boldsymbol{Z}) \tag{1}$$

式中: $p_\theta(\boldsymbol{Z})$为潜在变量 $\boldsymbol{Z}$ 的先验分布; $p_\theta(\boldsymbol{X},\boldsymbol{Z})$为 $\boldsymbol{X}$ 与 $\boldsymbol{Z}$ 的联合分布; $p_\theta(\boldsymbol{X}|\boldsymbol{Z})$为 $\boldsymbol{Z}$ 已知的条件下, 输入变量 $\boldsymbol{X}$ 的条件概率密度函数, θ为可变参数。潜在

向量$\boldsymbol{Z}$由解码器生成新样本$\boldsymbol{X}'$。VAE的损失函数表示为

$$L_{\text{vae}}=-D_{\text{KL}}(q_\varphi(\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{X})\|p_\theta(\boldsymbol{Z}))+E_{\boldsymbol{Z}\sim q_\varphi(\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{X})}(\lg p_\theta(\boldsymbol{X}|\boldsymbol{Z})) \tag{2}$$

式中：$D_{\text{KL}}(q_\varphi(\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{X})\|p_\theta(\boldsymbol{Z}))$为散度项，表示潜在分布$q_\varphi(\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{X})$和先验分布$p_\theta(\boldsymbol{Z})$之间的距离；$E_{\boldsymbol{Z}\sim q_\varphi(\boldsymbol{Z}|\boldsymbol{X})}(\lg p_\theta(\boldsymbol{X}|\boldsymbol{Z}))$为重构误差，$E$为期望。相比于AE，VAE不仅考虑输入数据与重构数据之间的差异，同时考虑重构的可变性，使潜在空间分布更规律。此外，VAE根据先验概率对潜在空间进行多次采样，计算平均重构误差作为重构概率，相比AE具有更好的鲁棒性。

2 基于BSVAR模型的航空发动机RUL预测模型

本文提出的BSVAR模型结构如图3所示。BSVAR由3部分组成：Bi-LSTM、SVAE和回归器。传感器数据经过数据预处理后输入BSVAR，由Bi-LSTM与SVAE获取具有深层次退化特征的潜在向量。利用潜在向量训练回归器以预测航空发动机的RUL。此外，潜在向量在潜在空间中的分布可以体现航空发动机的退化进程。

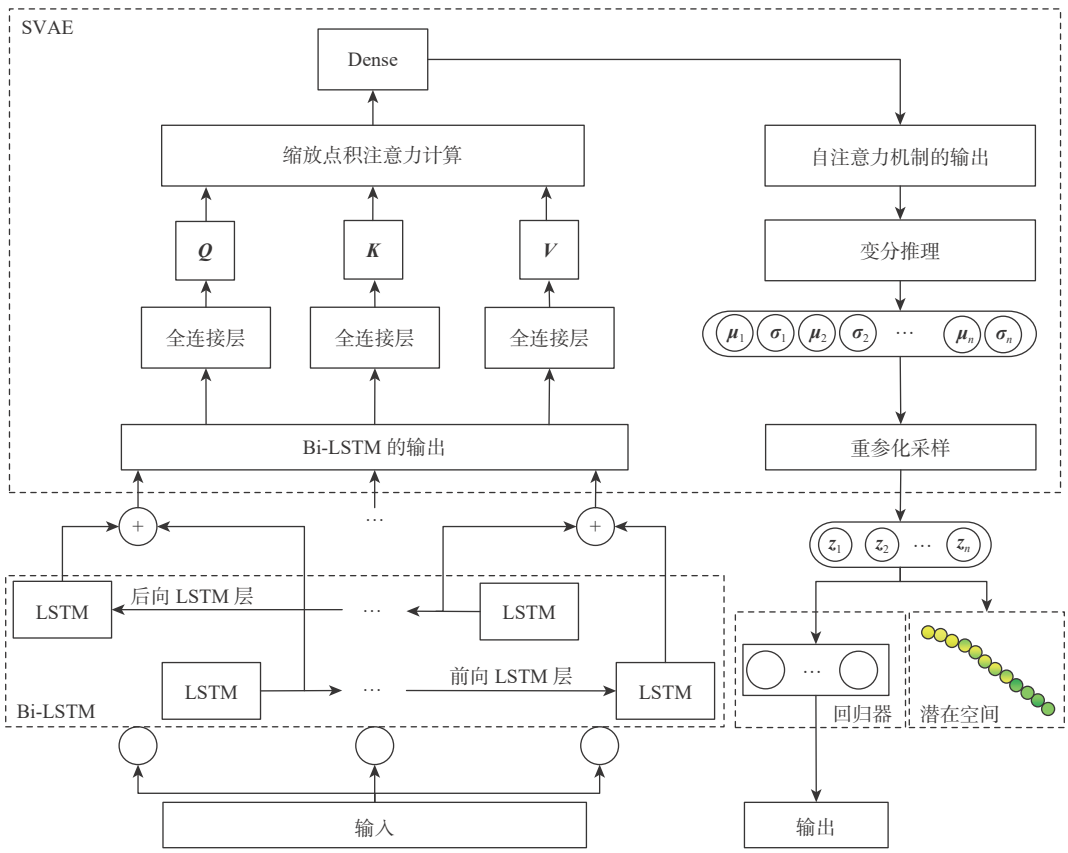


图3 BSVAR模型结构

Fig. 3 Structure of BSVAR model

2.1 深层次特征提取

记传感器数据经过数据预处理后得到的高维向量$\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_n]$，其中，$n$为传感器个数，$\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^l$，$l$为时间窗大小。将其输入Bi-LSTM，需经过前向LSTM层和后向LSTM层分别提取前后时序特征，再经过同一个输出层输出。前向LSTM网络参数具体计算式为

$$\boldsymbol{H}_i^{\text{f}}=f(\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i-1}^{\text{f}};\lambda_{\text{LSTM}}^{\text{f}})=\begin{cases}\tilde{\boldsymbol{c}}_i^{\text{f}}=\tanh(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{c}}^{\text{f}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i-1}^{\text{f}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{c}}^{\text{f}})\\ \boldsymbol{I}_i^{\text{f}}=\text{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{I}}^{\text{f}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i-1}^{\text{f}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{I}}^{\text{f}})\\ \boldsymbol{f}_i^{\text{f}}=\text{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{f}}^{\text{f}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i-1}^{\text{f}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{f}}^{\text{f}})\\ \boldsymbol{c}_i^{\text{f}}=\tilde{\boldsymbol{c}}_i^{\text{f}}\cdot\boldsymbol{I}_i^{\text{f}}+\boldsymbol{c}_{i-1}^{\text{f}}\cdot\boldsymbol{f}_i^{\text{f}}\\ v\boldsymbol{o}_i^{\text{f}}=\text{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{o}}^{\text{f}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i-1}^{\text{f}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{o}}^{\text{f}})\\ \boldsymbol{H}_i^{\text{f}}=\boldsymbol{o}_i^{\text{f}}\cdot\tanh(\boldsymbol{c}_i^{\text{f}})\end{cases} \tag{3}$$

后向LSTM网络参数具体计算式为

$$\boldsymbol{H}_i^{\text{b}}=f(\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i+1}^{\text{b}};\lambda_{\text{LSTM}}^{\text{b}})=\begin{cases}\tilde{\boldsymbol{c}}_i^{\text{b}}=\tanh(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{c}}^{\text{b}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i+1}^{\text{b}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{c}}^{\text{b}})\\ \boldsymbol{I}_i^{\text{b}}=\text{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{I}}^{\text{b}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i+1}^{\text{b}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{I}}^{\text{b}})\\ \boldsymbol{f}_i^{\text{b}}=\text{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{f}}^{\text{b}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i+1}^{\text{b}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{f}}^{\text{b}})\\ \boldsymbol{c}_i^{\text{b}}=\tilde{\boldsymbol{c}}_i^{\text{b}}\cdot\boldsymbol{I}_i^{\text{b}}+\boldsymbol{c}_{i+1}^{\text{b}}\cdot\boldsymbol{f}_i^{\text{b}}\\ \boldsymbol{o}_i^{\text{b}}=\text{sigmoid}(\boldsymbol{W}_{\boldsymbol{o}}^{\text{b}}\cdot[\boldsymbol{X}_i,\boldsymbol{H}_{i+1}^{\text{b}}]+\boldsymbol{b}_{\boldsymbol{o}}^{\text{b}})\\ \boldsymbol{H}_i^{\text{b}}=\boldsymbol{o}_i^{\text{b}}\cdot\tanh(\boldsymbol{c}_i^{\text{b}})\end{cases} \tag{4}$$

最终输出结果可表达为

$$\boldsymbol{H}_i=\boldsymbol{H}_i^{\text{f}}+\boldsymbol{H}_i^{\text{b}} \tag{5}$$

式中：上标f和b分别表示前向计算和后向计算；λ_{LSTM}为参数的集合；$\tilde{\boldsymbol{c}}_i$为细胞状态候选值；$\boldsymbol{I}_i$为输入门；$\boldsymbol{f}_i$为遗忘门；$\boldsymbol{c}_i$为更新后的细胞状态；$\boldsymbol{o}_i$为输出

门; $\boldsymbol{H}_i^{\mathrm{f}}$和$\boldsymbol{H}_i^{\mathrm{b}}$分别为第$i$时刻前向和后向隐藏状态的输出值; $\boldsymbol{H}_i$为 Bi-LSTM 的第i时刻隐藏状态的输出值; $\boldsymbol{W}_c$、$\boldsymbol{W}_I$、$\boldsymbol{W}_f$、$\boldsymbol{W}_o$和b_c、b_I、b_f、b_o为权重项和偏置项。

Bi-LSTM 在i时刻的输出$\boldsymbol{H}_i$具有局部时间特性, 将$\boldsymbol{H}_i$输入 SVAE, 自注意力机制对输入的特征维度进行权重分配, 通过矩阵运算获取特征的全局信息, 并经过线性层得到最终输出。其中, 查询$\boldsymbol{Q}$、键$\boldsymbol{K}$和值$\boldsymbol{V}$由自注意力机制的输入确定, 自注意力的输入为$\boldsymbol{H}_i$, 则i时刻$\boldsymbol{Q}_i$、$\boldsymbol{K}_i$、$\boldsymbol{V}_i$的具体计算式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{Q}_i=\boldsymbol{W}_Q^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{H}_i\\ \boldsymbol{K}_i=\boldsymbol{W}_K^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{H}_i\\ \boldsymbol{V}_i=\boldsymbol{W}_V^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{H}_i\end{cases}\tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{W}_Q$、$\boldsymbol{W}_K$和$\boldsymbol{W}_V$为权重项。所得$\boldsymbol{Q}_i$、$\boldsymbol{K}_i$和$\boldsymbol{V}_i$进行缩放点积计算对特征分配权重:

$$\boldsymbol{A}_i(\boldsymbol{Q}_i,\boldsymbol{K}_i,\boldsymbol{V}_i)=\mathrm{softmax}(\boldsymbol{Q}_i\cdot\boldsymbol{K}_i^{\mathrm{T}}/\sqrt{d_k})\cdot\boldsymbol{V}_i\tag{7}$$

式中: d_k为缩放因子; softmax(·)为激活函数。将该结果输入线性层得到自注意力机制的输出为

$$\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{out}}=\boldsymbol{A}_i\cdot\boldsymbol{W}_H\tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{W}_H$为线性变换矩阵。最终的输出$\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{out}}$具有局部时间特性和输入的全局特性。基于变分推理生成均值和标准差的计算过程可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\mu}_i=\mathrm{linear}(\boldsymbol{W}_\mu^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{out}}+\boldsymbol{b}_\mu)\\ \boldsymbol{\sigma}_i^2=\exp(\mathrm{linear}(\boldsymbol{W}_\sigma^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{out}}+\boldsymbol{b}_\sigma))\end{cases}\tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{W}_\mu$、$\boldsymbol{W}_\sigma$和$\boldsymbol{b}_\mu$、$\boldsymbol{b}_\sigma$分别为权重项和偏置项; linear(·)为线性激活函数; $\boldsymbol{\mu}_i$、$\boldsymbol{\sigma}_i^2$为均值向量和方差向量。基于重参化对其进行采样生成潜在向量的计算过程可以表示为

$$\boldsymbol{Z}_i=\boldsymbol{\mu}_i\cdot\xi+\boldsymbol{\sigma}_i\tag{10}$$

式中: $\xi\sim N(0,\boldsymbol{I})$为标准正态分布; $\boldsymbol{I}$为单位矩阵; $\boldsymbol{Z}_i$为样本$\boldsymbol{X}_i$对应的潜在向量。

2.2　RUL 预测与潜在空间

利用潜在向量$\boldsymbol{Z}_i$训练回归器, 其对航空发动机进行 RUL 预测过程可表示为

$$\hat{y}_i=\mathrm{linear}(\boldsymbol{W}_2^{\mathrm{T}}\cdot\mathrm{ReLu}(\boldsymbol{W}_1^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{Z}_i+\boldsymbol{b}_1)+\boldsymbol{b}_2)\tag{11}$$

式中: $\hat{y}_i$为 RUL 的预测值; ReLu(·)为 ReLu激活函数; $\boldsymbol{W}_1$、$\boldsymbol{W}_2$和$\boldsymbol{b}_1$、$\boldsymbol{b}_2$为权重项和偏置项。

潜在向量为二维向量, 根据其第 1 维度和第 2 维度生成二维潜在空间, 其可以体现发动机的退化程度, 反映传感器数据具有的退化特征。

3　基于 BSVAR 模型的航空发动机 RUL 预测流程

基于 BSVAR 模型的航空发动机 RUL 预测流程包括数据预处理、离线训练和在线预测。基于 BSVAR 的 RUL 预测流程如图 4 所示, 具体过程描述如下。

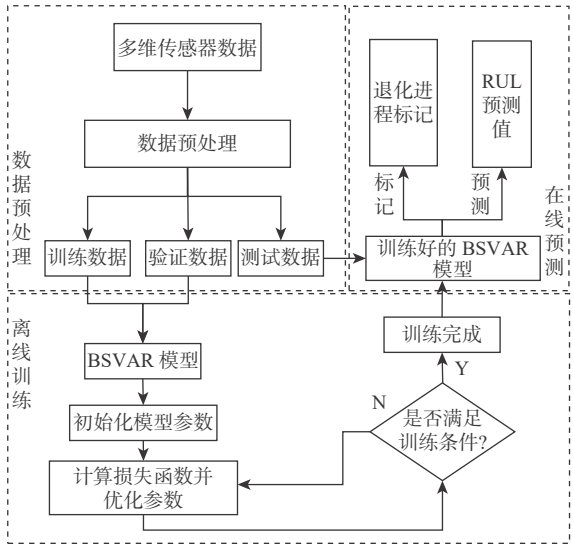


图 4　基于 BSVAR 的 RUL 预测流程

Fig. 4　BSVAR-based RUL prediction flow

步骤 1　数据预处理。对训练数据与测试数据进行同样的数据预处理: 选择 21 个传感器数据, 添加分段 RUL 标签, 并将 RUL 最大值设置为 125。采用滑动窗口的方式, 对数据进行基于工况的标准化与降噪平滑处理[16]。将经过处理的训练数据划分为训练数据和验证数据。

步骤 2　离线训练。将经过划分的训练数据输入 BSVAR 网络中, 初始化模型参数经过 Bi-LSTM 和 SVAE 深度挖掘数据的退化信息生成潜在向量。利用潜在向量训练回归器进行 RUL 预测, 同时生成潜在空间, 并利用验证集数据参与训练过程。离线训练阶段计算训练集和验证集的损失函数Loss, 采用 Adam 算法进行参数优化。当满足训练条件后, 停止训练; 若不满足, 重复上述过程。

由于基于 VAE 的 RUL 预测方法使用回归器代替解码器, 使用 RUL 预测值与真实值的均方根误差 (root mean square error, RMSE) 代替重构误差。BSVAR 模型损失函数的具体表达式为

$$L_{\mathrm{BSVAR}}=-D_{\mathrm{KL}}(N(\boldsymbol{\mu}_i,\boldsymbol{\sigma}_i^2)\|N(0,\boldsymbol{I}))+R\tag{12}$$

式中: $-D_{\mathrm{KL}}(N(\boldsymbol{\mu}_i,\boldsymbol{\sigma}_i^2)\|N(0,\boldsymbol{I}))$为潜在分布$N(\mu_i,\sigma_i^2)$与标准正态分布$N(0,\boldsymbol{I})$的散度; R为 RUL 预测值与真实值的均方根误差。通过优化 KL 散度项正则化潜在空间, 使潜在向量的分布更具有规律; 通过优化 RMSE 提升 RUL 预测精度。

步骤 3　在线预测。在线预测阶段, 输入预处理后的测试数据到训练好的 BSVAR 模型, 输出对应的预测 RUL, 并基于潜在空间中标记发动机的退化程度。

4 实验验证

4.1 C-MAPSS数据集

本文采用C-MAPSS公开数据集对基于BSVAR的RUL预测方法进行实验验证[22-23]。C-MAPSS数据集根据故障模式和操作条件的不同可划分为4个子集，共包括6种工作条件和4种故障模式。C-MAPSS数据集基本信息如表1所示。

表1 C-MAPSS数据集

Table 1 C-MAPSS dataset

数据集	训练集发动机台数	测试集发动机台数	工作条件	故障模式
FD001	100	100	1	1
FD002	260	259	6	1
FD003	100	100	1	2
FD004	249	248	6	2

以子集FD002为例，训练集中包含260台发动机在6种工作条件下从健康到故障的所有飞行循环状态监控数据，测试集中包含259台发动机正常使用时的飞行循环状态监控数据用于模型在线预测。子集FD001、FD003、FD004分别为单一工作条件单个故障模式、单一工作条件多个故障模式、多种工作条件多个故障模式。每条数据是由发动机编号、飞行循环数、3个操作条件和21个传感器读数组成的多变量时间序列。

4.2 评价标准

为评估模型的预测性能，本文使用非对称评分函数(Score)和RMSE作为评价指标。非对称评分函数能够对提前预测和延后预测产生不同的惩罚结果，相同误差下延后预测的惩罚高于提前预测。其函数表达式为

$$\begin{cases} s_i = \begin{cases} \mathrm{e}^{-d_i/13}-1 & d_i<0 \\ \mathrm{e}^{d_i/10}-1 & d_i\geqslant 0 \end{cases} \\ s=\sum_{i=1}^{N} s_i \end{cases} \tag{13}$$

式中：$d_i=\hat{y}_i-y_i$为预测RUL与真实RUL之差；N为测试集中样本的个数；s为非对称评分函数的得分结果。

RMSE对提前预测和延后预测拥有相同的惩罚结果。其函数表达式为

$$R=\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} d_i^2} \tag{14}$$

Score与RMSE数值越小，表示预测效果越好。

4.3 实验条件

仿真环境为Intel Core i7-8750H CPU、Windows 11、python3.7，后端为TensorFlow。本文根据文献[20]以确定学习率、迭代次数和批大小的具体取值。同时，针对Bi-LSTM神经元个数、全连接层个数及时间窗大小，本文进行了对比实验，并选择最优组合，最终模型的超参数组合如表2所示。

表2 超参数设置

Table 2 Hyperparameter setup

参数	数值
时间窗(FD001/FD002/FD003/FD004)	25/20/30/15
潜在空间维数	2
学习率	0.001
迭代次数	10
Bi-LSTM单元个数	300
批大小	256
全连接层神经元个数	200

4.4 实验结果与分析

4.4.1 RUL预测结果与分析

为减少随机性的影响，在每个子集上进行10次实验，取均值作为最终的实验结果，最终的RUL预测结果如图5所示。图5(a)～图5(d)依次为4个子数据集中所有发动机的预测RUL和真实RUL。为评估BSVAR预测模型对航空发动机的有效性和优越性，与最新的基于纯模型的方法(深度卷积神经网络(deep convolutional neural network, DCNN)[5]、Bi-LSTM[8]、混合深度神经网络(hybrid deep neural network, HDNN)[9])、基于自注意力机制的预测方法(双向门口循环单元-时间自注意力机制(bidirectional gate recurrent unit temporal self-attention mechanism, BGRU-TSAM)[10]、双注意力(dual-attention, Dual-Att)[12])和基于自编码器的预测方法(BSVAR)、编码器网络(encoder networks, EN)[14]、循环变分编码(recurrent variational autoencoder, RVE)[20])进行比较，比较结果如表3所示，加黑数值为最佳结果。根据图5和表3的预测结果可知，本文BSVAR能够实现RUL的准确预测。在简单工况下，本文方法取得了较好的预测效果，在子集FD001和FD003上，RMSE和Score与最优结果接近。而在复杂工况和故障下，本文方法呈现出更明显的优势，在子集FD002和FD004上取得了最好的预测结果。相对于次优方法，BSVAR在FD002数据集上RMSE和Score分别下降了0.27%和33.40%，在FD004子集上RMSE和Score分别下降了7.45%和24.04%。本文方法的结果在RMSE上的提升说明RUL真实值与RUL预测值的相对误差得到改善，在Score得分上的显著提升说明在相对误差改善的同时，避免延后预测带来的严重后果。因此，

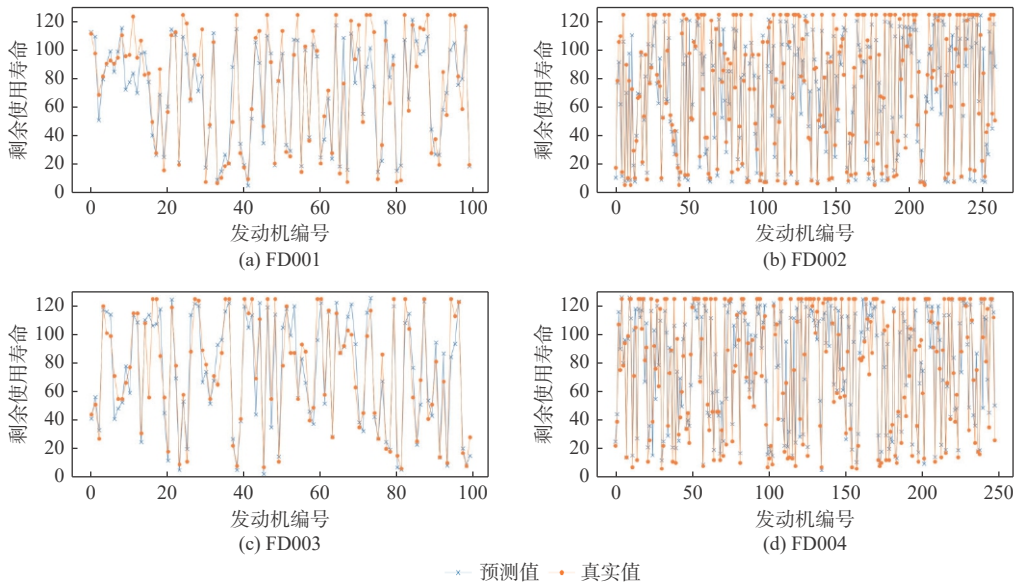


图 5　RUL 预测结果

Fig. 5　RUL prediction results

表 3　与最新方法比较

Table 3　Comparison with state-of-the-art approaches

方法	RMSE				Score			
	FD001	FD002	FD003	FD004	FD001	FD002	FD003	FD004
DCNN[5]	12.61	22.36	12.64	23.31	273.7	10412	284.1	12466
Bi-LSTM[8]		25.11		26.61		4 793		4 971
HDNN[9]	13.01	15.24	**12.22**	18.156	245	1 282.42	287.72	1 527.42
BGRU-TSAM[10]	12.56	18.92	12.45	20.47	213.35	2 264.13	**232.86**	3 610.34
Dual-Att[12]	**12.25**	17.08	13.39	19.68	**198**	1 575	290	1 741
BSVAR	12.39	**14.88**	13	**15.52**	246.58	**854.11**	317.51	**1 160.17**
EN[14]	13.58	19.59	19.16	22.15	228	2 650	1 727	2 901
RVE[20]	13.42	14.92	12.51	16.37	323.82	1 379.17	256.36	1 845.99

BSVAR 能够捕获深层次退化信息, 具有优越的泛化能力和鲁棒性, 从而有效提升复杂工况下的 RUL 预测精度。

4.4.2　基于潜在空间的退化进程标记

BSVAR 模型可以生成潜在空间, 将测试数据根据其退化特征标记在潜在空间中以体现航空发动机的退化进程。使用训练数据训练 BSVAR, 生成完整的退化过程, 图 6(a)～图 6(d) 依次为 4 个子集的退化过程。为明确划分发动机的健康状态, 通过 RUL 设立阈值以区分航空发动机的健康阶段、退化阶段和故障阶段[18]。当 RUL 属于[105,125]为健康阶段, 当 RUL 属于[35,105]为退化阶段, 当 RUL 属于[0,35]为故障阶段。横坐标 "Z_f" 为潜在向量的第 1 维度, 纵坐标 "Z_s" 为潜在向量的第 2 维度。

发动机在运行过程中收集传感器信息, 该信息涵盖了从发动机健康状态到故障状态的全面数据。利用这些数据进行模型训练并生成发动机的退化过程, 即潜在空间。在实际运行中, 利用实时采集的传感器数据输入到训练好的模型中, 模型依据监测数据所蕴含的退化特征, 在潜在空间中对发动机的退化程度进行标记, 并输出 RUL 的预测值。维护人员可通过观察发动机的退化程度来做出维护决策, 其中, 浅色代表健康阶段, 较浅色代表退化阶段, 而深色则表示发动机处于故障阶段。综合考虑当前的退化程度与 RUL 预测值, 维护人员可以做出相应的维护决策, 以确保发动机安全可靠地运行。

以 FD001 测试数据为例, 选择 4 台发动机: 1 号发动机 (1#)、11 号发动机 (11#)、77 号发动机 (77#) 和 100 号发动机 (100#) 进行测试, 将其退化进程在潜在空间中标记。所选择的每台发动机的真实 RUL 值和预测 RUL 值如表 4 所示。其在潜在空间中的标记如图 7 所示。

1#发动机被标记在浅色的位置, 处于健康阶段, 其对应的 RUL 的预测值为 118.34。11#发动机被标记在较浅色的位置, 处于退化阶段, 其对应的

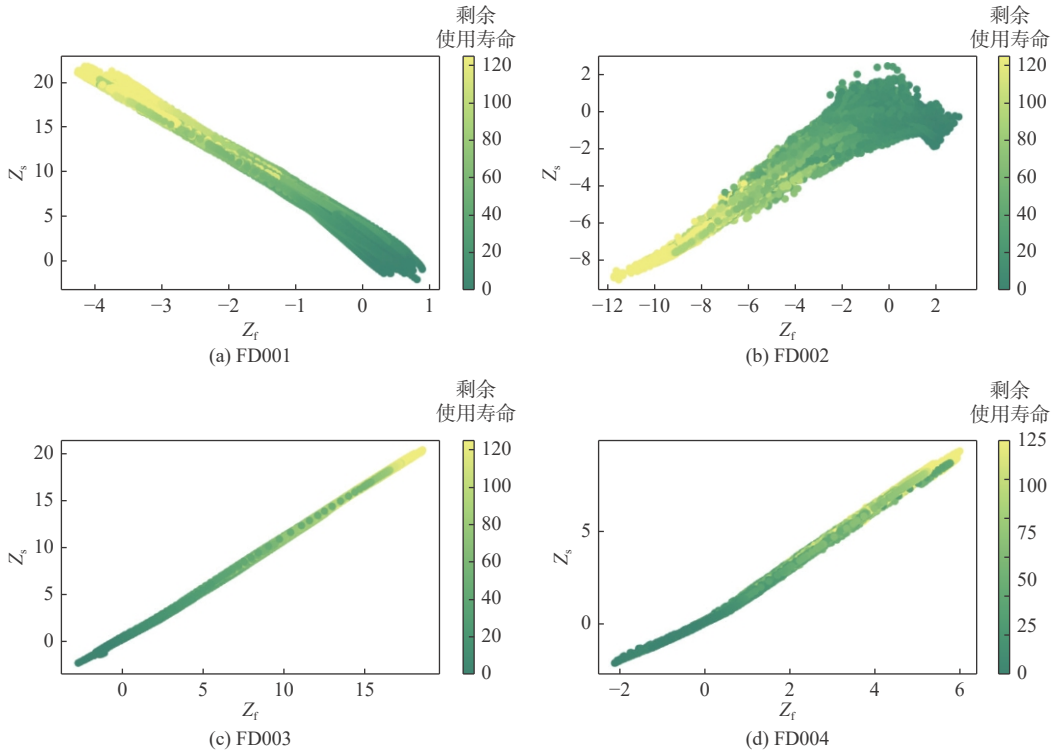


图 6 航空发动机退化过程

Fig. 6 Aircraft engine degradation process

表 4 所选 4 台发动机的 RUL 值

Table 4 RUL values for the selected four engines

发动机编号	真实RUL值	预测RUL值
1#	112	118.34
11#	97	95.64
77#	34	23.55
100#	20	19.07

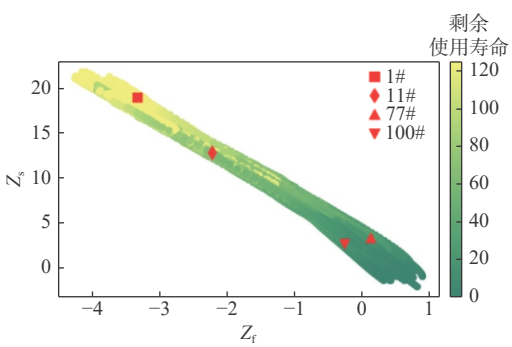


图 7 所选发动机在潜在空间中的标记

Fig. 7 Marking of the selected engines in the latent space

RUL 的预测值为 95.64。77#发动机和 100#发动机被标记在深色的位置，处于故障阶段，其对应的 RUL 的预测值为 23.55 和 19.07，在该情况下，应及时对 100#发动机进行维护。

通过以上研究，BSVAR 可以充分提取数据退化特征，提升 RUL 的预测精度，同时生成代表发动机退化过程的潜在空间，并根据测试数据具有的退化特征将其在潜在空间中标记，从而体现航空发动机的退化进程。有利于维护人员进行维护决策，降低维护成本，提升系统的稳定性、可靠性和安全性。

5 结 论

1）本文结合 Bi-LSTM、SVAE 和回归器对航空发动机的 RUL 进行预测，能够有效提取传感器数据的退化特征，提升 RUL 预测的准确性。

2）本文提出的 BSVAR 可以生成潜在空间，通过数据的退化特征将其在潜在空间中标记，从而体现发动机的退化进程。

3）基于 C-MAPSS 数据集的实验验证表明，相比于现有的 RUL 预测方法，BSVAR 具有更高的预测精度。基于潜在空间的退化进程标记可以指导发动机的维护决策。

下一步研究旨在结合 Transformer 与 VAE 以提升航空发动机的 RUL 预测精度。此外，后续将进一步研究超参数优化算法，从而选择模型的最优超参数组合，提升模型性能。

参考文献（References）

[1] CHEN X Z, YU J S, TANG D Y, et al. Remaining useful life prognostic estimation for aircraft subsystems or components: a review[C]//Proceedings of the 10th International Conference on Electronic Measurement & Instruments. Piscataway: IEEE Press, 2011: 94-98.

[2] NGUYEN K T P, MEDJAHER K, TRAN D T. A review of artificial intelligence methods for engineering prognostics and health management with implementation guidelines[J]. Artificial Intelligence Review, 2023, 56(4): 3659-3709.

[3] CHIACHÍO J, JALÓN M L, CHIACHÍO M, et al. A Markov chains prognostics framework for complex degradation processes[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 195: 106621.

[4] SHI Y, ZHU W H, XIANG Y S, et al. Condition-based maintenance optimization for multi-component systems subject to a system reliability requirement[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 202: 107042.

[5] LI X, DING Q, SUN J Q. Remaining useful life estimation in prognostics using deep convolution neural networks[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 172: 1-11.

[6] GUO L, LI N P, JIA F, et al. A recurrent neural network based health indicator for remaining useful life prediction of bearings[J]. Neurocomputing, 2017, 240: 98-109.

[7] CHEN J L, JING H J, CHANG Y H, et al. Gated recurrent unit based recurrent neural network for remaining useful life prediction of nonlinear deterioration process[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 185: 372-382.

[8] HUANG C G, HUANG H Z, LI Y F. A bidirectional LSTM prognostics method under multiple operational conditions[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(11): 8792-8802.

[9] AL-DULAIMI A, ZABIHI S, ASIF A, et al. A multimodal and hybrid deep neural network model for Remaining Useful Life estimation[J]. Computers in Industry, 2019, 108: 186-196.

[10] ZHANG J S, JIANG Y C, WU S M, et al. Prediction of remaining useful life based on bidirectional gated recurrent unit with temporal self-attention mechanism[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2022, 221: 108297.

[11] 聂磊, 徐诗奕, 张吕凡, 等. 基于多头注意力机制的飞机发动机寿命预测研究[J]. 推进技术, 2023, 44(8): 197-205.
NIE L, XU S Y, ZHANG L F, et al. Remaining useful life prediction of aeroengine based on multi-head attention[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(8): 197-205(in Chinese).

[12] LIU L, SONG X, ZHOU Z T. Aircraft engine remaining useful life estimation by a double attention-based data-driven architecture[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2022, 221: 108330.

[13] 王进花, 高媛, 曹洁, 等. 基于 AE-BN 的发电机滚动轴承故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(8): 1896-1903.
WANG J H, GAO Y, CAO J, et al. Fault diagnosis of generator rolling bearing based on AE-BN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(8): 1896-1903(in Chinese).

[14] YU W N, KIM I Y, MECHEFSKE C. An improved similarity-based prognostic algorithm for RUL estimation using an RNN autoencoder scheme[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 199: 106926.

[15] KINGMA D P, WELING M. Auto-encoding variational bayes [EB/OL].(2022-12-10)[2023-02-01].https://arxiv.org/abs/1312.6114.

[16] WANG X X, PI D C, ZHANG X Y, et al. Variational transformer-based anomaly detection approach for multivariate time series[J]. Measurement, 2022, 191: 110791.

[17] LI L Y, YAN J C, WANG H Y, et al. Anomaly detection of time series with smoothness-inducing sequential variational auto-encoder[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(3): 1177-1191.

[18] REMADNA I, TERRISSA L S, AL MASRY Z, et al. RUL prediction using a fusion of attention-based convolutional variational AutoEncoder and ensemble learning classifier[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2023, 72(1): 106-124.

[19] LIU X B, TENG W, WU S M, et al. Sparse dictionary learning based adversarial variational auto-encoders for fault identification of wind turbines[J]. Measurement, 2021, 183: 109810.

[20] COSTA N, SÁNCHEZ L. Variational encoding approach for interpretable assessment of remaining useful life estimation[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2022, 222: 108353.

[21] 周哲韬, 刘路, 宋晓, 等. 基于 Transformer 模型的滚动轴承剩余使用寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(2): 430-443.
ZHOU Z T, LIU L, SONG X, et al. Remaining useful life prediction method of rolling bearing based on Transformer model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(2): 430-443(in Chinese).

[22] SAXENA A, GEOBEL K. NASA prognostics repository [EB/OL]. (2008-10-01) [2023-02-01]. https://ti.arc.nasa.gov/tech/dash/groups/pcoe/prognostic-data-repository/.

[23] ARIAS CHAO M, KULKARNI C, GOEBEL K, et al. Aircraft engine run-to-failure dataset under real flight conditions for prognostics and diagnostics[J]. Data, 2021, 6(1): 5.

BSVAR-based remaining useful life prediction method for aircraft engines

ZHAO Yuyu，SUO Chao，WANG Yuxiao*

(College of Electronic Information and Automation，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China)

Abstract：Accurate prediction of remaining useful life (RUL) is critical to the stability, reliability, and safety of aircraft engines. A new deep learning model called BSVAR is suggested for RUL prediction in order to address the issue that current RUL prediction techniques are unable to properly utilize the deterioration information of sensor data. The deep degradation information of sensor data is extracted using a bidirectional long-short-term memory (Bi-LSTM) networks and self-attention based variational autoencoder (SVAE). With the utilization of variational inference, the sensor data is clustered according to the implied degradation information, meanwhile, the latent space can be generated. The combination of the Bi-LSTM, the SVAE, and the regressor is used to establish a RUL prediction model to sufficiently extract the degradation features of sensor data to improve the prediction accuracy. Results from experimental validation on the aero-engine C-MAPSS dataset demonstrate that the suggested approach outperforms the current RUL prediction approaches in terms of prediction performance and can identify the engines' degree of degradation in the latent space.

Keywords：remaining useful life estimation；variational autoencoder；deep learning；degradation processes；self-attention mechanism

Received：2023-10-09；**Accepted**：2023-11-24；**Published Online**：2023-12-09 13：47

URL： link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231208.1725.002

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62003352,62003351); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122019055,3122025041,3122025047)

* **Corresponding author**. E-mail：wangyx@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0863

小型旋翼倾转过渡状态多维气动特征试验研究

刘聪[1,*]，李百庆[2]，魏志强[1]，王宇[1]

(1. 中国民航大学 空中交通管理学院，天津 300300；2. 中国民航大学 航空工程学院，天津 300300)

摘 要：倾转过渡状态是小型倾转旋翼飞行器飞行模式转换的关键飞行阶段，为获取旋翼在倾转过渡时不同倾转姿态下的气动特征，以小型定距旋翼为研究对象，进行了0°～90°范围内各倾转角状态的定常气动试验研究。首先搭建了风扇阵列开口风墙系统，通过五孔探针和热线测量了出口气流品质，并验证了试验方法的可行性。通过高分辨率六分量力/力矩传感器测量旋翼多维气动数据，获取了旋翼在不同来流速度、转速和倾转角组合状态下的气动特征。结果表明：在0°～90°倾转角范围内，倾转角对轴向气动特征的影响与来流速度相关，当来流速度大于5 m/s时，同转速的旋翼轴向拉力随倾转角的增大而降低，轴向扭矩受来流速度的影响，低于轴向拉力。当来流速度高于7 m/s且转速低于2 500 r/min时，易出现局部负拉力现象。旋转平面内水平侧向力与俯仰力矩均随倾转角增大而降低，且倾转前段0°～45°倾转角内两者数值显著高于后半段。地面坐标系下，旋翼垂直升力系数在15°倾转角后均迅速降低，以5 000 r/min转速倾转时水平速度对垂直升力系数的影响小于20%；旋翼水平拉力系数在0°～30°倾转区间差别较小，60°后水平拉力增长趋于平缓，其值受转速和来流速度影响较大。

关 键 词：旋翼；过渡状态；倾转角；气动特征；风墙试验

中图分类号：V211.44

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3799-09

随着低空经济的兴起，以电动旋翼为动力的轻小型无人机在未来低空空中交通场景中将扮演越来越重要的角色。倾转旋翼构型具备垂直起降、空中悬停和高速巡航等优势，在众多构型中受到较多关注。倾转过渡状态作为衔接旋翼模式和固定翼模式的飞行转换模式，是一个变体、变速的过程，具有较强的非定常和非线性气动特征。同时，倾转过渡过程的气动数据是确定倾转过渡走廊、制定倾转策略和控制方法的重要依据[1-3]。因此，研究倾转状态下的旋翼气动特征，对保障倾转旋翼无人机模式切换的安全可靠和平稳高效具有重要意义。

旋翼作为倾转旋翼机的核心升力单元和动力部件，其性能优劣对倾转旋翼机的载重、机动性和巡航速度等重要指标有直接影响。因此倾转旋翼机研制中需要大量的倾转旋翼风洞试验，以确定不同飞行状态下的旋翼气动特征[4-5]。Betzina和Kitaplioglu利用NASA旋翼试验设施(rotor test apparatus, RTA)开展了全尺寸XV-15倾转旋翼的风洞试验，获取了直升机模式的气动数据[6-7]。Yamauchi利用旋翼气动声学模型试验台(tiltrotor aeroacoustics model, TRAM)开展了V22旋翼1/4缩比模型的气动和流场测量试验[8-9]。Harris[10]和Acree[11]分别对XV-15和V-22旋翼不同缩比尺寸模型进行了悬停和巡航效率试验，发现缩比尺寸对其气动性能存在影响。Choi[12]采用定常方法试验测量了旋翼随倾转角变距过程的拉力和功率变化。Beaumier[13]

收稿日期：2024-12-04；录用日期：2025-03-28；网络出版时间：2025-04-18 12:48
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250418.1157.003
基金项目：中央高校基本科研业务费项目中国民航大学专项(KJZ53420230006)；天津市自然科学基金多元投入青年项目(23JCQNJC00170)
*通信作者. E-mail：liucongcauc@163.com

引用格式：刘聪，李百庆，魏志强，等. 小型旋翼倾转过渡状态多维气动特征试验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3799-3807.
LIU C，LI B Q，WEI Z Q，et al. Experimental study on multidimensional aerodynamic characteristics of small rotor in tilt transition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3799-3807 (in Chinese).

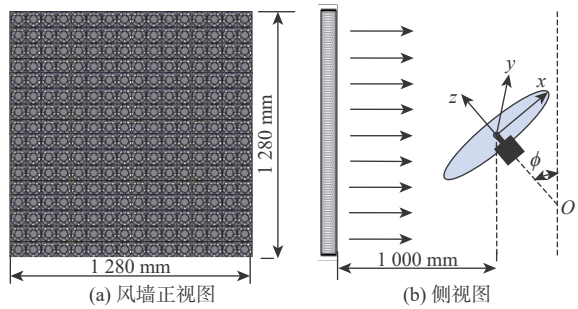
对旋翼刚度、桨叶扭转分布等参数对倾转旋翼悬停及巡航性能影响进行了研究，Narramore[14] 通过对倾转旋翼的翼型进一步优化设计，提升了倾转旋翼悬停性能和推进效率。国内在倾转旋翼试验方面的研究已取得一定进展。中国空气动力研究与发展中心研制了倾转旋翼缩比模型试验台[15]，可完成 3 m 直径的倾转旋翼气动试验。中国直升机设计研究所、南京航空航天大学利用半模倾转旋翼试验台在风洞开口试验段开展基础性试验研究。李尚斌[16] 进行了悬停状态下倾转旋翼的气动干扰试验研究，发现机身对旋翼气动特征影响并不明显。陈平剑[17] 主要对悬停和低速前飞两个主要状态下的倾转旋翼机旋翼/机翼干扰状态进行了分析。招启军[18] 开展了悬停和过渡状态的 PIV 流场测试，捕获到“喷泉效应”现象，揭示了干扰流动的机理。以上倾转旋翼的气动试验以分析倾转对下游机翼的气动干扰影响为主，而较少讨论倾转对旋翼气动性能的影响。李春华[19] 对旋翼非倾转与倾转状态气动力进行了初步试验研究，主要分析了旋翼倾转状态下的拉力和扭矩随倾斜角和总距的变化，但并未研究转速的影响。

目前开展的倾转旋翼气动试验多以大尺寸变距旋翼或其缩比模型为研究对象，而对于小型倾转旋翼无人机，复杂的变距机构并不适用，仍较多采用小型定距旋翼。两者在尺寸、转速、马赫数和雷诺数等参数上存在较大差异。Acree[11] 试验结果表明，相同旋翼不同缩比尺寸模型的无量纲拉力系数和扭矩系数存在差异，而小型旋翼气动性能需要考虑雷诺数的影响[20-21]。因此，有必要针对真实尺寸小型旋翼在其工作参数下进行气动试验。另外，在倾转过程中变距旋翼主要通过变距实现气动力控制，而定距旋翼通过控制转速实现[22]，需要对较宽转速范围内的倾转旋翼气动性能进行分析。鉴于此，本文以小型定距倾转旋翼为试验对象，综合考虑倾转角度、旋翼转速和飞行速度等参数影响，开展其在 0～90°倾转角范围内定常气动特征的试验研究，为小型倾转旋翼无人机倾转过渡走廊设计和控制律优化提供气动数据支撑。

1 试验装置与试验方法

1.1 试验风墙设备

考虑到倾转起始阶段倾转角较小，使用常规风洞进行倾转旋翼气动试验易出现壁面干扰，因此本研究搭建了风扇阵列式开口风墙系统，用以形成相对来流条件，如图 1 所示。该风墙由 256 个风扇单元组成，每个风扇单元截面尺寸为 80 mm×80 mm。风墙整体尺寸为 1.28 m×1.28 m，被测旋翼置于风墙出口中心下游 1 m 位置处。通过上位机控制每个风扇单元的转速调节来流速度，速度范围为 1.5～12 m/s。



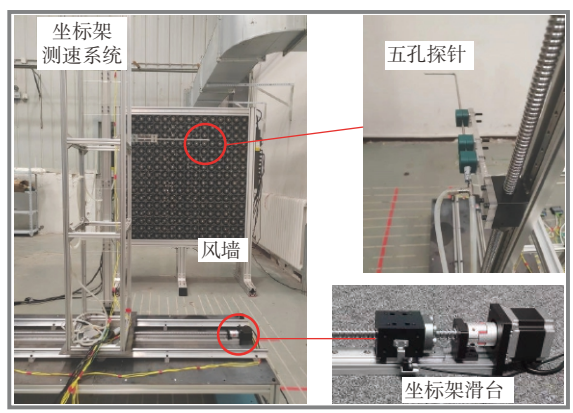
(a) 风墙正视图 (b) 侧视图

图 1 风墙示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the wind wall

为测定风墙下游气流品质，搭建了如图 2 所示的速度和湍流度测量系统。坐标架由两根呈“十”字横纵布置的丝杆滑台组成，五孔探针和热线探针分别连接于纵向丝杆滑台。通过控制坐标架移动测量下游截面速度分布，同时使用热线探针测量风墙出口旋翼位置处的湍流度。

图 3 为不同来流速度工况的截面速度分布；



(a) 五孔探针测速系统

(b) 湍流度测量系统

图 2 来流速度和湍流度测量系统

Fig. 2 Measurement system of flow velocity and turbulence

H 为高度，W 为宽度。由于风墙外空间区域静止大气的剪切阻滞，在截面边缘成为低速区，而核心区域内气流速度则较为均匀，此范围不小于 1 m×1 m。表 1 统计了截面核心区内速度偏差和湍流度。除 3 m/s 工况外，速度平均偏差均在 5% 以内；湍流度随来流速度增大而降低，3 m/s 时为 2.51%，9 m/s 时低于 1%。为检验风墙系统进行气动试验的适用性，在湍流度小于 0.1% 的大尺寸风洞[23]中进行了无风洞壁面干扰 90°倾转角工况下的对比试验。对比结果如表 2 所示，同工况下，低速风洞与风墙试验的气动拉力相对误差小于 4%，采用该风墙设备进行气动试验是可行的。

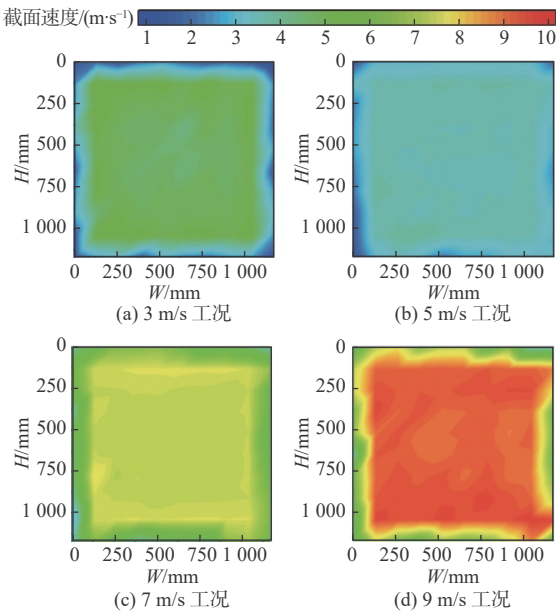


图 3　截面速度分布

Fig. 3　Velocity distribution of cross-section

表 1　截面核心区速度偏差与湍流度统计

Table 1　Velocity and turbulence statistics of core region in cross-section

名义速度/(m·s⁻¹)	平均速度/(m·s⁻¹)	最大速度/(m·s⁻¹)	最小速度/(m·s⁻¹)	平均偏差 RMSE/%	湍流度/%
3	3.11	3.32	2.93	5.81	2.51
5	5.01	5.34	4.82	4.63	1.62
7	7.05	7.31	6.81	1.32	1.14
9	9.19	9.60	9.03	1.53	0.85

1.2　测试台与旋翼

图 4 为旋翼气动测试台，可进行旋翼六分量力/力矩气动数据采集，主要由旋翼动力部分、气动力采集部分及支座组成。旋翼动力系统由直流电源、无刷直流电机及调速系统组成。直流稳压电源提供 48 V 恒定电压，无刷直流电机（BLDC）驱动旋翼，通过单片机控制系统输出脉冲宽度调制（PWM）信号调节脉冲占空比改变旋翼转速。旋翼转速

表 2　低速风洞与风墙的气动拉力试验结果对比

Table 2　Comparison of aerodynamic thrust test results between low-speed wind tunnel and wind wall

来流速度/(m·s⁻¹)	Ω/(r·min⁻¹)	风洞拉力/N	风墙拉力/N	相对误差/%
3	2 500	10.248	9.861	3.78
3	5 000	56.432	55.179	2.22
5	2 500	6.641	6.407	3.53
5	5 000	50.581	49.645	1.85
9	2 500	1.782	1.727	3.09
9	5 000	35.564	35.205	1.90

通过测量电调三相输出中任一相的换相频率来确定。如图 5 所示，旋翼与电机安装在六维力/力矩传感器上，传感器轴向测力量程为 290 N，水平力量程为 145 N，分辨率为 1/16 N；三轴力矩量程为 5 N·m，轴向力矩分辨率为 1/1 504 N·m，水平力矩分辨率为 1/752 N·m。

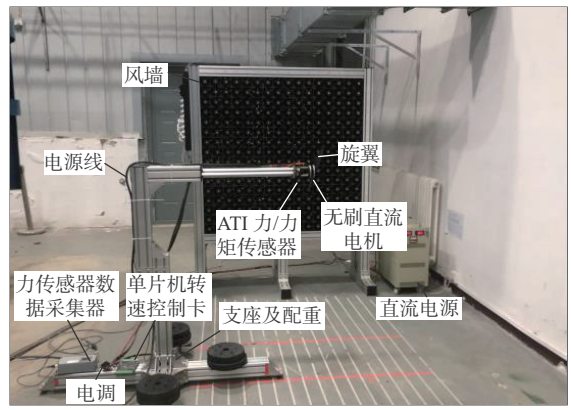


图 4　旋翼气动测试台

Fig. 4　Rotor aerodynamic test rig

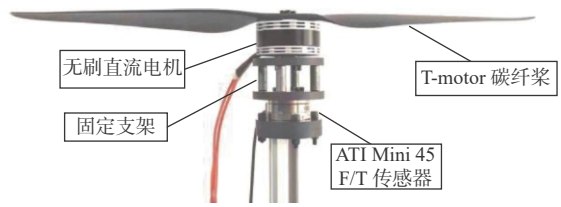


图 5　力/力矩传感器及旋翼

Fig. 5　Force/moment sensor and rotor

试验旋翼为 T-motor 碳纤桨，桨直径约 56 cm，桨距 16.8 cm，极限拉力 11.5 kg。沿半径方向的相对弦长和扭转角如图 6 所示，约 20% 相对半径位置扭转角达到最大值 17.26°，约 40% 相对半径位置旋翼弦长达到最大值 54.62 mm。

1.3　试验工况和参数定义

试验工况由来流速度、旋翼转速和旋翼倾转角确定，工况如表 3 所示。旋翼倾转角度 ϕ 定义为桨盘平面与来流速度的夹角，0°代表倾转起始位置，90°代表倾转结束位置。试验过程中将旋翼调至所

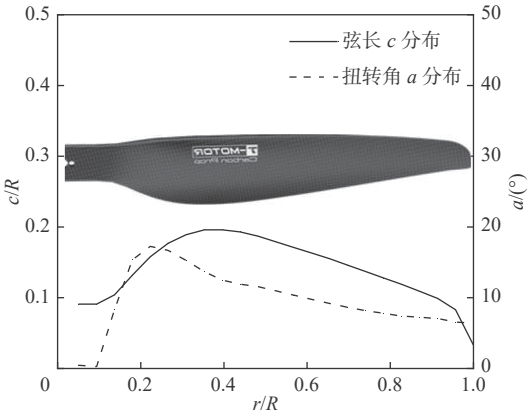


图 6 旋翼弦长和扭转角分布

Fig. 6 Rotor chord length and twist angle distribution

需倾转角位置，进行特定倾转角下的定常气动测试。对于每个试验工况均进行两次测量，从 0°～90°倾转时完成一次风速-转速组合工况的测量，然后从 90°再转回到 0°完成相同工况的测量。每次测量时传感器以 2 kHz 频率采集该工况状态下气动数据，有效采集时间不少于 2 s，最后对两次的测量结果取平均处理。

表 3 试验工况表

Table 3 Experimental conditions table

工况	旋翼转角ϕ/(°)	来流速度/(m·s^{-1})	旋翼转速Ω/(r·min^{-1})
范围	0～90	3～9	1 000～5 000
间隔	7.5	2	500

定义如图 7 所示的旋翼坐标系，垂直于旋翼桨盘平面的轴为 z 轴、x 轴、y 轴位于旋翼桨盘平面内，其中 x 轴在铅垂平面内，y 轴垂直于铅垂平面。气动力用 $\boldsymbol{F}_x$、$\boldsymbol{F}_y$ 和 $\boldsymbol{F}_z$ 表示，$\boldsymbol{F}_x$、$\boldsymbol{F}_y$ 为旋转平面内侧向力，$\boldsymbol{F}_z$ 为轴向拉力；气动力矩用 $\boldsymbol{M}_x$、$\boldsymbol{M}_y$ 和 $\boldsymbol{M}_z$ 表示，分别代表滚转力矩、俯仰力矩和轴向扭矩。旋翼坐标 z 轴与地面坐标铅垂矢量夹角为倾转角 ϕ。将气动力投影到地面坐标下，旋翼垂向分量与前向分量拉力分别表示为 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{V}}$ 与 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{H}}$，计算式如下

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{V}} = \boldsymbol{F}_z \cdot \cos\phi + \boldsymbol{F}_x \cdot \sin\phi \tag{1}$$

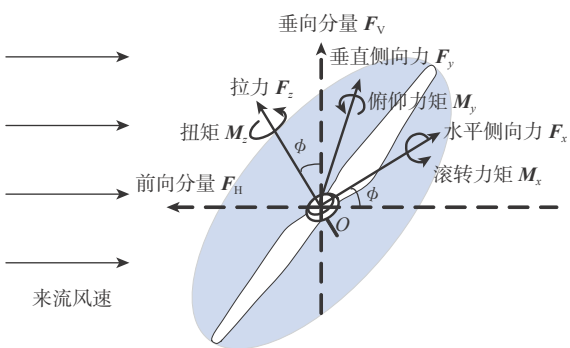


图 7 旋翼力、扭矩方向示意图

Fig. 7 Schematic diagram of rotor forces and moment directions

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{H}} = \boldsymbol{F}_z \cdot \sin\phi - \boldsymbol{F}_x \cdot \cos\phi \tag{2}$$

使用无量纲力系数 C_{F}、力矩系数 C_{M} 描述旋翼气动性能，定义如下：

$$C_{\mathrm{F}} = \frac{|\boldsymbol{F}|}{\rho\pi R^2(\Omega R)^2} \tag{3}$$

$$C_{\mathrm{M}} = \frac{|\boldsymbol{M}|}{\rho\pi R^2(\Omega R)^2 R} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{F}$ 为 3 个轴方向上的气动力，N；$\boldsymbol{M}$ 为 3 个轴方向上的气动力矩，N·m；R 为旋翼半径，m；Ω 为旋翼转速，r/min；ρ 为空气密度。

1.4 误差分析

试验测量过程中，误差主要来自 6 维力传感器的测量误差、旋翼转速的控制误差。根据相对误差传递公式，气动力和力矩的相对误差计算式分别为

$$\frac{\Delta C_{\mathrm{F}}}{C_{\mathrm{F}}} = \sqrt{\left(\frac{\Delta|\boldsymbol{F}|}{|\boldsymbol{F}|}\right)^2 + 4\left(\frac{\Delta\Omega}{\Omega}\right)^2} \tag{5}$$

$$\frac{\Delta C_{\mathrm{M}}}{C_{\mathrm{M}}} = \sqrt{\left(\frac{\Delta|\boldsymbol{M}|}{|\boldsymbol{M}|}\right)^2 + 4\left(\frac{\Delta\Omega}{\Omega}\right)^2} \tag{6}$$

传感器的力和力矩测量精度均优于 0.2%；转速 Ω 的控制和测量误差为±25 r/min，1 000 r/min 工况时相对误差最大为 2.5%，平均转速工况时相对误差最大为 0.83%。计算得到的气动力和力矩系数的最大相对误差为 5.01%，平均误差为 1.67%。

2 结果分析

2.1 旋翼倾转过程轴向气动特征

图 8 和图 9 分别给出了旋翼倾转状态下的轴向拉力和扭矩云图。图中径向线为等倾转角线，1/4 圆弧线为等转速线，虚线为等轴向拉力/扭矩线。可以看出，等倾转角时，旋翼轴向拉力 $\boldsymbol{F}_z$ 和轴向扭矩 $\boldsymbol{M}_z$ 均随着转速的升高而显著增大，相同转速下，倾转角对轴向气动特征的影响在不同来流速度下表现不同。

当来流速度在 5 m/s 以下时，等拉力线与等转速线基本重合，倾转角对同转速状态下的轴向拉力影响较小。这是由于当来流速度较小时，旋翼旋转运动产生的相对气流速度占主导，相对来流的作用较弱。当来流速度增大时，相对来流对轴向拉力的影响愈加明显，等拉力线与等转速线逐渐分离，随着倾转角增大，等拉力线向高转速区域移动。此时的来流从上方流入旋翼平面，减小了相对诱导速度从而降低了轴向拉力，因此同转速下的轴向拉力随着来流速度和倾转角的增大而降低。这也意味着随着倾转的进行，若要保持轴向拉力不变，则需控制旋翼逐渐提高转速。另外，需要注意的是，在

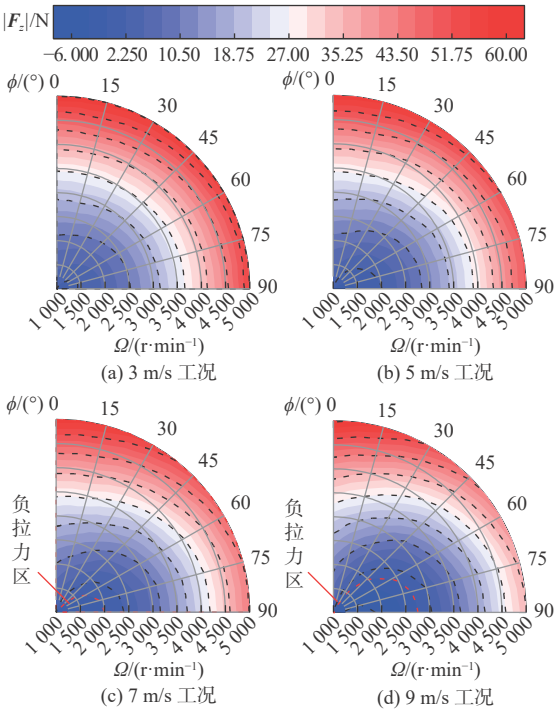


图 8　倾转状态下轴向拉力 F_z 分布

Fig. 8　The distribution of axial thrust F_z under tilt condition

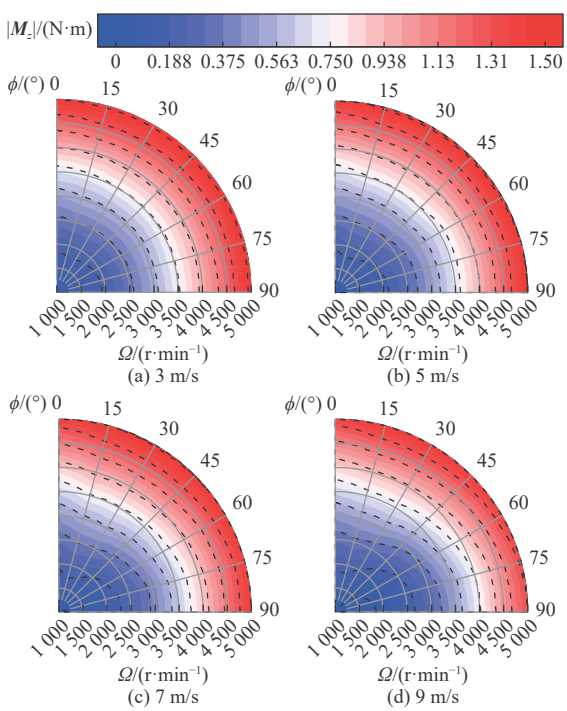


图 9　倾转状态下轴向扭矩 M_z 分布

Fig. 9　The distribution of axial torque M_z under tilt condition

7 m/s 及以上来流速度且低于 2 500 r/min 的转速状态下出现局部负拉力，这与螺旋桨“风车状态”类似，桨叶角减小使局部迎角变为负值，此时旋翼产生负拉力而失去动力，在旋翼倾转时应避免进入该状态。

在本文研究的来流速度范围内，同转速下的轴向扭矩受倾转角度的影响相对较小。这可能是由于相对来流作用在旋翼时，前进侧与后退侧的气动阻力矩变化量相当，两者互相抵消的结果。在 7 m/s 和 9 m/s 的较高来流速度下，旋翼在低转速条件下工作时，旋翼的轴向扭矩会经历较大的变化，旋翼在类似“风车状态”时扭矩受高来流速度影响较大。

以 0°倾转角（即倾转初始状态）为基准，图 10 给出了旋翼在倾转过程中各倾转角下轴向拉力系数与 0°倾转角时的比值曲线。可以看出，0°倾转角下旋翼拉力值最高，在 0°～75°倾转角区间内，轴向拉力随倾转角增大逐渐降低，在 75°～90°区间的倾转后段，旋翼桨盘平面逐渐接近垂直于来流，轴向拉力系数基本保持不变。同转速条件下，来流速度增大同样会显著降低轴向拉力，这是由于来流从上表面流入旋转平面降低了旋翼的有效迎角。以 3 000 r/min 倾转时，9 m/s 来流速度下的轴向拉力与 3 m/s 状态相比，降低约 70%，以 5 000 r/min 倾转时降低约 30%。因此，以较高转速状态进行倾转时，轴向拉力对倾转角和来流速度敏感性降低。

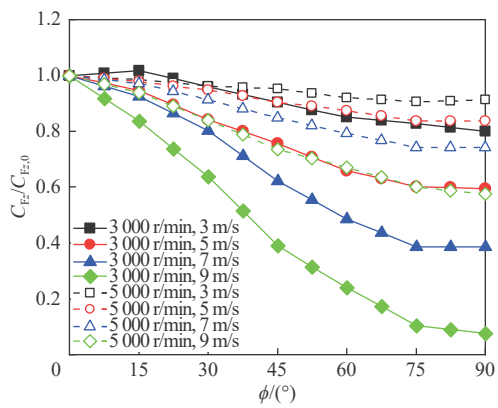


图 10　倾转状态下旋翼轴向拉力系数比变化

Fig. 10　The variation of rotor axial thrust coefficient ratio under tilt condition

图 11 为旋翼在倾转过程中各倾转角下轴向扭矩系数与 0°倾转角时的比值曲线。可以看出扭矩系数基本呈先增大后减小的趋势，其中以 3 000 r/min 倾转时，7 m/s 和 9 m/s 来流速度状态下表现最明显。在 0°～30°的倾转开始阶段，随倾转角增大，相对来流引起的前进侧阻力矩增大占主导；在 30°～75°的倾转中后段，相对来流方向逐渐接近旋翼轴向，相对来流在轴向的分速度增大且旋翼平面内的分速度减小，使旋翼叶素的有效迎角减小，降低了气动阻力和阻力矩；75°后倾转角对扭矩系数的影响较小。除 3 000 r/min，7 m/s 及以上来流速度工况外，各倾转角度下的扭矩系数与 0°倾转角扭矩系数的差均在 10% 以内。

2.2　旋翼倾转过程旋转平面内气动特征

除讨论轴向气动特征外，还需对旋转平面内的

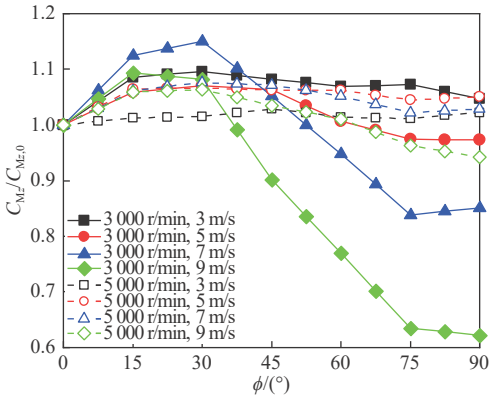


图 11 倾转状态下旋翼轴向扭矩系数比变化

Fig. 11 The variation of rotor axial torque coefficient ratio under tilt condition

气动力和力矩特征进行多维分析。倾转旋翼一般相对机身纵轴对称布置，因此机体两侧旋翼受到的滚转力矩 $\boldsymbol{M}_x$ 与垂直侧向力 $\boldsymbol{F}_y$ 可相互抵消，因此本节主要针对水平侧向力 $\boldsymbol{F}_x$ 和俯仰力矩 $\boldsymbol{M}_y$ 展开讨论。

图 12 和图 13 分别为旋翼倾转状态下的水平侧向力 $\boldsymbol{F}_x$ 和俯仰力矩 $\boldsymbol{M}_y$ 云图。从图中可以看出，来流速度及倾转角度对侧向力 $\boldsymbol{F}_x$ 和俯仰力矩 $\boldsymbol{M}_y$ 有着相似的影响趋势。相比等转速线，等侧向力线和等俯仰力矩线更偏向于等倾转角线，倾转角是影响旋转平面内气动特征的主要因素。0°～45°倾转区间内的侧向力 $\boldsymbol{F}_x$ 与俯仰力矩 $\boldsymbol{M}_y$ 明显高于 45°～90°倾转区间。在倾转初期，相对来流与旋翼轴线夹角较大时，前进侧与后退侧的不平衡受力引起旋转平面内的气动力，由于小型旋翼无周期变距机构，当来流速度增大时，此问题更为突出。而在倾转末期，随着相对来流与旋翼轴线夹角减小，旋翼所受侧向力 $\boldsymbol{F}_x$ 和俯仰力矩 $\boldsymbol{M}_y$ 迅速减小，90°倾转角时旋翼两侧来流条件相同，旋转平面内几乎无附加侧向力和力矩。另外，在试验工况范围内，旋转平面内的俯仰力矩与扭矩在数值上相当，而侧向力 $\boldsymbol{F}_x$ 最大值仅为 3.6 N，为轴向最大拉力 60.8 N 的 5.9%，轴向拉力仍然占主导。但考虑到此侧向力作用线与整机重心通常有一定距离，其对机体俯仰姿态同样会产生力矩影响，因此仍需要对其进行定量讨论。

图 14 给出了旋翼倾转过程中水平侧向力系数随倾转角的变化曲线。随着倾转角度的增大，各转速-来流速度组合工况下的旋翼水平侧向力系数逐渐减小，倾转结束时减小为 0。相同来流速度状态下，3 000 r/min 转速工况时旋翼侧向力受来流的影响更为显著，其侧向力系数约为 5 000 r/min 工况的 1.5 倍，同时其受来流速度的影响也更明显。

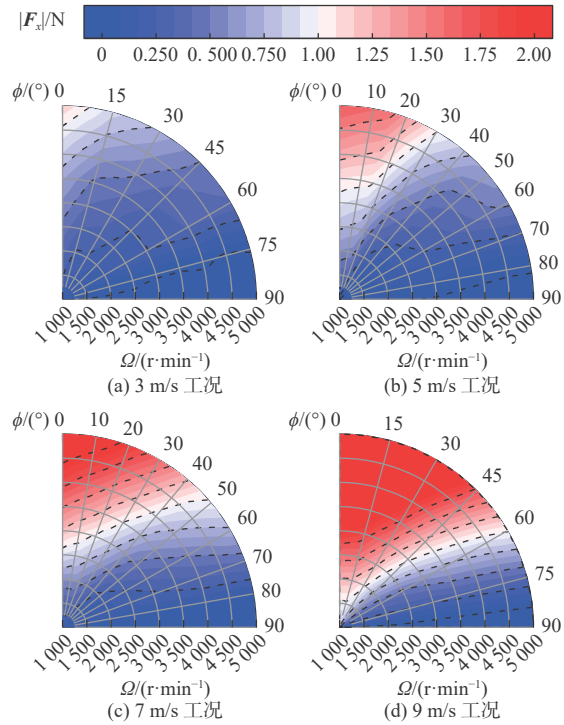


图 12 倾转状态下水平侧向力 F_x 分布

Fig. 12 The distribution of horizontal lateral force F_x under tilt condition

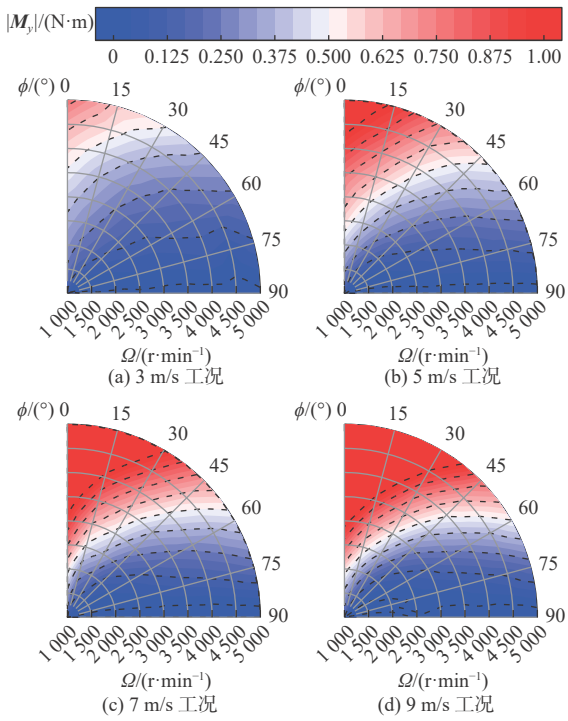


图 13 倾转状态下旋翼俯仰力矩 M_y 分布

Fig. 13 The distribution of pitching moment M_y under tilt condition

图 15 为旋翼倾转过程中俯仰力矩系数随倾转角的变化曲线。旋转平面内俯仰力矩的产生是由于在一个旋转周期内不同相位角处前进侧和后退侧旋翼的气动拉力不平衡所致。因此，0°倾转角下水平来流作用时产生的不平衡力矩最大；如前文所

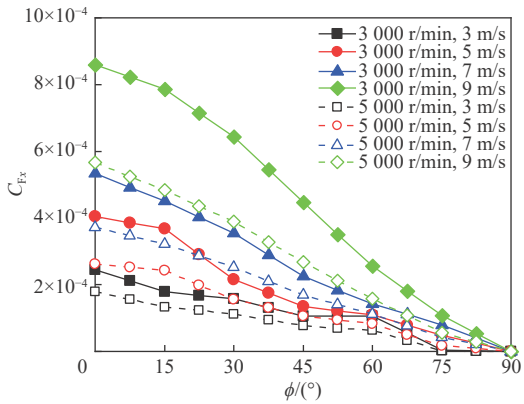


图 14　倾转状态下旋翼水平侧向力系数变化

Fig. 14　The variation of rotor horizontal lateral force coefficient under tilt condition

述，俯仰力矩系数的显著降低主要发生在 0°～45°倾转前段；随着倾转角增大，旋翼两侧的入流条趋于一致，此时俯仰力矩逐渐减小。3 000 r/min, 9 m/s 工况下的俯仰力矩系数约为 3 000 r/min, 3 m/s 工况的 2.59 倍，约为 5 000 r/min, 9 m/s 工况的 1.35 倍。来流速度越大且转速越小，两侧不平衡拉力导致的俯仰力矩越明显。

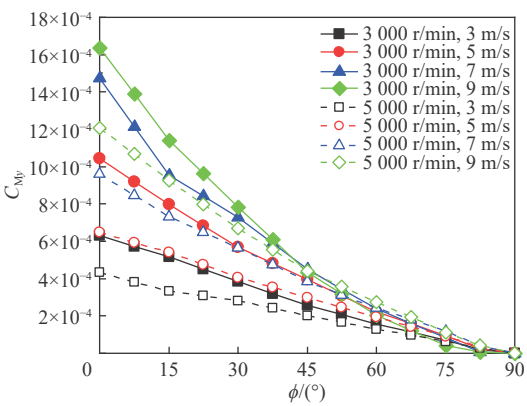


图 15　倾转状态下旋翼俯仰力矩系数变化

Fig. 15　The variation of rotor pitching moment coefficient under tilt condition

2.3　地面坐标系下旋翼气动力特征

本节将旋翼坐标系下的轴向力和水平侧向力分解到地面坐标系水平和铅垂轴上，进行不同工况下的垂直升力和水平拉力气动特征分析。

旋翼垂直升力系数 C_{FV} 在倾转过程中的变化如图 16 所示。虽然垂直升力系数随倾转角增大整体呈下降趋势，但在不同倾转角区间表现有所不同。在 0°～15°的倾转区间，垂直升力主要由旋翼轴向力提供，同时侧向力的垂直分量部分弥补了轴向力由于倾转在垂直方向的损失，因此垂直升力系数变化不明显，且各工况下升力系数较为接近。随着倾转的进行，轴向力的垂直分量继续减小，水平侧向力也急剧降低，因此倾转角超过 15°后垂直升力迅速减小。以 5 000 r/min 高转速倾转时，虽然随着水平速度增大垂直升力系数有减小趋势，但在各倾转角下减小量不超过 20%；而以 3 000 r/min 倾转时，在 45°～75°倾转角区间的减小量达到了 50% 以上，此时若无法满足升力条件，则应考虑提高转速。

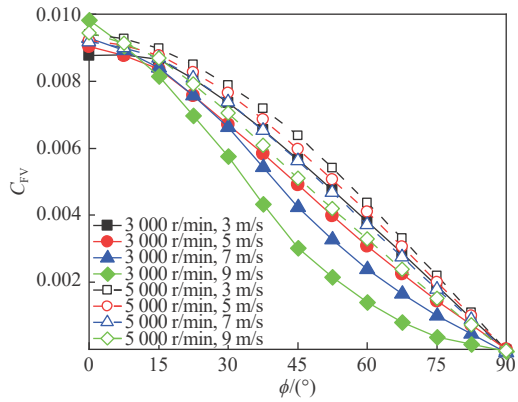


图 16　倾转状态下旋翼垂直拉力系数变化

Fig. 16　The variation of rotor vertical thrust coefficient under tilt condition

旋翼水平拉力系数 C_{FH} 在倾转过程中的变化如图 17 所示。0°～30°倾转区间，随倾转角增大旋翼轴向拉力向水平倾斜，水平拉力系数逐渐升高，各工况下的水平拉力系数差别较小。随着倾转进行，虽然倾转角增大时，旋翼轴向拉力在水平方向的分量比例增大，但垂直于旋翼平面的来流降低了旋翼输出的轴向拉力大小，因此，水平拉力系数增长速度逐渐减缓，且受旋翼转速和来流速度的影响明显。倾转到 60°后，水平拉力系数逐渐趋于平缓，3 000 r/min, 9 m/s 工况下水平拉力系数甚至有减小的趋势。

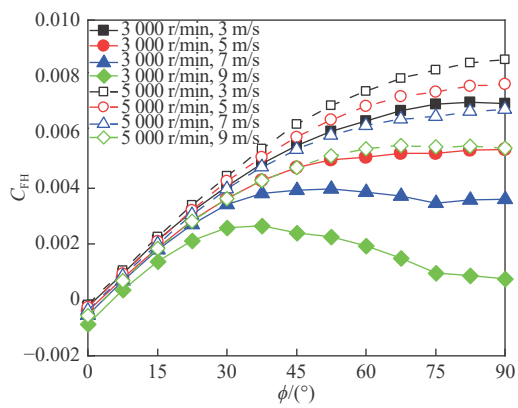


图 17　倾转状态下旋翼水平拉力系数变化

Fig. 17　The variation of rotor horizontal thrust coefficient under tilt condition

3　结　论

本文搭建了风墙测试环境，采用试验方法系统测量了小型旋翼在 0°～90°范围内各倾转角状态下

的多维定常气动特征，主要结论如下：

1）相同转速下，倾转角对轴向气动特征的影响与来流速度相关。当来流速度大于5 m/s时，同转速旋翼轴向拉力随倾转角的增大而快速降低。轴向扭矩随倾转角增大呈先增大后减小的规律，其受来流速度的影响低于轴向拉力。另外，当来流速度高于7 m/s且转速低于2 500 r/min时易出现局部负拉力现象。

2）旋转平面内水平侧向力 $\boldsymbol{F}_x$ 以及俯仰力矩 $\boldsymbol{M}_y$ 均随倾转角增大而降低，在倾转前半阶段0°～45°倾转角内旋翼的侧向力和俯仰力矩显著高于倾转后半阶段。同时，旋转平面内气动力受来流速度的影响大小与转速相关，较低转速下的来流作用更为明显。

3）地面坐标系下，旋翼垂直升力系数 C_{FV} 在15°倾转角后均迅速降低，以5 000 r/min倾转时来流速度对垂直升力系数影响小于20%；旋翼水平拉力系数 C_{FH} 在0～30°倾转区间差别较小，60°后水平拉力增长趋于平缓，其受旋翼转速和来流速度的共同影响。

参考文献（References）

[1] 程宇轩, 周洲, 王科雷. 分布式推进垂直起降固定翼的过渡走廊边界研究[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(6): 1195-1203.
CHENG Y X, ZHOU Z, WANG K L. Research on transition corridor boundary of distributed propulsion VTOL fixed wing[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(6): 1195-1203(in Chinese).

[2] 夏济宇, 周洲, 王正平, 等. 倾转动力无人机三维过渡走廊[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(3): 886-895.
XIA J Y, ZHOU Z, WANG Z P, et al. Three-dimensional transition corridor of tilt-propulsion UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(3): 886-895(in Chinese).

[3] 苏子康, 陈嘉, 李雪兵, 等. 四倾转旋翼无人机过渡飞行位姿协调控制[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2024: 1-20. (2024-01-18). https://link.cnki.net/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0622.
SU Z K, CHEN J, LI X B, et al. Coordinated control of transition flight position and attitude for quad tilt-rotor UAV[J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024: 1-20. (2024-01-18). https://link.cnki.net/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0622(in Chinese).

[4] SEDDON J, NEWMAN S. Basic helicopter aerodynamics[M]. 3rd ed. New York: John Wiley&Sons, Ltd, 2011.

[5] ACREE C W. Vertical climb testing of a full-scale proprotor on the tiltrotor test rig[C]//vFS Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting. San Jose: CA, 2020.

[6] BETZINA M D. Rotor performance of an isolated full-Scale XV-15 tiltrotor in helicopter mode[C]//American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting. San Francisco: [s.n.], 2002.

[7] KITAPLIOGLU C, BETZINA M, JOHNSON W. Blade-vortex interaction noise of an isolated full-scale XV-15 tilt-rotor[C]//American Helicopter Society 56th Annual Forum Proceedings. Virginia Beach: American Helicopter Society, 1996.

[8] YAMAUCHI G K, BURLEY C L, MERCKER E, et al. Flow measurements of an isolated model tilt rotor[C]//Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society. Montreal: American Helicopter Society, 1999, 55(1): 891-909.

[9] YAMAUCHI G K, JOHNSON W, WADCOCK A J. Vortex wake geometry of a model tilt rotor in forward flight[C]//AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Life Saving Activities. Tochigi: American Helicopter Society International, 2002.

[10] HARRIS F D. Hover performance of isolated proprotors and propellers- Experimental data: NASA/CR-2017-219486[R]. Moffett Field: NASA Ames Research Center, 2017.

[11] ACREE C W. Calculation of JVX proprotor performance and comparisons with hover and high-speed test data[C]//AHS Specialist's Conference on Aeromechanics. San Francisco: [s.n.], 2008.

[12] CHOI S W, KIM J M. Investigation into the aerodynamic performance of the tiltrotor unmanned aerial vehicle proprotor[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 1083-1086.

[13] BEAUMIER P, DECOURS J, LEFEBVRE T. Aerodynamic and aero-acoustic design of modern tilt-rotors: the onera experience [C]//26th ICAS Congress. Anchorage: [s.n.], 2008.

[14] NARRAMORE J. Advanced technology airfoil development for the XV-15 tilt-rotor vehicle[C]//AIAA and NASA Ames VSTOL Conference. Reston: AIAA, 1981.

[15] 张卫国, 唐敏, 武杰, 等. 倾转旋翼机风洞试验综述[J]. 航空学报, 2024, 45(9): 530114.
ZHANG W G, TANG M, WU J, et al. Overview of wind tunnel test research on tiltrotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(9): 530114(in Chinese).

[16] 李尚斌, 江露生, 林永峰. 倾转旋翼机悬停状态气动干扰分析[J]. 工程力学, 2024, 41(3): 232-240.
LI S B, JIANG L S, LIN Y F. The analysis of aerodynamic interference of tilt rotor aircraft in hover[J]. Engineering Mechanics, 2024, 41(3): 232-240(in Chinese).

[17] 陈平剑, 林永峰, 黄水林. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰的试验研究[J]. 直升机技术, 2008(3): 107-115.
CHEN P J, LIN Y F, HUANG S L. Experimental study on rotor/wing aerodynamic interaction for tilt-rotor aircraft[J]. Helicopter Technique, 2008(3): 107-115(in Chinese).

[18] 招启军, 倪同兵, 李鹏, 等. 倾转旋翼机流动机理及气动干扰特性试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(12): 2900-2912.
ZHAO Q J, NI T B, LI P, et al. Experiment on flow mechanism and aerodynamic interaction characteristics of tilt-rotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2900-2912(in Chinese).

[19] 李春华. 时间准确自由尾迹方法建模及倾转旋翼气动特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
LI C H. Modeling on time-accurate free wake method and investigation on aerodynamic characteristics of rotor and tiltrotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(in Chinese).

[20] MOORE Z T, SILWAL L, VIJAYARAJ A, et al. Reynolds number effects on the interference factors for a counter-rotating coaxial ro-

tor[C]//AIAA SCITECH 2024 Forum. Reston: AIAA, 2024.

[21] WANG K L, ZHOU Z, ZHU X P, et al. Aerodynamic design of multi-propeller/wing integration at low Reynolds numbers[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 1-17.

[22] 刘双喜, 林泽淮, 刘伟, 等. 基于 INDI 的倾转旋翼无人机过渡模式控制方案[J]. 航空学报, 2024, 45(17): 529685.
LIU S X, LIN Z H, LIU W, et al. Transition mode control scheme of tilt rotor UAV based on INDI[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(17): 529685(in Chinese).

[23] LIU C, LI B Q, WEI Z Q, et al. Effects of wake separation on aerodynamic interference between rotors in urban low-altitude UAV formation flight[J]. Aerospace, 2024, 11(11): 865.

Experimental study on multidimensional aerodynamic characteristics of small rotor in tilt transition

LIU Cong[1,*], LI Baiqing[2], WEI Zhiqiang[1], WANG Yu[1]

(1. School of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. School of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: For tiny tilt-rotor aircraft, the tilt transition mode is a crucial phase of flying during mode switching. To investigate the aerodynamic characteristics of the rotor under different tilt attitudes during the tilt transition process, the steady aerodynamic experiments were conducted in the tilt angle range of 0-90° for a small fixed-pitch rotor. Firstly, a fan-array open-wind-wall system was established to simulate the flow conditions. Using a hot wire and a five-hole probe, the airflow quality was assessed, and the test procedure was confirmed. Multi-dimensional aerodynamic data of the rotor were measured using a high-resolution six-component force/moment sensor, which enabled the acquisition of aerodynamic characteristics under various combinations of air flow speeds, rotational speeds, and tilt angles. The results indicate that the influence of tilt angle on axial aerodynamic characteristics is related to the air flow velocity in the tilt angle range of 0-90°. When the air flow velocity is greater than 5 m/s, the axial thrust decreases with the increase of tilt angle. The axial torque is less affected by the air flow velocity than the axial thrust. Local negative thrust phenomena are more likely to occur under conditions of air flow velocity greater than 7 m/s and rotational speeds below 2 500 r/min. The horizontal lateral force and pitching moment in the rotating plane decrease with increasing tilt angle, with values in the 0-45° tilt angle being significantly higher than those in the second half. In the ground coordinate system, the rotor's vertical lift coefficient decreases rapidly after 15° tilt angle, and the influence of horizontal velocity on the vertical lift coefficient is less than 20% under the condition of 5 000 r/min. The horizontal thrust coefficient remains relatively constant between 0° and 30° tilt, and beyond 60° tilt angle, the horizontal thrust increases gradually, with its value being strongly influenced by rotational speed and velocity.

Keywords: rotor; transition state; tilt angle; aerodynamic characteristics; wind-wall test

Received: 2024-12-04; **Accepted**: 2025-03-28; **Published Online**: 2025-04-18 12:48

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20250418.1157.003

Foundation items: Fundamental Research Funding Project for Central Universities of Civil Aviation University of China (KJZ53420230006); Multi-input youth project of the Tianjin Natural Science Foundation (23JCQNJC00170)

* **Corresponding author**. E-mail: liucongcauc@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0586

外形隐身设计空间分析及气动隐身设计方法

周琳[1]，张伟[1]，陈宪[1]，黄江涛[1,*]，高正红[2]

(1. 中国空气动力研究与发展中心，绵阳 621000；2. 西北工业大学 航空学院，西安 710072)

摘　　要：外形隐身是决定飞行器隐身性能的首要因素，军用飞行器在开展外形设计时需综合考虑气动性能和隐身性能，优化设计时需考虑气动学科和隐身学科的特点。基于Multi-start算法对翼型、布局外形隐身的设计空间特性进行分析，研究结果表明，外形隐身设计是复杂的多峰问题。针对优化问题的多峰性，在经典全局多峰粒子群优化算法的基础上引入局部搜索策略，提出适应值-距离比环形粒子群优化(FER-R3PSO)算法，采用标准函数算例对所提算法的搜索效果进行验证。在此基础上，将全局多峰算法与梯度优化方法结合，提出全局/梯度耦合的气动隐身设计方法，采用飞翼布局气动/隐身优化问题对所提方法的优化效果进行验证。优化结果表明：相对于梯度优化，所提方法能够以较少的计算代价获得气动、隐身特性更加优秀的外形。

关 键 词：雷达散射截面；外形隐身；气动隐身设计；全局/梯度优化；多峰粒子群优化

中图分类号：V218

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)11-3808-14

隐身技术是通过对目标的特征信号进行控制或抑制来提高目标生存能力的技术，低可探测特征是未来军用飞机应具备的重要特征之一[1]。外形隐身是隐身设计的基础和根本，是决定飞行器隐身性能的首要因素[1]。在外形设计的基础上，再结合其他隐身措施，才可能真正实现雷达隐身[1]。飞行器外形对飞行器的气动、隐身性能具有显著影响，从20世纪80年代开始，气动隐身综合设计开始在战斗机设计中大量应用，现在已成为现代军用飞机外形设计中必不可少的手段。

在气动隐身设计研究领域，美国起步最早，已成功研制多型隐身飞机，但公开文献较少。Paterson对低可探测飞机的散射源分布、设计理念、飞行控制等方面进行了综述[2]。Lee等基于飞翼布局无人机采用并行遗传算法对飞翼的布局及翼型进行了气动隐身一体化优化[3]。Vinh等研究了翼型几何参数对气动隐身特性的影响，并采用商用优化软件包NPSOL进行翼型的气动隐身优化[4]。Johansson在某小展弦比飞翼无人机上开展了进排气一体化设计分析，并分析了其气动、隐身特性[5]。Taha等以X47B外形为例，通过多学科优化探讨了隐身性能对气动性能的影响[6]。Papageorgiou等研究气动性能、雷达散射截面(radar cross section, RCS)、侦察能力、飞行力学等目标在无人机设计中的关系，并发展了考虑多学科的无人机优化框架[7]。Persson等对飞行运动过程中RCS的特点进行了分析，探讨了飞机运动对RCS不确定性的影响[8]。国内气动隐身研究相比于美国等发达国家起步较晚，很多关键技术仍处于探索阶段，但已取得丰富成果。高正红和黄江涛等针对飞翼布局气动隐身综合设计问题，开展基于飞翼布局翼型隐身综合优化研究，发展了基于全局算法、梯度算法等多种气动隐身一体化优化方法[9-12]。何开锋等针对典型的翼身组合体飞行器构型和X47B构型，对飞行器气动隐身一体化设计的具体实现方法进行了探索，实现了基于遗传算法的飞行器气动性能与隐身性能的优化[13-14]。张彬乾等基于遗传算法、径向基函数(radial basis function, RBF)神经网络建立了气动隐身一体化设

收稿日期：2023-09-14；录用日期：2023-10-27；网络出版时间：2024-01-18 12:55
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.0855.001
*通信作者. E-mail：hjtcyfx@163.com

引用格式：周琳，张伟，陈宪，等. 外形隐身设计空间分析及气动隐身设计方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3808-3821. ZHOU L，ZHANG W，CHEN X，et al. Analysis of shaping design space and aerodynamic/stealth design methodology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3808-3821 (in Chinese).

计平台, 针对某飞翼布局飞机分别进行了内翼段和外翼段翼型的气动隐身一体化设计[15-16]。陈曦等基于物理光学法、矩量法开展了气动、隐身综合优化设计研究[17]。周洲和张乐等开展了飞翼布局气动隐身综合设计与分析, 研究了飞翼布局、进气道、格栅、左手材料等对隐身性能的影响, 并通过实验对提出外形的气动隐身特性进行了验证[18-21]。Zhou 等采用基于雷达/红外一体化优化方法, 对直升机的进排气系统进行了优化[22]。

优化设计需根据设计问题的特点选择合适的设计方法。现有的优化方法主要分为全局优化和梯度优化 2 类, 其中, 全局优化算法对优化问题设计空间的探索能力强, 但需要的目标函数评估次数多, 计算资源需求大, 难以直接在高维优化问题中使用; 梯度优化算法效率高, 更适用于高维精细化设计, 但优化结果受初值影响显著[23]。针对气动优化设计问题, 文献 [24-27] 已对气动问题设计空间的特征进行了大量研究, 但对外形隐身的设计空间特征尚缺少深入研究, 也缺少针对气动隐身问题特点的优化设计方法。

针对飞行器外形隐身设计空间特征及适用于气动隐身问题的优化方法问题, 本文采用 Multi-start 算法对外形隐身的设计空间的多峰性进行探讨。针对气动隐身外形优化问题的多峰性, 结合全局优化算法和梯度优化算法的优势, 提出翼型多峰全局优化与布局梯度优化结合的气动隐身优化设计方法。针对经典多峰粒子群优化算法局部搜索能力不足的问题, 提出考虑局部影响多峰粒子群优化算法, 并采用标准函数算例对本文算法的优势和可靠性进行验证。采用飞翼布局气动隐身优化问题对本文方法的优化效果进行验证。本文针对外形隐身设计空间的分析和优化方法的研究可以为飞行器气动隐身设计提供参考。

1　气动/RCS 评估及梯度计算方法

基于伴随方程的梯度计算方法, 基于控制理论, 可以在有限差分法的基础上显著降低气动、隐身梯度的计算代价。本文的气动评估及梯度计算基于中国空气研究与发展中心研发的 PMB3D 结构化网格有限体积雷诺平均 Navier-Stokes 方程求解器[28]; 气动梯度求解基于 PMB3D 求解器的伴随方程求解模块 PADJ3D[29-30]。雷达散射截面评估和梯度计算采用基于多层快速多极子算法的麦克斯韦积分方程求解器及其伴随方程求解模块[12, 31]。基于麦克斯韦积分方程由麦克斯韦方程组结合边界条件, 利用积分思想严格推导而来, 在求解时仅需要对表面或内部进行网格剖分, 未知量个数少、数值计算结果精确、计算效率高, 不会因为网格离散产生色散误差, 具有较高计算精度[32-34]。

采用 Multi-start 算法[35] 对翼型、飞翼布局的隐身设计空间特征进行分析。Multi-start 算法根据一定取样策略(如 Sobol 采样[36]), 在设计空间中得到一定数量外形, 再分别以这些外形为初始进行梯度优化。Multi-start 算法的优化结果可以反映设计空间的单峰/多峰性。

1.1　翼型外形隐身设计空间

采用 Multi-start 算法开展翼型隐身优化, 优化目标为降低翼型入射频率 (f=9 GHz)、垂直极化 (vertical polarization, VV)、前向俯仰角 ($\theta=\pm30°$) 的 RCS 面积均值σ_{ave}, 约束翼型最大厚度不小于初始外形最大厚度, 优化模型如式 (1) 所示。优化采用的初始外形为 NACA65016 翼型; 采用 Bezier 参数化方法, 上表面采用 6 个设计变量, 6 个设计变量在$x\in[0,1]$范围内均匀分布, 设计变量初值为 0。下表面由上表面对称得到, 设计变量的取值范围为 [−0.025,0.025]。

$$\begin{cases}\min: f(x)=\bar{\sigma}\\ \text{s.t.}\quad t_{\max}\geqslant 0.16\end{cases}\tag{1}$$

式中: $t_{\max}$为最大厚度。

采用 MATLAB 自带的 Sobol 序列算法取样, 取样维度为 6、取样数量为 10 个(Sobol-1～Sobol-10), 以 Sobol 取样点为初始进行梯度优化, 梯度优化均完全收敛, 部分设计变量的值到达取值范围的边界 (±0.025)。优化得到的 10 个翼型如图 1 所示, 设计变量值如图 2 所示; 优化外形的σ_{ave}如表 1 所示。

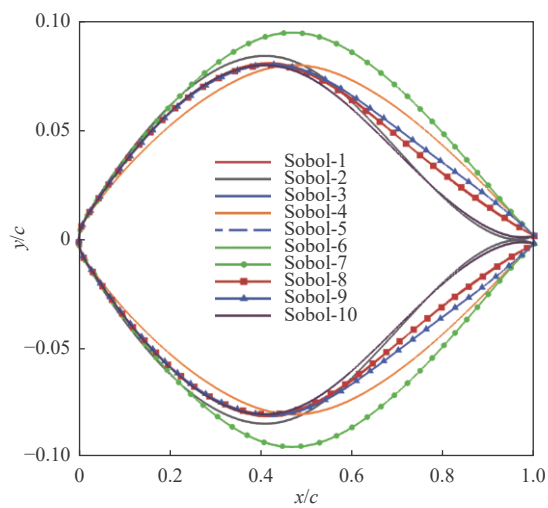


图 1　Multi-start 隐身优化翼型对比

Fig. 1　Comparisons of Multi-start stealth optimization airfoils

由图 1 可知, Multi-start 算法得到的优化外形较为多样, 由于梯度优化已完全收敛, 可以认为外形设计空间中存在多个几何差别显著的峰值。对比优化外形的几何和设计变量值(见图 1 和图 2), 其

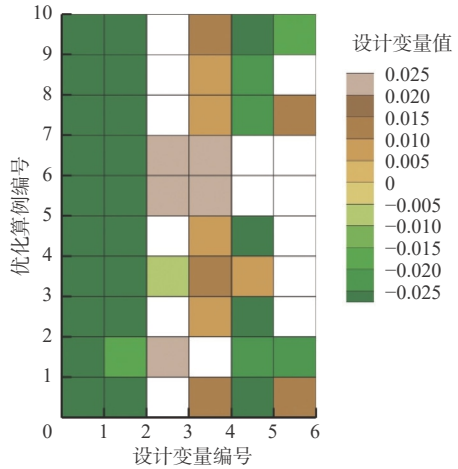


图 2 Multi-start 优化结果的设计变量值

Fig. 2 Design variable values of Multi-start optimization results

表 1 Multi-start 梯度优化结果

Table 1 Multi-start gradient optimization results

结果编号	$10\lg(\sigma_{ave})/m^2$	t_{max}
NACA65016	13.410	0.001 6
Sobol-1	−20.454	0.161 8
Sobol-2	−20.715	0.168 6
Sobol-3	−21.004	0.160 7
Sobol-4	−20.892	0.160 1
Sobol-5	−21.004	0.160 7
Sobol-6	−20.828	0.189 9
Sobol-7	−20.828	0.189 9
Sobol-8	−20.635	0.160 0
Sobol-9	−21.005	0.160 6
Sobol-10	−19.383	0.160 0

注: 相同颜色认为属于同一峰值。

中，Sobol-1 和 Sobol-8 的外形和设计变量基本一致；Sobol-3、Sobol-5 和 Sobol-9 的外形和设计变量基本一致；Sobol-6 和 Sobol-7 的外形和设计变量基本一致；Sobol-2、Sobol-4 和 Sobol-10 的外形和设计变量与其他优化结果均有所区别，为独立峰值。Multi-start 优化得到的 10 个外形厚度差别较大，但 σ_{ave} 差距相对较小。在这些峰值中 Sobol-3、Sobol-5 和 Sobol-9 所在峰值的 σ_{ave} 最小(−21.0 dB)，其次为 Sobol-4 所在的峰值(−20.9 dB)，再次为 Sobol-6 和 Sobol-7 所在的峰值(−20.8 dB)。

翼型隐身优化结果表明，翼型隐身优化为多峰问题。翼型隐身的优化结果存在多个 RCS 相似但外形差异较大的结果。

1.2 飞翼布局外形隐身设计空间

以飞翼布局隐身优化为例研究三维外形隐身优化的设计空间。如图 3 所示，采用的类 X47B 布局的展长为 20.16 m，参考面积为 42.43 m^2，翼根剖面弦长为 11.6 m，厚度为 16%；拐折 1(slice5：Y=4.5 m)和拐折 2(slice7：Y=8.0 m)剖面弦长为 2.56 m，厚度为 11%；翼尖剖面(slice8：Y=10.08 m)弦长为 0.2 m，厚度为 11%。各剖面由对称翼型 NACA65016 改变厚度得到。参数化方法基于 Bezier 基函数的自由曲面变形方法，共 128 个设计变量。采用 Sobol

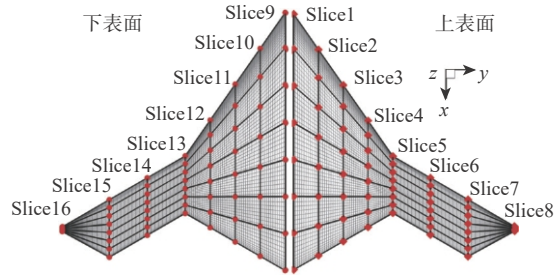


图 3 设计变量位置及剖面编号

Fig. 3 Design variable distribution and slice index

序列算法取样，取样数量为 10 个，以 Sobol 取样点为初始进行梯度优化。

隐身外形优化考虑 f=300 MHz，垂直极化，评估俯仰角 θ=0°、偏航角 φ=0°～60°的 σ_{ave}，优化模型如式 (2) 所示。记 10 次梯度优化结果为 Stealth1～Stealth10。优化前后外形的 σ_{ave} 如表 2 所示。优化时固定每个设计变量的取值范围为 [−0.3,0.3]，10 次优化均完全收敛。10 个优化外形在 Y=4.5 m(拐折 1)、Y=8.0 m(拐折 2)的剖面形状对比如图 4 所示。

$$\begin{cases} \min\ \sigma_{ave} \\ \text{s.t. } t_{i,\max} \geqslant t_{i,\max}^{base} \qquad t_{i,\min} \geqslant 0, i = [1, n_c] \end{cases} \tag{2}$$

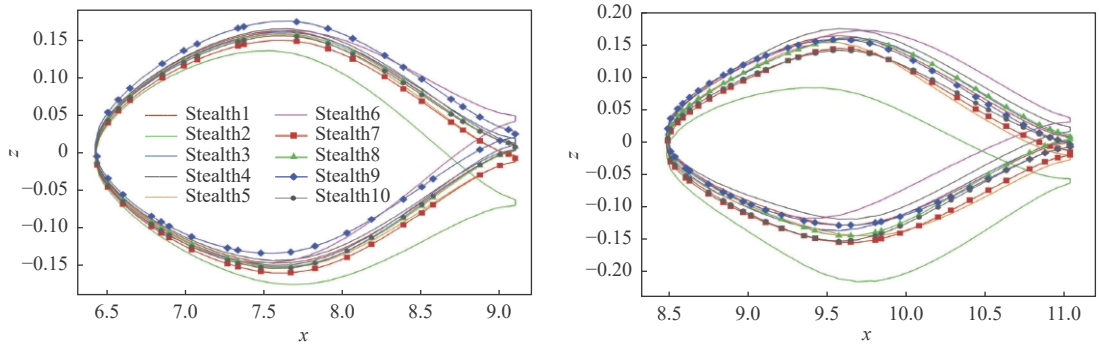
由表 2 和图 4 可知，Sobol 取样得到 10 个外形的 σ_{ave} 存在一定差异。在几何外形方面，10 次优化外形之间均存在一定差异，没有找到完全相同的外形，其中，Stealth2 与其他外形差异最大。在 σ_{ave} 方面，Stealth6 的初始 σ_{ave} 最大，σ_{ave}=2.690 2 m^2；Stealth8 的初始 σ_{ave} 最小，σ_{ave}=2.383 4 m^2。最高和最低 σ_{ave} 相差 0.306 8 m^2。由于 Stealth1 的初始设计变量为 0，Stealth1 的初始 σ_{ave} 与基础外形的 σ_{ave} 一致。优化外形的 σ_{ave} 相差不大，其中，Stealth8 的优化后 σ_{ave} 最低，σ_{ave}=1.671 0 m^2；Stealth6 的优化后 σ_{ave} 最高，σ_{ave}=1.706 9 m^2；10 次隐身优化得到外形的最高和最低 σ_{ave} 仅相差 0.035 9 m^2。

为深入研究隐身外形优化问题设计空间的特征，对比分析了 10 次隐身外形优化结果设计变量值的特点。10 次优化各剖面设计变量的值如图 5 所示，其中，设计变量剖面编号如图 3 所示。对于

表 2 Multi-start 初始外形 RCS 和优化外形 RCS

Table 2 RCS of multi-start initial and optimized geometries

编号	初始 σ_{ave}/m^2	优化 σ_{ave}/m^2
Stealth1	2.500 0	1.684 0
Stealth2	2.516 8	1.679 0
Stealth3	2.612 7	1.671 3
Stealth4	2.406 3	1.677 7
Stealth5	2.385 4	1.689 0
Stealth6	2.690 2	1.706 9
Stealth7	2.569 5	1.679 6
Stealth8	2.383 4	1.671 0
Stealth9	2.507 7	1.703 9
Stealth10	2.418 4	1.678 5



(a) Y=4.5 m　　(b) Y=8.0 m

图 4　优化结果在 Y=4.5 m、Y=8.0 m 剖面外形

Fig. 4　Optimized airfoil geometry at Y=4.5 m and Y=8.0 m

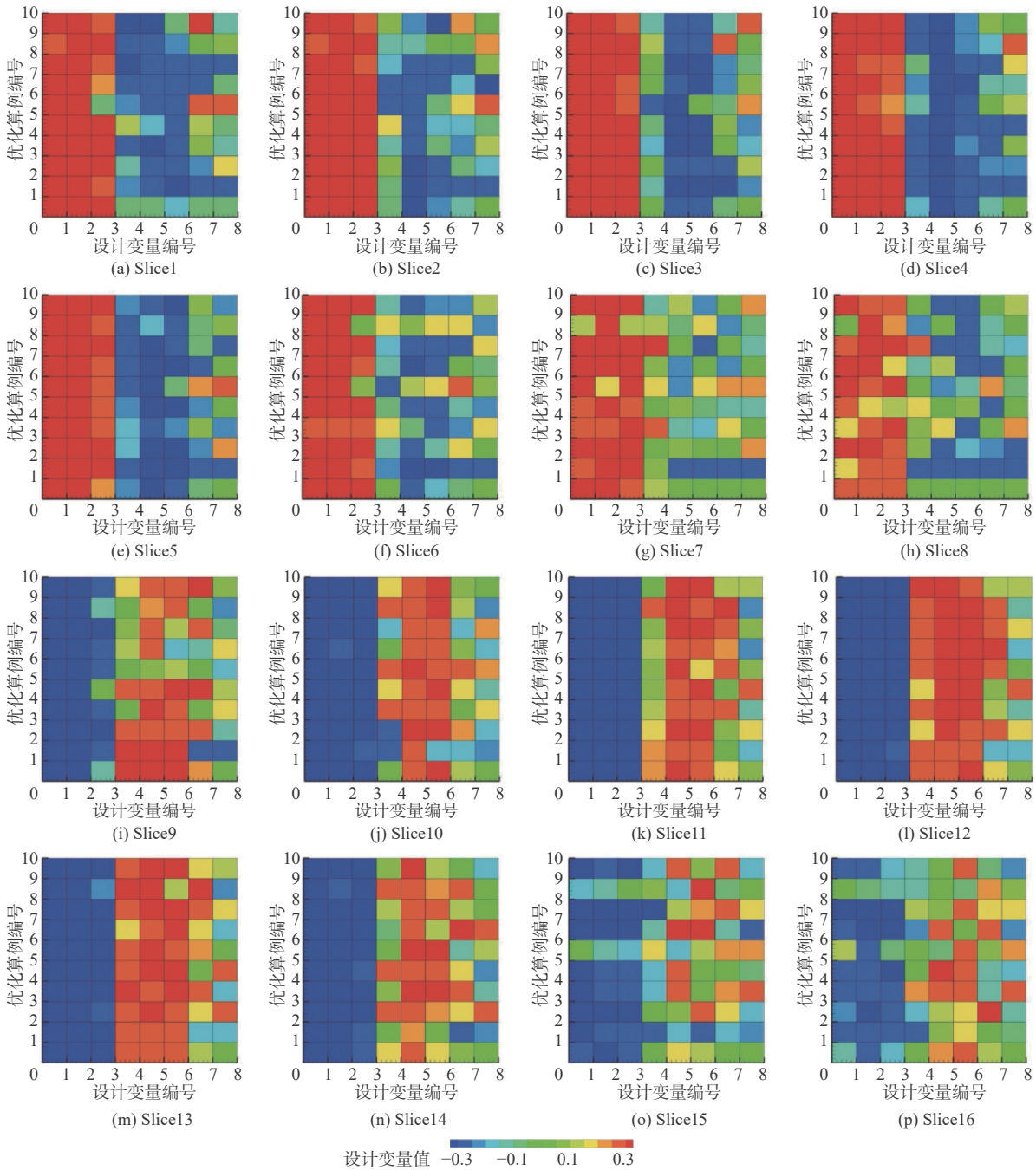


图 5　Multi-start 优化外形各剖面设计变量值

Fig. 5　Optimized design variable values at different slices

图3中的每个剖面(slice),横坐标为从前缘到后缘设计变量的次序,纵坐标为Multi-start算法优化结果的编号。图5可以清晰地反映设计变量之间的差异,对于上表面剖面slice1～slice5(内翼段),设计变量1～变量3的值均为0.3(设计变量取值上界)左右,设计变量4～变量8的值较为分散,规律不明显;对于slice6～slice8(外翼段),每组优化结果的设计变量值差异较大,无明显规律。下表面剖面的规律与上表面较为相似。10次优化虽然最终σ_{ave}相差不大,但优化的设计变量值之间的差异明显,属于设计空间中不同的局部最优。10次优化前缘的设计变量值较为一致,其他位置的设计变量值差异较大。10次优化未找到相同峰值,表明外形隐身优化问题的设计空间中存在大量局部最优,设计空间较为复杂。

采用Multi-start算法对飞翼布局外形进行隐身优化的结果表明,三维隐身外形设计问题是复杂的多峰问题,设计空间中存在很多σ_{ave}相似但几何差异显著的峰值。因此,在隐身优化、气动隐身优化中需要针对设计空间的多峰性,发展适用于隐身问题的优化设计方法。

2 考虑局部影响的多峰粒子群优化算法

针对外形隐身设计空间的高维多峰问题,需发展适用于多峰问题的设计方法。全局多峰算法属于进化算法,具有定位多个峰值的能力。本节针对经典环形多峰粒子群优化算法方法[37]局部收敛性不足的问题,结合适应值-距离比粒子群优化(fitness-euclidean distance ratio particle swarm optimization, FEP-PSO)算法[38]的局部搜索思想,发展了一种考虑局部影响的多峰粒子群优化算法。

2.1 考虑局部影响的环形粒子群优化算法

局部粒子群优化(local-best particle swarm optimization, LPSO)算法是在标准粒子群优化算法基础上针对标准粒子群优化算法的早熟问题改进得到的LPSO算法。LPSO算法中粒子的速度和位置更新方法分别为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{V}_i(t+1)=&\omega\boldsymbol{V}_i(t)+c_1\boldsymbol{r}_1\left(\boldsymbol{p}_i(t)-\boldsymbol{x}_i(t)\right)+\\&c_2\boldsymbol{r}_2\left(\boldsymbol{p}_{\text{n},i}(t)-\boldsymbol{x}_i(t)\right)\end{aligned}\tag{3}$$

$$\begin{cases}f\left(\boldsymbol{p}_{\text{n},i}\right)=\min\{f\left(\boldsymbol{p}_{\text{neibor}}(i,1)\right),f\left(\boldsymbol{p}_{\text{neibor}}(i,2)\right),\cdots,\\\qquad f\left(\boldsymbol{p}_{\text{neibor}}(i,N_{\text{n}})\right)\}\\\boldsymbol{x}_i(t+1)=\boldsymbol{x}_i(t)+\boldsymbol{V}_i(t)\end{cases}\tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{p}_i$为粒子i的个体最优;$\boldsymbol{p}_{\text{n},i}$为粒子$i$的邻居最优;neibor为存储了各粒子邻居的下标;N_{n}为粒子的邻居个数;ω为惯性因子;c_1为自我学习因子;c_2为社会学习因子;$\boldsymbol{r}_1$和$\boldsymbol{r}_2$为[0,1]之间的随机数向量。LPSO算法的复杂度与粒子数线性相关。

Li[39]发现引入拓扑结构的LPSO算法具有多峰搜索的能力,不同拓扑结构对应了不同的信息传递方式和邻居选择方式,其中,环形拓扑LPSO(ring topology LPSO, R3PSO)算法的多峰搜索能力最为突出,在R3PSO算法中每个粒子的邻居是其左边和右边相邻的粒子,即粒子$\boldsymbol{p}_i$的邻居为$\boldsymbol{p}_{i-1}$和$\boldsymbol{p}_{i+1}$,如图6所示。

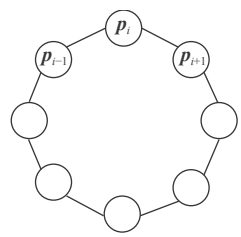


图6 R3PSO算法的拓扑结构

Fig. 6 Topology of R3PSO algorithm

R3PSO算法虽然可以大致定位峰值位置,但局部搜索能力较差[40-41]。基于局部特征的粒子群优化算法可以提高多峰粒子群的局部搜索能力,其中,较有代表性的有适应值-距离比(fitness-euclidean distance ratio, FER)-PSO算法[38]。FER-PSO算法为单峰粒子群优化算法,通过引入FER指标选择邻居最优粒子显著提升了粒子群的局部搜索能力。粒子i和粒子j之间的FER指标的计算式为

$$\begin{cases}g_{(j,i)}=\alpha\dfrac{f(\boldsymbol{p}_j)-f(\boldsymbol{p}_i)}{\left\|\boldsymbol{p}_j-\boldsymbol{p}_i\right\|}\\\alpha=\dfrac{\|\boldsymbol{s}\|}{f(\boldsymbol{p}_{\text{w}})-f(\boldsymbol{p}_{\text{g}})}\\\|\boldsymbol{s}\|=\sqrt{(\boldsymbol{x}_k^{\text{u}}-\boldsymbol{x}_k^{\text{l}})^2}\end{cases}\tag{5}$$

式中:g为FER值;$\boldsymbol{p}_j$和$\boldsymbol{p}_i$分别为第j个和第i个粒子的个体最优;$\boldsymbol{p}_{\text{w}}$为种群中适应值最差的粒子;$\boldsymbol{p}_{\text{g}}$为群体最优;$\alpha$为缩放因子,确保两粒子间的适应值和欧氏距离量级相同;$\|\boldsymbol{s}\|$为搜索空间的尺度;$\boldsymbol{x}_k^{\text{u}}$和$\boldsymbol{x}_k^{\text{l}}$分别为粒子取值的上界和下界。

分析式(5)可知,所有粒子的α相同,不影响$\boldsymbol{p}_{\text{n}}$的选择;$(f(\boldsymbol{p}_j)-f(\boldsymbol{p}_i))/\left\|\boldsymbol{p}_j-\boldsymbol{p}_i\right\|$为$\boldsymbol{p}_j$和$\boldsymbol{p}_i$之间的近似梯度。因此,基于FER值选取$\boldsymbol{p}_{\text{n}}$的本质是选择近似梯度最大的粒子,即当前粒子附近又近又好的粒子。

为提高R3PSO算法的局部收敛性,将FER指标引入邻居最优的选择。经典R3PSO算法选择左右邻居中适应值较小的粒子作为邻居最优;引入FER指标后,选择左右邻居中FER指标较大的粒子左右邻居最优,记改进后的算法为FER-R3PSO算

法。FER-R3PSO 算法的复杂度为 $O(N_p)$, 与 R3PSO 算法相同, 算法实现方式如下。

步骤 1　初始化: 随机生成初始种群粒子的速度和位置

步骤 2　计算每个粒子适应值, 更新粒子的个体最优 $\boldsymbol{p}_i$

//根据 FER 更新邻居最优 $\boldsymbol{p}_n$

For i to N_p(粒子总数)

FER←0, tmp←0, euDist←0

For $j\in\{i-1, i, i+1\}$ //拓扑邻居

计算 $\boldsymbol{p}_i$ 和 $\boldsymbol{p}_j$ 间的欧氏距离 euDist

If(euDist≠0)then

步骤 3　根据式(5)计算 FER

If (j == 1) then tmp←FER

If(FER>tmp)then

tmp←FER

$\boldsymbol{p}_n\leftarrow\boldsymbol{p}_j$

Endif

Endif

Endfor

步骤 4　采用式 (3) 更新粒子速度

步骤 5　采用式 (4) 更新粒子位置

步骤 6　评估更新后的粒子

步骤 7　更新粒子的个体最优 $\boldsymbol{p}_i$

Endfor

步骤 8　若满足停止条件, 退出, 否则前往步骤 3

2.2　标准函数测试算例

采用 2015 年电子电气工程学会(Institute of Electrical and Electronics Engineers, IEEE)进化计算大会(Congress on Evolutionary Computation, CEC)竞赛发布的标准多峰函数算例测试 FER-R3PSO 和 R3PSO 算法的性能, 测试中所有函数均经过平移和旋转[42]。优秀的多峰算法需要尽可能多的找到搜索空间中的峰值, 竞赛采用峰值比(peak ratio, PR)描述算法在多轮测试中找到峰值占总峰值的比例, PR 的定义式为[40]

$$P_R=\sum_{1}^{N_R}N_{PF_i}/(N_{KP}N_R)=N_{PF}/(N_{KP}N_R)\qquad(6)$$

式中: N_{PF_i} 为算法在第 i 次试验中找到的峰值数量; N_{PF} 为算法在所有试验中找到的峰值总量; N_{KP} 为全局最优数量; N_R 为试验次数。本文采用的测试函数如表 3 所示, 函数测试的算法参数采用文献 [40] 的推荐值, 其中, 目标最大评估次数(MaxFES)的计算方式为 $2\,000D\sqrt{q}$, q 为峰值数量, D 为函数维度, 每个函数重复测试 51 次。函数测试结果如表 4 所示, 加粗为最优结果。可以看到, 在大多数测试函

表 3　CEC2015 测试函数性质及测试参数设置

Table 3　CEC2015 test function properties and parameter settings

编号	维度	全局/局部最优	最优值	粒子数	MaxFES
F_1	5	1/15	100	100	40 000
	10	1/55		200	150 000
F_2	2	4/21	200	100	20 000
	5	32/0		150	56 600
	8	256/0		200	256 000
F_3	2	25/0	300	100	20 000
	3	125/0		200	67 200
	4	625/0		800	200 000
F_4	5	1/15	400	60	40 000
	10	1/55		150	149 700
	20	1/210		200	581 200
F_5	2	25/0	500	100	20 000
	3	125/0		200	67 200
	4	625/0		800	200 000
F_6	4	16/0	600	100	32 000
	6	64/0		200	96 000
	8	256/0		400	256 000
F_7	6	8/0	700	100	34 000
	10	32/0		150	113 280
	16	256/0		200	512 000
F_8	2	36/0	800	100	24 000
	3	216/0		250	88 320
	4	1 296/0		1 200	288 000

表 4　CEC2015 测试函数评估结果

Table 4　CEC2015 function test results

编号	维度	N_{PF}		PR	
		R3PSO	FER-R3PSO	R3PSO	FER-R3PSO
F_1	5	44	44	0.862 7	0.862 7
	10	**3**	**3**	0.058 8	0.058 8
F_2	2	**204**	**204**	1.000 0	1.000 0
	5	488	**539**	0.299 0	0.328 4
	8	286	**304**	0.021 9	0.023 3
F_3	2	1 077	**1 097**	0.844 7	0.860 4
	3	2 524	**2 675**	0.395 9	0.419 6
	4	6 127	**7 392**	0.192 2	0.231 9
F_4	5	20	**21**	0.392 2	0.411 8
	10	0	0	0	0
F_5	2	1 035	**1 064**	0.811 8	0.834 5
	3	2 462	**2 677**	0.386 2	0.419 9
	4	6 072	**7 024**	0.190 5	0.220 4
F_6	4	475	**579**	0.582 1	0.709 6
	6	850	**1 216**	0.260 4	0.372 5
	8	1 434	**2 055**	0.109 8	0.157 4
F_7	6	338	**366**	0.828 4	0.897 1
	10	504	**587**	0.308 8	0.359 7
	16	485	**506**	0.037 1	0.038 8
F_8	2	678	697	0.369 3	0.379 6
	3	1 614	**1 856**	0.146 5	0.168 5
	4	3 733	4 589	0.056 5	0.069 4

数中 FER-R3PSO 算法均取得了更优的结果，证明本文 FER-R3PSO 算法比经典 R3PSO 算法在多峰寻优问题中更具优势，在第 4 节的全局多峰优化中均采用 FER-R3PSO 算法。

3 飞翼外形全局/梯度耦合优化

针对气动隐身外形优化问题的多峰性，结合全局多峰算法能够定位多个最优值、梯度算法效率高的特点，提出翼型多峰全局优化与布局梯度优化结合的气动隐身优化设计方法。优化设计方法流程如图 7 所示。优化中先采用 FER-R3PSO 算法对翼型进行全局优化，得到若干气动、隐身性能优异且几何区别较大的翼型；然后，将这些翼型装配到布局上作为布局梯度优化的初值。

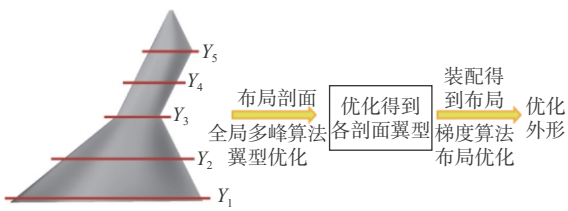


图 7 全局/梯度耦合的气动隐身优化设计方法

Fig. 7 Global/gradient coupled aero/stealth optimization design approach

以类 X47B 布局的气动隐身优化设计为例对本文方法进行验证。采用的类 X47B 布局几何与 2.2 节一致。基础布局各剖面由对称翼型 NACA 65016 改变厚度得到。

3.1 翼型气动隐身优化设计

对飞翼外形内翼段 Y=0.2 m 站位翼型采用 FER-R3PSO 算法进行翼型气动隐身优化。初始翼型为 NACA65016 翼型，气动设计状态为：Ma=0.65，C_L=0.25，Re=2×10^7[11, 43]，初始外形阻力 C_D= 7.758×10^{-3}、C_M=−0.006 4；σ_{ave}评估考虑入射频率为垂直极化、f=9 GHz，俯仰角θ=±30°的σ_{ave}。优化目标为降低阻力及σ_{ave}，约束考虑抬头力矩和翼型最大厚度，优化模型为

$$\begin{cases} \min: f(x)=\bar{\sigma}/\bar{\sigma}^{\text{init}}+C_D/C_D^{\text{init}} \\ \text{s.t.}\begin{cases} C_L=0.25 \\ C_M\geqslant 0.05 \\ t_{\text{hickmax}}\geqslant 0.16 \end{cases} \end{cases} \tag{7}$$

采用 B 样条参数化，上下表面各均匀放置 6 个设计变量。全局优化的初始样本数量 N_{smp}=4D、计算 150 代。从多峰优化结果中挑选适应值最优的 3 个外形，记为 GlobalOpt1、GlobalOpt2 和 GlobalOpt3。为检验多峰优化结果是否为设计空间的真实局部最优，分别以 3 个全局优化外形为初始进行梯度优化，记梯度优化得到的外形为 GradOpt1、GradOpt2 和 GradOpt3。

几个翼型的气动隐身性能对比如表 5 所示，几何外形对比如图 8 所示，压力分布对比如图 9 所示。可以看到，优化后翼型σ_{ave}减缩显著，在初始外形基础上降低一个量级，阻力变化较小，力矩均达到约束边界。虽然全局优化得到的 3 个外形的阻力相差不足 5×10^{-5}、σ_{ave}相差不足 0.000 5 m，但 3 个外形的几何和压力分布区别显著。3 个外形的共同特点为头部半径明显减小，前缘呈现“鹰嘴”型，3 个外形的前缘和后缘形状非常相似；从压力分布来看，3 个外形的头部均有一个小吸力峰，紧接一个较小的压力恢复，在后缘上下表面压力分布交叉，形成后缘反加载，提高了抬头力矩。3 个优化翼型的区别主要体现在 x/c=0.2 以后，这些位置对隐身特性的影响减小，但对气动性能的影响显著。

表 5 NACA65016 外形全局/梯度优化结果

Table 5 Global and gradient optimization results of NACA65016 airfoil

结果编号	C_D	σ_{ave}/m	t_{max}	C_M
NACA65016	0.007 758	0.045 612	0.160 0	−0.006 4
GlobalOpt1	0.007 840	0.005 006	0.160 0	0.050 0
GradOpt1	0.007 837	0.003 848	0.160 1	0.050 3
GlobalOpt2	0.007 793	0.005 540	0.160 0	0.050 0
GradOpt2	0.007 793	0.005 540	0.160 0	0.050 0
GlobalOpt3	0.007 841	0.004 855	0.160 0	0.050 0
GradOpt3	0.007 840	0.004 855	0.160 0	0.050 0

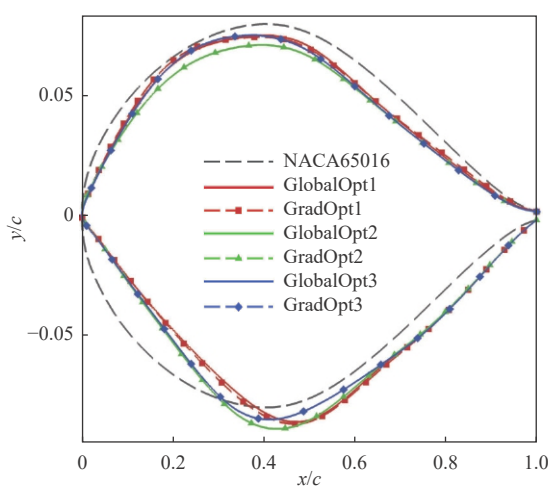


图 8 NACA65016 翼型全局和梯度优化外形几何对比

Fig. 8 Geometry comparisons of global and gradient optimization of NACA65016 airfoil

初始翼型和 GlobalOpt1 翼型在入射波 f=9 GHz、垂直极化、θ=0°入射时的近场散射电场如图 10 和图 11 所示。可以看到，初始外形的前缘半径较大，散射特性与曲面的散射特性较为接近，散射机理主

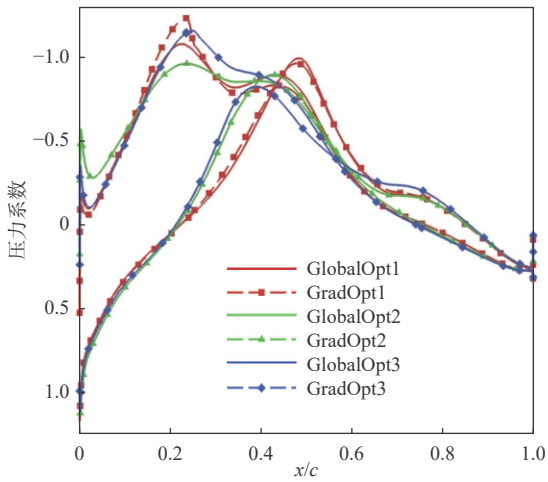


图 9　NACA65016 翼型全局和梯度优化外形压力分布

Fig. 9　Pressure distribution comparisons of global and gradient optimization of NACA65016 airfoil

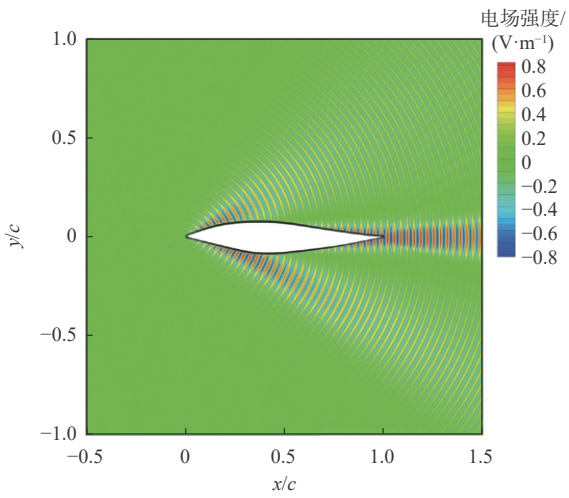


图 10　NACA65016 近场散射电场强度

Fig. 10　Near-field scattering characteristics of NACA65016

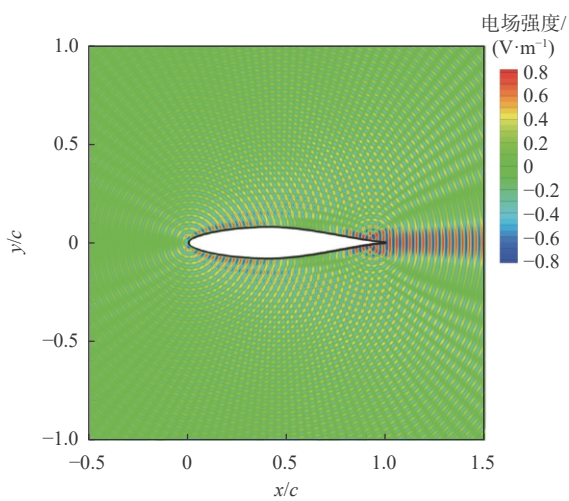


图 11　GlobalOpt1 近场散射电场强度

Fig. 11　Near-field scattering characteristics of GlobalOpt1

要是曲面的镜面散射, 散射强度随观测角度变化不大, 前向威胁扇区的σ_{ave}较高。而 GlobalOpt1 翼型的前缘半径明显减小, 散射特征与边缘的散射特性相似, 由于边缘绕射的散射强度明显低于镜面散射, 前向威胁扇区的σ_{ave}改善明显。GlobalOpt1 翼型的散射场有明显的方向性, 其中, 头向威胁扇区的散射强度明显降低, 后向威胁扇区的散射强度升高, 这与外形隐身中通过改变外形将散射能量集中到非主要威胁角域的思想相符, 证明了翼型气动隐身优化的正确性。

对比 3 个全局多峰优化和梯度优化的结果可以看到, 梯度优化外形在全局优化结果上变化较小。由于梯度优化已完全收敛, 梯度优化的结果表明全局多峰算法得到的外形为设计空间中真实存在的峰值, 证明了多峰算法的可靠性, 也进一步证明气动隐身设计是复杂的多峰问题。

3.2　飞翼布局梯度优化设计

将全局多峰优化得到的翼型 GlobalOpt1、GlobalOpt2 和 GlobalOpt3 装配到翼根剖面形成布局梯度优化初值, 记装配得到的外形为 X47B1、X47B2 和 X47B3。布局的气动设计状态为 Ma=0.8, 单位弦长的 Re=6.8×10^6; 隐身设计状态为 f=1 GHz、垂直极化, 计算俯仰角 θ=0°、偏航角 φ=0°～60°的σ_{ave}, 布局梯度优化的优化模型为

$$\begin{cases} \min\ C_{Dp}/C_{Dp}^{\text{initial}} + \sigma_{\text{ave}}/\sigma_{\text{ave}}^{\text{initial}} \\ \text{s.t.}\begin{cases} C_L = 0.25 \\ t_{i,\max} \geqslant t_{i,\max}^{\text{initial}}, t_{i,\min} \geqslant 0 \qquad i=[1,n_c] \end{cases} \end{cases} \tag{8}$$

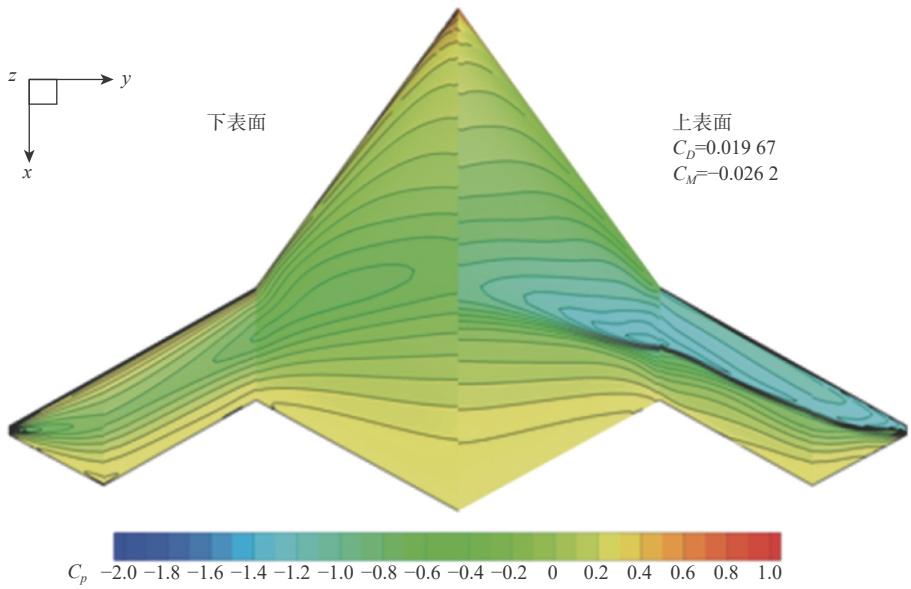
式中: C_{Dp}为压差阻力系数, initial 为基础外形; n_c 为约束的站位数量(文中为 10 个), 由对称翼型 NACA-65016 生成。参数化方法基于 Bezier 基函数的自由曲面变形方法, 共 128 个设计变量(见图 3)。

图 12 为初始外形的表面压力云图及关键剖面的压力分布。在设计点初始外形的内翼段、外翼段均有较强激波, 压差阻力较大。图 13 为由全局多峰优化翼型装配得到外形的σ_{ave}评估结果。可以看到, 内翼段采用气动隐身优化翼型后, 布局头向σ_{ave}显著降低, 在φ=0°～30°角域内的σ_{ave}由初始的−20 dB 左右下降到−30 dB 左右, 在φ=55°附近由内翼段前缘产生的峰值明显降低, 由初始的 23 dB 左右下降到 12 dB 左右。X47B1、X47B2 和 X47B3 的 RCS 特征较为相似, 表明隐身特性相似的翼型装在三维布局上仍有相似的隐身性能。

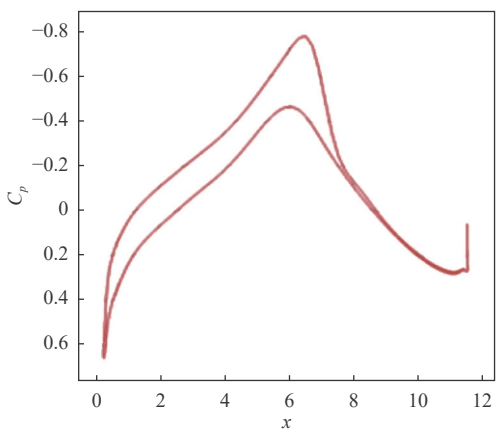
分别以 initial 外形和全局优化结果为初始开展布局梯度优化, 记 AS128-Bezier 为以基础外形为初始直接开展梯度优化的结果; X47B1-grad、X47B2-grad 和X47B3-grad 分别为以X47B1、X47B2 和X47B3 为初始开展梯度优化的结果。梯度优化结果如表 6 所示。可以看到, 以 X47B1、X47B2 和 X47B3 这

3个外形为初始优化得到的外形阻力和σ_{ave}均明显低于从基础外形直接开展气动隐身优化的结果(AS128-Bezier),其中,σ_{ave}在AS128-Bezier的基础上降低一个量级,阻力系数降低0.001以上。梯度优化结果中,X47B3-grad的阻力最低,C_D=0.014 2,但σ_{ave}最高,σ_{ave}=0.102 6 m^2;X47B2-grad的σ_{ave}最低,σ_{ave}=0.058 41 m^2,但阻力最高,C_D=0.014 44;X47B3-grad的阻力和σ_{ave}均在X47B1-grad和X47B2-grad之间,较好的平衡了气动和隐身指标。

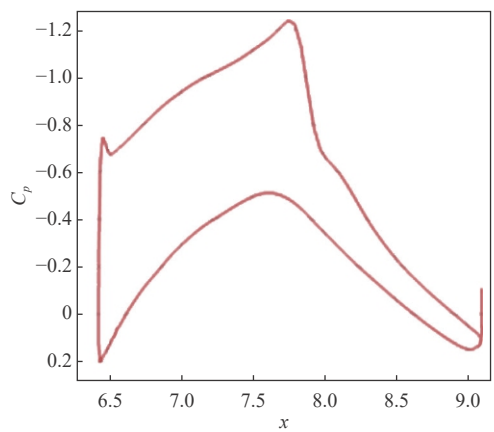
图14为3个梯度优化外形在Y=0.2 m、Y=4.5 m、Y=8.0 m和Y=9.5 m的几何和压力分布对比。相对于初始外形,优化外形的激波强度明显降低。在



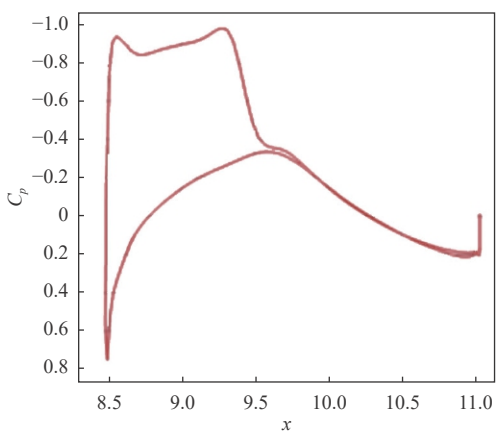
(a) 初始外形表面压力系数



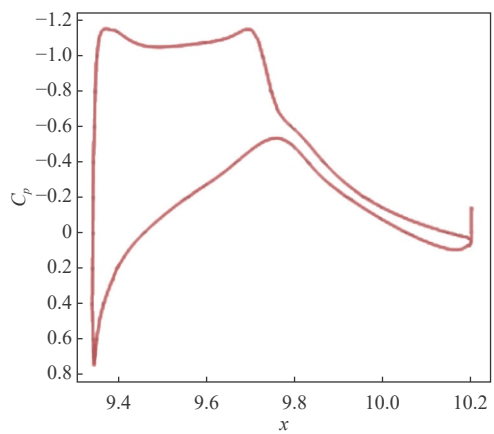
(b) Y=0.2 m压力系数



(c) Y=4.5 m压力系数



(d) Y=8.0 m压力系数



(e) Y=9.5 m压力系数

图12 初始外形表面及剖面压力系数

Fig. 12 Pressure coefficient distribution of initial geometry and slices

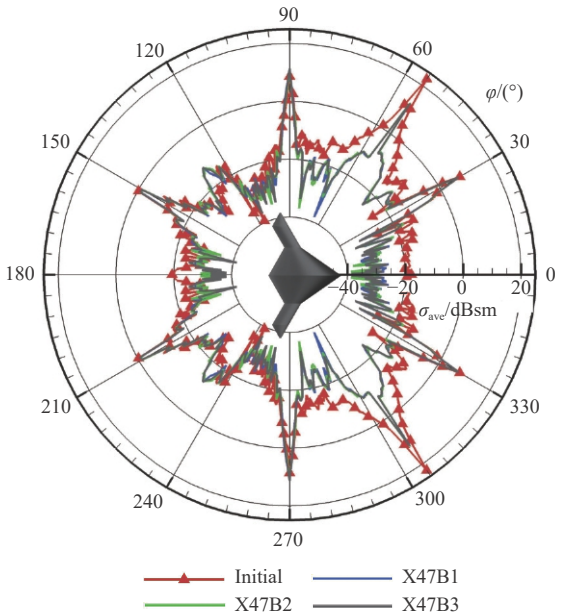


图 13　X47B1、X47B2 和 X47B3 的σ_{ave}对比(f=1 GHz, 垂直极化)

Fig. 13　σ_{ave} comparisons of X47B1, X47B2 and X47B3 (f= 1 GHz, vertical polarization)

表 6　类 X47B 外形气动隐身优化结果

Table 6　Aero/stealth optimization results of X47B geometry

外形	C_D	C_M	σ_{ave}/m^2
X47B基础外形	0.019 665	−0.026 167	3.795 10
AS128-Bezier	0.015 582	−0.040 593	0.540 40
X47B1	0.018 425	−0.005 038	0.448 84
X47B2	0.019 638	−0.004 940	0.318 27
X47B3	0.018 707	−0.001 002	0.438 48
X47B1-grad	0.014 269	−0.060 529	0.059 01
X47B2-grad	0.014 436	−0.029 866	0.058 64
X47B3-grad	0.014 214	−0.047 756	0.102 60

Y=0.2 m 处, 受隐身指标的影响, 3 个外形的前缘半径急剧减小, 上下表面夹角几乎为 0, 前缘下表面内凹, 3 个外形上表面均有 2 次压力恢复, 激波完全消除。在 Y=4.5 m 和 Y=8.0 m 处, 3 个外形的压力分布较为相似, 在 Y=4.5 m 处, 上表面激波基本消除, 剖面前缘半径有一定减小, 但减小程度小于 Y=0.2 m

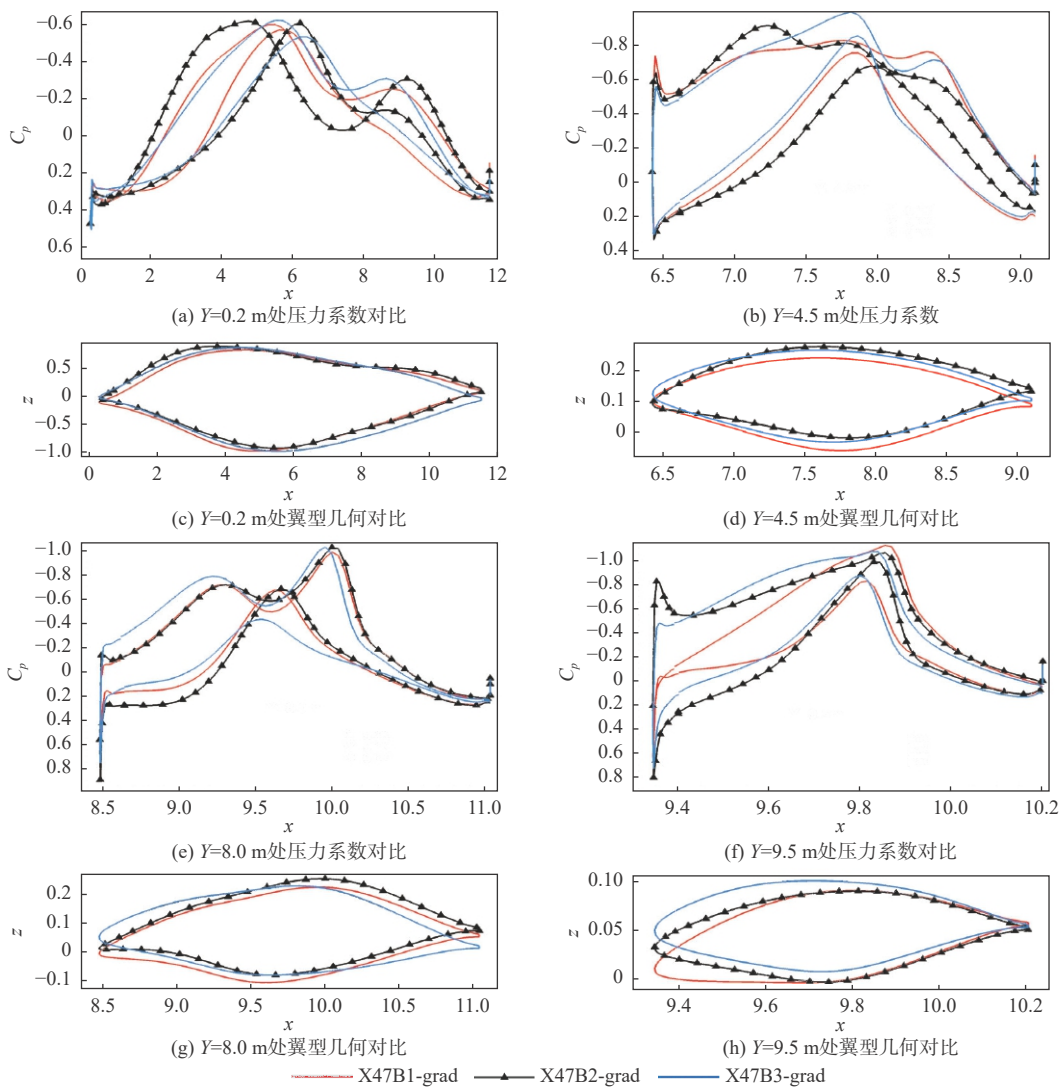


图 14　梯度优化外形各剖面几何及压力分布对比

Fig. 14　Geometry and pressure coefficient comparisons at different slices for gradient optimization

剖面；在 Y=8.0 m 处，翼型前缘半径明显减小，下表面内凹，最大厚度后移，激波未完全消除。在 Y=9.5 m 处，3 个剖面均有一定扭转，其中，X47B2-grad 和 X47B3-grad 的压力分布较为相似，X47B1-grad 的前缘吸力峰明显小于另外 2 个布局。

以 X47B3 为例对比布局梯度优化前后的σ_{ave}分布，对比结果如图 15 所示。梯度优化后外形的σ_{ave}明显改善，其中，φ=0°～30°的σ_{ave}略有降低；φ=30°和φ=55°峰值的高度、宽度均明显减小。由于仅在内翼段装配了全局气动隐身优化翼型，且内翼段翼型主要影响φ=55°峰值的特征，对φ=30°峰值基本不产生影响，因此，φ=30°峰值高度的降低主要是由梯度优化造成。在φ=30°峰值处，梯度优化后峰值分别由 7.5 dB、7.5 dB 和 7.5 dB 降低到−1.4 dB、−4.2 dB 和 2.3 dB；在φ=55°峰值处，梯度优化后峰值分别由 12.5 dB、12.5 dB 和 12.4 dB 降低到 3.0 dB、4.0 dB 和 5.3 dB；梯度优化可以明显降低峰值高度。在翼型全局优化的基础上进一步开展布局气动隐身梯度优化可以明显改善外形的隐身特性。

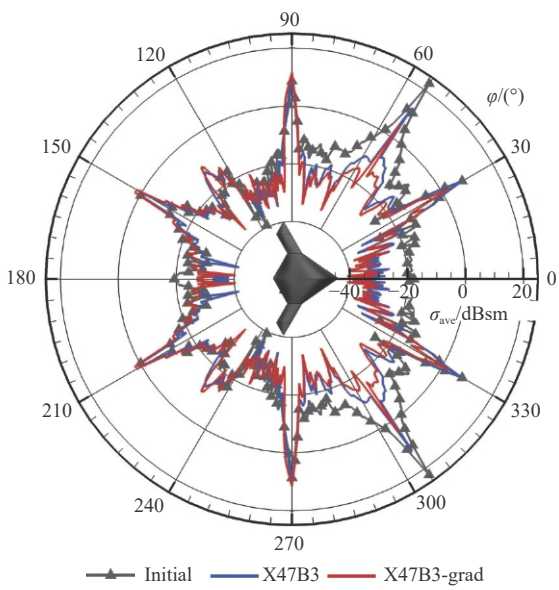


图 15 初始外形及 X47B3 外形梯度优化前后外形σ_{ave}对比（f=1 GHz，垂直极化）

Fig. 15 σ_{ave} comparisons of initial and X47B3 geometries before and after gradient optimization (f=1 GHz, vertical polarization)

布局梯度优化结果表明，以气动隐身性能较好的翼型构成的布局作为梯度优化的初值可以显著提升最终优化结果的气动、隐身性能。梯度优化结果 X47B1-grad、X47B2-grad 和 X47B3-grad 的隐身性能改善非常显著，从基础外形的 R_{CSave}=3.795 1 m^2 分别下降到 0.059 01 m^2、0.058 61 m^2 和 0.102 6 m^2，在基础外形的基础上分别下降 98.45%、98.46% 和 97.30%，明显优于初始外形和直接进行梯度优化的外形，证明了本文方法可以得到比直接开展梯度优化气动、隐身性能更加优秀的外形。

4 结 论

针对低可探测布局气动隐身优化问题，采用 Multi-start 算法分析了外形隐身问题的设计空间特征，针对气动隐身优化设计空间的高维、多峰特点，将全局多峰粒子群优化算法与基于伴随的梯度优化方法结合，提出翼型多峰优化和布局梯度优化结合的设计方法。本文的主要结论如下：

1）外形隐身设计为复杂的多峰问题，需针对隐身问题设计空间的特点发展适用于高维多峰问题的气动隐身设计方法；

2）将 FER 指标引入经典环形多峰粒子群优化算法能够通过较少计算代价显著提升算法的局部收敛性，进而提升算法的多峰寻优能力；

3）气动隐身优化的效果受初始外形影响较大，翼型多峰全局优化与布局梯度优化结合的气动高隐身优化设计方法能够以较少的计算代价获得气动、隐身特性更加优秀的外形。

参考文献（References）

[1] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
SANG J H. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013(in Chinese).

[2] PATERSON J. Overview of low observable technology and its effects on combat aircraft survivability[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 380-388.

[3] LEE D, GONZALEZ L F, SRINIVAS K, et al. Aerodynamic/RCS shape optimisation of unmanned aerial vehicles using hierarchical asynchronous parallel evolutionary algorithms[C]//Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2006.

[4] VINH H, DWYER H, VAN DAM C. Finite-difference algorithms for the time-domain Maxwell's equations- A numerical approach to RCS analysis[C]//Proceedings of the 23rd Plasmadynamics and Lasers Conference. Reston: AIAA, 1992.

[5] JOHANSSON M. Propulsion integration in an UAV[C]//Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2006.

[6] TAHA H E, HAJJ M R. Optimization of aerodynamic performance and stability of a stealth aircraft[C]//Proceedings of the 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2013.

[7] PAPAGEORGIOU A, ÖLVANDER J, AMADORI K. Development of a multidisciplinary design optimization framework applied on UAV design by considering models for mission, surveillance, and stealth performance[C]//Proceedings of the 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2017.

[8] PERSSON B, BULL P. Empirical study of flight-dynamic influ-

ences on radar cross-section models[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(2): 463-474.

[9] 高正红, 夏露. 飞行器外形气动与隐身协同优化设计方法研究[C]//全国流体力学青年研讨会论文集. 北京: 中国空气动力学会, 2003: 193-198.
GAO Z H, XIA L. Research on collaborative optimization design methods for aerodynamic and stealth performance of aircraft configurations[C]//Proceedings of the National Symposium on Fluid Mechanics for Young Scholars. Beijing: Chinese Aerodynamics Research Society, 2003: 193-198(in Chinese).

[10] 周琳, 黄江涛, 高正红. 基于离散伴随方程的三维雷达散射截面几何敏感度计算[J]. 航空学报, 2020, 41(5): 623361.
ZHOU L, HUANG J T, GAO Z H. Three dimensional radar cross section geometric sensitivity calculation based on discrete adjoint equation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5): 623361(in Chinese).

[11] 张伟, 高正红, 周琳, 等. 基于代理模型全局优化的自适应参数化方法[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 123815.
ZHANG W, GAO Z H, ZHOU L, et al. Adaptive parameterization method for surrogate-based global optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(10): 123815(in Chinese).

[12] 黄江涛, 周琳, 陈宪, 等. 基于 NS/CFIE 伴随方程的飞行器气动隐身综合优化[J]. 航空学报, 2023, 44(12): 127757.
HUANG J T, ZHOU L, CHEN X, et al. Integrated aerodynamic and stealth optimization of aircraft based on NS/CFIE adjoint equations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(12): 127757(in Chinese).

[13] 何开锋, 钱炜祺, 刘刚, 等. 飞行器气动隐身一体化设计方法研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 169-174.
HE K F, QIAN W Q, LIU G, et al. Aircraft multi-objective design of aerodynamic and stealthy performance[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 169-174(in Chinese).

[14] 何开锋, 钱炜祺, 陈坚强, 等. 基于流体力学和电磁学方程数值求解的飞行器气动隐身一体化设计[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(2): 180-185.
HE K F, QIAN W Q, CHEN J Q, et al. Integrated aircraft design of aerodynamic and stealthy performance with numerically solving fluid dynamics and electro-magnetics equations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(2): 180-185(in Chinese).

[15] 焦子涵, 张彬乾, 沈冬. 翼型几何参数对隐身特性的影响研究[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(12): 1980-1987.
JIAO Z H, ZHANG B Q, SHEN D. Investigation on the effects of geometric parameters on airfoils' stealth characteristics[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(12): 1980-1987(in Chinese).

[16] 张彬乾, 罗烈, 陈真利, 等. 飞翼布局隐身翼型优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 957-967.
ZHANG B Q, LUO L, CHEN Z L, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 957-967(in Chinese).

[17] 陈曦, 白俊强, 李权. 某飞翼布局隐身飞行器的翼型优化[J]. 航空计算技术, 2013, 43(6): 46-49.
CHEN X, BAI J Q, LI Q. Airfoil optimization of a stealth flying wind aerial vehicle[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(6): 46-49(in Chinese).

[18] 徐含乐, 祝小平, 周洲, 等. 基于左手材料的翼面隐身结构设计及优化[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3331-3340.
XU H L, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Design and optimization of low detectable wing structure based on LHM[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3331-3340(in Chinese).

[19] 张乐, 周洲, 许晓平, 等. 飞翼无人机 3 种保形进气口进气道气动与隐身综合特性对比[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1651-1660.
ZHANG L, ZHOU Z, XU X P, et al. Comparison on aerodynamic and stealthy performance of flying wing unmanned aerial vehicle with three conformal intake inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1651-1660(in Chinese).

[20] 张乐. 飞翼布局耦合进排气的气动与隐身综合设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
ZHANG L. Study on aerodynamic and stealth integrated design of flying wing layout coupled with intake and exhaust[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016(in Chinese).

[21] 张乐, 周洲, 许晓平. 飞翼无人机保形进气道耦合进口格栅气动与隐身综合特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1612-1621.
ZHANG L, ZHOU Z, XU X P. Aerodynamic and stealthy integrated performance of conformal inlet coupling entrance grille of flying wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1612-1621(in Chinese).

[22] ZHOU Z Y, HUANG J, WANG J J. Radar/infrared integrated stealth optimization design of helicopter engine intake and exhaust system[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 95: 105483.

[23] ZINGG D W, NEMEC M, PULLIAM T H. A comparative evaluation of genetic and gradient-based algorithms applied to aerodynamic optimization[J]. European Journal of Computational Mechanics, 2008, 17(1-2): 103-126.

[24] CHERNUKHIN O, ZINGG D W. Multimodality and global optimization in aerodynamic design[J]. AIAA Journal, 2013, 51(6): 1342-1354.

[25] BUCKLEY H P, ZHOU B Y, ZINGG D W. Airfoil optimization using practical aerodynamic design requirements[C]//Proceedings of the 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2010.

[26] STREUBER G M, ZINGG D W. Evaluating the risk of local optima in aerodynamic shape optimization[J]. AIAA Journal, 2021, 59(1): 75-87.

[27] LEUNG T, ZINGG D. Single-and multi-point aerodynamic shape optimization using a parallel Newton-Krylov approach[C]//Proceedings of the 19th AIAA Computational Fluid Dynamics. Reston: AIAA, 2009.

[28] 黄江涛, 高正红, 余婧, 等. 大型民用飞机气动外形典型综合设计方法[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 522369.
HUANG J T, GAO Z H, YU J, et al. A typical integrated design method for aerodynamic shape optimization of large civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 522369(in Chinese).

[29] 黄江涛, 刘刚, 周铸, 等. 基于离散伴随方程求解梯度信息的若干问题研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 554-562.
HUANG J T, LIU G, ZHOU Z, et al. Investigation of gradient computation based on discrete adjoint method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 554-562(in Chinese).

[30] 黄江涛, 刘刚, 高正红, 等. 飞行器多学科耦合伴随体系的现状与

发展趋势[J]. 航空学报, 2020, 41(5): 623404.
HUANG J T, LIU G, GAO Z H, et al. Current situation and development trend of multidisciplinary coupled adjoint system for aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(5): 623404 (in Chinese).

[31] ZHOU L, HUANG J T, GAO Z H, et al. Three-dimensional aerodynamic/stealth optimization based on adjoint sensitivity analysis for scattering problem[J]. AIAA Journal, 2020, 58(6): 2702-2715.

[32] 蔡强明. 金属—介质目标电磁散射与辐射的高阶矩量法及快速算法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2017.
CAI Q M. Research on high-order moment method and fast algorithm of electromagnetic scattering and radiation from metal-dielectric target[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2017(in Chinese).

[33] 胡俊. 复杂目标矢量电磁散射的高效方法: 快速多极子方法及其应用[D]. 成都: 电子科技大学, 2000.
HU J. Efficient method of vector electromagnetic scattering from complex targets-fast multipole method and its application[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2000(in Chinese).

[34] 聂在平, 胡俊, 姚海英, 等. 用于复杂目标三维矢量散射分析的快速多极子方法[J]. 电子学报, 1999, 27(6): 104-109.
NIE Z P, HU J, YAO H Y, et al. The fast multipole methods for vector analysis of scattering from 3-dimensional objects with complex structure[J]. Acta Electronica Sinica, 1999, 27(6): 104-109(in Chinese).

[35] ZHIGLJAVSKY A, ŽILINSKAS A. Stochastic global optimization [M]. Berlin: Springer, 2008.

[36] JOE S, KUO F Y. Remark on algorithm 659[J]. ACM Transactions on Mathematical Software, 2003, 29(1): 49-57.

[37] EBERHART R, KENNEDY J. A new optimizer using particle swarm theory[C]//Proceedings of the 6th International Symposium on Micro Machine and Human Science. Piscataway: IEEE Press, 2002: 39-43.

[38] LI X D. A multimodal particle swarm optimizer based on fitness Euclidean-distance ratio[C]//Proceedings of the 9th Annual Conference on Genetic and Evolutionary Computation. New York: ACM, 2007: 78-85.

[39] LI X D. Niching without niching parameters: particle swarm optimization using a ring topology[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2010, 14(1): 150-169.

[40] CHENG S, QIN Q D, WU Z, et al. Multimodal optimization using particle swarm optimization algorithms: CEC 2015 competition on single objective multi-niche optimization[C]//Proceedings of the IEEE Congress on Evolutionary Computation. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1075-1082.

[41] QU B Y, SUGANTHAN P N, DAS S. A distance-based locally informed particle swarm model for multimodal optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2013, 17(3): 387-402.

[42] LIANG J J, QU B Y, SUGANTHAN P N, et al. Problem definitions and evaluation criteria for the CEC 2015 competition on learning-based real-parameter single objective optimization[J]. Technical Report 201411A, 2014, 29: 625-640.

[43] 张伟, 赵轲, 夏露, 等. 飞翼布局翼型系列设计进展[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 37-52.
ZHANG W, ZHAO K, XIA L, et al. A multi-disciplinary global/local optimization method for flying-wing airfoils design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 37-52(in Chinese).

Analysis of shaping design space and aerodynamic/stealth design methodology

ZHOU Lin[1]，ZHANG Wei[1]，CHEN Xian[1]，HUANG Jiangtao[1,*]，GAO Zhenghong[2]

(1. China Aerodynamics Research and Development Center，Mianyang 621000，China；
2. School of Astronautics，Northwestern Polytechnical University，Xi'an 710072，China)

Abstract: Shape stealth is the primary factor determining the stealth performance of an aircraft. In the shape design of modern military aircraft, both aerodynamic performance and stealth performance need to be comprehensively considered. Aerodynamic stealth optimization is a complex multimodal problem. Given the high computational cost of global optimization and the tendency of gradient optimization to fall into local optima, an optimal design method combining global multimodal optimization for airfoils and gradient optimization for layouts is proposed. To address the insufficient local search capability of the classical multimodal particle swarm optimization algorithm, the fitness-euclidean distance ratio ring topology local-best particle swarm optimization (FER-R3PSO) algorithm is introduced by combining the ring topology particle swarm optimization algorithm with the fitness-euclidean distance particle swarm optimization algorithm, which enhances the local search capability of the classical multimodal particle swarm optimization algorithm. To combine the multimodal search algorithm with surrogate models and reduce the computational burden of using the multimodal algorithm in engineering applications, a surrogate model point addition strategy and a peak extraction method suitable for the multimodal search algorithm are proposed. Function tests, airfoil stealth optimization, and standard aerodynamic examples are used to verify the effectiveness of the multimodal algorithm. The global/gradient coupling design for the flying wing layout is proposed, and aerodynamic stealth optimization based on the adjoint method is carried out using the three-dimensional shape obtained through global multimodal algorithm optimization of the airfoil assembly as the initial stage. The optimization results show that, compared to gradient optimization, the proposed method can achieve a shape with superior aerodynamic and stealth characteristics at a lower computational cost.

Keywords: radar cross section; stealth shaping; aero/stealth design; global/local optimization; multimodal particle swarm optimization

Received：2023-09-14；**Accepted**：2023-10-27；**Published Online**：2024-01-18 12：55
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.0855.001

* **Corresponding author**. E-mail：hjtcyfx@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0639

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
(中国航发商用航空发动机有限责任公司，上海 200241)

摘　　要：针对涡轮叶片蠕变可靠性分析过程，蠕变有限元计算方法效率不足的问题，提出基于有限元节点的叶片蠕变应变预测原理，并建立了蠕变应变预测多层感知机(MLP)模型，能够根据有限元节点的前期蠕变应变信息预测未来蠕变应变。结果表明：相比于蠕变应变公式拟合方法，所建模型应用机器学习方法，可基于较少时间的蠕变信息预测出较好的结果。通过提高训练工况的温度场和转速水平，可以改善蠕变应变预测模型在预测其他工况时的精度。以最高温度场和转速水平为训练工况，该模型根据前6 h的蠕变信息，预测6～100 h的蠕变应变时，有限元节点蠕变应变较大点的误差约为10%，减少了43%～48%的蠕变应变计算耗时，提高了涡轮叶片蠕变可靠性分析效率。

关　键　词：蠕变；有限元节点；机器学习；涡轮叶片；效率
中图分类号：TG111.8
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)11-3822-11

随着现代高性能航空发动机推重比的不断提高，发动机涡轮进口温度呈上升趋势。如F-16战机在全飞行包线内叶片最高温度可达1 342 K[1]。高温涡轮叶片在离心载荷的作用下将发生蠕变变形，减小涡轮叶尖和机匣之间的间隙。当叶尖间隙过小时，叶片和机匣之间发生摩擦，降低发动机工作寿命[2-3]，而叶尖间隙过大又会降低发动机工作效率。涡轮叶片蠕变可靠性分析过程需计算大量工况下的蠕变应变。因此，蠕变应变计算速率是涡轮叶片可靠性评估效率的主要制约因素。

目前航空发动机涡轮叶片蠕变应变计算主要采用有限元计算方法，基于蠕变本构模型开展计算。胡贤明等[4]针对航空发动机高温构建蠕变变形失效问题，采用弹塑性耦合蠕变本构模型，基于大变形有限元方法预测蠕变寿命，在650 ℃下计算得到GH4169合金光滑平板试件蠕变寿命达到600 h以上，缺口平板试件接近500 h。针对影响蠕变计算结果精度的蠕变本构模型，王雷等[5]通过对TC4ELI材料压缩蠕变试验数据进行拟合，考虑钛合金初始蠕变阶段和稳态阶段的蠕变特性，建立了分别基于时间强化模型、修正的时间强化模型和广义Graham模型的隐式蠕变本构方程，并运用于钛合金环肋圆柱壳结构的蠕变计算。进一步地，叶文明[6]根据材料的蠕变试验数据和微观分析结果提出一种新蠕变本构模型，能够完整描述TC11合金和GH4169合金蠕变应变的3个阶段；李宏新等[7]为完整描述蠕变应变计算的3个阶段，建立了正交各向异性材料的归一化参数蠕变模型，并编写了应变硬化模型Usercreep子程序[8]，运用于涡轮盘和涡轮转子叶片结构蠕变应变及应力松弛效应分析。在航空发动机高温构建的蠕变应变计算研究中，研究学者们主要关注蠕变本构模型的准确性。为保证蠕变应变计算精度，载荷步不能设置过大，仿真模型耗费时长也随着计算蠕变时间增加而增加。而涡轮叶片的可靠性分析需计算大量随机工况下的蠕变应变，为此，其效率受到蠕变仿真时间成本的

收稿日期：2023-10-09；**录用日期**：2024-01-05；**网络出版时间**：2024-02-02 11:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240201.0955.001
基金项目：国家科技重大专项(2017-IV-0003-0040)；国家自然科学基金(52205224)；科技创新行动计划启明星项目(21QB1406300)
* **通信作者**. E-mail：1272707866@qq.com

引用格式：陈实，徐鹤鸣，孙凯，等. 基于有限元节点的涡轮叶片蠕变应变预测[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3822-3832.
CHEN S，XU H M，SUN K，et al. Prediction of creep strain of turbine blades based on finite element nodes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3822-3832 (in Chinese).

制约, 但目前鲜有针对如何提高蠕变应变计算效率的相关研究。

近年来, 随着人工智能技术的不断发展, 机器学习算法逐渐被应用于蠕变计算相关的研究[9-12]。Wang 等[13] 对 BSTMUF601 高温合金(1 253～1 368 K)在不同载荷下开展蠕变试验研究, 记录了试验样件蠕变应变随时间的变化规律, 通过误差反向传播学习算法的反向传播 (back propagation BP) 神经网络方法逆向标定蠕变本构模型参数[14], 建立了恒载荷条件下的θ映射蠕变本构模型; 针对蠕变断裂寿命预测经验公式泛化能力差的问题, 李福以材料 GH4037 的晶界碳化物线性含量、晶界碳化物平均颗粒面积、晶粒尺寸等金相组织特征参量作为自变量, 建立了 BP 神经网络模型预测材料蠕变寿命[15]。进一步地, 张效成等基于日本 NIMS 蠕变数据库 316 奥氏体不锈钢的 317 组蠕变断裂数据, 利用 BP 神经网络、支持向量机、随机森林及高斯过程回归等机器学习算法, 对 316 奥氏体不锈钢的蠕变断裂寿命进行预测[16]。因为机器学习算法是从外界输入的大量数据集中学习规律, 从而进行识别和预测, 数据集样本量不足将导致机器学习模型预测精度下降[17]。目前研究学者主要搜集标准试样的蠕变数据或自主开展特定试样的蠕变试验来获取蠕变数据, 所建立的机器学习模型[18-19] 主要适用于标准试样或特定试验。考虑到涡轮叶片制造成本, 开展大量的涡轮叶片蠕变试验来获取蠕变数据还比较困难, 因此, 关于涡轮叶片蠕变机器学习模型预测的研究鲜有报道。

目前, 国内外针对航空发动机高压涡轮叶片蠕变仿真计算耗费时间成本高, 适用于单一或少数工况分析校核, 不利于叶片蠕变可靠性分析。虽然已有研究学者应用神经网络方法来预测不同材料、工况下的蠕变应变, 但是其需要大量的样本来训练模型, 而不论应用涡轮叶片蠕变试验或仿真计算来获得训练样本, 都需要耗费大量的时间成本。为提高航空发动机涡轮叶片蠕变可靠性分析效率, 本文以涡轮叶片有限元节点蠕变应变为研究对象, 提出基于有限元节点的涡轮叶片蠕变应变预测方法, 有效解决了机器学习模型训练需要大量样本的问题, 缩短了单个工况蠕变应变预测步长, 从而提高了涡轮叶片蠕变可靠性分析效率。

1　蠕变应变预测方法

1.1　蠕变应变预测原理

蠕变是固体材料在保持应力不变的条件下, 应变随时间延长而增加的现象。在常载荷条件下, 蠕变通常包括 3 个阶段[20]: 第 1 阶段, 蠕变速率随着时间和蠕变应变的增加而减小, 主要体现为时间相关的应变硬化和应变恢复的竞争过程; 第 2 阶段, 蠕变速率达到稳态, 是应变硬化率和恢复率平衡的结果; 第 3 阶段, 材料内部缺陷增多, 蠕变速率增加的同时裂纹迅速扩展, 如图 1 所示, 其中, ε为蠕变应变, t为时间。

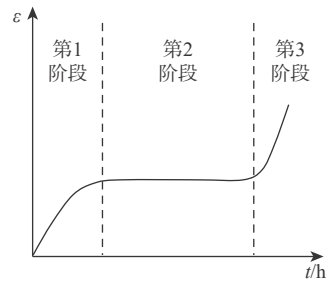


图 1　蠕变过程

Fig. 1　Creep process

高压涡轮叶片蠕变应变仿真计算过程中, 各个有限元节点的蠕变应变速率由材料蠕变本构方程决定, 常见蠕变本构方程如表 1 所示[5], 其中, $C_i(i=1,2,3,4)$为蠕变本构方程参数, $\dot{\varepsilon}$为蠕变应变速率, σ为应力, T为温度。由表 1 可知, 在已知局部应力场$\sigma(t)$、局部温度场T和蠕变时间t的情况下, 可通过蠕变本构模型快速积分得到有限元节点的蠕变应变变化规律$\varepsilon(t)$。而实际上局部应力场$\sigma(t)$是一个时变量, 其松弛过程受到蠕变应变$\varepsilon(t)$的影响, 两者互相耦合[21], 因此, 有限元仿真需要通过迭代逐步计算出不同时刻的应力场$\sigma(t)$和蠕变应变$\varepsilon(t)$, 导致蠕变应变计算效率低下。

表 1　隐式蠕变本构方程[5]

Table 1　Implicit creep constitutive equation[5]

蠕变模型种类	蠕变本构方程	适用阶段
应变强化模型	$\dot{\varepsilon}=C_1\sigma^{C_2}\varepsilon^{C_3}\mathrm{e}^{-C_4/T}$	第1阶段
时间强化模型	$\dot{\varepsilon}=C_1\sigma^{C_2}t^{C_3}\mathrm{e}^{-C_4/T}$	第1阶段
修正的应变强化模型	$\dot{\varepsilon}=\left\{C_1\sigma^{C_2}[(C_3+1)\varepsilon]^{C_3}\right\}^{1/(C_3+1)}$	第1阶段
修正的时间强化模型	$\dot{\varepsilon}=C_1\sigma^{C_2}t^{C_3+1}\mathrm{e}^{-C_4/T}/(C_3+1)$	第1阶段、第2阶段
Norton模型	$\dot{\varepsilon}=C_1\sigma^{C_2}\mathrm{e}^{-C_3/T}$	第2阶段

叶片有限元节点蠕变应变预测原理如图 2 所示, 在定常载荷工况叶片温度场、转速分别为ξ_1、n_1的条件下, 根据蠕变本构模型, 通过仿真计算得到叶片有限元节点i蠕变应变变化规律$\varepsilon_i(t)$, 如图 2 中灰色曲线所示。根据蠕变本构方程可知, 不同灰色曲线对应着不同的局部应力场$\sigma_i(t)$、局部温度场T_i变化过程。将该定常载荷工况作为训练工况, 这些节点的蠕变应变变化规律$\varepsilon_i(t)$为训练数据集, 训练机器学习模型使其掌握多种局部应力场$\sigma_i(t)$、局部温度场T_i下的蠕变应变变化规律。则对于叶片

温度场、转速分别为ξ_2、n_2的预测工况，在同样的蠕变本构模型下通过仿真计算得到某个有限元节点（预测节点）前期的蠕变过程（见图2蓝色实线），当其与训练节点蠕变过程相近时，由蠕变本构方程可知两者经历着相似的局部应力场、局部温度场变化过程。因此，将预测节点前期蠕变应变信息输入机器学习模型进行预测，即可得到其后期的蠕变应变变化情况（见图2红色虚线）。

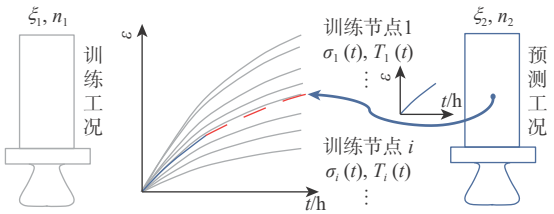


图2 蠕变预测原理

Fig. 2 Principle of creep prediction

1.2 蠕变应变预测流程

基于上述叶片蠕变预测原理，不同载荷边界条件下的涡轮叶片蠕变应变预测流程如图3所示，主要包括模型训练和模型预测2部分。

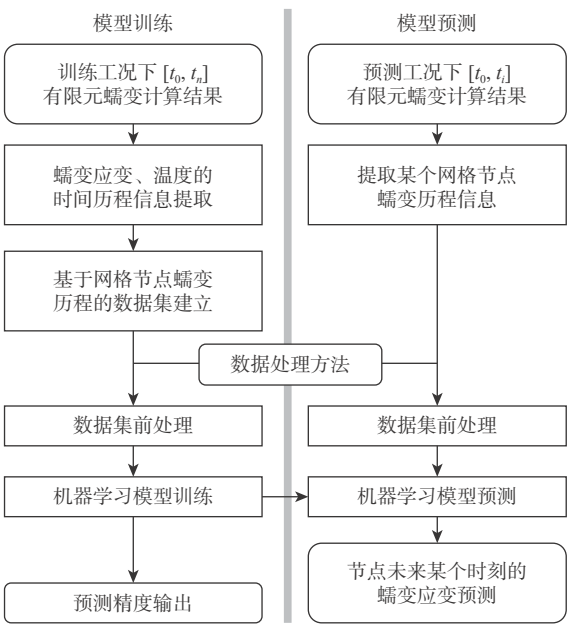


图3 蠕变应变预测流程

Fig. 3 Prediction process of creep strain

在模型训练部分，根据训练载荷边界条件开展涡轮叶片有限元蠕变计算，提取有限元节点在整个蠕变过程$[t_0,t_n]$的应变时间历程信息，根据待预测时间划分机器学习模型输入信息和输出信息，建立基于有限元节点的蠕变应变时间历程数据集。采用标准化方法和对数化方法对数据进行前处理，从而输入机器学习模型进行训练并输出预测精度。

在模型预测部分，根据预测载荷边界条件开展涡轮叶片有限元蠕变计算，不同于模型训练载荷边界条件下的蠕变计算，只需仿真获得前期蠕变过程$[t_0,t_i]$的应变时间历程信息，然后提取待预测有限元节点的蠕变历程信息，采用与模型训练时一样的数据处理方法对蠕变数据进行前处理，从而输入机器学习模型得到该节点未来某个时刻的蠕变应变，完成预测载荷边界条件下的涡轮叶片蠕变应变预测。

1.3 数据集建立

基于有限元节点的蠕变应变时间历程数据集构造如图4所示，在完成涡轮叶片有限元蠕变计算后，提取所有有限元节点在整个蠕变过程$[t_0,t_n]$的蠕变应变时间历程信息。将$[t_0,t_i]$时刻的时间历程信息设为输入量或已知量，$(t_i,t_n]$时刻的时间历程信息设为输出量或待预测量。对于任一网格节点，可以构造$n-i$条数据集，每条数据集的输入量都包含$[t_0,t_i]$时刻的蠕变应变ε、蠕变应变速率$\dot{\varepsilon}$及待预测的时刻$t_j(i<j\leqslant n)$，输出量为t_j时刻对应的蠕变应变ε_1^j。其中，蠕变应变速率计算如下：

$$\dot{\varepsilon}_1^{k+1/2}=\frac{\varepsilon_1^{k+1}-\varepsilon_1^k}{t_{k+1}-t_k}\qquad k=0,1,\cdots,i-1 \tag{1}$$

因此，对于一个有限元节点数目为m的涡轮叶片有限元蠕变计算算例，可以通过这种方法构造得到$m(n-i)$条数据集，解决了蠕变预测需要大量试验或算例的成本问题[18]，满足机器学习模型训练的需求。

因为在同一个涡轮叶片有限元蠕变计算算例中，所有网格节点的蠕变时间历程信息时间点均一致，在数据集的输入量中引入$[t_0,t_i]$历程信息的时间点对模型预测并没有助益，所以在每条数据集的输入量中仅有待预测时刻t_j。由于在涡轮叶片有限元蠕变计算过程中通常只设置了最小、最大迭代时间

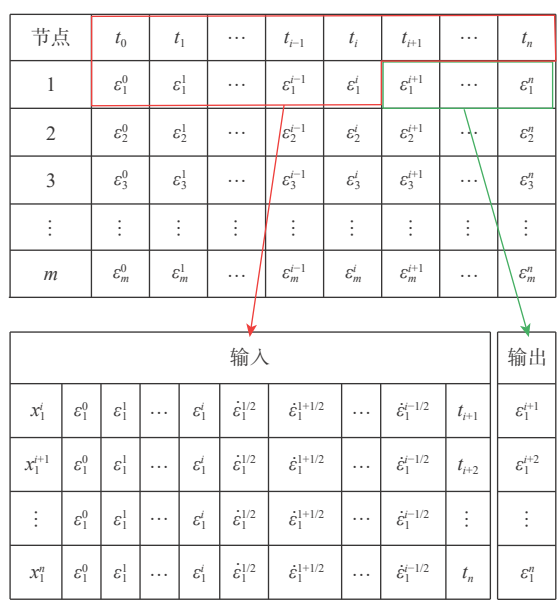


图4 数据集构造

Fig. 4 Dataset construction

步长, 实际迭代步长由算法自动在最小、最大迭代时间步长内选取, 因此, 不同载荷边界条件下计算得到的蠕变时间历程信息时间点可能不一致, 导致在训练载荷边界条件下构造的机器学习模型无法用于预测其他载荷边界条件。为此, 在构造机器学习模型训练或预测的数据集前, 需要通过插值的方法将t_i时刻前的数据集转化为特定间隔时间的数据。

在完成数据集的构造后, 需要对数据集进行前处理。其中, 考虑到不同网格节点对应的数据集蠕变应变值存在较大的量级差异, 为此对蠕变应变值取对数; 考虑到网格节点蠕变应变值、蠕变应变速率存在较大差异性, 一起作为输入训练机器学习模型时将存在较大误差, 因此, 对输入、输出量所有维度的蠕变应变值、蠕变应变速率进行标准化处理, 转化为均值为 0、方差为 1 的标准正态分布:

$$x^* = (x - \bar{x})/\sigma \tag{2}$$

式中: x为输入、输出量中某一维度的变量值; $\bar{x}$和σ分别为数据集中对应维度的均值和标准差

1.4　多层感知机网络

1) 神经元模型

对于输入信号$[x_1, x_2, \cdots x_n]$, 神经元读取并赋予权重$[w_1, w_2, \cdots w_n]$, 然后, 与神经元阈值(偏置)θ比较, 通过激活函数处理得到神经元的输出$f\left(\sum w_i x_i - \theta\right)$, 如图 5 所示。

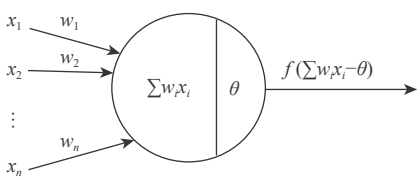


图 5　神经元模型

Fig. 5　Neuron model

激活函数通过引入非线性因素, 从而强化神经元的学习能力, 主要有 sigmoid 函数、Tanh 函数、sgn 函数和 RLU 函数, 如图 6 所示。

多层感知机(multilayer perceptron regression, MLP)模型包含输入层、输出层和隐藏层, 如图 7 所示, 其中, 输入层和输出层分别由输入信号、输出信号决定; 隐藏层可包含多层, 每层可包含不同的神经元数目, 每层神经元均与下一层神经元完全连接。而 MLP 模型的学习过程就是不断调整隐藏层神经元的权重和偏置, 从而实现数据的预测和分类。

2) 模型训练

MLP 模型通常使用误差逆向传播方法(error back propagation, EBP)来计算神经网络神经元的权

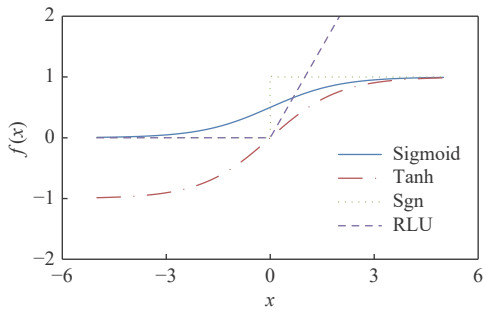


图 6　激活函数

Fig. 6　Activation function

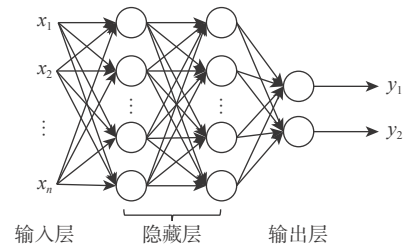


图 7　多层感知机模型

Fig. 7　MLP model

重和偏置值。假设第l层输入为x_i^l, 则经过激活函数f运算, 该层第j个神经元输出可计算为

$$y_j^l = f\left(\sum w_{i,j}^l x_i^l - \theta_j^l\right) \tag{3}$$

式中: $w_{i,j}^l$为l层第j个单元对来自$l-1$层第i个单元输入的权重系数。同时, y_j^l将作为$l+1$的输入x_j^{l+1}进行传导, 直至达到输出层得到输出结果。

在得到神经网络输出层的计算结果后, 与实际值比较得到的误差作为损失值E。逆向传播方法将损失值分解到每个隐藏层的神经元上, 通过计算损失值关于神经元权重和偏置系数的偏导数, 然后,引入学习速率α对权重和偏置系数进行修正, 使得损失值E达到最小值, 此时 MLP 模型的预测结果与实际值之间的误差将达到最小。神经元权重和偏置系数修正式分别为

$$\begin{cases} w_{i,j}^l = w_{i,j}^l - \alpha \dfrac{\partial E}{\partial w_{i,j}^l} \\ \theta_j^l = \theta_j^l - \alpha \dfrac{\partial E}{\partial \theta_j^l} \end{cases} \tag{4}$$

式中: 学习速率α的取值范围为$(0, 1]$。常用的优化算法包括准牛顿方法、随机梯度下降算法、自适应动量的随机优化方法等。

3) 模型评价

模型的评判标准采用均方误差(mean square error, MSE), 计算式为

$$M_{\mathrm{SE}} = \sum \left[(y - \tilde{y})^2 / N\right] \tag{5}$$

式中: $\tilde{y}$为y的预测值; N为样本数量。

2 涡轮叶片蠕变应变预测

2.1 有限元模型

以某型号涡轮叶片为例，建立有限元蠕变计算模型，网格单元类型为二阶实体单元SOLID187。在榫头工作面施加法向位移约束边界条件，如图8所示。材料为镍基高温合金DD6各向异性材料，采用修正的时间强化隐式蠕变本构模型。考虑大变形效应，ANSYS求解设置为大位移静态变形求解，载荷步分为2步。第1步用于建立初始条件，关闭应变率效应，结束时间值为10^{-12} h；第2步为蠕变正常求解，打开蠕变效应，真实蠕变时间为100 h，设置迭代最小步长为10^{-5} h，最大步长为5 h。采用高性能超级计算机计算，分配CPU数量为32核，CPU主频为2 GHz。

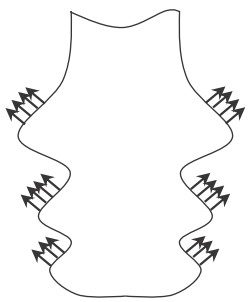


图8 边界条件

Fig. 8 Boundary condition

计算载荷工况是根据航空发动机超温工况对涡轮叶片施加相应的转速、气动力、腔压和温度场。在涡轮叶片可靠性分析过程中，通常假设其转速、温度场等因素存在分散性，然后，计算因素分布特征下的应力、应变情况。因此，考虑到蠕变应变预测方法在涡轮叶片可靠性分析中的应用，本文通过对涡轮叶片转速和整体温度场乘以相应的倍数，如图9和表2所示，计算涡轮叶片在不同载荷边界条件下的蠕变应变。

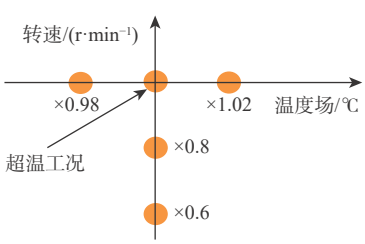


图9 计算工况

Fig. 9 Calculated working conditions

2.2 蠕变应变预测

1）MLP模型预测

因为涡轮叶片可靠性分析通常关心蠕变应变较大的位置，为此对于每个载荷边界条件，根据蠕变应变大小对有限元节点进行排序，提取前2 500个网格节点（占0.40%）的蠕变时间历程信息作为分析数据，节点100 h时的蠕变应变包括0.01、0.001量级。超温工况下涡轮叶片某个网格节点的蠕变应变有限元计算结果如图10所示，处于蠕变第1阶段和第2阶段，ANSYS自动划分了28个子步进行计算，且第1阶段的步长明显小于第2阶段。考虑在6 h后蠕变将要进入第2阶段，此时蠕变应变速率变化比较平缓，利于预测，设定已知时间$[t_0,t_l]$为[0 h,6 h]，待预测蠕变的时间$(t_l,t_n]$为(6 h,100 h]。由于不同工况下蠕变计算步长可能不一致，采用二次插值方法将6 h前的数据集转化为间隔为0.5 h的数据集。从而根据有限元节点蠕变应变计算结果构建机器学习模型的数据集，其中，测试集占20%。

表2 工况参数

Table 2 Parameters of working conditions

工况	温度场/℃	转速/(r·min^{-1})
工况0	1×1.00	1×1.00
工况1	1×0.98	1×1.00
工况2	1×1.02	1×1.00
工况3	1×1.00	1×0.60
工况4	1×1.00	1×0.80

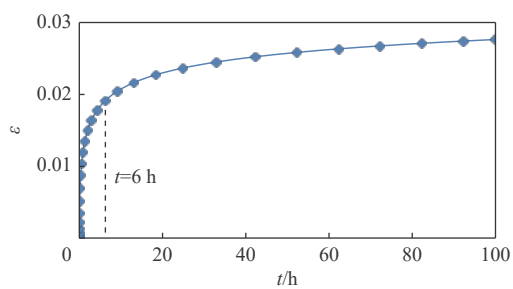


图10 超温工况下某个网格节点蠕变历程

Fig. 10 Creep history of one grid node under overtemperature condition

基于Python语言编写涡轮叶片蠕变应变预测程序，其中，机器学习模型训练及预测直接应用scikit-learn（0.24.1）机器学习工具[22]，取均方误差为模型预测性能评价指标。根据图3流程，在机器学习模型训练过程中，将输出训练集MSE、测试集MSE，在机器学习模型预测测试工况下的蠕变应变过程中，将输出节点蠕变应变预测值，并同时计算测试工况MSE，用于验证模型预测其他工况蠕变应变的有效性。

2）公式拟合

工程设计中，因为试验资源有限或计算资源有限，通常采用公式拟合与有限元计算结合的方法。即通过有限元计算部分时间的蠕变应变，然后用公式拟

合该蠕变应变数据, 并预测其他点的数据。作为参照, 本文引入式(6)拟合方法对蠕变应变预测结果进行测试。根据图 10 的网格单元蠕变应变变化规律, 采用如下表达式对 6 h 前的蠕变应变数据进行拟合:

$$\varepsilon = a_1 t^{a_2}\left(\mathrm{e}^{-a_3 t^{a_4}} + a_5\right) \tag{6}$$

式中: $a_i(i=1,2,\cdots,5)$为拟合参数, 对使用拟合得到的曲线预测未来的蠕变应变。此时, 将用于式(6)拟合的数据点称为拟合点, 而根据时间得到的预测结果称为预测点。

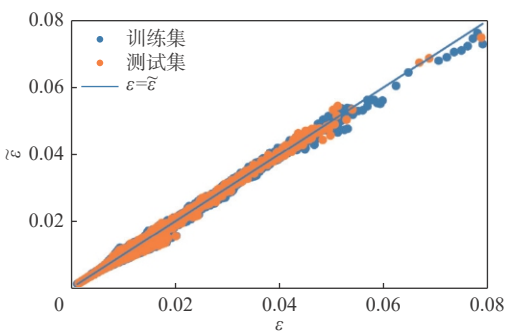
3　结果讨论

3.1　预测性能对比

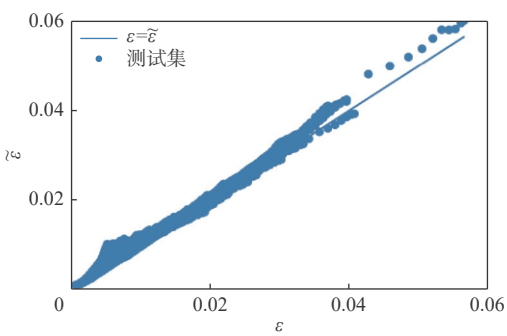
为比较 MLP 模型和公式拟合方法预测蠕变应变的性能, 取涡轮叶片工况 2(温度场×1.02)为训练工况, 取涡轮叶片工况 1(温度场×0.98)为测试工况, 计算不同预测方法下蠕变应变的 MSE。

设置涡轮叶片 MLP 蠕变应变预测模型 2 层隐藏层, 神经元数目分别为 75 和 35, 激活函数为 tanh 双曲正切函数, 采用 adam 优化器, 使用自适应学习率, 最大迭代次数为 600, 优化容差设置为 10^{-6}。MLP 模型在训练工况下的预测结果如图 11 所示, 其中, ε为有限元计算蠕变应变, $\tilde{\varepsilon}$为 MLP 模型预测蠕变应变。训练集和测试集的数据点都比较靠近直线$\tilde{\varepsilon}=\varepsilon$, 且后者的 MSE 为 2.29×10^{-7}, 说明模型的预测结果与实际计算结果趋于一致。

而采用公式拟合方法预测训练工况的结果如图 12 所示, 在前 6 h 蠕变应变数据点的拟合中, 其 MSE 仅为 3.12×10^{-8}, 要低于 MLP 模型训练集。但是预测点的 MSE 达到了 3.53×10^{-3}, 远大于 MLP 模型测试集或测试工况的结果。进一步地, 采用前 65 h 的蠕变应变数据作为拟合点时, 预测点 MSE 为 1.15×10^{-5}, 如图 12(b)所示。说明该公式可以模拟单元网格蠕变应变变化的整个过程, 但是相比于 MLP 模型要求具有更多的数据点输入才能得到较好的预测效果, 即预测步长不如 MLP 模型。这是因为公式拟合方法采用外插预测未来时间点的蠕变, 当外插步长过大时存在较大误差。而 MLP 模型通过学习有限元节点整个蠕变历程的规律, 在预测其他节点时实质上是一个内插的过程, 因此, 能够得到较好的预测结果。



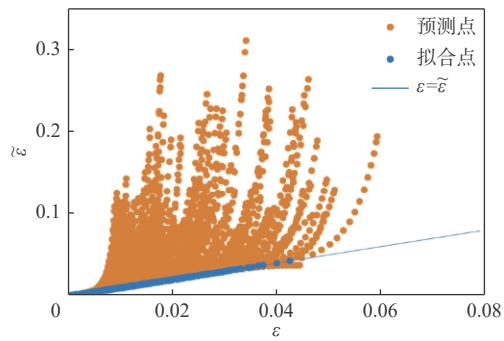
(a) 训练工况



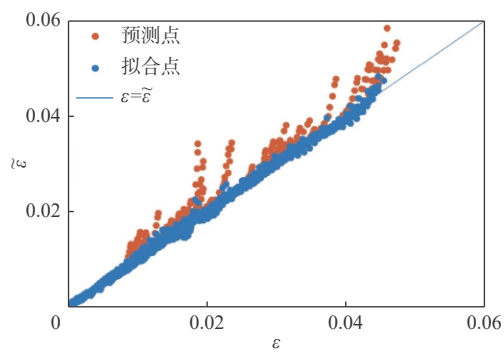
(b) 测试工况

图 11　MLP 模型预测结果

Fig. 11　Prediction results of MLP model



(a) 前6 h用于拟合



(b) 前65 h用于拟合

图 12　公式拟合方法预测结果

Fig. 12　Prediction results of formula fitting method

进一步地, 用训练工况下得到的 MLP 模型预测测试工况, 预测结果如图 11(b)所示, MSE 为 1.13×10^{-6}。虽然测试工况与训练模型所用的数据集工况存在差异, 但是测试工况的数据点都比较靠近直线$\tilde{\varepsilon}=\varepsilon$, 说明模型的预测结果与实际计算结果趋于一致, 具有比较好的泛化能力。

3.2　时间参数影响

在采用公式拟合方法预测涡轮叶片蠕变应变时, 发现已知时间对其预测性能具有较大的影响。为此, 针对 MLP 模型分析时间参数对其预测性能的影响。取涡轮叶片工况 2(温度场×1.02)为训练工况, 取涡轮叶片工况 1(温度场×0.98)为测试工

况。如图 10 所示，考虑到在第 1 阶段蠕变应变速率变化较大，进入第 2 阶段时已经较为平缓，设定已知时间t_i分别为 1, 3, 6, 26, 46, 66, 86 h，并采用二次插值方法将t_i前的数据集转化为间隔为 0.5 h 的数据集，计算不同已知时间范围下蠕变应变的 MSE，结果如图 13 所示。

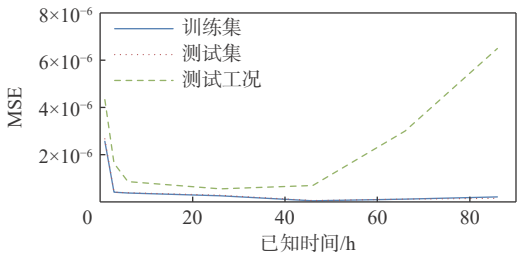


图 13 已知时间对 MLP 模型预测性能的影响

Fig. 13 Effects of given time on performance of MLP model

随着已知时间t_i的增加，MLP 模型输入信号数目也在增加，MLP 模型训练过程修正更多可调整的权重参数，使得图 13 训练集的预测误差逐渐减小。而当已知时间超过 50 h 后，测试工况的预测误差增加。分析此时测试工况的蠕变应变预测结果，如图 14(a)所示，大量数据点在低蠕变应变存在较大误差是模型预测性能减弱的主要原因。提取训练工况和测试工况节点蠕变应变随时间变化曲线，如图 14(b)所示，ε_a为训练工况数据集的真实蠕变应变最小值，ε_b为测试工况的最小值。当已知时间t_i增加时，ε_a、ε_b之间的差逐渐增加。而 MLP 模型经过训练工况数据集训练后，因为使用了 tanh 激活函数(见图 6)，对于任意的输入，其输出最小值均在ε_a附近，无法进一步减小。因此，本例中已知时间t_i增加也会导致模型预测输出最小值增加，无法预测比该最小值更低的蠕变应变，导致数据点在低蠕变应变存在较大误差，从而降低了模型的准确率。

3.3 工况参数影响

以不同的温度场(工况 0/1/2)作为训练工况训练 MLP 模型，预测相同转速下其他温度场的涡轮叶片蠕变应变，结果如图 15 所示。每行代表 1 个案例，包含 1 个训练工况用于训练机器学习模型，2 个测试工况用于验证机器学习模型的预测性能，对于训练工况 MSE 为测试集预测结果的均方误差，对于测试工况 MSE 为该工况所有数据集预测结果的均方误差。

类似地，以不同转速(工况 0/3/4)作为训练工况训练 MLP 模型，预测相同温度场下其他转速的涡轮叶片蠕变应变，结果如图 16 所示。

如图 15 所示，测试工况的蠕变应变预测精度与训练工况的选取直接相关。当 MLP 模型训练工况为低水平温度场，其在预测高水平温度场时精度明显下降。分析不同水平温度场数据集蠕变应变范围，如表 3 所示。发现低水平温度场节点蠕变应变大小明显小于高水平温度场，在基于低水平温度场的数据训练 MLP 模型时，MLP 模型并没有学习到较大蠕变应变的变化规律，此时该模型预测高水平温度场时是外插的过程，导致预测精度出现下降。而当采用高水平温度场作为训练工况时，MLP 模型学习的蠕变应变变化规律范围更大，包括低水平温度场节点的蠕变应变变化范围，因此，在预测低水平温度场时是内插的过程，使得预测精度有所提高，如图 15(g)～图 15(i)所示。因此，在 3 种温度场工况中采用工况 2(温度场×1.02)作为训练工况能够得到最好的预测模型，具有最好的泛化性能。

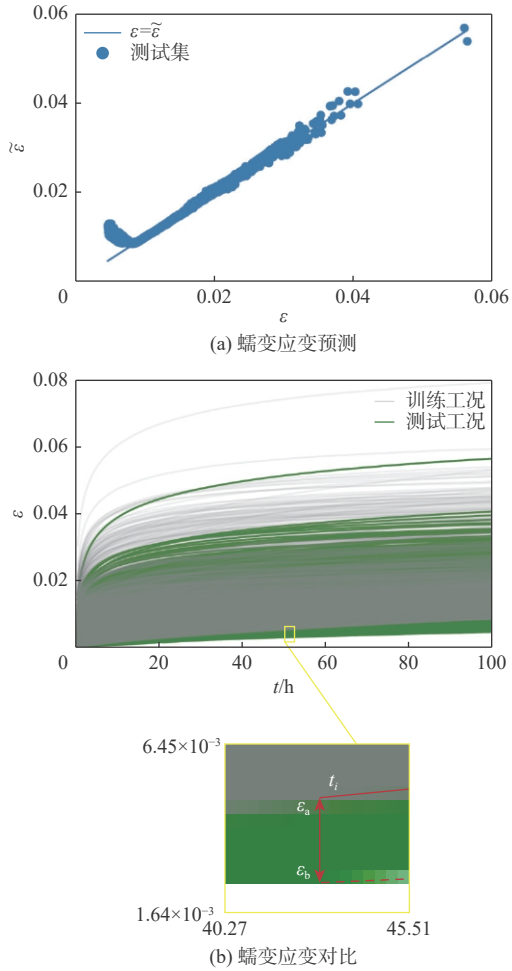
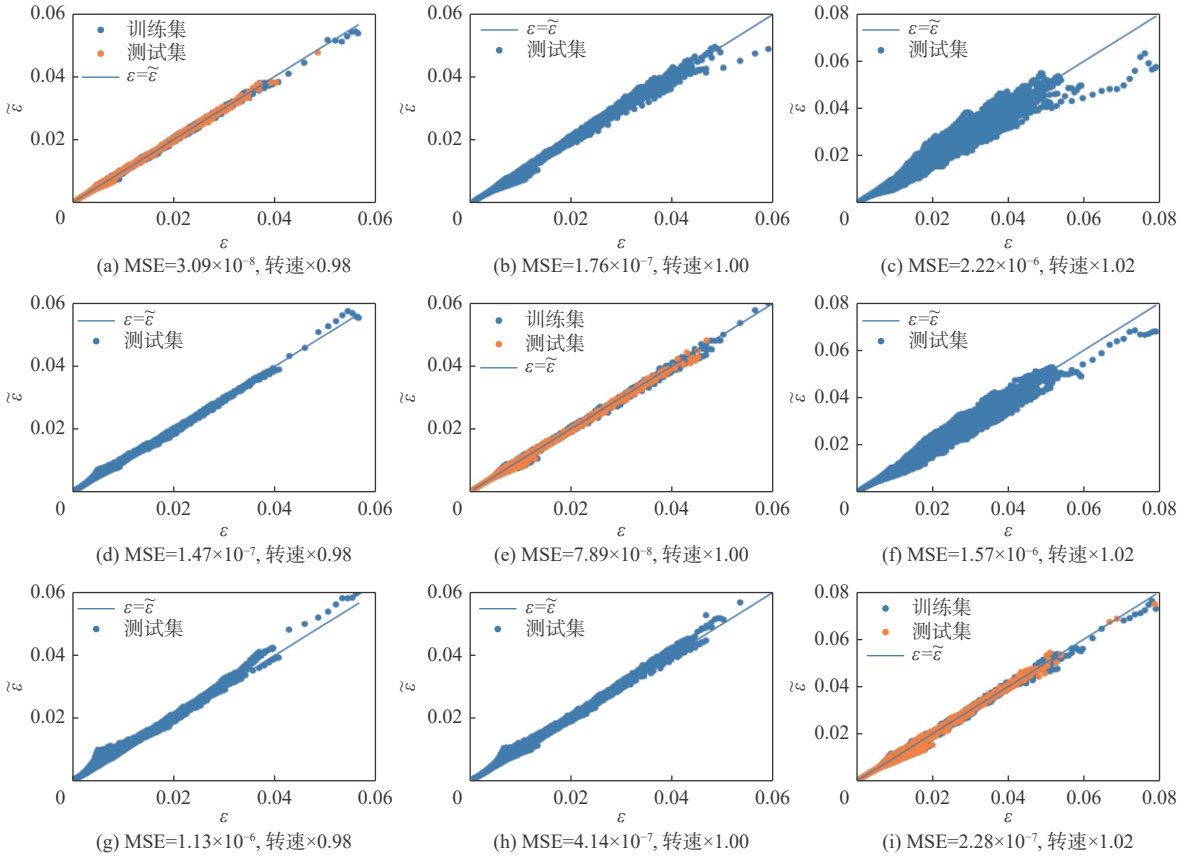


图 14 不同工况蠕变应变

Fig. 14 Creep strain under different working conditions

从表 3 可知在设定的转速变化范围内，有限元计算得到的网格节点蠕变应变范围随着转速的增加而增加。使得低水平转速训练的 MLP 模型在预测高水平转速蠕变应变时，出现了预测性能减弱的特点。



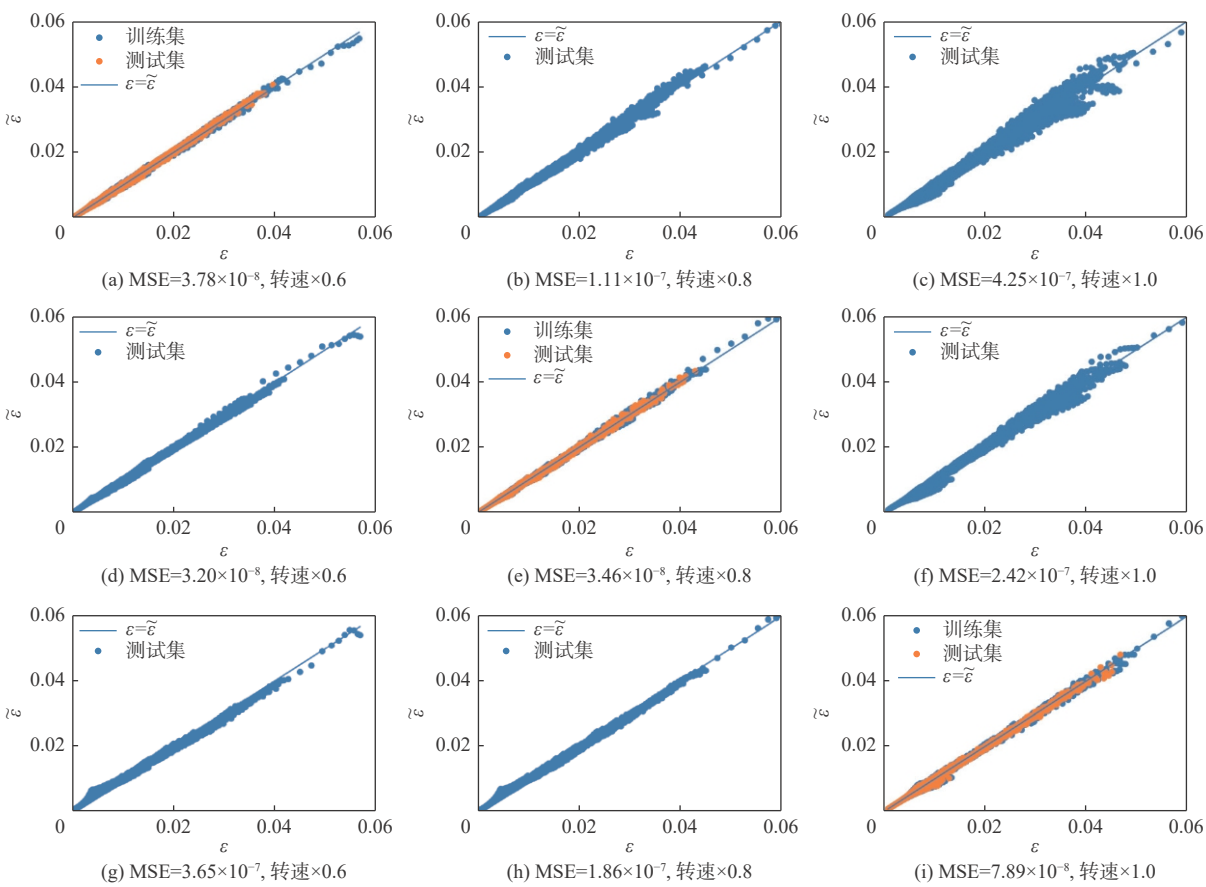
(a) MSE=3.09×10^{-8}, 转速×0.98　(b) MSE=1.76×10^{-7}, 转速×1.00　(c) MSE=2.22×10^{-6}, 转速×1.02

(d) MSE=1.47×10^{-7}, 转速×0.98　(e) MSE=7.89×10^{-8}, 转速×1.00　(f) MSE=1.57×10^{-6}, 转速×1.02

(g) MSE=1.13×10^{-6}, 转速×0.98　(h) MSE=4.14×10^{-7}, 转速×1.00　(i) MSE=2.28×10^{-7}, 转速×1.02

图 15　温度场对 MLP 模型预测性能的影响

Fig. 15　Effects of temperature field on performance of MLP model



(a) MSE=3.78×10^{-8}, 转速×0.6　(b) MSE=1.11×10^{-7}, 转速×0.8　(c) MSE=4.25×10^{-7}, 转速×1.0

(d) MSE=3.20×10^{-8}, 转速×0.6　(e) MSE=3.46×10^{-8}, 转速×0.8　(f) MSE=2.42×10^{-7}, 转速×1.0

(g) MSE=3.65×10^{-7}, 转速×0.6　(h) MSE=1.86×10^{-7}, 转速×0.8　(i) MSE=7.89×10^{-8}, 转速×1.0

图 16　转速对 MLP 模型预测性能的影响

Fig. 16　Effects of temperature field on performance of MLP model

表3 不同工况涡轮叶片网格节点蠕变应变范围

Table 3 Range of creep strain of turbine blade element nodes under different working conditions

工况	蠕变应变范围
工况0(温度场×1.00, 转速×1.00)	0～0.070 4
工况1(温度场×0.98)	0～0.056 4
工况2(温度场×1.02)	0～0.079 1
工况3(转速×0.6)	0～0.056 6
工况4(转速×0.8)	0～0.063 6

上述训练工况对比表明，在训练MLP模型时，应选择具有更大蠕变应变范围的工况作为训练数据集，如高水平温度场、转速工况，有助于模型学到更加全面的蠕变应变变化规律，模型泛化能力也更好。

3.4 蠕变应变预测

提取工况2(温度场×1.02)涡轮叶片有限元节点蠕变应变数据集，训练MLP模型，测试集预测结果均方差MSE为2.28×10^{-7}。模型预测其他工况下的结果均方差MSE如图17(a)所示，模型预测其他转速工况下的结果对比如图17(b)和图17(c)所示，模型预测其他温度场工况下的结果如图15(g)～图15(i)所示。由图17(a)可知，当预测工况与训练模型的工况之间存在较大差异时，模型对有限元节点蠕变应变的预测结果偏差会变大。工况3(转速×0.6)的蠕变应变预测结果均方误差最大，为1.70×10^{-6}，对应标准差为1.30×10^{-3}，而在该工况下蠕变应变较大值在10^{-2}量级，所以模型预测该工况下有限元节点蠕变应变较大点的误差约为10%，满足工程上20%以内误差的要求，而实际上这些点的蠕变应变也是研究学者更为关心的。

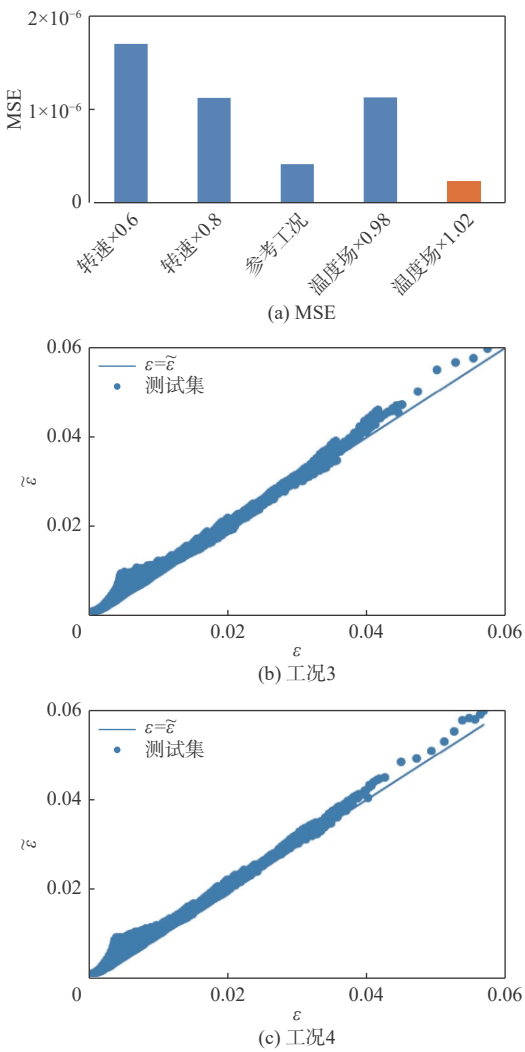


图17 蠕变应变预测结果对比

Fig. 17 Comparison of prediction results of creep strain

因此，在应用基于有限元节点的蠕变应变预测模型时，需要分析待预测工况与模型训练工况偏离较大时的模型预测结果，当预测结果与实际计算结果存在较大差异时需要重新选取与待预测工况比较接近的数据集训练模型。

不同工况下，应用基于有限元节点的MLP模型预测耗时结果如图18所示。对每个算例，由于只需要计算前6 h的蠕变应变，节省了11～14 h的计算耗时，相比于原始有限元100 h的蠕变应变计算耗时减少了43%～48%。

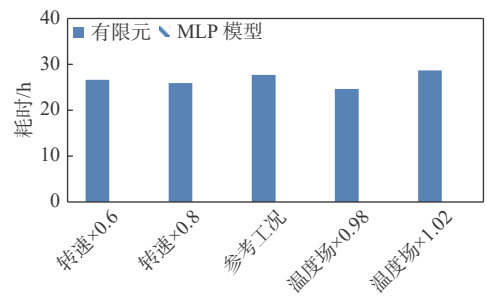


图18 蠕变应变计算耗时对比

Fig. 18 Comparison of time consuming creep strain computation

4 结 论

1) 针对航空发动机涡轮叶片蠕变应变预测依赖于有限元、计算效率低下的问题，本文提出基于有限元节点的蠕变应变预测模型，通过提取训练工况下的有限元节点蠕变应变计算结果作为数据集训练MLP模型，然后，用于预测其他工况下的有限元节点蠕变应变，实现了不同工况下涡轮叶片有限元节点蠕变应变的快速预测。

2) MLP模型通过学习有限元节点蠕变历程规律，将蠕变预测这一外插问题转化为内插问题，相比于公式拟合方法提高了预测精度。而且MLP模型应选择具有更大蠕变应变范围的工况作为训练数据集，能够改善其预测其他工况的精度，提高模型泛化能力。

3) 以工况2(温度场×1.02)的数据集训练MLP

模型, 预测其他工况节点蠕变应变较大点的误差约为 10%, 满足工程上 20% 以内误差的要求, 减少了 43%～48% 的蠕变应变计算耗时, 提高了涡轮叶片蠕变应变预测效率。

参考文献（References）

[1] 黄聪聪, 徐国强, 闻洁, 等. 基于改进温度评估模型的叶片冷却性能分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 816-829.
HUANG C C, XU G Q, WEN J, et al. Analysis of blade cooling performance based on improved temperature assessment model[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 816-829(in Chinese).

[2] SHENG H L, LIU T, ZHAO Y, et al. New model-based method for aero-engine turbine blade tip clearance measurement[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(8): 128-147.

[3] ZENG F, ZHANG W H, WANG Y F, et al. Effects of squealer geometry of turbine blade tip on the tip-leakage flow and loss[J]. Journal of Thermal Science, 2021, 30(4): 1376-1387.

[4] 胡贤明, 嵇大伟, 庄书颖, 等. 本构模型对 GH4169 缺口件蠕变变形响应计算结果的影响[J]. 航空材料学报, 2021, 41(5): 69-77.
HU X M, JI D W, ZHUANG S Y, et al. Influence of constitutive model on calculation results of creep deformation response of notched specimen of GH4169 alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2021, 41(5): 69-77(in Chinese).

[5] 王雷, 屈平, 黄进浩, 等. 钛合金耐压结构蠕变数值计算方法与试验验证[J]. 船舶力学, 2019, 23(2): 190-199.
WANG L, QU P, HUANG J H, et al. Creep numerical calculation methods and test verification for pressure structures of titanium alloy [J]. Journal of Ship Mechanics, 2019, 23(2): 190-199(in Chinese).

[6] 叶文明. 变载荷历程下蠕变损伤评估方法研究及应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
YE W M. Research and application of creep damage assessment method under variable load history[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020(in Chinese).

[7] 李宏新, 王延荣, 程域钊. 基于归一化参数模型的涡轮盘和涡轮叶片蠕变分析[J]. 航空发动机, 2016, 42(5): 48-54.
LI H X, WANG Y R, CHENG Y Z. Analysis of creep based on normalized-parameter model for turbine disk and blade[J]. Aeroengine, 2016, 42(5): 48-54(in Chinese).

[8] 程域钊, 王延荣, 李宏新, 等. 归一化参数蠕变模型的程序实现与验证[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 697-703.
CHENG Y Z, WANG Y R, LI H X, et al. Implementation and validation of creep model based on normalized parameters[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 697-703(in Chinese).

[9] WENZLICK M, MAMUN O, DEVANATHAN R, et al. Data science techniques, assumptions, and challenges in alloy clustering and property prediction[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2021, 30(2): 823-838.

[10] SANCHEZ S, RENGASAMY D, HYDE C J, et al. Machine learning to determine the main factors affecting creep rates in laser powder bed fusion[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2021, 32(8): 2353-2373.

[11] 谢建新, 宿彦京, 薛德祯, 等. 机器学习在材料研发中的应用[J]. 金属学报, 2021, 57(11): 1343-1361.
XIE J X, SU Y J, XUE D Z, et al. Machine learning for materials research and development[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2021, 57(11): 1343-1361(in Chinese).

[12] SHIN D, YAMAMOTO Y, BRADY M P, et al. Modern data analytics approach to predict creep of high-temperature alloys[J]. Acta Materialia, 2019, 168: 321-330.

[13] WANG C H, SUN Z H, ZHAO J Q, et al. Creep deformation constitutive model of bstmuf601 superalloy using BP neural network method[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2020, 49(6): 1885-1893.

[14] SUN C, SHI B, WU C, et al. High temperature creep deformation mechanism of bstmuf601 superalloy[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2015, 51(3): 349-356.

[15] 李福. 航空发动机叶片蠕变寿命可靠性分析及软件系统开发[D]. 沈阳: 东北大学, 2017.
LI F. Reliability analysis and software system development of creep life of aero-engine blades[D]. Shenyang: Northeastern University, 2017(in Chinese).

[16] 张效成, 宫建国, 轩福贞. 基于机器学习的蠕变断裂寿命预测方法[J]. 压力容器, 2021, 38(7): 48-57.
ZHANG X C, GONG J G, XUAN F Z. Creep rupture life prediction method based on machine learning[J]. Pressure Vessel Technology, 2021, 38(7): 48-57(in Chinese).

[17] HAN H Y, LI W D, ANTONOV S, et al. Mapping the creep life of nickel-based SX superalloys in a large compositional space by a two-model linkage machine learning method[J]. Computational Materials Science, 2022, 205: 111229.

[18] LIU Y, WU J M, WANG Z C, et al. Predicting creep rupture life of Ni-based single crystal superalloys using divide-and-conquer approach based machine learning[J]. Acta Materialia, 2020, 195: 454-467.

[19] ZHU Y L, DUAN F M, YONG W, et al. Creep rupture life prediction of nickel-based superalloys based on data fusion[J]. Computational Materials Science, 2022, 211: 111560.

[20] 王康康, 王小威, 温建锋, 等. 蠕变断裂: 从物理失效机制到结构寿命预测[J]. 机械工程学报, 2021, 57(16): 132-152.
WANG K K, WANG X W, WEN J F, et al. Creep rupture: from physical failure mechanisms to lifetime prediction of structures[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(16): 132-152(in Chinese).

[21] 湛利华, 王萌, 黄明辉. 基于蠕变公式的时效应力松弛行为预测模型[J]. 机械工程学报, 2013, 49(10): 70-76.
ZHAN L H, WANG M, HUANG M H. Prediction model for aging stress-relaxation behavior based on creep equations[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(10): 70-76(in Chinese).

[22] PEDREGOSA F, VAROQUAUX G, GRAMFORT A, et al. Scikit-learn: machine learning in python[J]. Journal of Machine Learning Research, 2011, 12: 2825-2830.

Prediction of creep strain of turbine blades based on finite element nodes

CHEN Shi*，XU Heming，SUN Kai，XU Yihan，ZHANG Yishang

(AECC Commercial Aircraft Engine Co.，Ltd.，Shanghai 200241，China)

Abstract：Considering the insufficient efficiency of creep calculation with the finite element methods in the reliability analysis process of turbine blades, a principle for predicting blade creep strain based on the creep information of finite element nodes was proposed. And then a model for creep strain prediction was built based on multilayer perceptron (MLP) learning network. Such model can predict the later creep strain of the finite element nodes according to their earlier creep strain. Compare to the formula fitting method, machine learning method is utilized in the proposed model. Results suggest that the proposed model performed better in the creep prediction with less creep history information. Since more creep history information can be learned in the more sever working condition, it is helpful to improve the performance of machine learning model by enhance the level of temperature field and rotation speed. Finally, the working condition with the highest level of temperature field and rotation speed was regarded as the training condition. The MLP model predicted the creep strain at 6～100 h with the input of creep history information before 6 h, whose error for the finite element nodes with large creep strain was about 10%. And 43%～48% computation time of the finite element computation were economized with the proposed model, which enhance the reliability analysis efficiency of the creep strain of the turbine blade.

Keywords：creep strain; finite element nodes; machine learning; turbine blades; efficiency

Received：2023-10-09；**Accepted**：2024-01-05；**Published Online**：2024-02-02 11：12

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240201.0955.001

Foundation items：National Science and Technology Major Project of China (2017-IV-0003-0040); National Natural Science Foundation of China (52205224); Shanghai Science and Technology Commission Rising Star Cultivation Project (21QB1406300)

* **Corresponding author**. E-mail：1272707866@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0615

顾及群延迟变化的区域网实时卫星钟差估计方法

姜庭威[1,2]，唐成盼[1,*]，胡小工[1]，周善石[1]，曹月玲[1]

(1. 中国科学院上海天文台，上海 200030；2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘 要：基于区域网的实时卫星钟差估计，是北斗PPP-B2b等区域精密单点定位(PPP)服务的重要前提。然而，受测站分布限制，卫星频繁出入境，区域网实时钟差频繁重新收敛，钟差面临精度较低、常数偏差等问题。群延迟变化(GDV)是伪距中与卫星高度角等因素相关的慢变部分，GDV的存在会影响区域网钟差的收敛性，需要予以改正。因此，对15个区域站与北斗三号(BDS-3)全球定位系统(GPS)卫星之间的GDV进行提取与建模，并将建模后的GDV应用于区域网实时钟差估计中，以分析GDV对区域网钟差的影响。结果表明：考虑GDV改正后，BDS-3与GPS卫星钟差误差的均方根(RMS)分别减小了24%和18%，标准差(STD)分别提升了56%和52%；区域网钟差被用于动态PPP，使用顾及GDV改正的区域网卫星钟差后，BDS-3单系统动态PPP的水平方向和高程方向的定位精度分别提升了37%和19%，GPS单系统动态PPP的水平方向和高程方向的定位精度分别提升了49%和27%，GPS/BDS-3双系统动态PPP的水平方向和高程方向定位精度分别提升了61%和32%。

关 键 词：实时钟差估计；群延迟变化；BDS-3卫星；GPS卫星；精密单点定位

中图分类号：P228.1

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3833-09

精密单点定位(precise point positioning, PPP)具有定位精度高、不依赖参考站和适用范围广等优点，已广泛应用于低轨卫星精密定轨和地壳形变监测等各个领域[1]。实时钟差估计技术是为满足实时PPP的需求发展而来。由于卫星原子钟易受多种因素影响而难以被准确建模和预报，高精度的实时卫星钟差必须通过滤波的方式实时估计。对卫星钟差的实时估计，往往是通过全球或某一区域范围的地面观测网对卫星实时跟踪实现的。

基于全球网的实时钟差估计技术已得到国内外学者的深入研究。Hauschild等利用全球跟踪站的非差观测数据，对全球定位系统(global positioning system, GPS)卫星钟差进行实时估计[2]；李浩军等采用历元间、星间差分的方法消除了模糊度和接收机钟差参数，大幅减小了矩阵维度，可实现历元间相对钟差的快速估计[3]；Zhang等采用非差观测值、历元间差分观测值并行计算的方法，实现了1 Hz的实时卫星钟差估计[4]；Ge等提出一种混合差分模型，该模型兼备非差模型和历元间差分模型的优点，在消除模糊度参数、大幅度提高了解算效率的同时，也兼顾了精度[5]。

然而，由于测站分布的限制，区域网实时钟差估计仍面临精度较低、常数偏差等诸多挑战。随着北斗三号PPP-B2b服务的开通，其基于区域网的实时精密钟差改正数也吸引了众多学者的关注。Tang等全面分析了PPP-B2b服务的实时钟差解算策略与性能指标，结果表明，BDS-3与GPS的实时钟差改正数精度在0.2 ns左右[6]；Tao等发现了PPP-B2b钟差改正数中的常数偏差，GPS表现出了比BDS-3更大的常数偏差，这导致了仅用GPS进行PPP时过

收稿日期：2023-09-27；录用日期：2023-11-20；网络出版时间：2023-12-04 17:06
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231204.1319.002
*通信作者. E-mail：cptang@shao.ac.cn

引用格式：姜庭威，唐成盼，胡小工，等. 顾及群延迟变化的区域网实时卫星钟差估计方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3833-3841. JIANG T W，TANG C P，HU X G，et al. Method for regional real-time satellite clock offset estimation considering group delay variation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3833-3841 (in Chinese).

长的收敛时间[7]; Shi 等根据不同类型星载原子钟的特性, 提出一种新的原子钟噪声模型, 以解决基于传统白噪声模型的区域网全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)实时钟差估计的钟跳问题[8], 但该方法需要对卫星星载原子钟的特性有必要了解。Liu 等进一步分析了 PPP-B2b 钟差的常数偏差, 并提出一种用广播钟差做先验约束的解算策略以减小常数偏差[9], 但该方法需要增加额外的约束, 较为复杂。

群延迟变化 (group delay variation, GDV) 是多径效应的慢变部分, 其与信号频段、卫星高度角等因素相关, 影响可达分米级[10]。GDV 首先在 GPS 卫星 SVN49 的信号异常状况中开始被关注, SVN49 卫星由于 L1 信号、L2 信号与 L5 信号存在内部反射干扰, 而在水平与天顶方向表现出了米级的伪距残差差异[11]; 德国 Geo++公司率先使用机器人标校的方式标定了一批支持多系统、多频点的接收机天线的 GDV, 以用于 IGS repro3[12]; Wanninger 等对 GPS 卫星与数种接收机天线之间的 GDV 随高度角的变化进行建模改正, 并分析了其对单频 PPP 高程方向定位精度及模糊度固定等的影响[13]; Beer 等系统总结前人工作, 在 Geo++发布的接收机天线 GDV 的基础上, 测定了多系统、多频点的绝对卫星 GDV[14]。

目前对于 GDV 的研究大多集中在对其精确建模及其对 PPP 的影响上, 然而对其在区域网实时钟差估计中的作用, 尤其是其在提高钟差精度、减小常数偏差等方面的潜力, 仍有待进一步探索。鉴于已有研究, 首先, 本文对所选区域站与 BDS-3/GPS 卫星之间的 GDV 进行了提取与建模, 并将提取的 GDV 以模型改正的形式应用于实时卫星钟差估计中; 然后, 对解得的区域网实时钟差进行精度评估, 并将该钟差用于动态 PPP 试验, 以验证其用于 PPP 的定位性能。

1 GDV 的提取与建模

1.1 GDV 的提取方法

GDV 有多种提取方法: Haines 等通过分析 2 颗 GRACE 卫星精密定轨后的拟合残差[15], 对 GPS 卫星的 GDV 进行了估计; Wanninger 等利用 CMC 线性组合观测量提取了 GPS 卫星和接收机天线的 GDV[14]。结合已有研究, 同时考虑到批处理钟差解算后的伪距残差中多路径误差为主要成分, 因此, 本文采取的提取 GDV 的思路为: 利用 100 个 IGS 全球站(包含用于实时钟差估计的 15 个欧洲区域站)自 2022 年 7 月 25 日—7 月 30 日(年积日 206～211)共 6 天的观测数据进行 BDS-3/GPS 双系统批处理钟差解算, 利用批处理钟差解算后的伪距残差, 提取 15 个欧洲区域站与 BDS-3/GPS 卫星之间每个站星对的站星混合 GDV。用于钟差估计的 IGS 测站分布如图 1 所示。其中, 蓝点表示用于实时钟差估计的 15 个区域站。

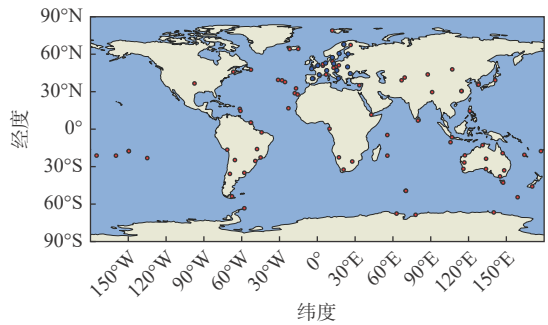


图 1 用于钟差估计的 IGS 测站分布

Fig. 1 Distribution of IGS stations used for clock estimation

在利用每个站星对的伪距残差进行 GDV 提取与建模之前, 首先, 对每个站星对的伪距残差进行预处理, 即将伪距残差按卫星入境弧段划分, 扣除对应弧段的伪距残差均值, 以消除伪距残差中的与卫星入境弧段相关的公共误差。其次, 以卫星高度角的四次多项式函数的形式拟合 GDV, 即:

$$g=a_1(e-\pi/2)+a_2(e-\pi/2)^2+a_3(e-\pi/2)^3+a_4(e-\pi/2)^4 \tag{1}$$

式中: g 为 GDV; e 为卫星高度角。

由于低卫星高度角时伪距残差中包含较多的高频多路径误差与测量噪声, 如图 2 所示, 因此, 采用的定权方法为基于高度角的定权, 即

$$p(e)=\sin e \tag{2}$$

式中: p 为观测量的权。

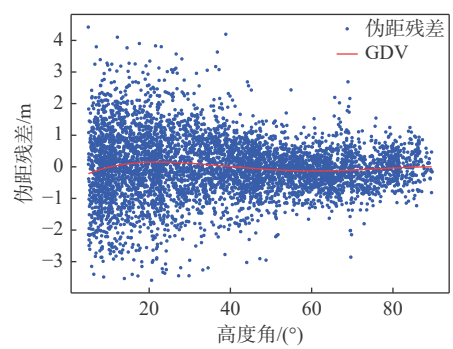


图 2 BRST 站与 C35 之间的伪距残差与 GDV

Fig. 2 Code residuals and GDV between BRST and C35

1.2 拟合结果

基于 2.1 节所述的方法, 估计了 15 个欧洲区域站与 BDS-3 的中圆地球轨道 (medium Earth orbit, MEO)、倾斜地球同步轨道 (inclined geosynchronous orbit, IGSO) 卫星及 GPS 全星座之间的站星对混合

GDV。由于批处理钟差估计采用的是双频无电离层组合观测量，因此，拟合的 GDV 也是双频无电离层组合的，BDS-3 卫星是 B1I/B3I 双频，而 GPS 卫星是 L1/L2 双频。

图 3 和图 4 分别为 TLSE 站和 WSRT 站与 BDS-3 的 MEO、IGSO 卫星及 GPS 卫星之间的站星对双频无电离层组合 GDV 的拟合结果。由图可知，在卫星高度角较高时，同一系统的不同卫星之间具有较高的一致性，对于 BDS-3 卫星而言，GDV 在−0.2～0.2 m 之间；GPS 卫星的 GDV 略高于 BDS-3 卫星，在−0.5～0.5 m 之间。在卫星高度角低于 15°时，不同卫星之间则差异较大，这可能与卫星高度角较低时测量噪声、多路径效应中的高频项更大有关，但是 BDS-3 卫星的 GDV 仍略小于 GPS 卫星，GPS 卫星的 GDV 在低卫星高度角时可以达到米级。

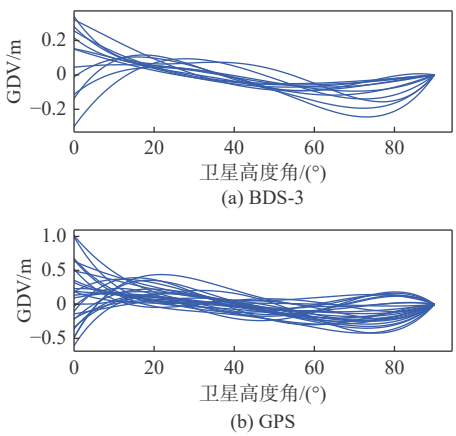


图 3　TLSE 站与 BDS-3/GPS 卫星间的 GDV 拟合结果

Fig. 3　GDV fitting results between TLSE and BDS-3/GPS satellites

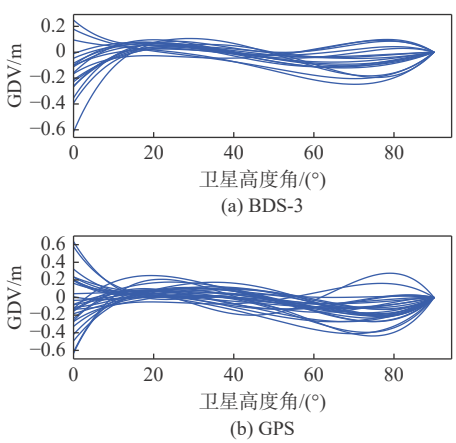


图 4　WSRT 站与 BDS-3/GPS 卫星间的 GDV 拟合结果

Fig. 4　GDV fitting results between WSRT and BDS-3 /GPS satellites

1.3　GDV 时变性分析

由于 GDV 与卫星端及接收机端的天线的物理性质有关，往往被认为是时不变的[16]。Wanninger 等分析了 GPS 卫星的 GDV 在 2 年时间尺度上的稳定性，结果表明，GDV 在亚分米量级上是稳定的[14]。

由于本文关注的是 GDV 对实时滤波钟差的影响，如果建模得到的 GDV 在 7 天的时间尺度上具有稳定性，则对实时滤波钟差估计而言已经足够。因此，进一步采用 2022 年 7 月 12 日—2022 年 7 月 17 日的数据，基于与 1.1 节相同的方法对 GDV 进行拟合，通过比较拟合得到的 2 组 GDV 参数，分析 GDV 在 7 天时间尺度上的稳定性。

图 5 为基于不同时间段的数据拟合得到的 2 组 TLSE 站与卫星混合 GDV 参数的差异情况。由图可知，2 组 GDV 参数的差异为厘米量级，这表明拟合得到的 GDV 参数在 7 天时间尺度上是稳定的。

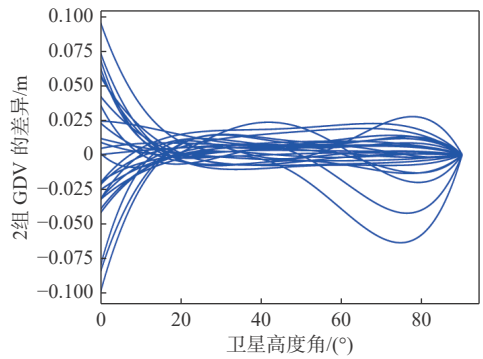


图 5　2 组 GDV 参数(TLSE 站与卫星)的差异

Fig. 5　Differences between two sets of GDV parameters (between TLSE and satellites)

第 2 节将进一步把本节的 GDV 拟合结果作为 GDV 的改正模型，在区域网实时钟差估计中对伪距观测量进行 GDV 改正，以分析 GDV 改正对区域网实时钟差估计的影响。

2　区域网实时卫星钟差估计

2.1　钟差估计策略

目前，钟差估计的方法主要包括 3 种：非差、历元间差分及混合历元间差分。本文采用非差模型，基于卡尔曼滤波算法，处理区域网的非差伪距与载波相位的双频无电离层组合观测量，从而消除电离层延迟参数。观测模型如下：

$$\begin{cases} P^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} = \rho^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}} + c\left(\mathrm{d}t_{\mathrm{r}} - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}\right) + T^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}} + c\left(B_{\mathrm{r,IF}} - B^{\mathrm{s}}_{\mathrm{IF}}\right) + g^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}} + e^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} \\ L^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} = \rho^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}} + c\left(\mathrm{d}t_{\mathrm{r}} - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}\right) + T^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}} + c\left(b_{\mathrm{r,IF}} - b^{\mathrm{s}}_{\mathrm{IF}}\right) + \lambda_{\mathrm{IF}} N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} + \epsilon^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} \end{cases} \tag{3}$$

式中：r 和 s 分别表示接收机与卫星；$P^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}}$和$L^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}}$分别为无电离层组合伪距和载波相位观测量；$\rho^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}}$为接收机与卫星之间的几何距离；$c$ 为光速；$\mathrm{d}t_{\mathrm{r}}$和$\mathrm{d}t^{\mathrm{s}}$分别为接收机与卫星的钟差；$T^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}}$为对流层延迟；$B_{\mathrm{r,IF}}$和$B^{\mathrm{s}}_{\mathrm{IF}}$分别为接收机端和卫星端的无电离层组合伪距

硬件延迟；$b_{r,IF}$和b^s_{IF}分别为接收机端和卫星端的无电离层组合载波相位硬件延迟；$\lambda_{IF}N^s_{r,IF}$为无电离层组合的模糊度；$e^s_{r,IF}$和$\epsilon^s_{r,IF}$分别为无电离层组合的伪距噪声和载波相位噪声；g^s_r为卫星与接收机之间的双频无电离层组合GDV，可结合式(1)和1.2节的GDV拟合结果进行模型修正。

实时钟差估计中卫星轨道和接收机坐标约束为已知值，只估计接收机钟差、卫星钟差、模糊度、对流层延迟和系统间偏差(inter system bias, ISB)。由于观测模型里接收机钟差与卫星钟差耦合，若将全部接收机钟差与卫星钟差作为待估参数而不增加外部约束，则法方程秩亏。因此，必须附加约束条件，即设置一个钟差作为参考基准，此时，所解算的钟差为相对于该基准的相对钟差。该基准并非实际的时间基准，因此，解算的所有钟差中都会存在一个偏差，称为“时间基准偏差”。研究表明，只要钟差基准优于10^{-6} s，对定位的影响就可以忽略[17]，因此，一般可以选择如下基准。

1）单星基准。即选取某一个卫星的钟作为基准，解算过程中，固定该卫星的钟差为外部已知值。外部已知值可从超快速钟差产品或者广播钟差中获取。

2）单站基准。即选取某个测站的钟作为参考钟，解算过程中，固定该测站的钟差为外部已知值，前提是该测站钟精度优于10^{-6}s。

3）虚拟钟基准。选取一个较为稳定的钟差群，将该钟差群的均值作为一个虚拟钟，所有估计的钟差都为相对于该虚拟钟的相对值。

本文采用单站基准，固定一台基准接收机的钟差为已知值，以消除法方程的秩亏；对于其他接收机钟差与卫星钟差，则作为白噪声估计。

本文采用的实时钟差估计方法基于卡尔曼滤波器，滤波器处理欧洲区域地面跟踪网对BDS-3卫星和GPS卫星的非差无电离层组合的伪距、相位数据，其中，BDS-3卫星采用B1I/B3I双频数据，而GPS卫星采用L1/L2双频数据。伪距与载波相位的观测权重经验性地设置为1:10 000。数据采样间隔为30 s，卫星截止高度角设置为7°。

滤波器的状态向量由待估参数组成，包括BDS-3卫星和GPS卫星的钟差、地面跟踪站的接收机钟差。如前所述，除基准接收机钟差固定为已知值外，其余接收机钟差与卫星钟差均作为白噪声估计。此外，每台接收机还需额外估计一个ISB参数，以弥补BDS-3与GPS之间的系统偏差。

滤波器的状态向量还包括地面站的对流层延迟和载波相位模糊度。其中，对流层延迟用Saastamoinen模型和GMF投影函数改正后，以随机游走的形式估计残余量，过程噪声设置为1 cm·h$^{1/2}$；模糊度参数估计为浮点解，不进行模糊度固定。

在卫星钟差估计时，卫星轨道固定为GFZ分析中心的快速轨道产品；地面跟踪站的坐标获取自IGS的SINEX周解结果，固定不解；卫星天线相位中心偏差(phase center offset, PCO)和天线相位中心变化(phase center variation, PCV)利用iga14.atx修正；相位缠绕、固体潮和海潮改正均采用模型修正；GDV通过第1节描述的建模方法建立模型修正。

2.2 GDV对区域网实时卫星钟差估计的影响分析

选取了欧洲区域内均匀分布的15个IGS观测站(见图1中蓝点)，利用这些观测站2022年7月26日—7月30日(年积日第207～211天)共5天的伪距与载波相位观测数据，分别在修正/不修正GDV这2种情形下，进行单天的事后仿实时的滤波钟差估计(含BDS-3和GPS)，以分析GDV改正对区域网实时卫星钟差估计的影响。

以批处理精密钟差为参考，评估了考虑/不考虑GDV改正的情形下所估计的钟差的RMS与STD，其中，RMS反映钟差的常数偏差，而STD则反映钟差精度。由于在区域网的条件下，卫星存在过境的情况，即可能在某一段时间所有接收机均无法观测到某颗卫星，卫星观测数据不连续，导致估计的钟差也可能分为数段。因此，统计钟差RMS与STD时，分段统计，然后，按每段的有效历元数取加权平均作为最终的统计结果。5天钟差的整体评估结果如图6、图7和表1所示。

结合图6以及表1可以看到，修正GDV以后，区域网实时钟差估计得到的BDS-3卫星和GPS卫星的钟差精度均有明显提升，其中，对于BDS-3卫星而言，考虑GDV修正的钟差平均STD为0.12 ns，不考虑GDV修正的钟差平均STD为0.27 ns，考虑GDV修正后，钟差的平均精度提升了约56%，最大STD也从0.46 ns减小至0.27 ns，减小了约41%；而对于GPS卫星而言，考虑GDV修正的钟差平均STD为0.11 ns，不考虑GDV修正的钟差平均STD为0.23 ns，考虑GDV修正后，钟差的平均精度提升了约52%，最大STD从0.52 ns减小至0.23 ns，减小了约52%。

结合图7以及表1可以看到，修正GDV以后，区域网实时钟差估计得到的BDS-3卫星和GPS卫星的钟差RMS也均有一定程度的减小，其中，对于BDS-3卫星而言，考虑GDV修正的钟差平均RMS为2.87 ns，不考虑GDV修正的钟差平均RMS为3.77 ns，考虑GDV修正后，钟差的平均RMS减小

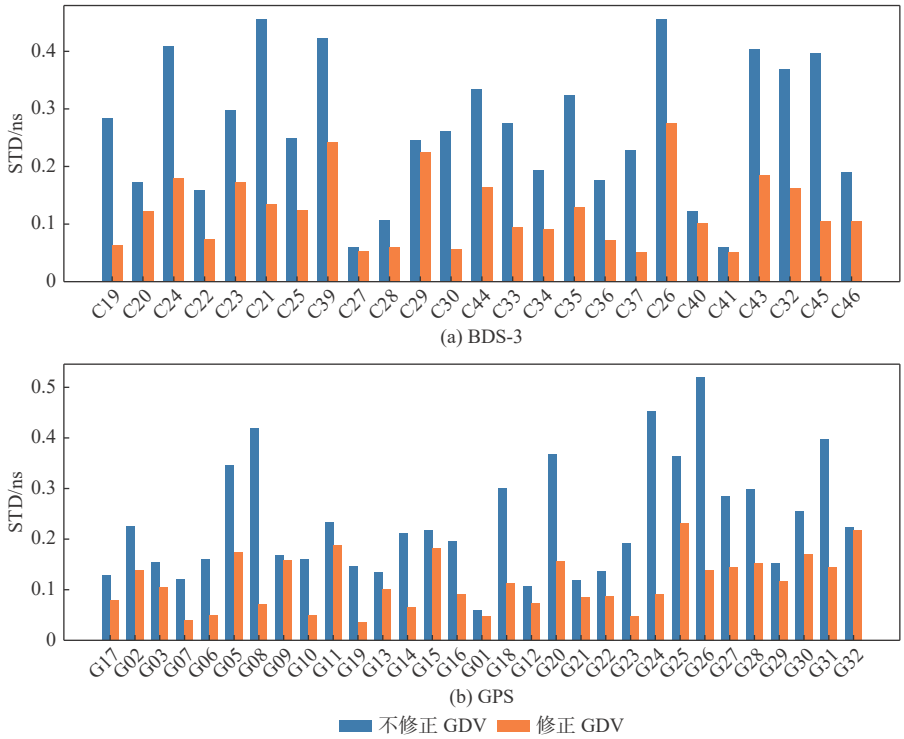


图 6　修正与不修正 GDV 时的钟差 STD 比较

Fig. 6　Comparison of STD of clock offsets with or without GDV correction

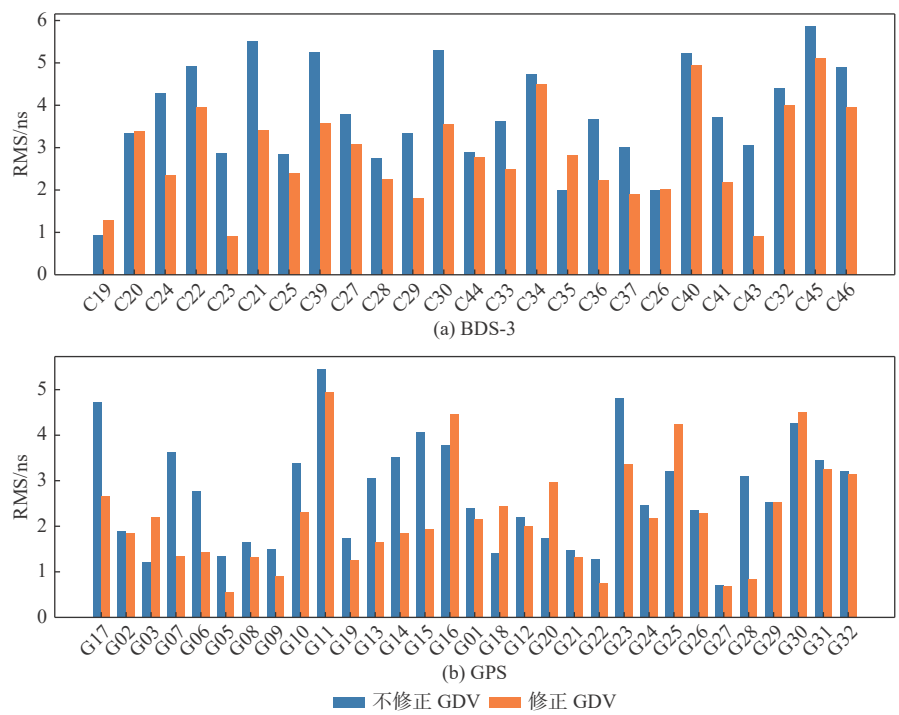


图 7　修正与不修正 GDV 时的钟差 RMS 比较

Fig. 7　Comparison of RMS of clock offsets with or without GDV correction

表 1　区域网钟差 STD 与 RMS 统计

Table 1　STD and RMS statistics of clock offset based on regional network

卫星	是否修正GDV	STD/ns		RMS/ns	
		最大值	平均值	最大值	平均值
BDS-3	不修正	0.46	0.27	5.86	3.77
	修正	0.27	0.12	5.12	2.87
GPS	不修正	0.52	0.23	5.45	2.72
	修正	0.23	0.11	4.94	2.24

了约24%;对于GPS卫星而言,考虑GDV修正的钟差平均RMS为2.24 ns,不考虑GDV修正的钟差平均RMS为2.72 ns,考虑GDV修正后,钟差的平均RMS减小了约18%。此外,注意到修正GDV的卫星钟差仍具有较大的RMS,即仍存在一定的常数偏差,这可能与区域网条件下,卫星钟差初始值无法与模糊度充分分离,但是常数偏差的存在不会影响PPP收敛后的定位精度,只影响PPP的收敛时间。

3 动态PPP试验

利用6个位于欧洲区域网范围内的IGS观测站2022年7月26日(年积日第207天)的观测数据,在使用不考虑GDV改正的区域网钟差和考虑GDV改正的区域网钟差的情况下,分别开展单天动态PPP解算,以进一步评估2种钟差的PPP性能。

图8和图9分别为基于未考虑GDV改正的区域网钟差和基于考虑GDV改正的区域网钟差,GRAZ站的单天动态PPP定位误差序列,其中,红线代表仅BDS-3单系统动态PPP,蓝线代表仅GPS单系统动态PPP,绿线代表GPS/BDS-3双系统动态PPP。

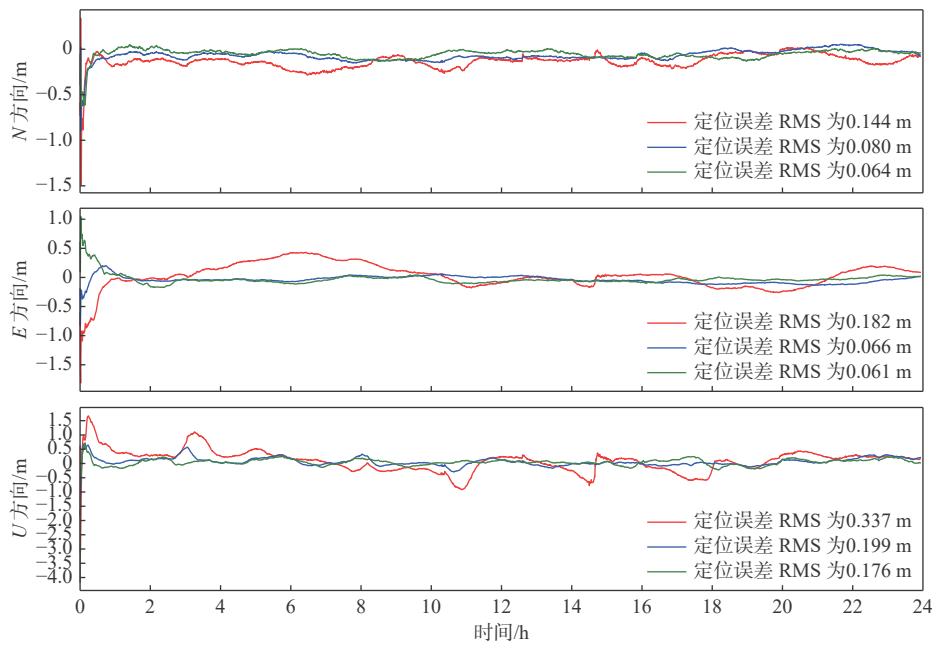


图8 使用不考虑GDV改正的区域网钟差,GRAZ站单天动态PPP定位误差序列

Fig. 8 Sequence of single-day kinematic PPP positioning error of GRAZ using regional real-time clock without GDV correction

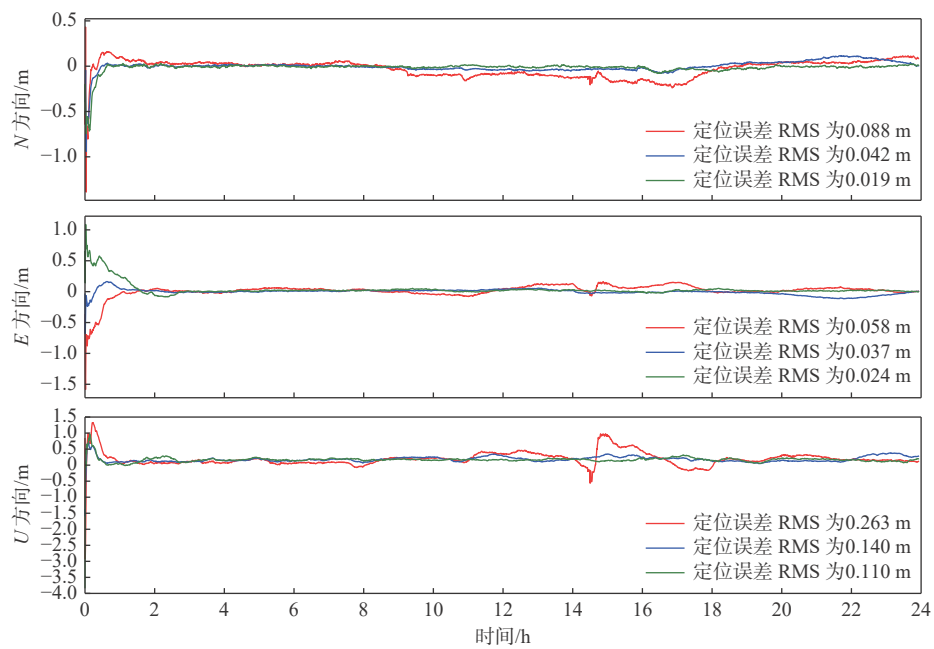


图9 使用考虑GDV改正的区域网钟差,GRAZ站单天动态PPP定位误差序列

Fig. 9 Sequence of single-day kinematic PPP positioning error of GRAZ using regional real-time clock with GDV correction

由图 8 和图 9 可知, 当使用未改正 GDV 的区域网钟差时, GRAZ 站 BDS-3 单系统动态 PPP 在北方向(N)、东方向(E)和高程方向(U)的定位误差 RMS 分别为 0.144 m、0.182 m 和 0.337 m, 差于仅 GPS 单系统动态 PPP 的结果 0.080 m、0.066 m 和 0.199 m, 这主要是可视卫星数目与观测几何构型导致的。使用未改正 GDV 的区域网钟差时, GRAZ 站 GPS/BDS-3 双系统动态 PPP 在北方向(N)/东方向(E)和高程方向(U)的定位误差 RMS 分别为 0.064 m、0.061 m 和 0.176 m, 好于仅 GPS 单系统动态 PPP。当使用修正 GDV 后估计的区域网钟差时, GRAZ 站的定位误差明显减小, 仅 BDS-3 单系统动态 PPP 东、北、高程方向的定位误差分别为 0.088 m、0.058 m 和 0.263 m, 分别减小了 39%、68% 和 22%; 仅 GPS 单系统 3 个方向的定位误差分别为 0.042 m、0.037 m 和 0.140 m, 分别减小了 48%、44% 和 30%; 对于 GPS+BDS-3 双系统动态 PPP 而言, 3 个方向的定位误差为 0.019 m、0.024 m 和 0.110 m, 分别减小了 70%、61% 和 38%。

表 2～表 4 分别统计了全部 6 个观测站仅 BDS-3 单系统、仅 GPS 单系统和 GPS+BDS-3 双系统单天动态 PPP 定位误差 RMS。

表 2　使用不同钟差时, 各测站仅 BDS-3 单系统动态 PPP 定位误差

Table 2　BDS-3-only kinematic PPP positioning error of each station using two different clocks

测站	水平方向定位误差/m		高程方向定位误差/m	
	不修正	修正	不修正	修正
BUCU	0.298	0.107	0.389	0.148
GRAZ	0.232	0.105	0.337	0.263
HUEG	0.271	0.128	0.293	0.281
ONSA	0.149	0.186	0.240	0.222
MAR7	0.181	0.157	0.275	0.243
MET3	0.323	0.122	0.356	0.326

表 2～表 4 分别为 6 个观测站仅 BDS-3 单系统、仅 GPS 单系统和 GPS/BDS-3 双系统单天动态 PPP 定位误差 RMS。由表可知, 相较于使用不改正 GDV 估计的区域网钟差, 使用改正 GDV 的区域网钟差可以明显提高水平方向和高程方向定位精度。仅 BDS-3 单系统动态 PPP 的水平方向定位精度平均提升了 37%, 高程方向定位精度平均提升了 19%; 仅 GPS 单系统动态 PPP 的水平方向和高程方向的定位精度平均提升了 49% 和 27%; GPS+BDS-3 双系统动态 PPP 的水平方向和高程方向定位精度分别平均提升了 61% 和 32%。此外, 也可以注意到, 用改正 GDV 的区域网实时钟差对水平方向的定位精度提升比高程方向更为明显。

表 3　使用不同钟差时, 各测站仅 GPS 单系统动态 PPP 定位误差

Table 3　GPS-only kinematic PPP positioning error for each station using two different clocks

测站	水平方向定位误差/m		高程方向定位误差/m	
	不修正	修正	不修正	修正
BUCU	0.120	0.056	0.179	0.127
GRAZ	0.104	0.056	0.199	0.140
HUEG	0.132	0.062	0.202	0.138
ONSA	0.099	0.062	0.154	0.089
MAR7	0.124	0.048	0.218	0.178
MET3	0.277	0.147	0.320	0.273

表 4　使用不同钟差时, 各测站 GPS+BDS-3 双系统动态 PPP 定位误差

Table 4　GPS+BDS-3 kinematic PPP positioning error for each station using two different clocks

测站	水平方向定位误差/m		高程方向定位误差/m	
	不修正	修正	不修正	修正
BUCU	0.115	0.043	0.156	0.120
GRAZ	0.088	0.031	0.176	0.110
HUEG	0.128	0.048	0.201	0.130
ONSA	0.097	0.039	0.152	0.063
MAR7	0.166	0.080	0.176	0.168
MET3	0.190	0.062	0.219	0.153

4　结　论

本文提出一种考虑群延迟变化的区域网 BDS-3/GPS 实时钟差估计方法, 以探寻解决区域网实时卫星钟差估计中频繁重新收敛所导致的卫星钟差精度较低和常数偏差等问题的解决方法。

1) 本文利用批处理钟差的伪距残差对区域站与 BDS-3/GPS 卫星之间的双频无电离层组合 GDV 进行提取与建模。在区域网实时卫星钟差估计中, 利用建立的 GDV 模型, 对伪距观测量进行 GDV 改正。结果表明, 考虑 GDV 改正后, BDS-3 与 GPS 卫星的区域网钟差的 RMS 分别减小了 24% 和 18%, 精度分别提升了 56% 和 52%。

2) 将考虑 GDV 改正与不考虑 GDV 改正的区域网钟差用于动态 PPP 解算中, 解算结果表明, 使用考虑 GDV 改正的区域网钟差可以使 BDS-3 单系统动态 PPP 的水平方向和高程方向的定位精度分别提升了 37% 和 19%, 使 GPS 单系统动态 PPP 的水平方向和高程方向的定位精度分别提升了 49% 和 27%, 使 GPS/BDS-3 双系统动态 PPP 的水平方向和高程方向定位精度分别提升了 61% 和 32%。

参考文献（References）

[1] KOUBA J, HÉROUX P. Precise point positioning using IGS orbit and clock products[J]. GPS Solutions, 2001, 5(2): 12-28.

[2] HAUSCHILD A, MONTENBRUCK O. Kalman-filter-based GPS clock estimation for near real-time positioning[J]. GPS Solutions, 2009, 13(3): 173-182.

[3] 李浩军, 王解先, 王虎, 等. 基于 GNSS 网络的卫星精密钟差估计及结果分析[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2010, 35(8): 1001-1003.
LI H J, WANG J X, WANG H, et al. Precise clock error estimation of GPS satellite and analysis based on GNSS network[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2010, 35(8): 1001-1003(in Chinese).

[4] ZHANG X H, LI X X, GUO F. Satellite clock estimation at 1 Hz for realtime kinematic PPP applications[J]. GPS Solutions, 2011, 15(4): 315-324.

[5] GE M R, CHEN J P, DOUŠA J, et al. A computationally efficient approach for estimating high-rate satelite clock corrections in real-time[J]. GPS Solutions, 2012, 16(1): 9-17.

[6] TANG C P, HU X G, CHEN J P, et al. Orbit determination, clock estimation and performance evaluation of BDS-3 PPP-B2b service[J]. Journal of Geodesy, 2022, 96(9): 60.

[7] TAO J, LIU J N, HU Z G, et al. Initial assessment of the BDS-3 PPP-B2b RTS compared with the CNES RTS[J]. GPS Solutions, 2021, 25(4): 131.

[8] SHI C, GUO S W, GU S F, et al. Multi-GNSS satellite clock estimation constrained with oscillator noise model in the existence of data discontinuity[J]. Journal of Geodesy, 2019, 93(4): 515-528.

[9] LIU J H, TANG C P, ZHOU S S, et al. The bias in PPP-B2b real-time clock offset and the strategy to reduce it[J]. Remote Sensing, 2022, 14(18): 4569.

[10] 李显杰. 北斗群延迟变化建模[D]. 武汉: 武汉大学, 2018: 1-5.
LI X J. Modeling of Beidou group delay change[D]. Wuhan: Wuhan University, 2018: 1-5(in Chinese).

[11] HAUSCHILD A, MONTENBRUCK O, THOELERT S, et al. A multi-technique approach for characterizing the SVN49 signal anomaly, part 1: receiver tracking and IQ constellation[J]. GPS Solutions, 2012, 16(1): 19-28.

[12] WÜBBENA G, SCHMITZ M, WARNEKE A. Geo++ absolute multi-frequency GNSS antenna calibration[EB/OL]. (2019-11-17) [2023-08-24]. http://www.geopp.com/pdf/gpp_cal125_euref19_p.pdf.

[13] WANNINGER L, SUMAYA H, BEER S. Group delay variations of GPS transmitting and receiving antennas[J]. Journal of Geodesy, 2017, 91(9): 1099-1116.

[14] BEER S, WANNINGER L, HEBELBARTH A. Estimation of absolute GNSS satellite antenna group delay variations based on those of absolute receiver antenna group delays[J]. GPS Solutions, 2021, 25(3): 1-10.

[15] HAINES B J, BAR-SEVER Y E, BERTIGER W I, et al. Realizing a terrestrial reference frame using the global positioning system[J]. Journal of Geophysical Research: Solid Earth, 2015, 120(8): 5911-5939.

[16] BEER S, WANNINGER L. Temporal stability of GPS transmitter group delay variations[J]. Sensors, 2018, 18(6): 1744.

[17] 楼益栋. 导航卫星实时精密轨道与钟差确定[D]. 武汉: 武汉大学, 2008.
LOU Y D. Research on real-time precise GPS orbit and clock offset determination[D]. Wuhan: Wuhan University, 2008(in Chinese).

Method for regional real-time satellite clock offset estimation considering group delay variation

JIANG Tingwei[1, 2]，TANG Chengpan[1, *]，HU Xiaogong[1]，ZHOU Shanshi[1]，CAO Yueling[1]

(1. Shanghai Astronomy Observatory，Chinese Academy of Sciences，Shanghai 200030，China；
2. University of Chinese Academy of Sciences，Beijing 100049，China)

Abstract：Real-time satellite clock estimation based on regional networks is a prerequisite for regional precise point positioning (PPP) services such as the BDS-3 PPP-B2b service. However, issues like low precision and persistent bias plague regional real-time satellite clock estimate, which is constrained by the dispersion of ground stations. Group delay variation (GDV), which varies with satellite elevation angle, is the low-frequency part of the code multipath. The existence of GDV will affect the convergence of the regional network clock estimation and needs to be corrected. Therefore, this contribution extracts and models GDV between 15 regional stations and BDS-3/ global positioning system（GPS）satellites, and applies the GDV model to real-time clock estimation based on regional observation, and analyzes its impact. The results show that, after considering the GDV correction, the root mean square (RMS) of BDS-3 and GPS satellite clock offsets are reduced by 24% and 18%, respectively; the standard deviation (STD) is increased by 56% and 52% for BDS-3 and GPS, respectively. Finally, the clock offset is used in kinematic PPP. The BDS-3-only positioning accuracy is improved by 37% and 19% in the horizontal and vertical directions, respectively, by using the clock offset that accounts for the GDV correction. A similar conclusion can also be found in the GPS-only case, whose positioning accuracy is increased by 49% and 27% in the horizontal and vertical direction, respectively, and in the GPS/BDS-3 case, whose accuracy is increased by 61% and 32%.

Keywords：real-time satellite clock offset estimation；group delay variation；BDS-3 satellite；GPS satellite；precise point positioning

Received：2023-09-27；**Accepted**：2023-11-20；**Published Online**：2023-12-04 17：06
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231204.1319.002

* **Corresponding author**. E-mail：cptang@shao.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0593

曲面等值分割几何认知计算方法

胡靖尘，郑国磊*
(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191)

摘 要：基于界点跟踪的曲面等值分割方法具有通用性，但复杂曲面等值分割效率较低。为此，提出曲面等值分割几何认知计算方法。对输入面进行等参数网格采样并计算边界界点；从采样点中提取界算组并计算、识别界点；从界点中提取界点组并构造、识别界边；从界边中提取、识别内界环，以此分割输入面并对所得等值面进行识别。以主曲率、高斯曲率、平均曲率和可加工性为面点属性设计分割条件集并进行大量实例测试。实验结果表明：所提方法的分割效率比现有方法平均提高了38.44%，所提方法在复杂曲面分割应用中具有较高的分割效率。

关 键 词：曲面等值分割；几何认知计算；界点；界边；界环
中图分类号：V260.5
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3842-10

自由曲面广泛应用于航空、汽车、船舶等行业的产品造型中。曲面分割是自由曲面产品设计和制造的关键环节。研究精确、高效且通用的曲面分割方法对提高自由曲面产品设计质量和制造效率具有重要意义。

自由曲面分割方法大致可分为基于区域的分割方法和基于边界的分割方法。基于区域的分割方法以离散点或三角片为元素，应用区域生长算法[1-5]或均值聚类算法[6-8]对曲面进行分割。该方法可得到各区域的离散表示形式，但可能存在元素未分配或区域过小等过分割问题，且需对三角网格区域进行边界光顺，对离散点区域进行边界构造。基于边界的分割方法通过计算自由曲面各区域的界边来分割曲面。文献[9-12]通过设置阈值将曲面采样点的属性分布转化为二值图像或二值矩阵，进而以链码或游程编码方法提取各区域的界边。该方法由等参数网格采样点定义界边，而无法计算相邻采样点间更精确的界点。文献[13-16]首先计算初始界点，然后，沿界边延展方向依次计算并跟踪剩余界点，最后，对所得界点进行样条插值来构造界边，该方法能够实现高精度界边的快速计算。文献[17]在此基础上研究面向任意输入条件的面等值分割方法，但该方法采用层次分割策略，每次分割只在曲面局部范围内计算并跟踪界点，使得复杂曲面等值分割需要重复进行面采样操作，因此，分割效率较低。

为此，本文提出面等值分割几何认知计算方法，在曲面全局范围内依次构造界点、界边、界环和等值面等认知要素并识别其类型，通过一次面采样实现曲面等值分割。首先，阐述几何认知计算原理，包含面等值分割原理及面分割素的定义和分类；然后，介绍几何认知计算算法流程和关键技术；最后，以CATIA V5系统为平台开发面等值分割几何认知计算算法，并通过实例测试验证该算法的可行性和有效性。

1 几何认知计算原理

1.1 面等值分割

面等值分割原理已在文献[17]中进行介绍，本节对此进行回顾、补充和扩展。设C为定义在面

收稿日期：2023-09-19；**录用日期**：2024-02-08；**网络出版时间**：2024-02-26 16:03
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240223.1833.004
* **通信作者**. E-mail：zhengguolei@buaa.edu.cn

引用格式：*胡靖尘，郑国磊. 曲面等值分割几何认知计算方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3842-3851.*
HU J C，ZHENG G L. Geometric cognitive computing method for sculptured surface iso-segmentation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3842-3851 (in Chinese).

s上任意点的一组条件, p为s上的一点。将p满足的C中条件的集合称为p满足的条件集。设p_1和p_2为s上的2个不同点, p_1和p_2满足的条件集分别为C_1和C_2。若$C_1=C_2$, 则称p_1和p_2等值; 若$C_1\neq C_2$, 则称p_1和p_2不等值。若$\exists c\in C$使得s上所有点均满足c, 则称s为满足c或$\{c\}$的等值面; 若$\forall c\in C$均存在s上的一点不满足c, 则称s为非等值面。将一张非等值面s分割为一组等值面$\{s_i|i=1,2,\cdots,w\}$, 且相邻等值面满足的条件不同, 则称$\{s_i|i=1,2,\cdots,w\}$为s的一个等值分割。

面点根据其满足的条件和在面上的位置不同可分为内点、边界点、内界点和外界点。当p仅满足C中唯一一个条件时, 若p位于s内, 则称p为s的一个内点; 若p位于s的边界上, 则称p为s的一个边界点。当p同时满足C中2个或2个以上条件时, 若p位于s内, 则称p为s的一个内界点; 若p位于s的边界上, 则称p为s的一个外界点。边界点、内界点和外界点统称为界点。

设r为s上的一条线。若r满足: ① r上的点均为界点; ② 除自封闭外r不自相交; ③ r上无分界点, 则称r为s的一条界边。若r为s的一条封闭界边, 或r是由s的一组非封闭界边构成的一条封闭线, 则称r为s的一条界环。界边和界环根据其构成点在面上的位置不同均可分为2类。将构成点均位于面边界上的界边和界环分别称为边界边和边界环, 将存在构成点位于面内的界边和界环分别称为内界边和内界环。

如图1所示, s为一张平面, $p_i(i=1,2,3)$表示s的界点, $e_i(i=1,2,\cdots,8)$表示s的界边, $s_i(i=1,2,3)$表示s的等值面。其中, p_1为内界点, p_2、p_3为边界点; $e_i(i=1,2,\cdots,6)$为边界边, $e_i(i=7,8,\cdots,10)$为内界边; e_1、e_7、e_8、e_{10}、e_5和e_6构成s的一个内界环, e_2、e_3、e_4、e_{10}、e_9和e_7构成s的一个内界环, e_8和e_9构成s的一个内界环, e_1至e_6构成s的一个边界环。

本文依次对界点、界边、界环和等值面进行认知, 并在界点认知前对输入面进行面采样以缩小并限定界点计算范围。通过几何认知计算实现面等值分割的关键是: ① 面采样为全局采样且采样密度合理, 所得采样点均匀分布于面上; ② 界点计算能算尽算, 所得界点包含内界点、外界点和边界点(如果有)且局部分布均匀。因为面上的点与面参数域上的点构成一一对应的映射关系, 所以以面参数域为媒介进行面采样和界点计算。对于面采样, 以等参数网格采样方法为基础开展研究。对于界点计算, 以线区间二分查找方法和网格单元四叉分解方法为基础开展研究。具体的几何认知计算方法将在第2节中介绍。

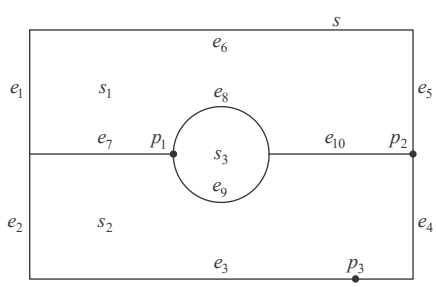


图1　界点、界边、界环和等值面

Fig. 1　Boundary point, boundary edge, boundary loop and iso-surface

1.2　面分割素

将面等值分割几何认知计算中具有认知语义的几何要素称为面分割素。面分割素分为采样点、界算组、界点、界点组、界边、界环和等值面。其中, 界算组是指参与界点计算的一组采样点, 界点组是指参与界边构造的一组界点。在介绍面分割素之前, 首先对采样点和界点的点间邻接关系进行阐述。

1.2.1　点间邻接关系

采样点和界点根据其在面等参数网格上的位置不同可分为: ① 网顶点, 即位于等参数网格顶点处的点; ② 网边点(分为u向网边点, 位于等参数网格u向边内; v向网边点, 位于等参数网格v向边内); ③ 网内点, 即位于等参数网格单元内的点。如图2所示, 黑色粗实线和细实线分别表示面参数域边界和等参数线, 空心圆、实心圆和实心正方形分别表示网顶点、网边点和网内点, 其中, 红色实心圆表示u向网边点, 蓝色实心圆表示v向网边点。

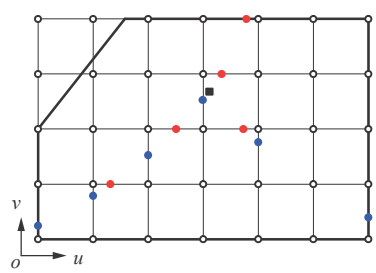
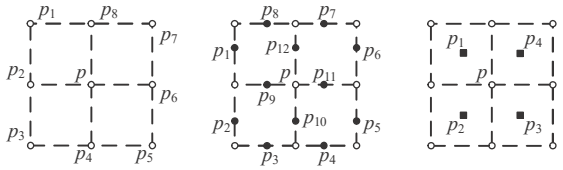


图2　网顶点、网边点和网内点

Fig. 2　Grid vertex point, grid edge point and grid unit point

对于网顶点p, 将其相邻网顶点定义为p所在网格单元除p外的其他角点, 将其相邻网边点定义为位于p所在网格单元边线内的点, 将其相邻网内点定义为位于p所在网格单元内的点。如图3(a)所示, $p_1\sim p_8$为网顶点p的相邻网顶点。如图3(b)所示, $p_1\sim p_{12}$为网顶点p的相邻网边点。如图3(c)所示, $p_1\sim p_4$为网顶点p的相邻网内点。

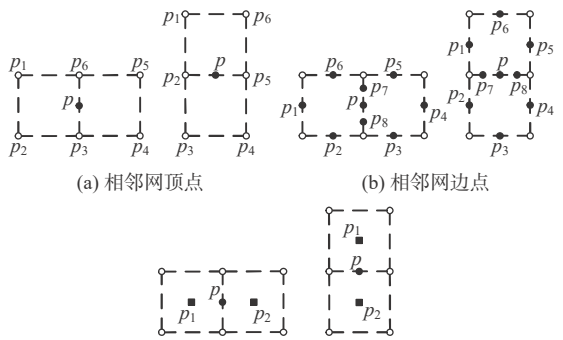


(a) 相邻网顶点 (b) 相邻网边点 (c) 相邻网内点

图3 网顶点的相邻点

Fig. 3 Adjacent points of grid vertex

对于网边点p，将其相邻网顶点定义为p所在网格单元的角点，将其相邻网边点定义为位于p所在网格单元边线内除p外的其他点，将其相邻网内点定义为位于p所在网格单元内的点。如图4(a)所示，p_1～p_6为网边点p的相邻网顶点。如图4(b)所示，p_1～p_8为网边点p的相邻网边点。如图4(c)所示，p_1和p_2为网边点p的相邻网内点。

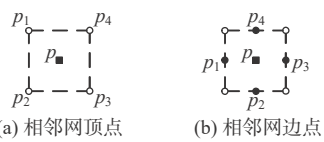


(a) 相邻网顶点 (b) 相邻网边点 (c) 相邻网内点

图4 网边点的相邻点

Fig. 4 Adjacent points of grid edge point

对于网内点p，将其相邻网顶点定义为p所在网格单元的角点，将其相邻网边点定义为位于p所在网格单元边线内的点。不定义网内点的相邻网内点。如图5(a)所示，p_1～p_4为网内点p的相邻网顶点。如图5(b)所示，p_1～p_4为网内点p的相邻网边点。



(a) 相邻网顶点 (b) 相邻网边点

图5 网内点的相邻点

Fig. 5 Adjacent points of grid unit point

1.2.2 采样点和界算组

采样点分为面内点和面界点。面内点是指位于面内的采样点，面界点是指位于面边界上的采样点。界算组分为内界算二元组、内界算四元组和外界算组。

内界算二元组用于通过参数域直线区间二分查找计算内界点，由定义参数域直线区间的2个采样点构成。内界算二元组$P=\{p_1,p_2\}$满足：① p_1为面内点或p_2为面内点；② p_1和p_2相邻且u坐标或v坐标相等。

内界算四元组用于通过网格单元四叉分解计算内界点，由定义网格单元的4个点构成。内界算四元组$P=\{p_1,p_2,p_3,p_4\}$满足：① p_1、p_2、p_3和p_4为面内点；② p_1、p_2、p_3和p_4为网顶点且两两相邻；③ p_1、p_2、p_3和p_4满足的条件数之和大于2。

外界算组用于通过面边界线区间二分查找计算外界点，由定义面边界线区间的2个点构成。外界算组$P=\{p_1,p_2\}$满足：① p_1和p_2均为面界点；② p_1和p_2相邻。

1.2.3 界点和界点组

界点分为边界点、内界点和外界点。其中，边界点通过面采样进行构造，内界点和外界点通过面采样或界算组界点计算进行构造。界点如图6所示，图中，黑色粗实线和细实线分别表示面参数域边界和等参数线，品红色和青色实心圆分别表示满足条件集$\{c_1\}$和$\{c_2\}$的边界点，蓝色实心圆和实心正方形分别表示满足条件集$\{c_1,c_2\}$的内界点和外界点。

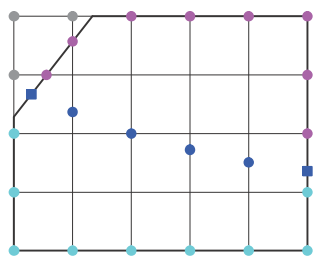


图6 界点

Fig. 6 Boundary point

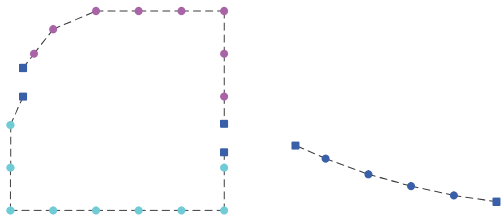
界点组分为边界点组和内界点组。边界点组$P=\{p_1,p_2,\cdots,p_n\}(n>1)$满足：① $p_2,p_3,\cdots,p_{n-1}$均为边界点，p_1和p_n为边界点或外界点；② p_i和p_{i+1}相邻，$1\leqslant i\leqslant n-1$；③ $p_2,p_3,\cdots,p_{n-1}$满足的条件集相等，p_1和p_n满足的条件集等于或包含$p_2,p_3,\cdots,p_{n-1}$满足的条件集。

内界点组$P=\{p_1,p_2,\cdots,p_n\}(n>1)$满足：① $p_2,\cdots,p_{n-1}$均为内界点，p_1和p_n为内界点或外界点；② p_i和p_{i+1}相邻，$1\leqslant i\leqslant n-1$；③ $p_2,p_3,\cdots,p_{n-1}$满足的条件集相等，p_1和p_n满足的条件集等于或包含$p_2,p_3,\cdots,p_{n-1}$满足的条件集。

将界点组构成界点满足的条件集的交集称为该界点组满足的条件集。图6中界点构成的界点组如图7所示。图7(a)中位于上方和下方的边界点组满足的条件集分别为$\{c_1\}$和$\{c_2\}$，图7(b)中的内界点组满足的条件集为$\{c_1,c_2\}$。

1.2.4 界边、界环和等值面

界边分为边界边和内界边，分别根据边界点组和内界点组进行构造。将界边构造中界点组满足

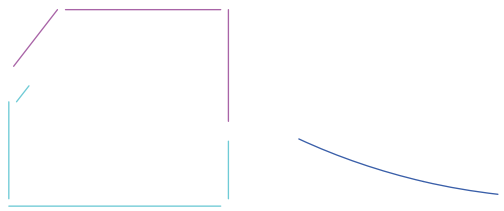


(a) 边界点组　　(b) 内界点组

图 7　界点组

Fig. 7　Boundary point group

的条件集称为该界边满足的条件集。根据图 7 中界点组构造的界边如图 8 所示。图 8(a)中品红色和青色实线分别表示满足条件集$\{c_1\}$和$\{c_2\}$的边界边, 图 8(b)中蓝色实线表示满足条件集$\{c_1,c_2\}$的内界边。



(a) 边界边　　(b) 内界边

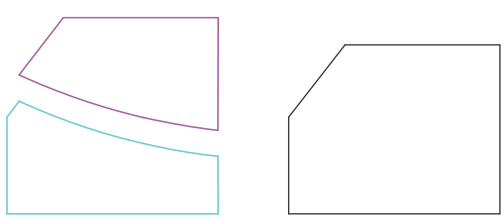
图 8　界边

Fig. 8　Boundary edge

界环分为边界环和内界环。边界环l的构成界边$\{e_1,e_2,\cdots,e_n\}(n\geqslant 1)$满足: ① $e_1,e_2,\cdots,e_n$均为边界边; ② 当$n>1$时, e_i和e_{i+1}相邻, $1\leqslant i\leqslant n-1$, e_1和e_n相邻。

内界环l的构成界边$\{e_1,e_2,\cdots,e_n\}(n\geqslant 1)$满足: ① 当$n=1$时, e_1为内界边; 当$n>1$时, $e_1,e_2,\cdots,e_n$中至少有一个内界边; ② 当$n>1$时, e_i和e_{i+1}相邻, $1\leqslant i\leqslant n-1$, e_1和e_n相邻; ③ 当$n>1$时, e_i和e_{i+1}满足的条件集的交集非空, $1\leqslant i\leqslant n-1$。

将内界环构成界边满足条件集的交集称为该内界环满足的条件集。图 8 中界边构成的界环如图 9 所示。图 9(a)中品红色和青色实线分别表示满足条件集$\{c_1\}$和$\{c_2\}$的内界环, 图 9(b)中黑色实线表示边界环。



(a) 内界环　　(b) 边界环

图 9　界环

Fig. 9　Boundary loop

当存在内界环时, 等值面以内界环分割输入面而得; 当不存在内界环时, 输入面即为等值面。等值面可根据其满足的条件集不同进行分类。等值面如图 10 所示, 图中, 品红色区域表示满足条件集$\{c_1\}$的等值面, 以图 9 中满足条件集$\{c_1\}$的内界环为界; 青色区域表示满足条件集$\{c_2\}$的等值面, 以图 9 中满足条件集$\{c_2\}$的内界环为界。

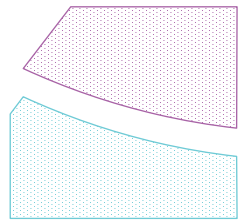


图 10　等值面

Fig. 10　Iso-surface

2　本文方法

2.1　本文方法流程

基于面等值分割几何认知计算原理, 建立面等值分割几何认知计算方法, 本文方法流程如图 11 所示。首先, 对输入面进行面采样得到一组采样点; 然后, 从采样点中提取界算组, 通过对界算组进行界点计算得到一组界点并识别其类型; 之后, 从界点中提取界点组, 通过对界点组进行界边构造得到一组界边并识别其类型; 最后, 从界边中提取并识别内界环, 通过内界环对输入面进行面分割得到一组等值面并识别其类型。

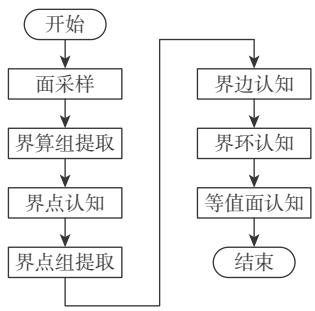
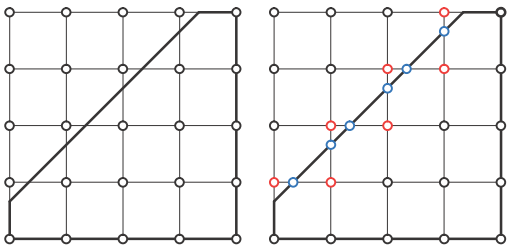


图 11　本文方法流程

Fig. 11　Flow of the proposed method

本文方法中, 界点认知、界边认知、界环认知和等值面认知构成该方法的关键技术, 在 2.2 节中进行详细阐述。下面介绍面采样、界算组提取和界点组提取方法。

面采样分为 2 步: ① 对输入面进行等参数网格采样, 得到输入面的采样点集; ② 边界界点计算, 即在采样点中搜索分别位于面内和面外且相邻的 2 个采样点, 通过线区间二分查找计算以这 2 点为端点的参数域直线区间内的界点并存于采样点集中。面采样过程如图 12 所示, 图中, 黑色粗实线和细实线分别表示面参数域边界和等参数线, 空心圆表示采样点, 红色空心圆表示参与边界界点计算的



(a) 面等参数网格采样 (b) 边界界点计算

图 12 面采样过程

Fig. 12 Surface sampling procedure

采样点，蓝色空心圆表示边界界点。

界算组提取分为内界算二元组提取、内界算四元组提取和外界算组提取，都是通过循环查找依次确定界算组的构成点。

界点组提取分为边界点组提取和内界点组提取，都是从一个种子界点开始，依次将当前界点的后继界点添加到合适位置。对于边界点组提取，种子界点选择为一个边界点，后继界点选择为与当前界点相邻、满足界点同边条件且未访的边界点或外界点。对于内界点组提取，种子界点选择为一个满足2个条件的内界点，后继界点选择为与当前界点相邻、满足界点同边条件且未访的内界点或外界点。设p_1和p_2为2个界点，C_1和C_2分别为p_1和p_2满足的条件集。若p_1和p_2满足以下条件：① 当p_1和p_2均为边界点时，$C_1=C_2$；② 当p_1为边界点或内界点、p_2为外界点时，$C_1\subseteq C_2$；③ 当p_1为外界点、p_2为边界点或内界点时，$C_1\supseteq C_2$；④ 当p_1和p_2均为内界点时，$C_1\subseteq C_2$或$C_1\supseteq C_2$，则认为p_1和p_2满足界点同边条件。

2.2 关键技术

2.2.1 界点认知计算

界点认知计算的关键是界点计算，所得界点根据其定义和满足的条件集进行识别。界点计算分为内界算二元组界点计算、内界算四元组界点计算和外界算组界点计算。

1) 内界算二元组界点计算

界边与内界算二元组定义的域内边线(定义见文献[17])的边线关系分为基础边线关系和混合边线关系。基础边线关系包含分离、相交、单搭接、双搭接、部分重合和包含重合，混合边线关系包含相交与单搭接混合、相交与双搭接混合、相交与部分重合混合、单搭接与部分重合混合及双搭接与部分重合混合。设p_1为域内边线的左端点，$p_2,p_3,\cdots,p_n$为域内边线的n等分点，p_{n+1}为域内边线的右端点，p_1和p_2满足的条件数分别为m_1和m_2，h_1和h_2分别为$p_1,p_2,\cdots,p_n$中满足一个条件的采样点数和满足一个以上条件的采样点数，x、y、z和w分别为$p_1,p_2,\cdots,p_{n+1}$中从左至右第1个满足1个条件的采样点序号、从左至右第1个满足1个以上条件的采样点序号、从右至左第1个满足1个条件的采样点序号和从右至左第1个满足1个以上条件的采样点序号，h_1、h_2、x、y、z和w的默认值均为0。基础边线关系和混合边线关系分别如表1和表2所示，示意图中虚线表示界边，实线表示域内边线，空心圆和实心圆分别表示满足1个条件的采样点和满足1个以上条件的采样点。

表 1 基础边线关系示意图及判断方法

Table 1 Judgment method of basic edge-line relationship

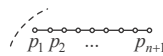
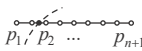
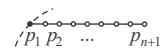
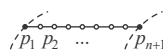
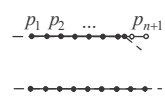
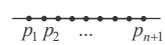
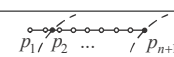
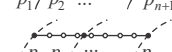
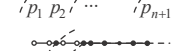
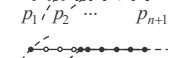
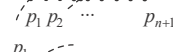
基础边线关系	示意图	判断方法
分离		① $m_1=1,m_2=1$ ② $x=1\wedge y=0\wedge z=n+1\wedge w=0$ ③ $h_1=n+1\wedge h_2=0$
相交		① $m_1=1,m_2=1$ ② $y=0\wedge w=0\vee$ $y\neq 0\wedge w\neq 0\wedge w-y\leqslant 1\vee$ $y\neq 0\wedge w\neq 0\wedge w-y\geqslant 2\wedge h_2=2$
单搭接		① 当$m_1>1,m_2=1$时， $x=2\wedge y=1\wedge z=n+1\wedge w=1$ ② 当$m_1=1,m_2>1$时， $x=1\wedge y=n+1\wedge z=n\wedge w=n+1$ ③ $h_1=n\wedge h_2=1$
双搭接		① $m_1>1,m_2>1$ ② $x=2\wedge y=1\wedge z=n\wedge w=n+1$ ③ $h_1=n-1\wedge h_2=2$
部分重合		① 当$m_1=1,m_2=1$时， $y\neq 0\wedge w\neq 0\wedge w-y\geqslant 2\wedge$ $h_2=w-y+1$ ② 当$m_1>1,m_2=1$时， $x>2\wedge y=1\wedge z=n+1\wedge w>1\wedge$ $x-w=1$ ③ 当$m_1=1,m_2>1$时， $x=1\wedge y<n+1\wedge z<n\wedge w=n+1\wedge$ $y-z=1$
包含重合		① $m_1>1,m_2>1$ ② $x=0\wedge y=1\wedge z=0\wedge w=n+1$ ③ $h_1=0\wedge h_2=n+1$

表 2 混合边线关系

Table 2 Mixed edge-line relationship

混合边线关系	示意图
相交与单搭接混合	
相交与双搭接混合	
相交与部分重合混合	
单搭接与部分重合混合	
双搭接与部分重合混合	

在内界算二元组界点计算中，首先，根据m_1、m_2、h_1、h_2、x、y、z和w的值，判断界点与域内边线的边线关系是否为基础边线关系：① 若满足分离、单搭接、双搭接或包含重合关系，则不计算域内边线内的界点；② 若满足相交特征，则以线区间二分查找方法计算域内边线内的相交内界点；③ 若满足

部分重合特征, 则进一步判断:

i. 当$m_1=1$, $m_2=1$时, 分别以线区间二分查找方法计算域内边线上$[p_{y-1},p_y]$和$[p_w,p_{w+1}]$区间内重合边线段的端点p和p', 以p和p'标记域内边线内的界点;

ii. 当$m_1>1$, $m_2=1$时, 以线区间二分查找方法计算域内边线上$[p_w,p_x]$区间内重合边线段的端点p, 以p_1和p标记域内边线内的界点;

iii. 当$m_1=1$, $m_2>1$时, 以线区间二分查找方法计算域内边线上$[p_z,p_y]$区间内重合边线段的端点p, 以p和p_{n+1}标记域内边线内的界点。

若判断界边与域内边线的边线关系均非上述基础边线关系, 则认为是混合边线关系, 将域内边线拆分为几段具有基础边线关系的域内边线, 再分段计算子域内边线上的界点。

2) 内界算四元组界点计算

内界算四元组界点计算采用网格单元四叉分解方法计算位于内界算四元组定义的网格单元内的多叉内界点。设U为内界算四元组定义的网格单元, p_c为U的中心点, p_b为U内的多叉内界点, ε为U可四叉分解的边长下界, $U_i(i=1,2,3,4)$为对U进行四叉分解所得子网格单元。

内界算四元组界点计算方法如下。

输入　U、ε。

输出　p_b。

步骤 1　若U的 4 个角点满足的条件数之和小于 3, 则p_b为空, 算法结束; 否则, 转步骤 2。

步骤 2　若U的边长小于ε或p_c满足的条件数大于 2, 则$p_b=p_c$, 算法结束; 否则, 转步骤 3。

步骤 3　对U进行四叉分解。

步骤 4　分别以网格单元四叉分解方法计算U_1、U_2、U_3和U_4内的多叉内界点p, 令$p_b=p$。

3) 外界算组界点计算

界边与外界算组定义的元内边界(定义见文献 [17])的边界关系包含分离、端点搭接、边内搭接和混合搭接, 其中, 端点搭接又分为单端点搭接和双端点搭接, 边内搭接又分为单边内搭接和多边内搭接。边界关系如表 3 所示, 示意图中虚线表示界边, 实线表示元内边界, 空心圆和实心圆分别表示满足一个条件的采样点和满足一个以上条件的采样点, D表示面参数域。

设p和p'为外界算组的构成点, r和r'分别为p和p'依赖的面边界线, r和r'可能相同、相邻或相离。外界算组界点计算方法如下。以线区间二分查找方法计算外界算组定义的元内边界上的界点, 具体为: 若r和r'相同, 则计算r上(p,p')区间内的外界点; 若r和r'相邻, 查找r和r'的公共端点p'', 然后, 分别计算r上(p,p'')区间和r'上(p'',p')区间内的外界点; 若r和r'相离, 则考虑增加面采样密度或在预处理阶段对输入面的碎边进行处理。

表 3　边界关系

Table 3　Edge-boundary relationship

边界关系		示意图
分离		D
端点搭接	单端点搭接	D
	双端点搭接	D
边内搭接	单边内搭接	D
	多边内搭接	D
混合搭接		D

2.2.2　界边认知计算

界边认知计算的关键是界边构造, 所得界边根据其定义和满足的条件集进行识别。界边构造分为边界边构造和内界边构造。

1) 边界边构造

边界点组中的界点可能位于同一边界边上, 也可能位于多条边界边上。给定一个边界点组, 首先, 根据界点是否位于同一边界边上, 对边界点组中的界点进行分类。然后, 分别根据各组同类界点来提取、分割、识别边界边。其中, 边界边提取是指提取同类界点所在的边界边 e; 边界边分割是指由同类界点中的外界点分割 e, 得到一组边界边 E; 边界边识别是指识别E中同类界点所在的边界边。

边界边构造过程如图 13 所示。图中, s为一张平面, $p_i(i=2,3,\cdots,11)$为s的边界点, p_1和p_{12}为s的外界点, $\{p_i|i=1,2,\cdots,12\}$为s的一个边界点组, $e_i(i=1,2,3,4)$为s的边界边, 边界边e_5和e_6由p_1分割e_1而得, 边界边e_7和e_8由p_{12}分割e_3而得。

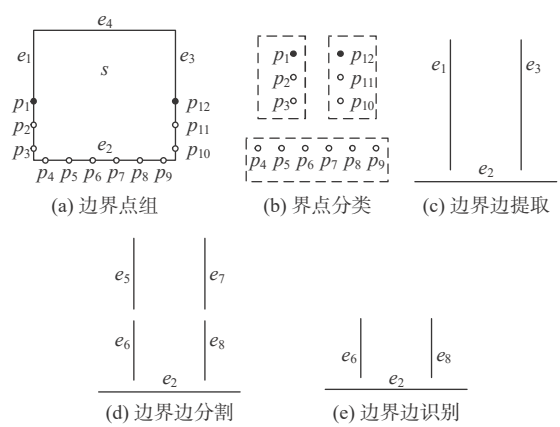


图 13　边界边构造

Fig. 13　Boundary edge construction

2) 内界边构造

若内界点组中第 1 个界点和最后 1 个界点的距

离小于给定阈值，则判定待构造的内界边是闭环，否则，判定待构造的内界边是开环。当待构造的内界边为开环时，直接对内界点组中的界点进行样条插值来构造内界边。当待构造的内界边为闭环时，设n等于内界点组个数除2并取商，将内界点组分为2段，第1段依次取内界点组第1个界点至第$n+1$个界点，第2段依次取内界点组第$n+1$个界点至最后1个界点及第1个界点，分别对2段子内界点组中的界点进行样条插值，再将所得2段内界边进行拼合。

2.2.3 界环认知计算

界环认知计算的关键是内界环提取，所得内界环根据其满足的条件集进行识别。内界环提取从一个种子界边开始，依次添加构成界环的相邻界边。内界环提取算法如下：

输入 界边集E。

输出 内界环集L。

步骤1 在E中查找自封闭成环的内界边，将其存入L。

步骤2 令临时界边集E_1为空。

步骤3 在E中查找未自封闭成环的内界边，将其存入E_1后，再次存入E_1。

步骤4 若E_1非空，则转步骤5，否则，算法结束。

步骤5 令种子界边$e_s=E_1[1]$，临时界边集E_2为空，临时界边$e=e_s$，$i=1$，将e存入E_2。

步骤6 若i小于等于E的元素数，则转步骤7，否则，转步骤11。

步骤7 若$e=E[i]$或e和$E[i]$满足的条件集无交集，则令$i++$，转步骤6，否则，转步骤8。

步骤8 若e的起点与$E[i]$的起点相同且e的终点与$E[i]$的终点相同，或e的起点与$E[i]$的终点相同且e的终点与$E[i]$的起点相同，则将$E[i]$存入E_2，转步骤11，否则，转步骤9。

步骤9 若e的终点与$E[i]$的起点相同且e的起点与$E[i]$的终点不同，或e的终点与$E[i]$的终点相同且e的起点与$E[i]$的起点不同，则令$e=E[i]$，转步骤10，否则，转步骤11。

步骤10 若$e=e_s$，则转步骤11，否则，将$E[i]$存入E_2，令$i=1$，转步骤6。

步骤11 将E_2存入L，从E_1中删除已存入E_2的内界边，转步骤4。

2.2.4 等值面认知计算

等值面认知计算的关键是通过内界环对输入面进行分割，所得等值面根据其满足的条件集进行识别。内界环可能嵌套在其他内界环中，导致直接通过内界环对输入面进行分割所得子面片不一定为等值面。如图14所示，s表示输入面，$e_i(i=1,2,\cdots,8)$表示s的边界边，e_9、e_{10}和e_{11}表示s的内界边，$s_i(i=1,2,\cdots,4)$表示s的等值面；由e_{11}构成的内界环嵌套在由e_9、e_3、e_{10}和e_7构成的内界环中，通过后者对s进行分割所得子面片由等值面s_2和s_4构成。

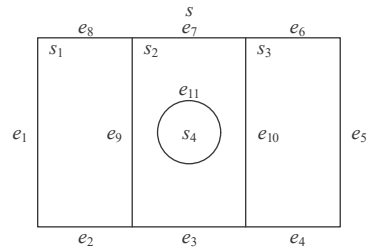


图14 内界环嵌套

Fig. 14 Nesting of inner boundary loop

设s为输入面，L为s的内界环集，S为通过L对s进行分割得到的等值面集。针对内界环嵌套问题，建立如下面分割算法：

输入 s、L。

输出 S。

步骤1 令待拆分面集S'为空，将s存入S'。

步骤2 若S'非空，则转步骤3，否则，算法结束。

步骤3 令当前待分面$s'=S'[1]$，$i=1$。

步骤4 若i小于等于L的元素数，则转步骤5，否则，将s'存入S，转步骤7。

步骤5 以$L[i]$分割s'，若分割成功得到子面片s_1和s_2，则转步骤6，否则，转步骤8。

步骤6 若s_1为等值面，则将s_1存入S，否则，将s_1存入S'；若s_2为等值面，则将s_2存入S，否则，将s_2存入S'。

步骤7 从S'中删除s'，转步骤2。

步骤8 $i++$，转步骤4。

3 本文方法的实现

根据上述理论与方法，在CATIA V5系统及VC++集成开发环境中实现本文方法。通过交互选择轴系、计算机辅助设计模型及其待拆分面，输入条件及其相关参数，自动认知输入面上的界点、界边、界环和等值面。

以最大主曲率和最小主曲率为面点属性对自由曲面进行分割。设面点p的最大主曲率和最小主曲率分别为$c_{\max}$和$c_{\min}$。根据$c_{\max}$和$c_{\min}$设计p的条件集$C_1=\{c_1^1,c_1^2,c_1^3,c_1^4\}$，其中，① $c_1^1:c_{\max}^2+c_{\min}^2\leqslant 2\times 10^{-4}$；② $c_1^2:c_{\max}^2+c_{\min}^2>2\times 10^{-4}\wedge(c_{\max}<0.01\vee c_{\min}<-5c_{\max})$；③ $c_1^3:c_{\max}^2+c_{\min}^2>2\times 10^{-4}\wedge(c_{\min}>-0.01\vee c_{\min}>-0.2c_{\max})$；④ $c_1^4:c_{\max}\geqslant 0.01\wedge c_{\min}\geqslant -5c_{\max}\wedge c_{\min}\leqslant -0.01\wedge c_{\min}\leqslant -0.2c_{\max}$。

令网格单元边长为 2 mm, 根据条件集C_1对自由曲面s_1、s_2、s_3和s_4进行分割, 分割结果和优化结果如图 15 所示。由文献 [5] 可知, 条件c_1^1、c_1^2、c_1^3和c_1^4分别反映曲面的平缓特征、凸特征、凹特征和鞍形特征, 可以验证根据条件集C_1分割面s_1、s_2、s_3和s_4的分割结果正确, 但所得等值面存在类别误判问题, 需要进一步进行优化处理。

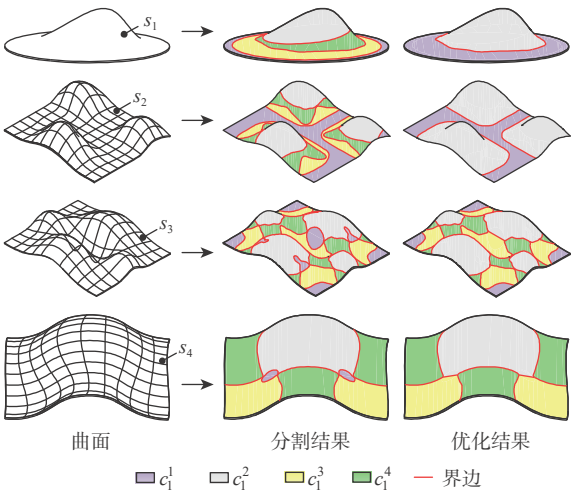


图 15　面s_i分割结果和优化结果(根据C_1)

Fig. 15　Surface segmentation results and optimization results for s_i (according to C_1)

以高斯曲率和平均曲率为面点属性对自由曲面进行分割。给定正曲率阈值ε_+和负曲率阈值ε_-, 设面点p的高斯曲率为c_{g}, 平均曲率为c_{m}。根据c_{g}和c_{m}设计条件集$C_2=\{c_2^1,c_2^2,c_2^3\}$, 其中,

① $c_2^1: c_{\mathrm{g}}>\varepsilon_-, c_{\mathrm{m}}<\varepsilon_-$;

② $c_2^2: c_{\mathrm{g}}>\varepsilon_-, c_{\mathrm{m}}>\varepsilon_+$;

③ $c_2^3: c_{\mathrm{g}}<\varepsilon_+$。

令$\varepsilon_+=10^{-15}$ mm^{-1}, $\varepsilon_-=-10^{-15}$ mm^{-1}, 网格单元边长为 5 mm。根据条件集C_2对自由曲面$s_i(i=4,5,\cdots,11)$进行分割, 分割结果和高斯曲率色标如图 16 所示。由文献 [4] 可知, 条件c_2^1和c_2^2分别反映曲面的凸特征和凹特征。通过对比图 16 中的曲面分割结果和高斯曲率色标, 可以验证根据条件集C_2分割面$s_i(i=4,5,\cdots,11)$的程序测试结果正确。

对根据C_2分割面$s_i(i=4,5,\cdots,11)$的分割数据进行统计, 包括内界点和外界点个数N、平均界点误差Err和分割时间T, 如表 4 所示。其中, 界点误差是指实际界点与理论界边之间的曲率距离。由表 4 可知, 根据C_2分割面s_4至s_{11}的平均界点误差的平均值为2.71×10^{-5} mm^{-1}, 分割时间的平均值为 7.95 s。可见, 面等值分割几何认知计算算法能够实现自由曲面高精度快速分割且具有较好的鲁棒性。

以根据C_2分割面s_4、s_5和s_6为例, 将本文方法与文献 [17] 方法的分割数据(内界点和外界点个数

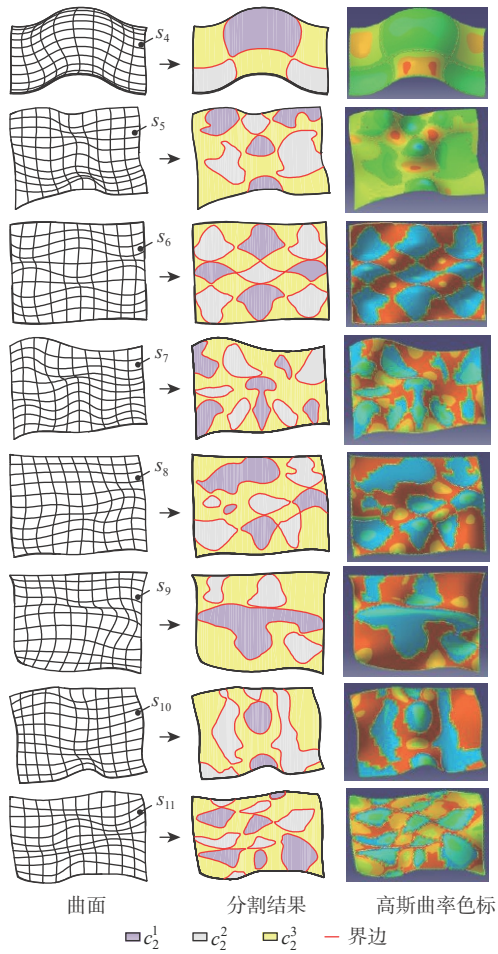


图 16　面s_i分割结果和高斯曲率色标(根据C_2)

Fig. 16　Surface segmentation results and Gaussian curvature color scale for s_i (according to C_2)

表 4　面s_4至s_{11}分割数据(根据C_2)

Table 4　Surface segmentation data for s_4 to s_{11} (according to C_2)

曲面	N	Err/mm^{-1}	T/s
s_4	64	2.635×10^{-6}	2.142
s_5	261	2.609×10^{-6}	8.602
s_6	386	1.786×10^{-4}	9.998
s_7	314	5.847×10^{-6}	6.760
s_8	305	1.052×10^{-5}	8.596
s_9	232	7.690×10^{-6}	7.637
s_{10}	257	4.762×10^{-6}	9.622
s_{11}	330	3.919×10^{-6}	10.265

N、平均界点误差Err和分割时间T)进行对比, 如表 5 所示。对于面s_4分割, 本文方法的平均界点误差比文献 [17] 增加了2.40×10^{-6} mm^{-1}, 分割时间比文献 [17] 降低了 1.13 s, 分割效率提高了 34.44%。对于面s_5分割, 本文方法的平均界点误差比文献 [17] 增加了2.74×10^{-7} mm^{-1}, 分割时间比文献 [17] 降低了 5.16 s, 分割效率提高了 37.50%。对于面s_6分割, 本文方法的平均界点误差比文献 [17] 增加了 4.79×

10^{-5} mm^{-1}，分割时间比文献[17]降低了7.66 s，分割效率提高了43.39%。可见，与文献[17]相比，本文方法的分割精度略低，但分割效率较高，分割效率平均提高了38.44%。本文方法可通过增大采样密度、减小网格单元尺寸来提高分割精度。在根据C_2分割面s_4中，当网格单元边长为1 mm时，文献[17]和本文方法的平均界点误差分别为1.49×10^{-8} mm^{-1}和1.31×10^{-8} mm^{-1}。此外，当由等值面数量增加而导致内界点和外界点个数增加时，文献[17]和本文方法的分割时间均随之增加，且文献[17]方法的分割效率受影响较大，而本文方法的分割效率受影响较小。

表5 面s_i分割数据对比（根据C_2）

Table 5 Surface segmentation data comparison for s_i (according to C_2)

曲面	方法	N	Err/mm^{-1}	T/s
s_4	文献[17]	88	2.306×10^{-7}	3.267
	本文方法	64	2.635×10^{-6}	2.142
s_5	文献[17]	344	2.335×10^{-6}	13.763
	本文方法	261	2.609×10^{-6}	8.602
s_6	文献[17]	502	1.307×10^{-4}	17.662
	本文方法	386	1.786×10^{-4}	9.998

以可加工性为面点属性对平面进行分割。设面点p的可加工性隶属函数值[13]为g_m。根据g_m设计条件集$C_3=\{c_3^1,c_3^2\}$，$c_3^1:0.5\leqslant g_m\leqslant1$，$c_3^2:0\leqslant g_m\leqslant0.5$，满足$c_3^1$和$c_3^2$的等值面分别表示可加工区域和不可加工区域。以3坐标加工为例，令z轴为刀轴方向，网格单元边长为3 mm。根据条件集C_3对平面s_{12}进行分割，分割结果如图17所示。

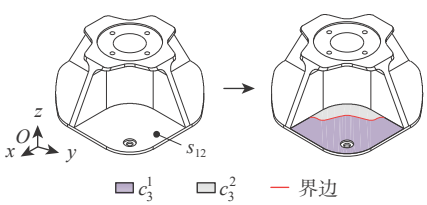


图17 面s_{12}分割结果

Fig. 17 Surface segmentation result for s_{12}

以根据C_3分割面s_{12}为例，将本文方法与文献[13,17]的分割数据（网格单元边长τ、内界点和外界点个数N和分割时间T）进行对比，如表6所示。由表6可知，对于简单曲面分割，即等值面数量较少、界边数量较少且不封闭，本文方法的分割效率低于文献[13,17]方法，且分割效率受网格单元边长的影响较大。原因是，文献[13,17]方法在处理简单曲面时只需少次面采样，且采样密度较小；本文方法在处理任意曲面时均只需一次面采样，但采样密度较大。可见，本文方法更适用于复杂曲面分割。

表6 面s_{12}分割数据对比

Table 6 Surface segmentation data comparison for s_{12}

方法	τ/mm	N	T/s
文献[13]	6	13	1.07
	4	17	1.22
	2	33	1.75
	1	65	2.62
文献[17]	6	14	1.18
	4	19	1.48
	2	35	2.26
	1	67	3.75
本文方法	6	12	1.64
	4	16	2.48
	2	32	6.07
	1	64	16.79

4 结 论

为解决曲面等值分割界点跟踪方法在处理复杂曲面时存在分割效率较低的问题，在总结面等值分割几何认知计算原理的基础上提出面等值分割几何认知计算方法。研究取得的具体结果如下：

1）扩展了面等值分割原理，包括界点、界边、界环和等值面的定义和分类。

2）设计了面分割素概念框架，将面分割素划分为采样点、界算组、界点、界点组、界边、界环和等值面。

3）建立了面等值分割几何认知计算方法，并研究了界点、界边、界环和等值面计算方法。

4）通过大量实例测试及分析，验证了本文方法的有效性，该方法能够实现复杂曲面精确分割且具有较高的分割效率。

参考文献（References）

[1] SUNIL V B, PANDE S S. Automatic recognition of features from freeform surface CAD models[J]. Computer-Aided Design, 2008, 40(4): 502-517.

[2] WANG J, WANG Z G, ZHU W D, et al. Recognition of freeform surface machining features[J]. Journal of Computing and Information Science in Engineering, 2010, 10(4): 041006.

[3] WANG J, YU Z Y. Geometric decomposition of 3D surface meshes using Morse theory and region growing[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 56(9): 1091-1103.

[4] 王洪申, 张树生, 白晓亮, 等. 基于区域分割的三维自由曲面相似性评价算法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2011, 23(2): 305-313.
WANG H S, ZHANG S S, BAI X L, et al. 3D freeform surface similarity assessment algorithm based on region segmentation[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2011,

23(2): 305-313(in Chinese).

[5] 林俊锋, 黄常标, 祁杨停. 复杂三角网格模型分治加工刀具轨迹生成[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2015, 27(2): 362-370.
LIN J F, HUANG C B, QI Y T. Tool path generation of partition machining for complex triangular mesh model[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2015, 27(2): 362-370(in Chinese).

[6] CHEN Z C, DONG Z M, VICKERS G W. Automated surface subdivision and tool path generation for 31212-axis CNC machining of sculptured parts[J]. Computers in Industry, 2003, 50(3): 319-331.

[7] LIU X, LI Y G, LI Q. A region-based 3+2-axis machining toolpath generation method for freeform surface[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 97(1): 1149-1163.

[8] XU K, LI Y G. Region based five-axis tool path generation for freeform surface machining via image representation[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2019, 57: 230-240.

[9] PARK S C, CHOI B K. Boundary extraction algorithm for cutting area detection[J]. Computer-Aided Design, 2001, 33(8): 571-579.

[10] YANG J Z, WANG Q F, HUANG Z D, et al. Cutting area extraction from a Z-map model[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2007, 33(9): 1010-1016.

[11] VAN TUONG N, POKORNY P. A practical approach for partitioning free-form surfaces[J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing, 2010, 23(11): 992-1001.

[12] GUPTA R K, GURUMOORTHY B. Automatic extraction of free-form surface features(FFSFs)[J]. Computer-Aided Design, 2012, 44(2): 99-112.

[13] 陈俊, 郑国磊, 罗智波. 面向数控加工的面等值自动分片方法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2015, 27(5): 924-929.
CHEN J, ZHENG G L, LUO Z B. A method of automatic iso-surface segmentation for NC machining[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2015, 27(5): 924-929(in Chinese).

[14] LIU X, LI Y G, MA S B, et al. A tool path generation method for freeform surface machining by introducing the tensor property of machining strip width[J]. Computer-Aided Design, 2015, 66: 1-13.

[15] KUMAZAWA G H, FENG H Y, BARAKCHI FARD M J. Preferred feed direction field: a new tool path generation method for efficient sculptured surface machining[J]. Computer-Aided Design, 2015, 67: 1-12.

[16] HUANG R, JIANG J F, HE K J, et al. An effective freeform surface retrieval approach for potential machining process reuse[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 91(9): 4341-4358.

[17] 胡靖尘, 郑国磊. CAD 曲面等值分割方法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2021, 33(1): 153-160.
HU J C, ZHENG G L. CAD surface iso-segmentation[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2021, 33(1): 153-160 (in Chinese).

Geometric cognitive computing method for sculptured surface iso-segmentation

HU Jingchen，ZHENG Guolei*

(School of Mechanical Engineering & Automation，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract: Sculptured surface iso-segmentation method based on boundary point tracking has applicability to different segmentation situations. However, it exhibits low efficiency in the application of sculptured surface iso-segmentation. Therefore, this paper presents a geometric cognitive computing algorithm for surface iso-segmentation. Firstly, the input surface is sampled by isoparametric grid sampling, and then the boundary points are calculated. Secondly, the boundary point calculation group is extracted from the sampling points, and then the boundary points are calculated and recognized. Thirdly, the boundary point group is extracted from the boundary points, and then the boundary edges are constructed and recognized. Finally, the inner boundary loop is extracted and recognized from the boundary edges to split the input surface, and the resulting iso-surfaces are recognized. Attributes including principal curvatures, Gaussian curvature, mean curvature, and machinability are used to design a condition set for the iso-segmentation of several surfaces. The segmentation efficiency of the proposed method is 38.44% higher than that of the existing method. Test results show that the proposed method can achieve higher segmentation efficiency in the application of sculptured surface iso-segmentation.

Keywords: sculptured surface iso-segmentation; geometric cognitive computing; boundary point; boundary edge; boundary loop

Received：2023-09-19；**Accepted**：2024-02-08；**Published Online**：2024-02-26 16：03
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240223.1833.004

* **Corresponding author**. E-mail：zhengguolei@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0617

自加权的缩放单形表示子空间聚类算法

刘正闫[1,2]，王惠文[1,3]，赵青[4,*]

(1. 北京航空航天大学 经济管理学院，北京 100191；2. 城市运行应急保障模拟技术北京市重点实验室，北京 100191；3. 复杂系统分析与管理决策教育部重点实验室，北京 100191；4. 北京科技大学 数理学院，北京 100083)

摘 要：子空间聚类可将高维数据划分到不同的低维子空间中，具有广泛的应用场景，但已有的大部分子空间聚类算法通常假定不同变量在聚类过程中的作用是相同的，这在实际应用中可能并不适用。基于此，提出一种自加权的缩放单形表示子空间聚类算法，根据不同变量的重要程度为每个变量学习相应的权重，并通过自表示方法对加权后的数据进行重构。利用缩放单形表示得到更加可靠的系数矩阵，同时引入关于权重的正则化项来调节变量权重稀疏度。将上述过程纳入统一的模型框架中，使用增广拉格朗日乘子法进行优化求解，进一步实施谱聚类算法完成聚类任务。在真实数据集上的实验结果表明：与已有聚类算法相比，所提算法具有较好的聚类性能。

关 键 词：子空间聚类；缩放单形表示；变量加权；系数矩阵；亲和力矩阵
中图分类号：O212.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3852-10

聚类是一种典型的无监督学习方法，已经被大量应用于计算机视觉[1-2]和模式识别[3-4]等领域。而面对高维数据空间，传统的聚类算法往往难以得到较好的聚类效果。近年来，子空间聚类技术快速发展[5-6]，其假定高维数据分布在不同的低维子空间的并集中，由此引出子空间分割的问题，从而实现聚类，在解决高维数据的聚类问题中展示出良好的性能。现有的子空间聚类算法主要包括4类：代数方法[7]、统计方法[8]、迭代方法[9]和基于谱聚类的方法[10-11]。

基于谱聚类的子空间聚类算法实现简单、聚类性能高，相关研究受到了较多的关注。其中，一类主流的方法是采用自表示策略的子空间聚类，其聚类过程通常分两步来进行。首先，利用自表示属性，假定一组高维数据样本分属不同的子空间，并且每个样本可以被同一子空间内的其他样本线性表出，由此得到反映样本点之间关联关系的系数矩阵。然后，基于得到的系数矩阵构建相应的亲和力矩阵，并将其作为谱聚类方法的输入来获得最终的聚类结果。目前，该种类型的方法已经得到了广泛探讨，代表性的算法有稀疏子空间聚类(sparse subspace clustering, SSC)[12]、低秩表示(low-rank representation, LRR)子空间聚类[13]和最小二乘回归(least square regression, LSR)子空间聚类[14]。具体来说，SSC采用l_1范数来使系数矩阵尽量稀疏，但其局限性在于得到的系数矩阵往往过于稀疏，导致重要的关联关系被忽略。LRR考虑了数据的全局结构，利用核范数来获取系数矩阵的低秩表示，但其在数据采样不足时容易失效。LSR则利用Frobenius范数来约束系数矩阵，这有利于将高度相关的样本点聚集在一起，但也会导致系数矩阵过于稠密，因而难以有效划分子空间。

采用自表示策略的子空间聚类算法的性能极大程度上取决于系数矩阵的构造。当各个子空间

收稿日期：2023-09-27；**录用日期**：2024-01-12；**网络出版时间**：2024-02-02 18:24
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240202.1124.001
基金项目：国家自然科学基金(72021001)
*通信作者. E-mail：qing.zhao@ustb.edu.cn

引用格式：刘正闫，王惠文，赵青. 自加权的缩放单形表示子空间聚类算法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3852-3861.
LIU Z Y，WANG H W，ZHAO Q. Self-weighted scaled simplex representation subspace clustering algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3852-3861 (in Chinese).

独立时, 对应的系数矩阵应该是块对角化的, 即来自不同子空间的样本点之间不存在关联关系。因此, 系数矩阵的块对角化结构揭示了高维数据与低维空间的隶属关系, 表现出类内数据关联性强、类间数据关联性弱的特性, 有利于保证谱聚类的效果。为提高系数矩阵的质量, 从而提升子空间聚类算法的性能, 大量基于系数矩阵稀疏性、低秩性和连通性的改进算法相继被提出。例如, 罗申星等[15]提出稀疏流形低秩表示 (sparse manifold and low-rank representation, SMLRR) 的子空间聚类, 利用加权稀疏正则化项和双曲正切函数来对系数矩阵同时进行稀疏约束和低秩约束。卢桂馥等[16]提出双重结构的最小二乘回归子空间聚类 (double structure least squares regression subspace clustering, DSLSR), 通过实施 2 次 LSR 算法来去除系数矩阵中的噪声以得到更加可靠的系数矩阵。此外, Xu 等[17]提出缩放单形表示 (scaled simplex representation, SSR) 子空间聚类, 在 LSR 的基础上添加了非负约束与列和约束, 可以使系数矩阵更加稀疏, 最大程度地保留相关性强的关联关系, 从而得到更具有判别力的系数矩阵。简彩仁等[18]提出一种系数增强最小二乘回归 (coefficient enhanced least square regression, CELSR) 子空间聚类, 构造系数增强项来改进 LSR 以解决 LSR 求解系数矩阵时忽略了样本相似度的问题。

尽管上述聚类算法已经在相关领域取得了较好的表现, 但都需要遵循一个理想的假定, 即不同的变量发挥的作用是相同的。然而, 在实际应用中, 不同变量对于聚类任务的重要程度可能并不相同, 若不加以区分将会导致次优的结果。此外, 数据集中还可能存在噪声变量, 会干扰聚类结果的准确性, 如果能降低这部分变量的权重, 对聚类效果也会产生一定的增益。为解决这个问题, 一些研究通过对变量进行加权来进一步改善聚类算法的性能。例如, Tang 等[19]提出一种基于变量加权学习和多图融合的无监督变量筛选方法, 在实施变量筛选的同时融合多个预先计算的相似度图来捕获数据的局部结构, 进而对筛选得到的变量使用 K-means 等方法来获取最终的聚类结果。然而, 这种将变量筛选和聚类分 2 步进行的方式有可能会造成信息损失, 且聚类结果通常并不稳定。一种更加合理的方式是将变量加权学习和聚类过程统一在同一框架下。 例如, 变量筛选嵌入子空间聚类 (feature selection embedded subspace clustering, FSC)[20]将变量筛选和低秩子空间重构结合在一起, 在筛选后的数据上获取低秩表示, 但其筛选后得到的变量具有相同的权重, 未能充分体现不同变量的重要性差异, 并且容易学习到过于稠密的系数矩阵, 不利于有效划分子空间。此外, Nie 等[21]提出一种自加权的可调整近邻图聚类算法, 为各个变量分配合适的权重, 并捕获数据的局部结构用于聚类, 但该算法缺乏对数据全局结构的探索。

为此, 本文提出一种自加权的缩放单形表示 (self-weighted scaled simplex representation, SWSSR) 子空间聚类算法。该算法根据自表示属性来捕获数据的全局结构, 引入变量加权体系为每个变量学习合适的权重, 并利用基于 l_2 范数构建的正则化项来调节权重的稀疏度。此外, 在加权数据空间上引入缩放单形表示来增强系数矩阵的判别力。在此基础上, 构建相应的优化问题并使用基于增广拉格朗日函数 (augmented Lagrangian method, ALM) 的交替方向乘子法 (alternating direction method of multipliers, ADMM) 进行高效求解。在真实数据集上的实验结果表明, 本文算法能够为不同的变量学习到合适的权重, 并获得可靠的系数矩阵, 具有较好的聚类表现。

1　相关工作

1.1　最小二乘回归子空间聚类算法

给定包含 d 维变量和 n 个样本点的数据矩阵 $\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\cdots,\boldsymbol{x}_n]\in\mathbf{R}^{d\times n}$, 每列 $\boldsymbol{x}_i$ 代表一个样本点, $i=1,2,\cdots,n$。对 $\boldsymbol{X}$ 进行自表示, 得到

$$\boldsymbol{X}=\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}+\boldsymbol{E} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{Z}=[\boldsymbol{z}_1,\boldsymbol{z}_2,\cdots,\boldsymbol{z}_n]\in\mathbf{R}^{n\times n}$ 为对应的系数矩阵, 每列 $\boldsymbol{z}_i$ 为对应样本点 $\boldsymbol{x}_i$ 的表示系数向量; $\boldsymbol{E}\in\mathbf{R}^{n\times n}$ 为相应的误差矩阵。

LSR 以最小化误差矩阵 $\boldsymbol{E}$ 的 Frobenius 范数为目标, 并通过惩罚系数矩阵来确保样本点之间的连通性, 促使高度相关的样本点聚在一起。其优化的目标函数可写为

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{Z},\boldsymbol{E}}\|\boldsymbol{E}\|_F^2+\lambda\|\boldsymbol{Z}\|_F^2\\ \quad\text{s.t. }\boldsymbol{X}=\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}+\boldsymbol{E}\end{cases} \tag{2}$$

式中: $\lambda>0$ 为正则化参数, 用来平衡各项的影响; $\|\cdot\|_F$ 表示矩阵的 Frobenius 范数, 定义为矩阵所有元素的平方和的开方。

更进一步地, 式 (2) 可以简化为

$$\min_{\boldsymbol{Z}}\|\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda\|\boldsymbol{Z}\|_F^2 \tag{3}$$

式 (3) 的解析解为 $\boldsymbol{Z}=\left(\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}+\lambda\boldsymbol{I}\right)^{-1}\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$, 其中, $\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵。利用得到的系数矩阵 $\boldsymbol{Z}$ 来构建亲和力矩阵 $\boldsymbol{A}$。令 $\boldsymbol{A}=(|\boldsymbol{Z}|+|\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}}|)/2$, 将其作为谱聚类算法的输入来得到最终的聚类结果。

1.2 缩放单形表示子空间聚类算法

基于LSR的子空间聚类算法通常会得到稠密的系数矩阵，难以捕捉样本点间重要的关联关系。此外，在构造亲和力矩阵的过程中，需要将系数矩阵中的负值元素强制变为非负值，常见的方法如取绝对值或取平方值等，这显然不利于准确地刻画样本点间的内在关联关系。为解决上述问题，SSR子空间聚类被提出，其在LSR方法的基础上对系数矩阵引入了部分约束条件，要求系数矩阵所有元素取值非负且每列元素的取值加和为一个常数。具体地，SSR方法要优化的目标函数为

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{Z}}\|\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda\|\boldsymbol{Z}\|_F^2\\ \quad\text{s.t. } z_{ij}\geqslant 0,\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_n=s\boldsymbol{B}_n\end{cases}\tag{4}$$

式中：z_{ij}为系数矩阵$\boldsymbol{Z}$第i行第j列对应的元素值；$\boldsymbol{B}_n$为元素全为1的n维列向量；s为给定的常数，满足$0<s<1$。

在SSR中，调节s的取值可以控制系数矩阵的稀疏度，取值越小系数矩阵越稀疏。此外，不同于LSR方法需要对系数矩阵中取值为负的元素进行调整，SSR得到的系数矩阵是非负的，基于此构建的亲和力矩阵能够更加准确地识别样本点之间的内在结构，从而改善聚类效果。

2 自加权的缩放单形表示子空间聚类模型及优化算法

2.1 模型构建

LSR和SSR均假定各个变量是同等重要的，通过对原始数据矩阵进行自表示，得到反映样本点间关联关系的系数矩阵。但在实际应用中，数据矩阵通常是高维的，若不区分不同变量的重要程度，可能会导致次优的聚类结果。为此，本文提出SWSSR子空间聚类模型，在SSR的基础上，根据重要程度对各个变量自动学习相应的权重，并加入调节权重稀疏度的正则化项。

首先，对包含d维变量的数据矩阵$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{d\times n}$，引入权重向量$\boldsymbol{w}=[w_1,w_2,\cdots,w_d]^{\mathrm{T}}$满足$0\leqslant w_k\leqslant 1$，$k=1,2,\cdots,d$且$\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_d=1$，$\boldsymbol{D}_d$为元素均为1的$d$维列向量。令对角矩阵$\boldsymbol{W}=\mathrm{diag}(\boldsymbol{w})\in\mathbf{R}^{d\times d}$表示权重矩阵，对$\boldsymbol{X}$左乘$\boldsymbol{W}$，得到变量加权后的数据矩阵，表示为$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{d\times n}$。

其次，通过自表示方法对加权后的矩阵$\boldsymbol{P}$进行重构，得到

$$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{P}\boldsymbol{Z}+\boldsymbol{E}\tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{Z}\in\mathbf{R}^{n\times n}$和$\boldsymbol{E}\in\mathbf{R}^{n\times n}$分别为相应的系数矩阵和误差矩阵。

与SSR方法类似，对式(5)中的系数矩阵$\boldsymbol{Z}$引入非负约束及列和约束，得到如下的目标函数：

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{Z}}\|\boldsymbol{P}-\boldsymbol{P}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda_1\|\boldsymbol{Z}\|_F^2\\ \quad\text{s.t. } z_{ij}\geqslant 0,\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_n=s\boldsymbol{B}_n\end{cases}\tag{6}$$

式中：$\lambda_1>0$为正则化参数，用以调节各项的影响。在一些研究中，也经常存在$s=1$的设定[22]。因此，设定式(6)中s的取值范围是$0<s\leqslant 1$。

综合上述变量加权和缩放单形表示2个过程，可以构建一个统一的目标函数。此外，为灵活控制变量权重的稀疏度，考虑添加关于权重向量$\boldsymbol{w}$的正则化项$\varphi(\boldsymbol{w})=\|\boldsymbol{w}\|_2^2$。由此，得到SWSSR子空间聚类模型为

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{Z},\boldsymbol{W}}\|\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}-\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda_1\|\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda_2\|\boldsymbol{w}\|_2^2\\ \quad\text{s.t. } z_{ij}\geqslant 0,\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_n=s\boldsymbol{B}_n,0\leqslant w_k\leqslant 1,\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_d=1\end{cases}\tag{7}$$

式中：$\lambda_1>0$和$\lambda_2>0$为平衡参数。通过求解该目标函数，能够得到一个非负的系数矩阵$\boldsymbol{Z}$。

最后，基于得到的系数矩阵$\boldsymbol{Z}$，构造亲和力矩阵$\boldsymbol{A}=(\boldsymbol{Z}+\boldsymbol{Z}^{\mathrm{T}})/2$，并将其作为谱聚类算法的输入来得到最终的聚类结果。

2.2 优化算法

注意到，目标函数(7)关于$\boldsymbol{Z}$和$\boldsymbol{W}$变量整体而言是非凸的，且包含较为复杂的约束条件，难以直接对其求解。本节将采用基于增广拉格朗日函数的交替方向乘子法，并在优化过程中引入一个新的辅助变量$\boldsymbol{C}$来有效求解目标函数。具体来说，将式(7)重新写为

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{Z},\boldsymbol{C},\boldsymbol{W}}\|\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}-\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda_1\|\boldsymbol{C}\|_F^2+\lambda_2\|\boldsymbol{w}\|_2^2\\ \quad\text{s.t. } \boldsymbol{C}=\boldsymbol{Z},c_{ij}\geqslant 0,\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_n=s\boldsymbol{B}_n,\\ \qquad 0\leqslant w_k\leqslant 1,\ k=1,2,\cdots,d,\ \boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_d=1\end{cases}\tag{8}$$

目标函数(8)对应的增广拉格朗日函数为

$$L(\boldsymbol{Z},\boldsymbol{C},\boldsymbol{W},\boldsymbol{Y})=\|\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}-\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda_1\|\boldsymbol{C}\|_F^2+\lambda_2\|\boldsymbol{w}\|_2^2+\langle\boldsymbol{Y},\boldsymbol{C}-\boldsymbol{Z}\rangle+\frac{\mu}{2}\|\boldsymbol{C}-\boldsymbol{Z}\|_F^2\tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{Y}\in\mathbf{R}^{n\times n}$为拉普拉斯乘数；$\mu>0$为自适应惩罚参数；$\langle\cdot,\cdot\rangle$表示2个矩阵的内积。

进一步，使用交替方向乘子法对式(9)进行优化求解，在每次迭代过程中，分别通过固定其他变量来更新某一个变量，具体步骤如下。

1）更新$\boldsymbol{Z}$

固定$\boldsymbol{C}$和$\boldsymbol{W}$，得到关于$\boldsymbol{Z}$的优化问题如下：

$$\min_{\boldsymbol{Z}}\|\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}-\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\frac{\mu}{2}\|\boldsymbol{C}-\boldsymbol{Z}+\boldsymbol{Y}/\mu\|_F^2\tag{10}$$

对式(10)关于$\boldsymbol{Z}$求偏导并令结果为0，可得

$$\boldsymbol{Z}=(2\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}+\mu\boldsymbol{I})^{-1}(\mu\boldsymbol{C}+\boldsymbol{Y}+2\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}) \quad (11)$$

2) 更新$\boldsymbol{C}$

固定$\boldsymbol{W}$和$\boldsymbol{Z}$, 提取式 (9) 中有关$\boldsymbol{C}$的分量, 此时需要求解的优化问题为

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{C}}\lambda_1\|\boldsymbol{C}\|_F^2+\dfrac{\mu}{2}\|\boldsymbol{C}-\boldsymbol{Z}+\boldsymbol{Y}/\mu\|_F^2\\ \quad\text{s.t. } c_{ij}\geqslant 0,\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_n=s\boldsymbol{B}_n\end{cases} \quad (12)$$

通过简单的运算, 式 (12) 可以等价表示为

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{C}}\|\boldsymbol{C}-\boldsymbol{Q}\|_F^2\\ \quad\text{s.t. } c_{ij}\geqslant 0,\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_n=s\boldsymbol{B}_n\end{cases} \quad (13)$$

式中: $\boldsymbol{Q}=\dfrac{\mu\boldsymbol{Z}-\boldsymbol{Y}}{2\lambda_1+\mu}\in\mathbf{R}^{n\times n}$。对$i=1,2,\cdots,d$, $\boldsymbol{C}$的每列向量$\boldsymbol{c}_i$可以通过投影的方法进行求解[23]。具体地, 该方法总结如下:

步骤 1　将矩阵$\boldsymbol{Q}$的第i列向量$\boldsymbol{q}_i\in\mathbf{R}^{n\times 1}$包含的所有元素按照取值从大到小的方式进行排序, 得到新的向量$\boldsymbol{\rho}(\rho_1\geqslant\rho_2\geqslant\cdots\geqslant\rho_n)$。

步骤 2　求解

$$\alpha=\max\left\{1\leqslant k\leqslant n:\rho_k+\frac{1}{k}\left(s-\sum_{i=1}^{k}\rho_i\right)>0\right\}$$

步骤 3　令$\beta=\dfrac{1}{\alpha}\left(s-\sum\limits_{i=1}^{\alpha}\rho_i\right)$, 计算$\boldsymbol{c}_i\in\mathbf{R}^{n\times 1}$的第$k$个元素$c_{ki}=\max\{q_{ki}+\beta,0\}$, 其中, q_{ki}表示向量$\boldsymbol{q}_i\in\mathbf{R}^{n\times 1}$的第$k$个元素, $k=1,2,\cdots,n$。

3) 更新$\boldsymbol{W}$

固定$\boldsymbol{Z}$和$\boldsymbol{C}$, 得到关于$\boldsymbol{W}$的优化问题为

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{W}}\|\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}-\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\|_F^2+\lambda_2\|\boldsymbol{w}\|_2^2\\ \quad\text{s.t. } 0\leqslant w_k\leqslant 1,k=1,2,\cdots,d,\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_d=1\end{cases} \quad (14)$$

令$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{X}-\boldsymbol{X}\boldsymbol{Z}\in\mathbf{R}^{d\times n}$, m_{ki}是矩阵$\boldsymbol{M}$的第k行第i列对应的元素值。将式 (14) 按元素形式展开, 可得

$$\begin{cases}\min\limits_{w_k}\sum\limits_{k=1}^{d}\sum\limits_{i=1}^{n}w_k^2m_{ki}^2+\lambda_2\sum\limits_{k=1}^{d}w_k^2\\ \quad\text{s.t. } w_k\geqslant 0,\sum\limits_{k=1}^{d}w_k=1\end{cases} \quad (15)$$

令$b_k=\sum\limits_{i=1}^{n}m_{ki}^2$, 则式 (15) 对应的拉格朗日函数可以写为

$$L(w_k)=\sum_{k=1}^{d}(b_k+\lambda_2)w_k^2+\gamma\left(1-\sum_{k=1}^{d}w_k\right) \quad (16)$$

令式 (16) 关于w_k求导并使导数为 0, 得到

$$w_k=\frac{\gamma}{2(b_k+\lambda_2)} \quad (17)$$

再结合条件$\sum\limits_{k=1}^{d}w_k=1$, 可以解得

$$\gamma=1\Big/\sum_{k=1}^{d}\frac{1}{2(b_k+\lambda_2)} \quad (18)$$

将式 (18) 代入式 (17) 可以得到

$$w_k=1\Big/\sum_{h=1}^{d}\frac{(b_k+\lambda_2)}{(b_h+\lambda_2)} \quad (19)$$

由式 (19) 可知, 当b_k越小时, 即对应变量的自表示重构误差平方和越小时, 计算得到的$\boldsymbol{Z}$会越大, 这说明自加权方法倾向于为在自表示过程中拟合较好的变量分配更大的权重。

可以看到, 在求解过程中, 自表示系数矩阵$\boldsymbol{Z}$和自加权权重矩阵$\boldsymbol{W}$是相互影响的, 二者通过交替迭代的方式进行更新。当达到收敛条件时, 既可以得到能够保留强关联关系的系数矩阵, 又可以学习到能够区分不同变量重要性的变量权重, 从而提高聚类性能。

4) 更新$\boldsymbol{Y}$和μ

拉格朗日乘子$\boldsymbol{Y}$和自适应惩罚参数μ更新的表达式分别为

$$\begin{cases}\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{Y}+\mu(\boldsymbol{C}-\boldsymbol{Z})\\ \mu=\min(\eta\mu,\mu_{\max})\end{cases} \quad (20)$$

式中: $\eta>1$为学习率; $\mu_{\max}$为μ的取值上限。

重复本节 4 个变量更新过程对式 (9) 进行迭代求解, 直到达到收敛条件或设置的最大迭代次数$t_{\max}$。在本文中设置收敛条件为

$$\max(\|\boldsymbol{Z}^t-\boldsymbol{Z}^{t-1}\|_\infty,\|\boldsymbol{C}^t-\boldsymbol{C}^{t-1}\|_\infty,\|\boldsymbol{W}^t-\boldsymbol{W}^{t-1}\|_\infty)\leqslant\varepsilon \quad (21)$$

式中: t为当前迭代次数; $\boldsymbol{Z}^t$和$\boldsymbol{Z}^{t-1}$分别为第t次和第$t-1$次迭代时得到的系数矩阵; $\boldsymbol{C}^t$、$\boldsymbol{C}^{t-1}$、$\boldsymbol{W}^t$和$\boldsymbol{W}^{t-1}$同理; $\|\cdot\|_\infty$表示矩阵的无穷范数, 定义为各行元素绝对值之和的最大值。

综上, 将 SWSSR 优化算法的步骤总结如下:

输入　数据矩阵$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{d\times n}$, 参数$\lambda_1$, λ_2和s, $\mu=0.2$, $\varepsilon=10^{-3}$, $\eta=1.5$, $\mu_{\max}=10^8$和$t_{\max}=50$。

步骤 1　初始化各个变量, 令$\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{C}=\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{0}$, $\boldsymbol{0}$是内部元素都为数字 0 的零矩阵。$\boldsymbol{W}=\mathrm{diag}(\boldsymbol{w})$且向量$\boldsymbol{w}$的各个元素$w_k=1/d$, $k=1,2,\cdots,d$。

步骤 2　通过式 (11) 更新$\boldsymbol{Z}$。

步骤 3　通过式 (13) 更新$\boldsymbol{C}$。

步骤 4　通过式 (19) 更新$\boldsymbol{W}$。

步骤 5　通过式 (20) 更新$\boldsymbol{Y}$和μ。

步骤 6　循环执行步骤 2～步骤 5, 直到满足收敛条件或达到最大迭代次数$t_{\max}$。

输出　$\boldsymbol{Z}$, $\boldsymbol{C}$, $\boldsymbol{W}$和$\boldsymbol{Y}$。

进一步, 构造亲和力矩阵为$\boldsymbol{A}=(\boldsymbol{C}+\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}})/2$, 并将其作为谱聚类算法的输入, 从而得到最终的聚类结果。

2.3　计算复杂度分析

如 2.2 节步骤所示, SWSSR 的求解过程主要分

为4个部分，分别对应变量$\boldsymbol{Z}$、$\boldsymbol{C}$、$\boldsymbol{W}$和$\boldsymbol{Y}$的更新。在每次迭代过程中，为更新$\boldsymbol{Z}$，需要计算$\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}$和求逆矩阵，其计算复杂度为$O(n^3+nd^2+n^2d)$。类似的，更新$\boldsymbol{C}$的计算复杂度为$O(n^2\log n)$，更新$\boldsymbol{W}$为$O(n^2d)$，更新$\boldsymbol{Y}$为$O(n^2)$。因此，SWSSR一次迭代的计算复杂度为$O(n^3+n^2d+nd^2)$。

3 实验与结果分析

3.1 实验设计

本文使用3个真实的图像数据集进行实验，分别是ORL、Yale和COIL20数据集。为有效评估SWSSR算法的聚类性能，选取归一化互信息(normalized mutual information, NMI)[24]、调整的兰德系数(adjusted Rand index, ARI)[25]和准确率(accuracy, ACC)这3个常用的评价指标。这3个指标的取值范围均为[0,1]，且数值越大说明聚类效果越好。3个图像数据集的具体信息如下：

1）ORL数据集。该数据集包含40人的400张人脸图像，每人有10张图像。在本实验中，图像被处理为32×32的灰度图。

2）Yale数据集。该数据集包含15人的165张人脸图像，每人11张图像，分别是在不同时刻，不同的光照条件及不同的面部表情下拍摄的。在本实验中，图像被统一处理为32×32的灰度图。

3）COIL20数据集。该数据集包含20个物体从不同角度拍摄的1 440张灰度图像，每隔5°拍摄一副图像，每个物体有72张图像。在本实验中，图像也被处理为32×32的灰度图。

以ORL数据集为例，其样本图像如图1所示。

图1 ORL的代表性图像

Fig. 1 Representative pictures of ORL dataset

3.2 对比算法

实验将本文算法与K均值(K-means)[26]、LSR[14]子空间聚类、SSR[17]子空间聚类、全局和局部结构保持的非负子空间聚类(global and local structure preserving nonnegative subspace clustering, NSC)[27]、对数行列式秩逼近的变量筛选嵌入子空间聚类(feature selection embedded subspace clustering with the log-determinant rank approximation, FSC-LD)[20]、核范数约束的变量筛选嵌入子空间聚类(feature selection embedded subspace clustering with the nuclear norm, FSC-NN)[20]和自加权的自适应近邻聚类(self-weighted clustering with adaptive neighbors, SWCAN)算法[21]这7种聚类算法进行比较。

其中，K-means是经典的聚类算法，通过不断迭代更新类中心的方式来划分样本点。LSR、SSR和NSC都是子空间聚类算法。LSR基于最小二乘回归的思想构建，可以反映样本之间的连通性，使关联程度高的样本点更容易聚集在一起。SSR在LSR的基础上引入了非负约束和缩放单形表示，能够更加有效地刻画样本点之间的内在关联关系，并提高了对噪声的抵抗能力。NSC同时利用了全局和局部结构信息，可以直接获取聚类指示矩阵，具有较好的鲁棒性。

FSC-LD、FSC-NN和SWCAN均为具有变量调节能力的聚类算法。其中，FSC-LD和FSC-NN在子空间聚类的基础上嵌入了变量筛选的结构，可以保留指定数目的变量。这2种算法的区别在于对学习到的系数矩阵采用了不同的约束，分别是对数行列式秩约束和核范数约束。SWCAN将变量权重学习嵌入到可调节近邻聚类模型的框架中，自动调节各个变量的权重，同时也能直接获取聚类指示矩阵。

3.3 实验结果

将本文算法与上述7种对比算法在3个数据集上分别运行15次，计算每种算法得到的NMI、ARI和ACC的均值和标准差，实验结果如表1～表3所示，其中，最优结果已加粗表示。需要说明的是，SWSSR采用本文算法进行优化，参数λ_1从[10^{-7}, 10^{-6}, 10^{-5}, 10^{-4}, 10^{-3}, 10^{-2}, 10^{-1}, 1, 10, 10^2]中选取，λ_2从[0, 10, 10^1, 10^2, 10^3, 10^4, 10^5, 10^6, 10^7, 10^8, 10^9]中选取，s从[0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1]中选取。各对比算法均采用其原文中给出的优化算法及最优参数进行实验。

表1 各算法在ORL数据集上的聚类性能比较

Table 1 Comparison of clustering performance of different algorithms on ORL dataset

算法	NMI	ARI	ACC
K-means[26]	0.711±0.021	0.309±0.037	0.489±0.042
LSR[14]	0.838±0.014	0.580±0.036	0.701±0.029
SSR[17]	0.844±0.008	0.596±0.021	0.711±0.021
NSC[27]	0.847±0.005	0.601±0.012	0.715±0.022
FSC-LD[20]	0.839±0.011	0.583±0.028	0.690±0.030
FSC-NN[20]	0.852±0.011	0.610±0.022	0.718±0.020
SWCAN[21]	0.850	0.542	0.680
本文算法	**0.871±0.008**	**0.634±0.014**	**0.737±0.013**

表 2　各算法在 Yale 数据集上的聚类性能比较

Table 2　Comparison of Clustering performance of different algorithms on Yale dataset

算法	NMI	ARI	ACC
K-means[26]	0.533±0.026	0.275±0.034	0.494±0.048
LSR[14]	0.552±0.010	0.290±0.012	0.528±0.011
SSR[17]	0.633±0.012	0.409±0.017	0.636±0.018
NSC[27]	0.635±0.014	0.413±0.012	0.649±0.011
FSC-LD[20]	0.561±0.023	0.323±0.030	0.539±0.025
FSC-NN[20]	0.576±0.023	0.350±0.030	0.575±0.031
SWCAN[21]	0.591	0.324	0.539
本文算法	**0.647±0.005**	**0.432±0.006**	**0.659±0.004**

表 3　各算法在 COIL20 数据集上的聚类性能比较

Table 3　Comparison of Clustering performance of different algorithms on COIL20 dataset

算法	NMI	ARI	ACC
K-means[26]	0.710±0.022	0.467±0.050	0.508±0.037
LSR[14]	0.732±0.013	0.543±0.022	0.631±0.020
SSR[17]	0.954	0.868	0.885
NSC[27]	0.946	0.863	0.894
FSC-LD[20]	0.759±0.006	0.586±0.008	0.671±0.006
FSC-NN[20]	0.762±0.008	0.583±0.017	0.658±0.025
SWCAN[21]	**0.954**	0.824	0.849
本文算法	0.938	**0.873**	**0.910**

实验结果表明, 相较于 7 种对比算法, 本文算法在 3 个数据集上能够获得较好的聚类表现。具体来说, 本文算法在 ORL 数据集上获得的 NMI、ARI 和 ACC 指标的平均值均为最高, 比性能次优的 FSC-NN 分别提升了 0.022 3、0.039 3 和 0.026 5。在 Yale 数据集上, 本文比次优的 NSC 在 3 个指标上的平均取值分别提升了 0.018 9、0.046 0 和 0.015 4。在 COIL20 数据集上, 本文算法获得的 NMI 指标平均值略低于 SSR, 但 ARI 和 ACC 指标分别较之提高了 0.005 8 和 0.028 2。此外, 可以看到, 与其他对比算法相比, 本文算法在 3 个评价指标上的方差均较小, 表明本文算法具有较好的鲁棒性。

进一步, 探究本文算法具有较好聚类性能的原因, 主要包括以下几个方面: 首先, 不同于 K-means 聚类结果严重依赖于初始类中心的选取, 本文算法基于自表示方法构建, 能够较为稳定地刻画样本点间的关联关系, 聚类结果更加鲁棒。其次, 与 LSR、SSR 和 NSC 等子空间聚类算法相比, 本文算法可以根据重构误差自动调整变量权重大小, 让重要的变量发挥更大的作用, 显著提升了聚类性能。此外, 不同于 FSC-LD 和 FSC-NN 算法会严格按照给定的数目进行变量筛选, 本文算法对不同变量根据重构误差自动调整其权重大小的策略更加灵活, 可以得到更加可靠的系数矩阵, 从而改善聚类效果。与 SWCAN 算法相比, 本文算法引入了权重稀疏度调节项, 在一定程度上避免了因权重稀疏度过高或过低而带来的聚类性能损失。

3.4　亲和力矩阵可靠性分析

本节以 Yale 数据集为例, 对本文算法和其他对比算法得到的亲和力矩阵进行比较。由于 K-means 算法不需要计算亲和力矩阵, 此处不对其进行讨论。

如图 2 所示, 本文算法和 SSR 算法获取到的亲和力矩阵具有显著的稀疏性, 且有着较好的块对角化结构。特别地, 本文算法在加权数据空间上学习到的亲和力矩阵比 SSR 算法在原始数据空间上得到的亲和力矩阵更具有判别力, 这主要得益于本文算法引入变量加权体系以提高重要变量对聚类结果的贡献程度。其次, NSC 算法也能够获得较为稀疏的亲和力矩阵。相比之下, 其他几种算法得到的亲和力矩阵过于稠密, 难以有效识别子空间结构。以上结果与表 2 中不同算法在 Yale 数据集上聚类效果评价指标的比较结果是一致的, 进一步验证了本文算法使用缩放单形表示和引入变量加权体系构造系数矩阵的有效性。

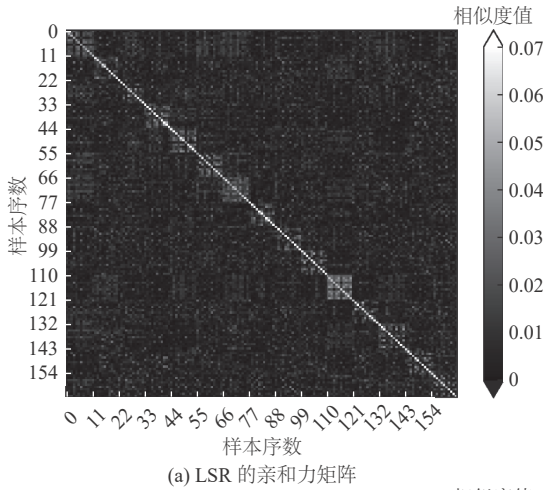
3.5　变量权重可视化

本节以 ORL 数据集为例, 对本文算法获取到的权重矩阵进行可视化, 结果如图 3 所示。由图 3(a) 可知, 当 $\lambda_2 = 0$时, 变量权重的稀疏度较高, 处于中间位置的部分变量的权重值更加突出, 说明这部分变量在聚类过程中发挥了重要的作用。由图 3(b) 可知, 当 $\lambda_2 = 10^3$时, 变量权重分布趋于平均, 但中间位置的部分变量仍获得了较高的权重, 再次证明了这部分变量的重要性。上述结果也表明了参数 λ_2的取值能够有效调节变量权重的稀疏度, 当 λ_2增大时, 学习到的变量权重会趋于平均, 各变量在数据重构过程中发挥的作用会趋于相同。

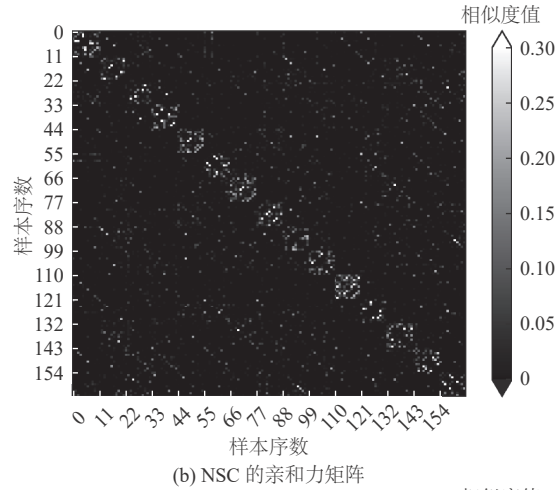
此外, 为充分验证本文算法学习到的变量权重的合理性, 将本文算法学习到的变量权重映射到原始的人脸图像样本上。如图 4 所示, 颜色越浅的位置对应的权重取值越大。可以看到, 人脸中信息最丰富的部分, 如眼睛、鼻子和脸颊, 与其他区域相比具有更大的权重。这一结果也与已有的人脸识别研究工作是一致的[28-29]。

3.6　参数敏感度分析

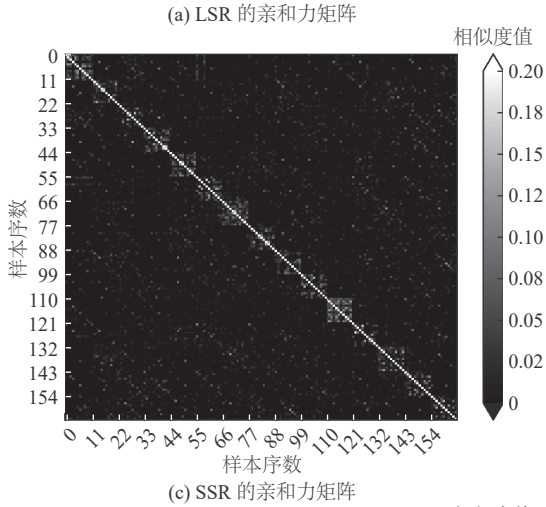
在本文算法中需要调节的参数有 3 个, 分别为 λ_1、λ_2和 s。在实验中调节其中 1 个参数时, 固定其他 2 个参数的取值。本节以 ORL 数据集为例, 探究各参数的不同取值对本文算法聚类性能的影响,



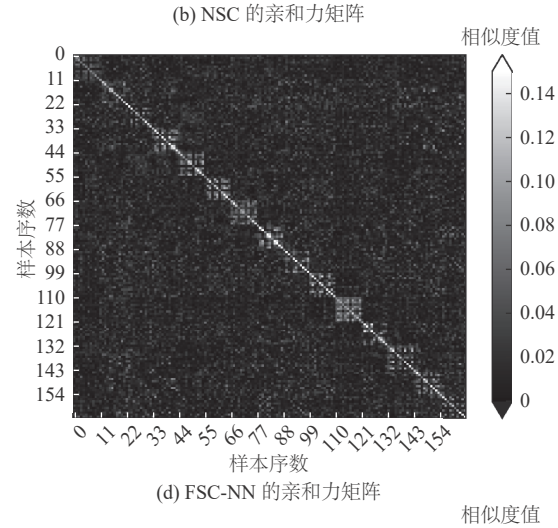
(a) LSR 的亲和力矩阵



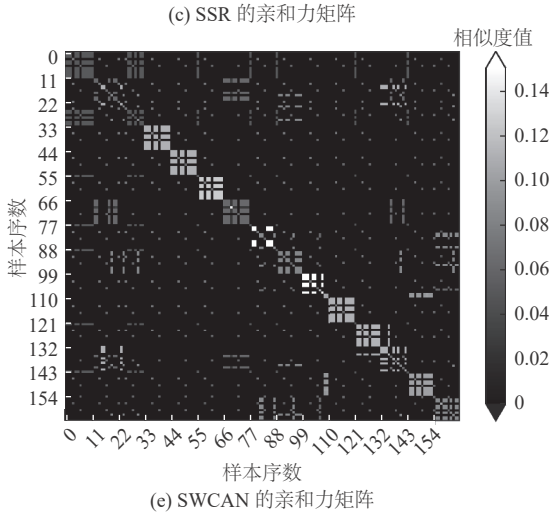
(b) NSC 的亲和力矩阵



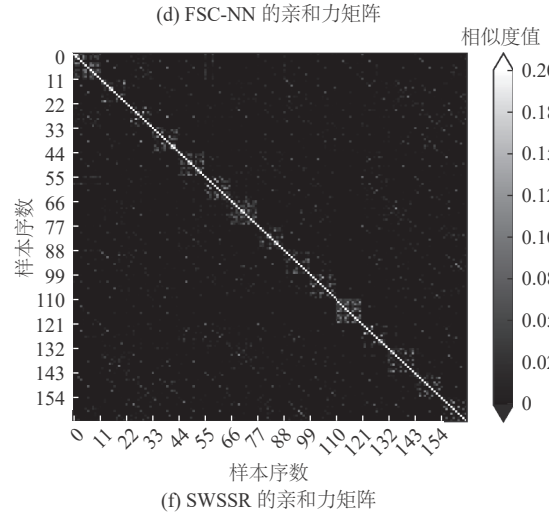
(c) SSR 的亲和力矩阵



(d) FSC-NN 的亲和力矩阵



(e) SWCAN 的亲和力矩阵



(f) SWSSR 的亲和力矩阵

图 2　不同算法在 Yale 数据集上的亲和力矩阵

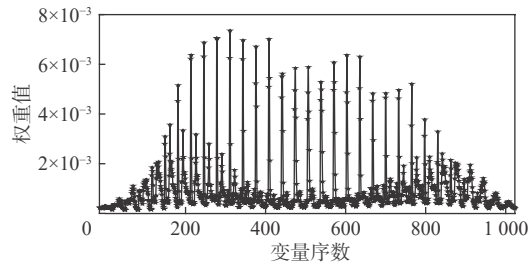
Fig. 2　Affinity matrix of different algorithms on Yale dataset

实验结果如图 5～图 7 所示。其中，λ_1的取值范围是 $[10^{-7}, 10^{-6}, 10^{-5}, 10^{-4}, 10^{-3}, 10^{-2}, 10^{-1}, 1, 10, 10^2]$，$\lambda_2$从 $[0, 10, 10^2, 10^3, 10^4, 10^5, 10^6, 10^7, 10^8, 10^9]$ 中取值，s从 $[0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1]$ 中取值。

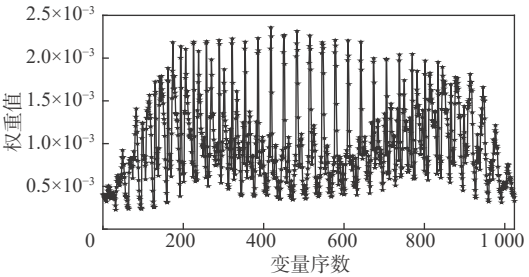
由图 5 可知，当$\lambda_1 \leqslant 10^{-2}$，本文算法可以在 ORL 数据集上获得较好的聚类效果。图 6 反映出变量权重过于稀疏或者过于稠密都会对聚类效果造成一定影响，特别的，当$\lambda_2 = 10^3$时，本文算法在 ORL 数据集上的聚类表现最佳。图 7 表明，参数s的取值对实验结果有着较大的影响，主要原因在于s决定了系数矩阵$\boldsymbol{Z}$的稀疏度。当s取值越小时，$\boldsymbol{Z}$的稀疏度越高，在弱化噪声影响的同时可能会忽略样本点之间一些重要的关联关系。可以看到，在 ORL 数据集上，各项指标在$s = 0.9$时达到最佳。总体而言，只要在合适的范围内选择参数，SWSSR 具有较为稳定的聚类表现。

3.7　算法收敛性分析

本节在 ORL 数据集上使用最优的参数取值进



(a) λ_2 取值为 0 时权重值的分布



(b) λ_2 取值为 10^3 时权重值的分布

图 3　参数λ_2不同取值下, SWSSR 算法获得的 ORL 数据集变量权重值的分布

Fig. 3　Distribution of the learned feature weights on ORL dataset by SWSSR algorithm with different values of parameters λ_2

(a) ORL 数据集人脸图像样本　　(b) 对应变量权重

图 4　本文算法在 ORL 数据集上获得的变量权重在人脸图像上的映射结果

Fig. 4　Mapping result of feature weights learned on ORL dataset by the proposed algorithm on facial image

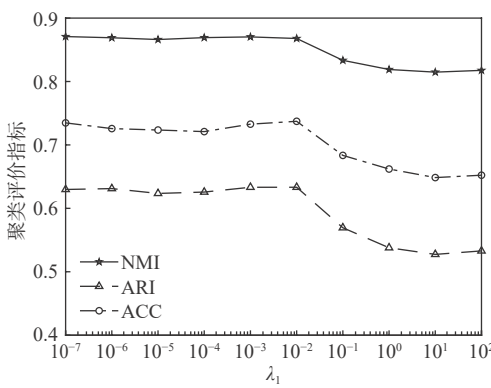


图 5　在 ORL 数据集上参数λ_1对 SWSSR 算法性能的影响

Fig. 5　Effect of parameter λ_1 on capability of SWSSR algorithm on ORL dataset

行实验, 对本文算法的收敛性进行验证。图 8 为各个变量随着迭代次数变化的收敛过程。可以看到, 各变量在经过大约 10 次迭代后均能够基本保持稳

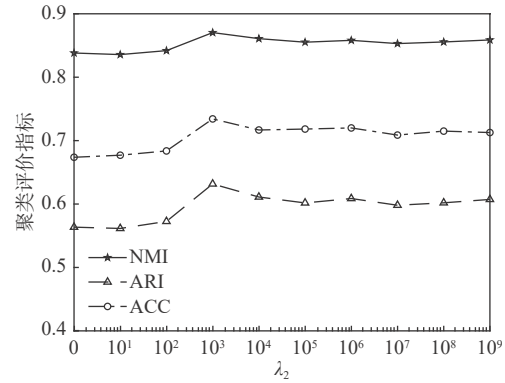


图 6　在 ORL 数据集上参数λ_2对 SWSSR 算法性能的影响

Fig. 6　Effect of parameter λ_2 on capability of SWSSR algorithm on ORL dataset

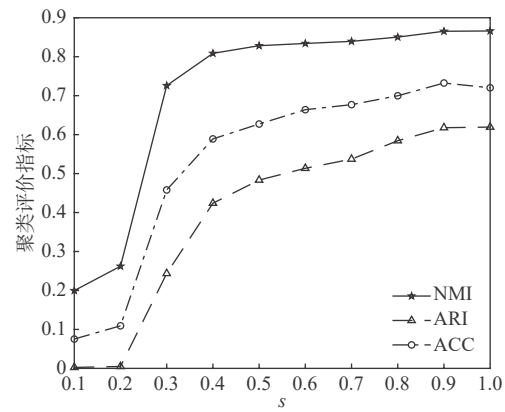


图 7　在 ORL 数据集上参数s对 SWSSR 算法性能的影响

Fig. 7　Effect of parameter s on capability of the performance of SWSSR algorithm on ORL dataset

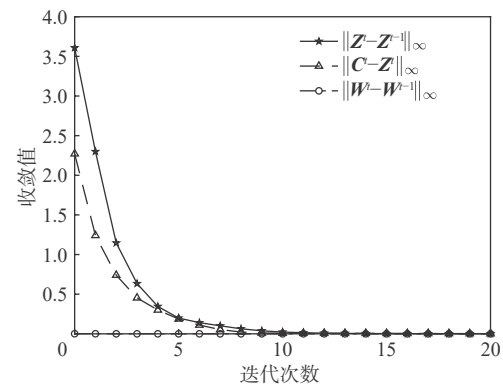


图 8　SWSSR 算法在 ORL 数据集上的收敛曲线

Fig. 8　Convergence curves of SWSSR algorithm on ORL dataset

定, 表明本文算法具有良好的收敛性。

4　结　论

本文提出一种 SWSSR 子空间聚类算法, 并给出了具体的优化求解步骤, 各项实验结果表明:

1) 本文算法能够根据变量的重要程度自动学习相应的权重, 对重要程度高的变量赋予更大的权

重，有利于获得更好的聚类结果。

2）本文算法继承了SSR算法的优良性质，可以直接得到非负且稀疏取值的系数矩阵，能够较好地刻画样本点之间的关联关系。

3）本文算法表现出优异的聚类性能，在3个真实数据集上，聚类表现大部分情形下均优于其他对比算法，验证了本文算法的有效性。

本文算法仍面临计算复杂度较高的问题，后续需要进一步优化，提升计算效率。

参考文献（References）

[1] LIAO M M, GU X D. Face recognition approach by subspace extended sparse representation and discriminative feature learning[J]. Neurocomputing, 2020, 373: 35-49.

[2] ZHU W B, WANG C Y, TSENG K L, et al. Local-adaptive face recognition via graph-based meta-clustering and regularized adaptation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2022: 20269-20278.

[3] 张熳, 徐兆瑞, 沈项军. 一种傅里叶域海量数据高速谱聚类方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(8): 1445-1454.
ZHANG M, XU Z R, SHEN X J. A high-speed spectral clustering method in Fourier domain for massive data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(8): 1445-1454 (in Chinese).

[4] 唐厂, 王俊. 基于近邻子空间划分的高光谱影像波段选择方法[J]. 天津大学学报 (自然科学与工程技术版), 2022, 55(3): 255-262.
TANG C, WANG J. A hyperspectral band selection method via adjacent subspace partition[J]. Journal of Tianjin University(Science and Technology), 2022, 55(3): 255-262(in Chinese).

[5] QU W T, XIU X C, CHEN H Y, et al. A survey on high-dimensional subspace clustering[J]. Mathematics, 2023, 11(2): 436.

[6] CAI Y M, ZHANG Z J, CAI Z H, et al. Graph convolutional subspace clustering: a robust subspace clustering framework for hyperspectral image[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2021, 59(5): 4191-4202.

[7] TSAKIRIS M C, VIDAL R. Algebraic clustering of affine subspaces[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2018, 40(2): 482-489.

[8] RODRIGUES É O, TOROK L, LIATSIS P, et al. K-MS: a novel clustering algorithm based on morphological reconstruction[J]. Pattern Recognition, 2017, 66: 392-403.

[9] ADLER A, ELAD M, HEL-OR Y. Probabilistic subspace clustering via sparse representations[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2013, 20(1): 63-66.

[10] WANG L B, WANG Y L, DENG H, et al. Attention reweighted sparse subspace clustering[J]. Pattern Recognition, 2023, 139: 109438.

[11] 胡慧旗, 张维强, 徐晨. 判别性增强的稀疏子空间聚类[J]. 计算机工程, 2023, 49(2): 98-104.
HU H Q, ZHANG W Q, XU C. Discriminant enhanced sparse subspace clustering[J]. Computer Engineering, 2023, 49(2): 98-104(in Chinese).

[12] ELHAMIFAR E, VIDAL R. Sparse subspace clustering: algorithm, theory, and applications[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(11): 2765-2781.

[13] LIU G C, LIN Z C, YAN S C, et al. Robust recovery of subspace structures by low-rank representation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2012, 35(1): 171-184.

[14] LU C Y, MIN H, ZHAO Z Q, et al. Robust and efficient subspace segmentation via least squares regression[C]//Proceedings of the 12th European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2012: 347-360.

[15] 罗申星, 于腾腾, 刘新为, 等. 一种稀疏流形低秩表示的子空间聚类方法[J]. 河北工业大学学报, 2023, 52(2): 16-27.
LUO S X, YU T T, LIU X W, et al. A subspace clustering method based on sparse manifold and low-rank representation[J]. Journal of Hebei University of Technology, 2023, 52(2): 16-27(in Chinese).

[16] 卢桂馥, 汤荣, 姚亮. 双重结构的最小二乘回归子空间聚类算法[J]. 南京大学学报 (自然科学), 2022, 58(6): 1050-1058.
LU G F, TANG R, YAO L. Double structure least squares regression subspace clustering[J]. Journal of Nanjing University(Natural Science), 2022, 58(6): 1050-1058(in Chinese).

[17] XU J, YU M Y, SHAO L, et al. Scaled simplex representation for subspace clustering[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(3): 1493-1505.

[18] 简彩仁, 翁谦, 夏靖波. 系数增强最小二乘回归子空间聚类法[J]. 计算机工程与应用, 2022, 58(20): 73-78.
JIAN C R, WENG Q, XIA J B. Coefficient enhanced least square regression subspace clustering method[J]. Computer Engineering and Applications, 2022, 58(20): 73-78(in Chinese).

[19] TANG C, ZHENG X, ZHANG W, et al. Unsupervised feature selection via multiple graph fusion and feature weight learning[J]. Science China Information Science, 2023, 66(5): 152101.

[20] PENG C, KANG Z, YANG M, et al. Feature selection embedded subspace clustering[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2016, 23(7): 1018-1022.

[21] NIE F P, WU D Y, WANG R, et al. Self-weighted clustering with adaptive neighbors[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2020, 31(9): 3428-3441.

[22] KANG Z, PENG C, CHENG Q. Twin learning for similarity and clustering: a unified kernel approach[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2017, 31(1): 1705.00678.

[23] DUCHI J, SHALEV-SHWARTZ S, SINGER Y, et al. Efficient projections onto the l_1-ball for learning in high dimensions[C]//Proceedings of the 25th International Conference on Machine Learning- ICML '08. New York: ACM, 2008: 272-279.

[24] GHOSH J, ACHARYA A. Cluster ensembles[J]. Wiley Interdisciplinary Reviews: Data Mining and Knowledge Discovery, 2011, 1(4): 305-315.

[25] HUBERT L, ARABIE P. Comparing partitions[J]. Journal of Classification, 1985, 2: 193-218.

[26] HARTIGAN J A, WONG M A. Algorithm AS 136: a K-means clustering algorithm[J]. Applied Statistics, 1979, 28(1): 100-108.

[27] JIA H J, ZHU D X, HUANG L X, et al. Global and local structure preserving nonnegative subspace clustering[J]. Pattern Recognition, 2023, 138: 109388.

[28] ZHOU E J, FAN H Q, CAO Z M, et al. Extensive facial landmark localization with coarse-to-fine convolutional network cascade[C]//

Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2013: 386-391.

[29] BURGOS-ARTIZZU X P, PERONA P, DOLLÁR P. Robust face landmark estimation under occlusion[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1513-1520.

Self-weighted scaled simplex representation subspace clustering algorithm

LIU Zhengyan[1, 2], WANG Huiwen[1, 3], ZHAO Qing[4, *]

(1. School of Economics and Management, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Key Laboratory of Emergency Support Simulation Technologies for City Operations, Beijing 100191, China;
3. Key Laboratory of Complex System Analysis, Management and Decision, Ministry of Education, Beijing 100191, China;
4. School of Mathematics and Physics, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: Subspace clustering can assign high-dimensional data to different low-dimensional subspaces, which has extensive applications. The majority of subspace clustering techniques usually make the assumption that each variable in high-dimensional data has an equal impact on the clustering process. However, this assumption is not suitable for practical applications. To address the above issue, this paper proposes a self-weighted scaled simplex representation subspace clustering method. The self-expressive method is used to reconstruct the weighted data after each variable has been given an appropriate weight based on differences in relevance. In addition, a sparsity regularization term is utilized to control the sparsity of weights. Simultaneously, the scaled simplex representation is introduced to obtain a more reliable coefficient matrix. The enhanced Lagrangian multipliers approach is used to optimize all of these phases and combine them into a single framework. Experimental results on real-world datasets demonstrate that the proposed algorithm has better clustering performance than existing clustering methods.

Keywords: subspace clustering; scaled simplex representation; variable weighting; coefficient matrix; affinity matrix

Received: 2023-09-27; **Accepted**: 2024-01-12; **Published Online**: 2024-02-02 18:24

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240202.1124.001

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (72021001)

* **Corresponding author**. E-mail: qing.zhao@ustb.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0623

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*
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：针对连续变弯度机翼，采用主动气动弹性机翼(AAW)技术，发展基于遗传算法的机翼结构综合优化设计方法。以结构质量最小化为目标，变弯度前/后缘等效偏转角、翼根弯矩和颤振速度为约束条件，在稳态滚转机动状态下对基于多个连续变弯度结构配平的小展弦比飞机缩比模型进行优化设计，并与传统单变弯度结构配平的设计方法进行对比。结果表明：变弯度前/后缘较传统舵面可提高34.71%的操纵效率，且采用多段变弯度前/后缘联合变形的AAW技术可充分利用机翼结构的柔性，从而有效降低机翼机动载荷，结构质量可减轻12.9%。

关 键 词：机翼；变弯度；主动气动弹性；优化设计；遗传算法；机动载荷
中图分类号：V212.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3862-07

与采用加强结构的刚度和强度来被动地防止结构柔性引起的气动弹性不良效应的传统设计方法不同，主动气动弹性机翼(active aeroelastic wing, AAW)是一种能够通过全权限、快速响应的数字式主动控制系统来主动且有效地利用机翼柔性的技术[1]。

在以往的飞机设计中，飞机姿态的控制主要通过控制面偏转产生的附加气动力来进行，当飞行速度较快时，机翼由于气动力作用产生的气动弹性效应会减弱控制面的效率，甚至产生反效。为了避免以上情况的发生，往往需要加强机翼的结构强度和刚度，但会进一步增加机翼的结构质量，从而降低其飞行性能。

而AAW通常带有多个前缘和后缘控制面，通过主动控制系统协调多个控制面联合偏转，可以带动机翼整体产生变形，从而控制飞机的飞行姿态。因此，在合理的机翼刚度设计下，往往只需要较小的控制面偏转量就可以使机翼整体变形而产生足够的控制力矩，从而在满足机动设计要求的同时降低控制面所需的驱动力矩。

近年来，AAW技术已经成为一种能够在减轻结构质量的同时扩展飞机飞行包线、提高飞行性能的可靠选择[2]。目前，基于常规舵面的AAW的研究已经取得了一定的进展。国外学者在20世纪末就开展了一系列有关AAW的项目研究工作[3-4]，其中包括仿真分析、风洞试验和飞行试验。近年来，国内学者也相继开展了有关AAW的研究工作。杨超等[5]针对AAW，基于遗传算法发展了一种可以同步考虑结构优化和配平关系的综合设计方法；Liu等[6]结合子结构法和偶极子格网法针对Z形折叠翼建立了参数化的主动气动弹性控制模型，并进行了颤振主动抑制研究。

然而，当下关于AAW的研究大多基于传统舵面形式，对于变弯度结构这类连续变形的研究主要集中于结构实现和演示验证，将其应用于AAW中的研究较少。

变弯度结构作为变体控制的一种实现形式，可以使机翼产生连续变形，从而在提高飞行控制效率

收稿日期：2023-09-27；**录用日期**：2023-12-01；**网络出版时间**：2023-12-14 16:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231213.1734.002
基金项目：国家自然科学基金(11402013)
* **通信作者**. E-mail：songchen@buaa.edu.cn

引用格式：雷朝辉，杨超，宋晨. 基于变弯度结构的主动气动弹性机翼优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3862-3868.
LEI C H，YANG C，SONG C. Optimization design of active aeroelastic wing with variable camber structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3862-3868 (in Chinese).

的同时降低对气动特性的负面影响[7]。

对于变弯度结构在 AAW 中的应用, 国内外目前开展了一些研究。Chanzy 等[8] 开展了后缘变弯度机翼飞机的飞行试验, 研究了其在实际飞行过程中的滚转特性; Wang 等[9] 开展了后缘变弯度机翼的风洞试验, 研究了变弯度后缘主动控制对机翼阵风载荷及机动载荷的影响; 杨永健等[10-11] 针对连续变弯度后缘机翼开展了颤振主动抑制和阵风减缓的仿真分析和风洞试验, 研究了该结构在主动气动弹性控制中的应用; 张育鸣等[12] 对采用变弯度后缘的机翼进行了动响应风洞试验研究, 探究了后缘变形在风洞中对机翼动响应的减缓能力。然而, 国内外有关变弯度结构在 AAW 中应用的研究主要集中于控制律设计, 即通过主动控制的方法进行气动弹性响应和载荷的减缓, 而对于机翼本身结构的设计及优化缺乏相关研究。因此, 对变弯度结构在 AAW 中的应用研究, 尤其是对采用变弯度结构和主动气动弹性技术机翼的结构优化设计方法开展研究, 是非常有必要的。

本文结合 AAW 技术, 以采用变弯度结构的小展弦比飞机缩比模型为对象, 在稳态滚转机动条件下, 开展基于遗传算法的机翼多控制面配平及结构优化设计, 并与单一控制面操纵进行对比, 发展了一种适用于连续变弯度结构的 AAW 配平及结构综合优化设计方法。

1　理论基础

1.1　静气弹配平

1.1.1　弹性飞机稳态滚转机动配平

一般形式的静气弹响应分析方程可以写为[13]

$$(\boldsymbol{K}_{ss}-q_\infty\boldsymbol{Q}_{ss})\boldsymbol{\xi}+\boldsymbol{m}_{ss}\ddot{\boldsymbol{\xi}}=q_\infty\boldsymbol{Q}_{sc}\boldsymbol{\delta}+\boldsymbol{P}_a \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{K}_{ss}$ 为广义刚度矩阵; q_∞ 为来流动压; $\boldsymbol{Q}_{ss}$ 为机体广义气动力影响系数矩阵; $\boldsymbol{m}_{ss}$ 为广义质量矩阵; $\boldsymbol{\xi}$ 为广义坐标; $\boldsymbol{Q}_{sc}$ 为控制面广义气动力影响系数矩阵; $\boldsymbol{\delta}$ 为控制面偏转角; $\boldsymbol{P}_a$ 为外载荷。

由于稳态滚转加速度为 0, 将稳态滚转机动气动阻尼作为外载荷代入式 (1), 整理可得

$$(\boldsymbol{K}_{ss}-q_\infty\boldsymbol{Q}_{ss})\boldsymbol{\xi}=q_\infty\boldsymbol{Q}_{sc}\boldsymbol{\delta}+q_\infty\frac{b}{V}\boldsymbol{Q}_{1ss}\dot{\boldsymbol{\xi}} \tag{2}$$

式中: V 为来流速度; b 为参考弦长; $\boldsymbol{Q}_{1ss}$ 为机体在小减缩频率下的广义气动力影响系数矩阵除以该减缩频率。

将式 (2) 写成矩阵形式:

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{K}_r-q_\infty\boldsymbol{Q}_{ssrr} & -q_\infty\boldsymbol{Q}_{ssre}\\ -q_\infty\boldsymbol{Q}_{sser} & \boldsymbol{K}_e-q_\infty\boldsymbol{Q}_{ssee}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\xi}_r\\ \boldsymbol{\xi}_e\end{bmatrix}=q_\infty\left[\begin{bmatrix}\boldsymbol{Q}_{scr}\\ \boldsymbol{Q}_{sce}\end{bmatrix}\boldsymbol{\delta}+\frac{b}{V}\begin{bmatrix}\boldsymbol{Q}_{1ssrr} & \boldsymbol{Q}_{1ssre}\\ \boldsymbol{Q}_{1sser} & \boldsymbol{Q}_{1ssee}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{\xi}}_r\\ \dot{\boldsymbol{\xi}}_e\end{bmatrix}\right] \tag{3}$$

式中: 下标 r 表示刚体模态相关量; 下标 e 表示弹性模态相关量。

对于稳态滚转机动状态, 其刚体模态对应的广义刚度和广义气动力影响系数为 0, 弹性模态速度也为 0, 因此, 式 (3) 可以表示为

$$\begin{bmatrix}-q_\infty\boldsymbol{Q}_{scr} & -q_\infty\boldsymbol{Q}_{ssre}\\ -q_\infty\boldsymbol{Q}_{sce} & \boldsymbol{K}_e-q_\infty\boldsymbol{Q}_{ssee}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\delta}\\ \boldsymbol{\xi}_e\end{bmatrix}=q_\infty\frac{b}{V}\begin{bmatrix}\boldsymbol{Q}_{1ssrr}\\ \boldsymbol{Q}_{1sser}\end{bmatrix}\dot{\boldsymbol{\xi}}_r \tag{4}$$

可以看出, 当模型采用单一控制面时, 式 (4) 为齐次线性方程组, 因此, 可以根据给定的滚转角速度输入求解出控制面偏转角; 而当模型控制面不唯一时, 则需要通过优化设计的方式根据所需目标求解各控制面偏转角。

1.1.2　变弯度前/后缘模态构造

机体气动力部分采用偶极子格网法计算, 其中, 变弯度前/后缘变形产生的气动力变化可以通过构造相应的变弯度模态进行计算[14], 其等效偏转角定义如图 1 所示。图中: β 为控制面等效偏转角, 即后缘点在竖直方向上位移 z_{te} 与控制面弦长 c_f 比值的反正切值。

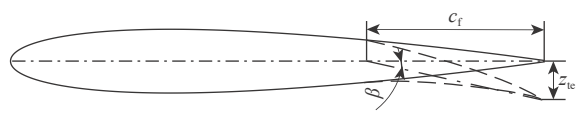


图 1　变弯度机翼等效偏转角

Fig. 1　Equivalent deflection angle of variable camber wing

与传统文献 [15] 中通过多项式拟合的方式构造变弯度模态的方法不同, 本文采用结构有限元方法进行变弯度模态构造, 即对实际变形翼肋结构[16] 进行有限元建模计算, 如图 2 所示, 并提取其在单位等效偏转角下中弧线的变形分布作为变弯度模态输入。

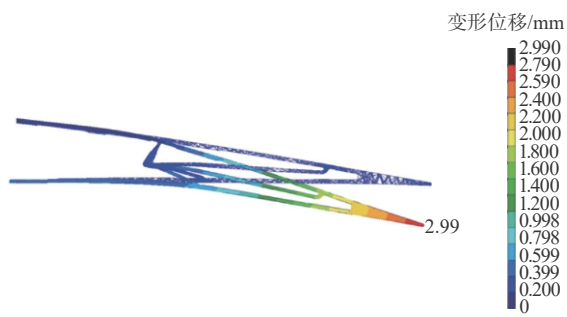


图 2　变形翼肋结构有限元模型变形分布

Fig. 2　Deformation distribution of flexible rib's structural finite element model

1.1.3　弹性飞机稳态滚转机动载荷计算

对于飞机滚转机动过程中产生的机动载荷, 为了便于快速计算, 提升优化分析的效率, 可以采用模态位移法计算指定有限元单元的内载荷[17]:

$$\boldsymbol{F}_{\text{load}} = \boldsymbol{K}\boldsymbol{\varphi}_{\text{load}}\boldsymbol{\xi} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{K}$为给定单元刚度矩阵；$\boldsymbol{\varphi}_{\text{load}}$为载荷监测位置的模态矩阵。

1.2 颤振分析

颤振分析一般有2种方法：*V-g*法和*p-k*法。其中，*p-k*法由于不依赖参考马赫数的选取，计算量较小，更适用于优化分析。*p-k*法颤振分析方程可写为[13,17]

$$\left[\left(\frac{V}{b}\right)^2 p^2\boldsymbol{M}_{\text{ss}} + \frac{V}{b}p\boldsymbol{C}_{\text{ss}} + \boldsymbol{K}_{\text{ss}} - \frac{1}{2}\rho V^2\left(\boldsymbol{Q}_{\text{ss}}^{\text{real}} + \frac{p}{k}\boldsymbol{Q}_{\text{ss}}^{\text{image}}\right)\right]\boldsymbol{\xi} = \boldsymbol{0} \tag{6}$$

式中：p为特征值；$\boldsymbol{M}_{\text{ss}}$为广义质量矩阵；$\boldsymbol{C}_{\text{ss}}$为广义阻尼矩阵；$\rho$为大气密度；$k$为减缩频率；上标real和image分别表示实部和虚部。

由于本文选取的变弯度结构与机翼进行了固接，在锁定状态下其刚度较大，使用该变弯度结构的机翼的颤振特性主要由机翼本身结构特性决定[10]，因此，在颤振分析过程中仅考虑模型主体结构的颤振特性，从而对不同结构参数下的模型进行校核，以避免发生颤振现象。

2 主动气动弹性机翼静气弹配平优化

2.1 优化设计对象

优化设计对象为飞翼布局飞机缩比模型，根据该模型的实际结构建立简化梁架结构有限元模型，如图3所示。该有限元模型所有单元均采用铝合金材料，弹性模量为70 GPa，泊松比为0.33，密度为2 820 kg/m^3。

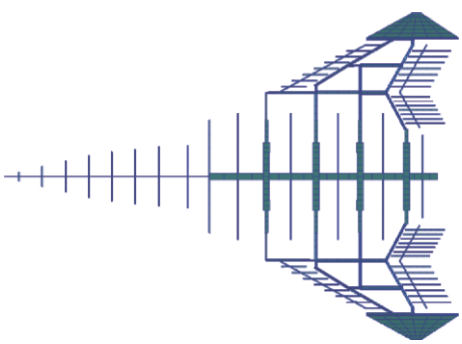


图3 优化设计对象结构有限元模型

Fig. 3 Structural finite element model of optimization design object

根据缩比模型几何外形，分别建立机体及变弯度前/后缘气动网格模型，如图4所示，其中，LEO、TEO和TEI分别表示机翼变弯度前缘、外侧变弯度后缘及内侧变弯度后缘。

2.2 稳态滚转机动配平

采用1.1节方法分别对LEO、TEO和TEI在单位等效偏转角下进行变弯度模态构造，结果如图5所示，图中所示变形方向（向下弯曲）即为变弯度结构变形的正方向，模型向左滚转为正。

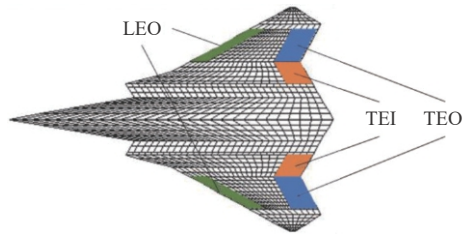


图4 气动网格模型及变弯度结构分布

Fig. 4 Aerodynamic mesh model and variable camber structure's distribution

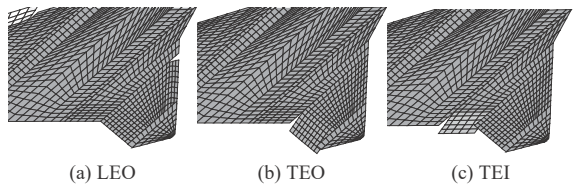


图5 变弯度前后缘模态

Fig. 5 Modes of morphing leading and trailing edge

2.2.1 稳态滚转机动刚性与弹性配平对比

在空气密度为1.225 kg/m^{3}的条件下，令TEO等效偏转角为5°，在不同来流速度下采用式(4)分别对缩比模型稳态滚转机动的滚转角速度进行刚性和弹性配平计算，结果如图6所示。

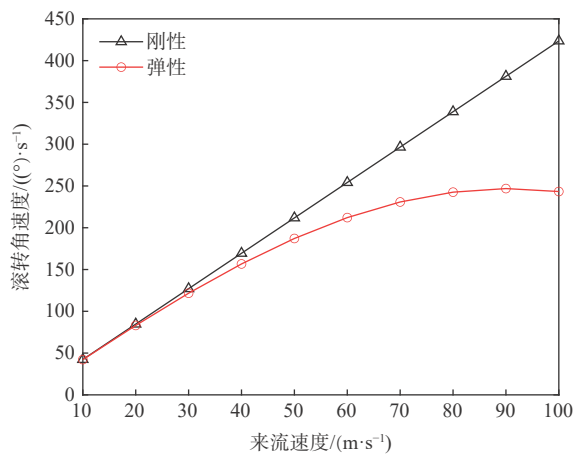


图6 TEO等效偏转角为5°时滚转角速度随来流速度的变化

Fig. 6 Rolling angular velocity changing with flow velocity when equivalent deflection angle of TEO is 5 degrees

从配平计算结果可以看出，随着来流速度的不断增加，刚性配平下稳态滚转机动的滚转角速度结果始终保持线性增大，而弹性配平结果增加的趋势不断减小，甚至为负。因此，弹性飞机在来流速度不断增大时，其控制面对飞机滚转机动的控制效率增速也会不断降低，甚至出现负增长，从而降低飞机的操纵性能。另外，从刚性和弹性配平结果的对比中可以看出，当来流速度较大时，刚性配平结果

与弹性配平结果存在较大差别，因此，这时在飞机滚转机动的仿真分析中考虑弹性是十分必要的。

2.2.2　机翼变弯度与常规舵面滚转控制效率对比

在来流速度为 40 m/s、空气密度为 1.225 kg/m^3 的条件下，分别对相同等效偏转角（5°）的 TEO 采用变弯度后缘和常规舵面进行稳态滚转机动静气弹配平计算，结果如图 7 所示。

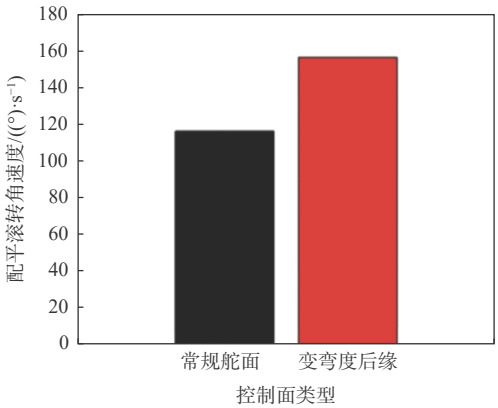


图 7　不同形式 TEO 配平计算结果

Fig. 7　Trim results using different types of TEO

从配平计算结果可以看出，采用常规舵面形式的 TEO 配平滚转角速度为 116.46 (°)/s，而采用变弯度后缘形式的 TEO 配平滚转角速度为 156.88 (°)/s，相较于常规舵面形式提高了 34.71%。因此，在相同的等效偏转角下，相较于传统形式的常规舵面，变弯度后缘具有更高的滚转机动控制效率。

2.3　配平优化问题描述

针对 2.1 节所述优化对象，当空气密度为 1.225 kg/m^3 时，在不同来流速度下对分别使用 TEO 单独变形及 TEO、LEO 和 TEI 联合变形的方式进行稳态滚转机动静气弹配平计算，滚转角速度为 360 (°)/s，其中，联合变形方式采用遗传算法[18] 进行稳态滚转机动静气弹配平优化，其优化流程如图 8 所示。

变弯度前/后缘联合变形稳态滚转机动配平优化中，以变弯度结构等效偏转角比例系数为设计变量，翼根弯矩为目标函数，各变弯度结构等效偏转角为约束条件。该优化问题的数学形式可以表达为

$$\begin{cases} \text{Find} & n_1, n_2 \\ \min & M_{\text{wingroot}} \\ \text{s.t.} & |\delta_{\text{LEO}}, \delta_{\text{TEO}}, \delta_{\text{TEI}}| \leqslant \delta_{\max} \end{cases} \tag{7}$$

式中：n_1 和 n_2 分别为 TEI、LEO 与 TEO 等效偏转角之比；M_{wingroot} 为翼根弯矩；δ_{LEO}、δ_{TEO}、δ_{TEI} 分别为 LEO、TEO、TEI 的等效偏转角；$\delta_{\max}$ 为最大等效偏转角。其具体取值如表 1 所示。

2.4　配平优化结果分析

不同来流速度下 TEO 单独变形及 TEO、LEO 和 TEI 联合变形的配平计算与优化结果如图 9 和图 10 所示。

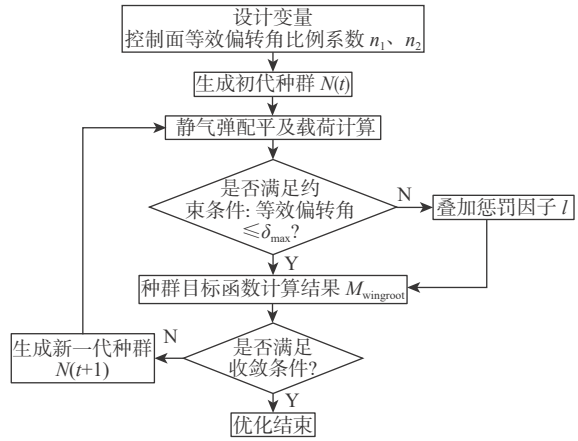


图 8　主动气动弹性机翼配平优化流程

Fig. 8　Optimization procedure of AAW trim

表 1　优化变量取值范围

Table 1　Optimization variables range

变量	最小值	最大值
n_1	−10	10
n_2	−10	10
δ_{LEO}/(°)	−10	10
δ_{TEO}/(°)	−10	10
δ_{TEI}/(°)	−10	10

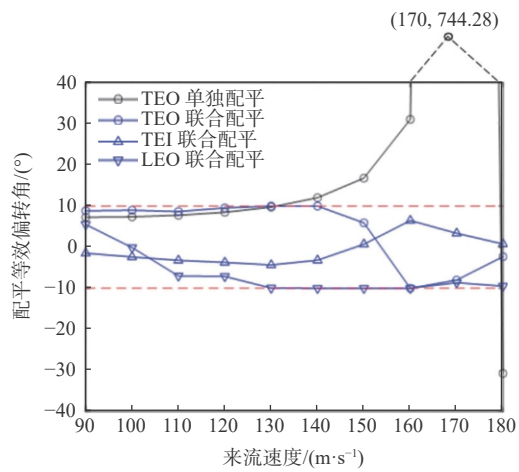


图 9　不同配平方案下配平等效偏转角随来流速度变化

Fig. 9　Trim equivalent deflection angel of different trim scheme changing with flow velocity

从图 9 可以看出，随着来流速度的不断增加，采用 TEO 单独变形进行稳态滚转机动配平的模型由于动压增大的影响，其所需的配平等效偏转角逐渐增大，并超出有效约束范围，甚至在来流速度 180 m/s 时出现了反效情况，因此，无法在该条件下以本文选用的变弯度结构完成滚转机动配平；而采用 TEO、LEO 和 TEI 联合变形进行配平的模型在相同来流速度条件下其 3 处变弯度结构的等效偏转角始终在有效约束范围内，另外，当来流速度和动压较大时，该配平方案通过变弯度结构反向变形驱动

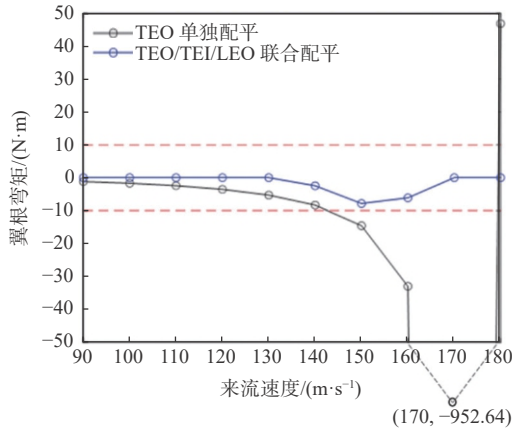


图 10 不同配平方案下翼根弯矩随来流速度变化

Fig. 10 Wing root's bending moment of different trim scheme changing with flow velocity

机翼整体扭转的方式实现了稳态滚转机动配平，从而有效保证了变弯度结构等效偏转角处于有效约束范围内。

此外，从图 10 可以看出，TEO 单独变形进行稳态滚转机动配平时，其配平状态由稳态滚转机动产生的附加翼根弯矩随着来流速度的增加而不断增大，并逐渐超出了约束范围；而采用 TEO、LEO 和 TEI 联合变形进行配平时，其配平状态的翼根弯矩在不同来流速度下始终处于约束范围内。另外，对 2 种配平方案的配平结果进行比较可以发现，对于同一飞机，在相同来流速度下，通过多变弯度结构联合变形改变翼面气动力分布的方式可以有效减缓稳态滚转机动产生的附加弯矩。

3 主动气动弹性机翼结构综合优化

3.1 综合优化问题描述

针对 2.4 节分析中发现的规律，结合主动变形思想，采用遗传算法分别对该模型在 TEO 单独变形进行稳态滚转机动配平和 TEO、LEO 及 TEI 联合变形进行配平下的结构进行优化，其中，后者将变弯度结构联合变形策略与结构参数进行综合优化，优化流程如图 11 所示。

AAW 结构综合优化中，以结构参数和变弯度结构变形策略（多变弯度结构联合偏转情况）为设计变量，结构质量为目标函数，各变弯度结构等效偏转角、翼根弯矩及颤振速度为约束条件。该优化问题的数学形式可以表达为

$$\begin{cases} \text{Find} & x_{\text{structure}}, n_1, n_2 \\ \min & W_{\text{structure}} \\ \text{s.t.} & \begin{cases} |\delta_{\text{LEO}}, \delta_{\text{TEO}}, \delta_{\text{TEI}}| \leqslant \delta_{\max} \\ |M_{\text{wingroot}}| \leqslant M_{\max} \\ V_{\text{f}} \geqslant V_{\text{f}\min} \end{cases} \end{cases} \tag{8}$$

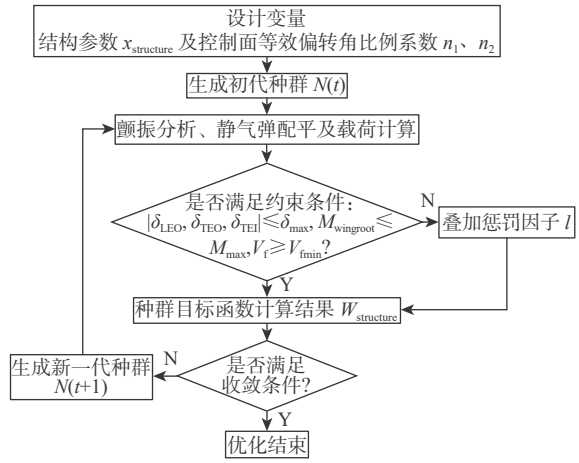


图 11 主动气动弹性机翼结构综合优化流程

Fig. 11 Integrated optimization procedure of AAW structure

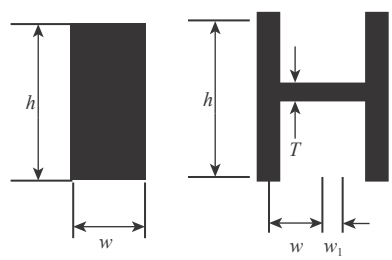
式中：$x_{\text{structure}}$ 为模型结构参数；$W_{\text{structure}}$ 为结构质量；$M_{\max}$ 为最大翼根弯矩；V_{f} 为颤振速度；V_{fmin} 为最小颤振速度。各约束条件具体取值如表 2 所示。

表 2 约束变量取值范围

Table 2 Constrained variables range

取值范围	M_{wingroot}/(N·m)	n_1	n_2	δ_{LEO}/(°)	δ_{TEO}/(°)	δ_{TEI}/(°)	V_{f}/(m·s^{-1})
最小值	−10	−10	−10	−10	−10	−10	255
最大值	10	10	10	10	10	10	10

其中，优化设计中涉及的模型结构参数主要包括机身 5 种矩形梁与机翼 14 种 H 形梁，共计 66 个结构变量，梁截面参数如图 12 所示。



(a) 机身梁截面 (b) 机翼梁截面

图 12 模型结构参数

Fig. 12 Structure parameters of model

3.2 综合优化结果分析

在来流马赫数为 0.5、空气密度为 1.225 kg/m^3、颤振安全系数取 1.5 的条件下，采用 2 种稳态滚转机动配平方案分别对模型结构进行优化，优化过程如图 13 所示，优化结果如图 14 和表 3 所示。

从图 13 可以看出，在相同的工况和约束条件下，TEO 单独变形进行稳态滚转机动配平及 TEO、LEO 和 TEI 联合变形进行配平下模型的最小结构质量分别为 10.1 kg 和 8.8 kg，因此，相较于单变弯度结构变形，多变弯度结构联合变形进行稳态滚转机动配平可以有效降低模型 12.9% 的结构质量。

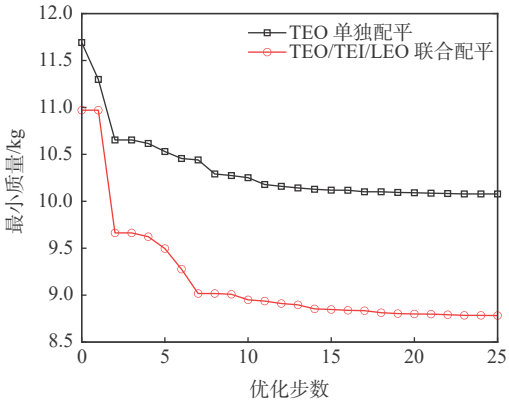


图 13　模型结构质量优化过程

Fig. 13　Optimization process of model structure mass

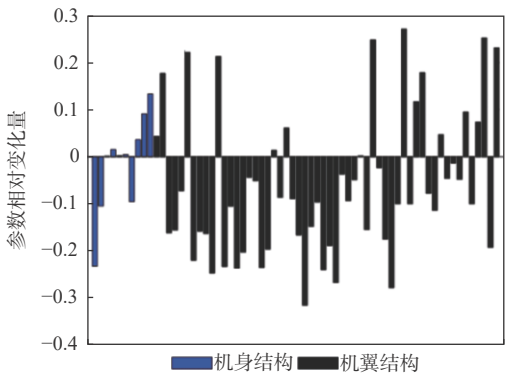


图 14　结构参数优化结果

Fig. 14　Optimization outcome of structural parameters

表 3　优化结果

Table 3　Optimization outcome

配平方案	δ_{LEO}/(°)	δ_{TEO}/(°)	δ_{TEI}/(°)	$M_{wingroot}$/(N·m)
TEO单独配平	0	−9.98	0	−9.3
TEO/TEI/LEO联合配平	−8.5	−0.9	3.2	−8.5

从图 14 可以看出，相较于单变弯度结构进行的稳态滚转机动配平，采用多变弯度结构联合变形配平方式的模型结构参数主要呈下降趋势；另外，曾分别对 2 种配平方式的优化结果进行结构振动模态计算，结果显示，多变弯度结构联合变形配平方式的模型的反对称扭转模态频率相较于单变弯度结构配平模型亦呈下降趋势，与本文结构参数变化趋势一致。因此，采用多变弯度结构联合变形进行滚转机动配平的模型可以通过合理的结构刚度优化设计，从而在满足相同滚转机动要求的情况下减轻结构质量。

4　结　论

通过基于连续变弯度结构的 AAW 静气弹配平和结构的综合优化框架的搭建和计算分析，可以得出以下结论：

1）不同形式控制面进行稳态滚转机动配平的结果表明，连续变弯度后缘相比传统刚性偏转舵面，在等效偏转角相同的情况下模型滚转角速度可以提高 34.71%。

2）模型稳态滚转机动静气弹配平优化结果表明，相较单变弯度结构变形，采用主动气动弹性技术的多变弯度结构联合变形可以在更大的来流速度下根据来流速度控制不同变弯度结构协同变形，从而驱动机翼整体扭转以完成稳态滚转机动配平，并有效降低附加载荷，从而拓宽飞行包线。

3）模型稳态滚转机动结构综合优化结果表明，对于稳态滚转机动，相较单变弯度结构变形，采用主动气动弹性技术的多变弯度结构联合变形的模型能够在保证拥有相同滚转机动能力的同时降低结构质量达 12.9%，为机体结构减重和飞行性能提升提供了设计空间。

参考文献（References）

[1] 杨超, 陈桂彬, 邹丛青. 主动气动弹性机翼技术分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2): 171-175.
YANG C, CHEN G B, ZOU C Q. Analysis of active aeroelastic wing technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(2): 171-175(in Chinese).

[2] DAS S, VENKATRAMAN K, PADMANABHAN M A. A study of the active aeroelastic wing concept for a delta wing aircraft[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2021 Forum. Reston: AIAA, 2021: 0730.

[3] PENDLETON E, GRIFFIN K, KEHOE M, et al. A flight research program for active aeroelastic wing technology[C]//Proceedings of the 37th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 1996: 1574.

[4] BOEHM B, FLICK P, SANDERS B, et al. Static aeroelastic response predictions of the active aeroelastic wing (AAW) flight research vehicle[C]//Proceedings of the 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2001: 1372.

[5] 杨超, 肖志鹏, 万志强. 主动气动弹性机翼多控制面配平综合优化设计[J]. 工程力学, 2011, 28(12): 244-249.
YANG C, XIAO Z P, WAN Z Q. Integrated optimization design of multiple-control-surface trim for active aeroelastic wing[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(12): 244-249(in Chinese).

[6] LIU H J, GAO X M, WANG X. Parametric active aeroelastic control of a morphing wing using the receptance method[J]. Journal of Fluids and Structures, 2020, 98: 103098.

[7] ZHANG S, WANG Z J. Dynamic distributed morphing control of an aeroelastic wing for a small drone[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(6): 2324-2341.

[8] CHANZY Q, KEANE A J. Analysis and experimental validation of morphing UAV wings[J]. The Aeronautical Journal, 2018, 122 (1249): 390-408.

[9] WANG X R, MKHOYAN T, MKHOYAN I, et al. Seamless active morphing wing simultaneous gust and maneuver load alleviation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021, 44(9): 1649-1662.

[10] 杨永健, 宋晨, 张桢锴, 等. 变弯度后缘与常规舵面机翼的颤振主

动抑制对比[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 41-49.
YANG Y J, SONG C, ZHANG Z K, et al. Comparison of morphing trailing edges and conventional control surfaces for active flutter suppression[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 41-49(in Chinese).

[11] 杨永健. 后缘连续变弯度机翼的阵风减缓研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2023.
YANG Y J. Gust alleviation research for the wing with continuous variable-camber trailing edge[D]. Beijing: Beihang University, 2023 (in Chinese).

[12] 张育鸣, 戴玉婷, 尉濡恺, 等. 变弯度柔性后缘机翼动响应减缓试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(10): 3239-3249.
ZHANG Y M, DAI Y T, WEI R K, et al. Experiment on dynamic response alleviation of a wing with variable-camber flexible trailing edge[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(10): 3239-3249(in Chinese).

[13] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC. NASTRAN aeroelastic analysis user's guide V68[M]. Los Angeles: The MacNeal-Schwendler Corporation, 1994: 35-65.

[14] 雷朝辉, 杨超, 宋晨, 等. 连续变弯度后缘飞机的滚转机动载荷减缓[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(10): 3172-3182.
LEI C H, YANG C, SONG C, et al. Rolling maneuver load alleviation of aircraft with continuously variable-camber trailing edge[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(10): 3172-3182(in Chinese).

[15] FORSTER E, SANDERS B, EASTEP F. Modelling and sensitivity analysis of a variable geometry trailing edge control surface[C]// Proceedings of the 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2003: 1807.

[16] 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).

[17] 杨超, 吴志刚, 万志强, 等. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011: 70-80.
YANG C, WU Z G, WAN Z Q, et al. Aeroelasticity principle of aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011: 70-80(in Chinese).

[18] 万志强, 杨超. 飞行器飞行载荷分析与气动弹性优化[M]. 北京: 航空工业出版社, 2021: 193-200.
WAN Z Q, YANG C. Flight load analysis and aeroelastic optimization of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2021: 193-200 (in Chinese).

Optimization design of active aeroelastic wing with variable camber structure

LEI Chaohui, YANG Chao, SONG Chen*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: An integrated optimization design methodology is developed for variable camber wing using active aeroelastic wing (AAW) technology, based on a genetic optimization algorithm. The optimization design for low aspect ratio aircraft's scale model's trim using multiple variable camber wings is conducted in a steady rolling maneuver. The goal is to reduce the structural mass while taking into account the limitations of the wing root's moment, flutter speed, and the equivalent deflection angle of the morphing leading and trailing edges. A comparison between the new method and the conventional design method with single variable camber is also presented. The results showed that morphing the leading and trailing edges could increase control efficiency by 34.71% when compared to the traditional control surface. By coordinating the morphing of multiple leading and trailing edges, the AAW technology could fully utilize the flexibility of the wing structure to effectively reduce maneuver load and the wing's structural mass by 12.9%.

Keywords: wing; variable camber; active aeroelastic; optimization design; genetic algorithm; maneuver load

Received: 2023-09-27; **Accepted**: 2023-12-01; **Published Online**: 2023-12-14 16:07
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231213.1734.002
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11402013)
* **Corresponding author**. E-mail: songchen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0626

液体推进剂晃动力效应传递函数模型及其应用

廖雨舟[1]，张曙光[1,*]，韩鹏鑫[2]，熊知越[1]

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191；2. 中国运载火箭技术研究院 空天业务部，北京 100076)

摘 要：面向液体推进剂小幅晃动引发运载器不良耦合运动的预测和控制需要，基于液体晃动数值计算结果，开展晃动力效应的传递函数模型辨识研究。对返回阶段水平飞行运载器内置的平放煤油贮箱示例，根据其飞行阶段关注的转动运动范围，建立力效应传递函数描述模型，在此基础上，进行晃动抑制设计，以期增加晃动阻尼并削弱晃动对飞行的影响。结果表明：传递函数辨识结果能够捕获液体推进剂晃动力效应，可以用于运载器飞行特性预测和晃动抑制设计。

关 键 词：液体推进剂；液体晃动；运载器；传递函数力效应模型；晃动抑制
中图分类号：O353.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3869-14

近年来，新型可重复使用运载器(reusable launch vehicle, RLV)和空天飞机等技术快速发展，其中，为了获得更好的能量和推力特性，并易于调节推力，引入液体燃料发动机是基本趋势[1]。然而，液体推进剂的晃动可能产生振荡耦合、控制不稳甚至结构破坏等不利影响[2-3]。如今，在新型升力式运载器再入返回跨速域飞行中，空气动力特性复杂，如果受到液体晃动、结构弹性等多因素耦合激励，可能发展成持续振荡甚至振荡发散等不利运动现象，影响飞行安全性。

由航天器液体推进剂引发的晃动问题，一直以来都得到了较高的重视和较多的研究。1966年，Abramson[4]指出液体晃动模型需要包含单摆或弹簧-质量部分，以等效描述振动运动，即单摆模型或弹簧-质量模型，这是小幅液体晃动等效力学模型方法的早期发展，同时，给出了矩形、圆柱形等特殊形状贮箱内液体晃动的单摆或弹簧-质量等效力学模型参数的解析表达式和实验测算方法。等效力学模型需要描述液体晃动频率和液体总质量，并使两者质心位置相同，进一步建立液体晃动产生的力和力矩[5]，具体模型参数一般由晃动规律解析、数值计算或实验测定等方法获取。基于特定形状贮箱内液体晃动规律，可以给出晃动解析表达式。后续发展的数值方法则适用于更多形状贮箱和描述范围更广的等效力学模型。2010年起，李青等推导了任意三维形状贮箱平动和转动液体晃动时，单摆及弹簧-质量模型构成的等效力学模型与其动力学模型，并由数值计算得到液体晃动规律从而获取模型参数[6-7]。鉴于每一弹簧或单摆以二阶系统为模型基础，1991年起，丁文镜[8-9]、夏益霖[10]等根据实验数据，对液体晃动的单摆及弹簧-质量等效力学模型参数进行各个系统频率的辨识。2014年，陈青全基于Fluent仿真结果，进行了卫星贮箱液体晃动弹簧-质量等效力学模型参数频域辨识[11]。2021年，李超在传统单摆-质量等效力学模型的基础上，通过数值仿真的时域响应数据拟合，使单摆模型实现了等效参数化[12]。

除单摆和弹簧-质量等效力学机械模型外，近年来发展了将晃动的液体以传递函数或状态空间的方式描述的方法。2004年，Snyder用解析方法对航

收稿日期：2023-09-28；**录用日期**：2023-12-08；**网络出版时间**：2024-01-09 09:38
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240108.1320.001
基金项目：中国运载火箭技术研究院高校联合创新基金 (KT-KTYWGL-22-22944)
* **通信作者**. E-mail：gnahz@buaa.edu.cn

引用格式：廖雨舟，张曙光，韩鹏鑫，等. 液体推进剂晃动力效应传递函数模型及其应用 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3869-3882.
LIAO Y Z，ZHANG S G，HAN P X，et al. Transfer function model of sloshing force effect of liquid propellant and its application [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3869-3882（in Chinese）.

天器在低重力条件下进行旋转运动时，圆对称贮箱液体的晃动进行了理论分析，将晃动影响表示为从贮箱运动到航天器上力和力矩解析传递函数[13]。2021年，Saltari等针对内有晃动流体的柔性贮箱，针对平动、转动和变形运动开发了一种基于线性频域（linear frequency domain, LFD）方法的降阶模型，利用计算流体力学（computational fluid dynamics, CFD）瞬态模拟的输入输出系统识别技术构建非定常广义晃动力（generalized sloshing force, GSF）传递函数矩阵，在频域上通过有理多项式拟合，得到液体-贮箱整体系统的状态空间表示，适用于任意形状的三维贮箱[14]。2022年，王佐等针对旋转对称贮箱的横向运动，建立了晃动力和力矩的状态空间参数化等效力学模型，并基于CFD模拟的时域响应进行系统参数辨识[15]。

当贮箱大幅晃动或特定结构激发液体出现大面积分离时，较强的流动非线性效应导致线性描述模型不适用。这种情况下，模型依赖具体运动方式和液体-航天器液固耦合情况，具有局限性。尹立中[2]、苟兴宇[16-17]等研究了耦合动力学方程和耦合机理；岳宝增对大幅晃动问题开展了系统研究[18]。适用于特定类型大幅晃动的改进等效力学模型也得到了发展。Berry等在1976年提出了等效质心面模型[19]，黄华等于2010年对此进行了改进[20]，刘峰等在2020年应用其建立4贮腔航天器刚-液耦合动力学模型[21]；Vreeburg在1997年提出运动脉动球模型[22]，邓明乐等于2016年进行改进[23]，孙梓煜等在2021年应用其建立航天器刚-液-柔耦合动力学模型[24]；刘峰等在2020年提出刚体摆复合模型[25]。在系统描述方法上，Jui等在2021年针对载有液箱的遥控小车，由实验得到晃动时域数据，基于正余弦优化算法（sine cosine algorithm, SCA），运用连续时间的Hammerstein模型对液体晃动系统进行了非线性系统辨识，结果由非线性函数和传递函数串联组成[26]。

随着运载器发展，推进剂晃动对运载器运动的影响有相应针对性研究。例如，对于升力式RLV的大气层再入（如航天飞机），早期主要针对故障返航、大迎角再入和着陆前大横向加速度机动飞行等场景，侧重于推进剂对箱底冲击导致的影响，以及液体在箱中处于长而浅液位状态的晃动问题（大迎角再入、着陆前）和具有平直液体自由表面的任意二维贮箱的晃动影响[27-28]。研究发现，液体在箱中处于长而浅液位时，会产生很大的耦合力矩和液体质心位移，从而影响飞行。美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）还发展了相应计算机程序（adhoc），得到具有平直自由表面和有倾斜度的二维贮箱晃动影响（作为三维近似）。2005年Himeno等[29]、2007年Aoki等[30]、2021年尕永婧等[31]及罗盟等[32]针对垂直起降RLV剩余推进剂大幅非线性晃动进行了数值仿真和实验研究，揭示了晃动对飞行的不利耦合影响，提出相应飞行姿态控制建议[31]。

本文面向液体燃料发动机推进的新一代水平着陆升力式RLV，当其利用空气动力以接近水平方式飞行或机动时，对其进行液体晃动对飞行运动影响的建模与评估；当存在不利耦合时，进一步进行抑制设计。因此，在运载器机动运动描述中引入相应晃动力效应，开展贮箱液体晃动的数值计算。为了重点评估液体晃动激励不良飞行振荡问题，期望晃动力效应描述方法能够反映主要力效应且易于纳入飞行仿真，本文探讨由频域辨识建立传递函数表达的晃动力效应线性描述模型。相比于传统机械等效力学模型，传递函数描述方法不需要解析液体晃动规律，对贮箱形状适应性好；传递函数模型也便于纳入飞行动力学模型进行耦合分析和抑制设计。

1 晃动流体力效应计算

1.1 晃动流体力学方程

1.1.1 控制方程

液体在封闭容器内晃动，忽略能量交换，通过连续方程和动量方程来描述液体运动。采用Euler方法表达的连续方程为[33]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho \boldsymbol{v})=0 \tag{1}$$

动量方程（Navier-Stokes方程）为[33]

$$\frac{\partial \boldsymbol{v}}{\partial t}+(\boldsymbol{v}\cdot\nabla)\boldsymbol{v}=\boldsymbol{f}-\frac{1}{\rho}\nabla P+\frac{\mu}{\rho}\Delta \boldsymbol{v} \tag{2}$$

式中：ρ为液体密度；$\boldsymbol{v}$为流体微团速度矢量；$\boldsymbol{f}$为单位质量流体微团所受彻体力；P为流体微团中心点压强；μ为流体动力黏度；t为时间。

1.1.2 边界条件

对于装有晃动液体的封闭贮箱，流体运动边界条件包括贮箱壁面和液体自由表面的边界条件。壁面运动边界条件为[34]

$$(\boldsymbol{v}_{\mathrm{bw}}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{w}})\boldsymbol{n}_{\mathrm{w}}=0 \tag{3}$$

自由表面运动边界条件为[34]

$$(\boldsymbol{v}_{\mathrm{bf}}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{f}})\boldsymbol{n}_{\mathrm{f}}=\frac{\partial \eta}{\partial t} \tag{4}$$

自由表面动力边界条件（考虑表面张力的Laplace-Young公式）为[34]

$$P_f = P_a + 2\alpha K \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{v}_{bw}$为贮箱壁面位置流体微团速度; $\boldsymbol{v}_w$为当地壁面运动速度; $\boldsymbol{n}_w$为当地壁面法向; $\boldsymbol{v}_{bf}$为液体自由表面位置流体微团速度; $\boldsymbol{v}_f$为当地自由表面随贮箱运动速度; $\boldsymbol{n}_f$为当地自由表面法向; $\eta(x,y,z,t)=0$为自由表面上相对贮箱参考坐标系下的波高函数; P_f为自由表面位置液体压强; P_a为自由表面位置气体压强; α为自由表面液体与气体表面张力系数; K为液体自由表面平均主曲率。壁面边界条件表明, 液体相对当地贮箱壁面的运动速度在壁面法向上的分量为 0; 自由表面运动边界条件表明, 液体在自由表面上的相对速度的自由表面法向分量即为自由表面当地运动速度; 自由表面动力边界条件表明, 考虑表面张力时, 自由表面上液体压强与气体压强仅相差液体表面张力作用。

1.2　数值计算方法

SIEMENS 公司的 STAR-CCM+[35] 是新一代通用 CFD 分析软件, 新型的网格生成技术能实现更复杂的形状数据输入, 提高计算性能, 满足当前贮箱液体晃动的计算需要。利用 STAR-CCM+进行数值仿真, 可计算得到贮箱在输入的运动下液体对壁面的合力和合力矩。

根据 STAR-CCM+软件给出的多相流算例“流体体积(volume of fluid, VOF)法: 使用自适应网格化的油箱晃动”进行计算验证。自建模型后, 计算参数设置如表 1 所示。其中, 为了提高本文涉及大量计算的效率, 降低自建模型的网格密度(基础值为标称算例 1/20); 而为了对后文示例的三维贮箱获得满意的收敛性, 设置时间步内较高迭代步数(为标称算例 3 倍以上)。根据软件示例的矩形油箱几何模型(0.5 m×0.02 m×0.25 m)和图 1 加速度图谱[35], 矩形油箱进行变速直线运动到 0.7 s 时, 自建模型计算得到的二维液面晃动形态、油箱壁面所受合力和合力矩结果与软件模型结果对比如图 2 和图 3 所示。

表 1　数值计算模型参数设置

Table 1　Model parameter settings for numerical calculation

模型参数	软件算例设置	自建模型设置
网格生成器	表面重构 切割体网格单元生成	表面重构 切割体网格单元生成
网格基础尺寸/m	0.005	0.1
空间模型	三维	三维
时间模型	隐式非稳态	隐式非稳态
材料模型	多相流(水+空气)、VOF(分离流)	多相流(水+空气)、VOF(分离流)
湍流模型	K-Epsilon	Spalart-Allmaras
自适应设置	自适应网格、自适应时间步	自适应网格、自适应时间步
求解器设置	一阶时间离散、时间步触发自适应	二阶时间离散、时间步触发自适应
内部迭代步数	15	50

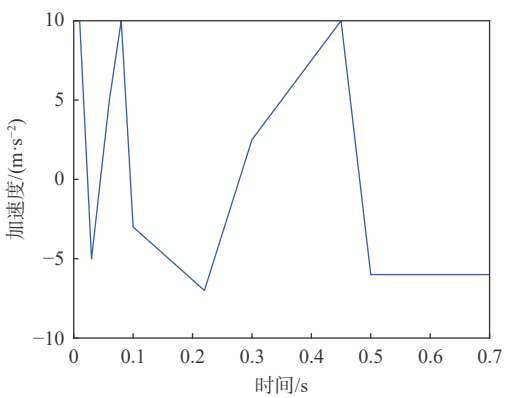


图 1　算例加速度图谱

Fig. 1　Acceleration graph of the example

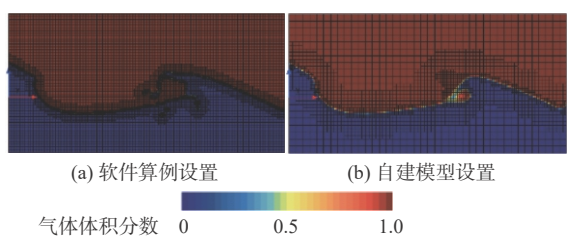


图 2　2 种设置下计算的液体剖面形态对比

Fig. 2　Comparison of liquid profile form calculated under two settings

可见, 降低网格密度、增加迭代步数的设置策略, 配合算法自适应性, 虽然相对缺失了液面破碎细节, 但能保证整体晃动形态(图 2), 且不影响计算力效应, 而两者计算力效应曲线局部都可能出现非真实的数据跳跃现象(图 3)。在实际计算耗时上, 低网格密度、增加迭代步数的自建模型计算设置仅为软件算例设置的 1/3, 甚至更低。

权衡计算精度和计算资源消耗, 本文计算使用低网格密度、高迭代步数设置(见表 1)。

另外, 将本文数值结果与针对研究示例的实验数据进行对比, 验证了模型的正确性。

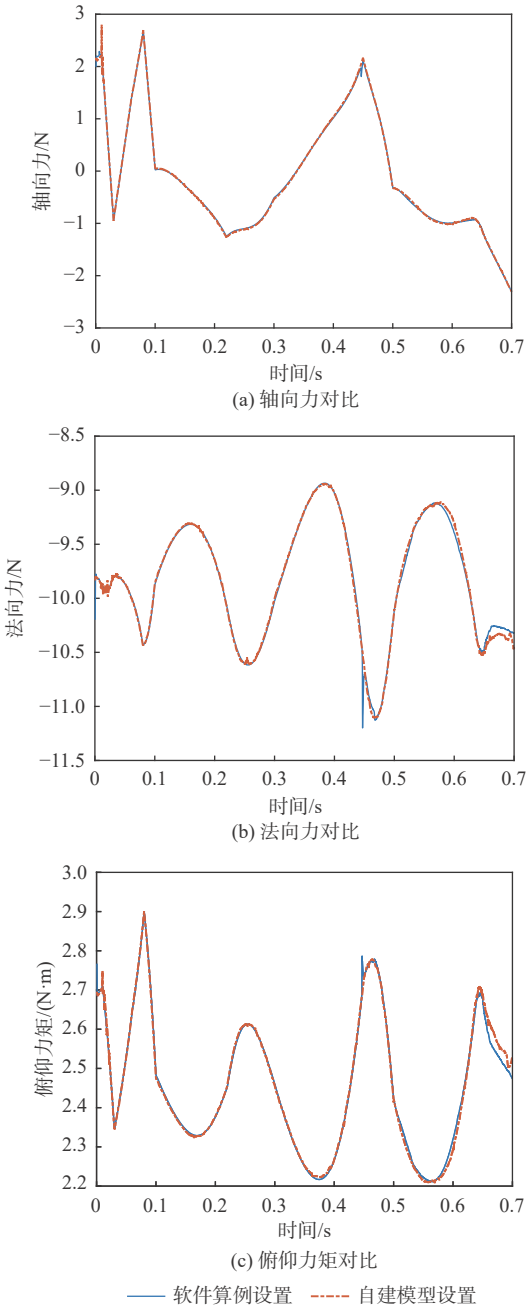


图3 2种设置下液体对油箱纵向合力和合力矩对比

Fig. 3 Comparison of longitudinal force and moment of liquid on tank between two settings

2 推进剂贮箱力函数计算

本文研究对象为水平着陆升力式RLV，重点关注再入返回从低超声速到亚声速范围，该阶段气动特性复杂，液箱晃动易引发不利耦合。运载器内部具有平放的煤油贮箱，贮箱3轴与机体轴平行，内径约1 m，长度约2 m，内有平面垂直贮箱轴线的环形挡板，结束任务后，剩余煤油推进剂100 kg。贮箱示意图和参考坐标系如图4所示。

运载器水平飞行，过载接近于1，贮箱倾角较小。由于飞行器的转动角速度(尤其是俯仰和滚转运动)是在转动运动中引起贮箱液体晃动的根本原因，在飞行器可能的转动运动范围内，使飞行器进行受迫运动，对贮箱输入绕机体轴的不同频率、不同振幅正弦信号的转动角速度，计算飞行器受到的晃动力和力矩。设置滚转和俯仰受迫运动分别为

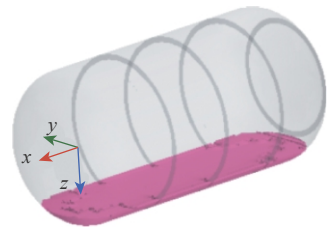


图4 平放煤油贮箱与参考坐标系示意图

Fig. 4 Schematic diagram of horizontally placed kerosene tank and reference coordinate system

$$p = A_\varphi \omega_p \cos(\omega_p t) = A_p \sin(\omega_p t + \pi/2) \tag{6}$$

$$q = A_\theta \omega_q \cos(\omega_q t) = A_q \sin(\omega_q t + \pi/2) \tag{7}$$

式中：p为滚转角速度；q为俯仰角速度；对于小幅精细控制分析，根据一般再入水平飞行涉及运动范围取滚转角振幅A_φ=10°～30°，振荡频率ω_p=π/2～2π rad/s；俯仰角振幅A_θ=5°～20°，振荡频率ω_q=π/3～π rad/s，如表2和表3所示。

根据计算得到晃动力和力矩过渡态振荡衰减后的稳态特性，滚转正弦信号输入下，横侧向晃动力和力矩输出接近于相同频率的正弦形式，而纵向力效应可以忽略；俯仰正弦信号输入下，纵向晃动力和力矩输出也接近于相同频率的正弦形式，横侧向力效应可以忽略。由此建立滚转和俯仰运动下的拟合晃动力函数模型分别为

$$\begin{cases} F_y = A_{F_y} \sin(\omega_p t + \varphi_{F_y}) \\ M_x = A_{M_x} \sin(\omega_p t + \varphi_{M_x}) \\ M_z = A_{M_z} \sin(\omega_p t + \varphi_{M_z}) \end{cases} \tag{8}$$

$$\begin{cases} F_x = A_{F_x} \sin(\omega_q t + \varphi_{F_x}) \\ F_z = A_{F_z} \sin(\omega_q t + \varphi_{F_z}) \\ M_y = A_{M_y} \sin(\omega_q t + \varphi_{M_y}) \end{cases} \tag{9}$$

式中：A为振幅；φ为滚转角；F_x、F_y、F_z分别为参考坐标系下的轴向力、侧向力和法向力；M_x、M_y、M_z分别为参考坐标系下的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩。

根据不同频率、振幅的滚转和俯仰晃动计算结果，拟合得到力函数模型参数如表2和表3所示。

需要注意的是，当前线性力函数拟合仅保留了液体振荡的主体线性部分，而相对较小的高阶振荡和局部非线性波动细节被忽略，即拟合力函数仅描述受迫振动下的稳态响应线性特征。

表 2　滚转运动输入与输出系数

Table 2　Input and output coefficients of rolling motion

滚转输入参数			滚转输出参数					
A_φ/(°)	ω_p/(rad·s^{-1})	A_p/rad	A_{F_y}/N	φ_{F_y}/(°)	A_{M_x}/(N·m)	φ_{M_x}/(°)	A_{M_z}/(N·m)	φ_{M_z}/(°)
10	1.57	0.27	25	0	50	0	24	180
	2.09	0.37	35	0	50	0	35	180
	3.14	0.55	105	0	50	0	115	180
	3.70	0.65	250	0	47	0	290	180
	6.28	1.10	120	−180	51	0	148	0
20	1.57	0.55	50	0	100	0	48	180
	2.09	0.73	66	0	101	0	68	180
	3.14	1.10	210	0	99	0	235	180
	3.70	1.29	540	−45	95	0	660	135
	6.28	2.19	215	−180	98	0	265	0
30	1.57	0.82	55	0	150	0	55	180
	2.09	1.10	92	0	150	0	96	180
	3.14	1.64	300	0	140	0	345	180
	3.70	1.94	700	−135	160	0	750	45
	6.28	3.29	290	−180	145	0	355	0

表 3　俯仰运动输入与输出系数

Table 3　Input and output coefficients of pitching motion

俯仰输入参数			俯仰输出参数					
A_θ/(°)	ω_q/(rad·s^{-1})	A_q/rad	A_{F_x}/N	φ_{F_x}/(°)	A_{F_z}/N	φ_{F_z}/(°)	A_{M_y}/(N·m)	φ_{M_y}/(°)
5	1.05	0.09	38	135	15	0	330	−45
	1.26	0.11	50	123.75	22	0	300	−56.25
	1.57	0.14	85	108	35	0	280	−78.75
	2.09	0.18	95	45	55	0	130	−112.5
	2.51	0.22	79	22.5	70	0	50	−78.75
	3.14	0.27	68	22.5	100	0	100	0
10	1.05	0.18	65	135	30	0	500	−39.38
	1.26	0.22	95	123.75	50	0	480	−50.63
	1.57	0.27	140	108	75	0	420	−67.5
	2.09	0.37	210	67.5	140	0	290	−90
	2.51	0.44	156	22.5	160	0	120	−67.5
	3.14	0.55	125	22.5	250	0	260	0
20	1.05	0.37	140	135	70	0	700	−33.75
	1.26	0.44	170	123.75	100	0	680	−39.38
	1.57	0.55	240	108	170	0	650	−56.25
	2.09	0.73	330	78.75	320	0	550	−67.5
	2.51	0.88	380	33.75	450	0	450	−33.75
	3.14	1.10	250	22.5	600	0	650	0

3　频域辨识传递函数模型

3.1　传递函数模型建立

晃动数值计算提供的角速度输入到输出拟合的力函数主体具有线性系统特性, 稳态力函数输出保持晃动频率特性, 仅与输入存在振幅和相位偏差, 且同频率下不同输入与输出幅值分别基本呈线性关系。因此, 引入传递函数方法描述力函数对角运动晃动的输入输出关系, 由频域响应结果进行传递函数辨识。

根据数值计算结果, 对每个频率的不同振幅输入取输出与输入的幅相特性均值, 分别为幅频比 B_{F_T}、B_{F_L} 和相位差 D_{F_T}、D_{F_L}, 进行传递函数辨识:

$$\begin{cases} B_{F_{\mathrm{T}}}=\dfrac{1}{l}\displaystyle\sum_{i=1}^{l}\dfrac{A_{F_{\mathrm{T}}i}}{A_{pi}} \\ B_{F_{\mathrm{L}}}=\dfrac{1}{l}\displaystyle\sum_{i=1}^{l}\dfrac{A_{F_{\mathrm{L}}i}}{A_{qi}} \\ D_{F_{\mathrm{T}}}=\dfrac{1}{l}\displaystyle\sum_{i=1}^{l}\varphi_{F_{\mathrm{T}}i}-\varphi_0 \\ D_{F_{\mathrm{L}}}=\dfrac{1}{l}\displaystyle\sum_{i=1}^{l}\varphi_{F_{\mathrm{L}}i}-\varphi_0 \end{cases} \tag{10}$$

式中：l为每组频率下不同振幅计算的次数；$F_{\mathrm{T}}\in\{F_y,M_x,M_z\}$为横侧向力；$F_{\mathrm{L}}\in\{F_x,F_z,M_y\}$为纵向力；输入相位$\varphi_0=\pi/2$。

滚转角速度-横侧向力和力矩、俯仰角速度-纵向力和力矩的拟合传递函数描述模型为

$$\begin{cases} G_{F_{\mathrm{T}}}(s)=\dfrac{F_{\mathrm{T}}(s)}{p(s)} \\ G_{F_{\mathrm{L}}}(s)=\dfrac{F_{\mathrm{L}}(s)}{q(s)} \end{cases} \tag{11}$$

对辨识结果定义拟合度r_{fit}，表征传递函数辨识结果对输入幅值比和相位差(数值计算数据点均值)的符合程度：

$$\begin{cases} r_{\mathrm{fit}}=\left[1-\dfrac{\sqrt{\displaystyle\sum_{j=1}^{m}\left(Y_j-\hat{Y}_j\right)^2}}{\sqrt{\displaystyle\sum_{j=1}^{m}\left(Y_j-\bar{Y}\right)^2}}\right]\times 100\% \\ \bar{Y}=\dfrac{1}{m}\displaystyle\sum_{j=1}^{m}Y_j \end{cases} \tag{12}$$

式中：m为辨识输入不同频率数据的组数；Y_j为辨识输入数据；$\hat{Y}_j$为拟合传递函数模型的预测数据；$\bar{Y}$为辨识输入数据的均值。

而对于不同振幅计算结果，还可以进行幅频分散度、相频分散度等评价。例如，幅频分散度$\bar{R}_\sigma$表征每个频率下幅频特性对幅频均值的偏离程度，定义为

$$\begin{cases} \bar{R}_\sigma=\dfrac{1}{m}\displaystyle\sum_{j=1}^{m}\left(\dfrac{\sigma_{y_j}}{\bar{y}_j}\times 100\%\right) \\ \bar{y}_j=\dfrac{1}{l}\displaystyle\sum_{i=1}^{l}y_i \\ \sigma_{y_j}=\sqrt{\dfrac{1}{l}\displaystyle\sum_{i=1}^{l}\left(y_i-\bar{y}_j\right)^2} \end{cases} \tag{13}$$

式中：y_i为每组频率内输入数据；$\bar{y}_j$为每组频率内不同振幅计算的数据均值；σ_{y_j}为每组频率内数据的标准差。

根据式(10)对数值计算结果进行处理，分别得到滚转和俯仰通道的频域幅相特性，进一步辨识传递函数，结果如表4和图5～图10所示。表4给出了辨识得到的传递函数描述模型及其评价结果，图5～图10中标记为每组频率不同振幅输入下数值计算结果的幅值比、相位差及其均值，与辨识拟合的传递函数频域曲线进行对比(伯德图半对数坐标表示法)。

表4 转动角速度-力效应拟合传递函数模型与评价

Table 4 Transfer function model and fitting evaluation of rotational rate to force effect

信号通道	传递函数	拟合度/%	幅频分散度/%
p-F_y	$G_{F_y}(s)=\mathrm{e}^{-0.25s}\dfrac{-52.31s^2-136.3s+408.6}{s^2+0.812\,6s+14.64}$	80.2	1.93
p-M_x	$G_{M_x}(s)=\dfrac{0.688\,3s^2+281.1s+574.4}{s^2+1.998s+0.053\,94}$	98.3	0.66
p-M_z	$G_{M_z}(s)=\mathrm{e}^{-0.25s}\dfrac{68.11s^2+142.9s-349.6}{s^2+0.807\,9s+14.53}$	83.4	1.88
q-F_x	$G_{F_x}(s)=\dfrac{-11.27s^2+693.5s+102.1}{s^2+1.223s+3.123}$	78.6	1.69
q-F_z	$G_{F_z}(s)=-161.5s$	72.7	2.55
q-M_y	$G_{M_y}(s)=\mathrm{e}^{-0.5s}\dfrac{5\,604s^2+1\,777s+4.001\times10^4}{s^3+3.446s^2+12.44s+1.095}$	91.8	3.92

由表4可见，不同振幅输入得到的幅频特性分散度较低，以dB为单位时都在5%以内，可知数值计算得到的输入输出存在较强的线性关系。其中，滚转运动的线性程度和拟合情况比俯仰运动更好。而拟合传递函数都可达到70%以上的拟合度，拟合效果较好，说明拟合传递函数可较好地描述该系统的频域响应。由此，可用拟合传递函数的晃动描述模型近似替代实际系统，对转动角速度输入预测晃动力和力矩输出。

如图5～图7所示，在传递函数辨识的特定滚转频率范围内(约1～6.5 rad/s)，对于贮箱及剩余液体的几何、惯性分布，在滚转角速度振荡频率约为3.8 rad/s时，具有最强的侧向力和偏航力矩影响，而滚转力矩影响随着振荡频率增大而逐渐下降。如图8～图10所示，在传递函数辨识的特定俯仰频率范围内(约1～4 rad/s)，随着俯仰角速度振动频率增加，法向力效应增加，轴向力则在1.8 rad/s附近影响最大；俯仰力矩在较低振动频率范围影响较大，频率较高时影响相对较小。

频率范围的选定，主要考虑能够覆盖RLV再

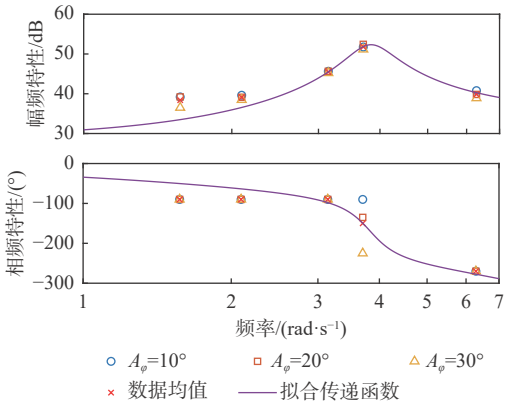


图 5　滚转角速度-侧向力幅相特性

Fig. 5　Amplitude-phase characteristic of roll rate to side force

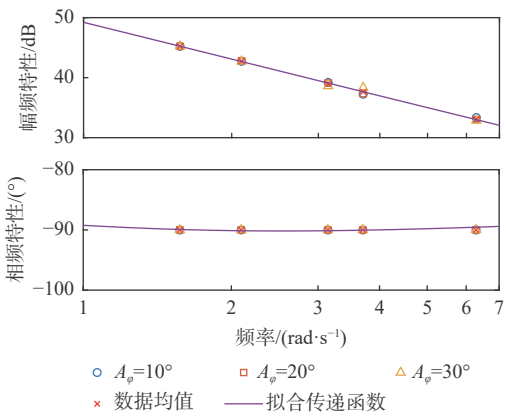


图 6　滚转角速度-滚转力矩幅相特性

Fig. 6　Amplitude-phase characteristic of roll rate to roll moment

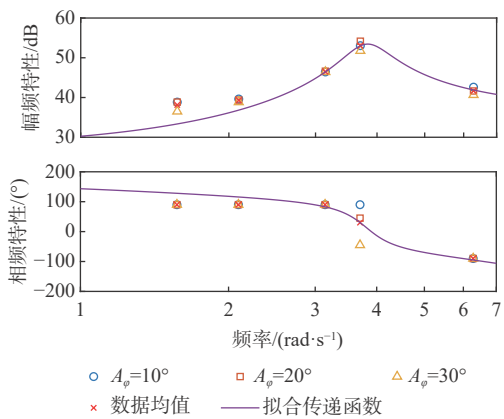


图 7　滚转角速度-偏航力矩幅相特性

Fig. 7　Amplitude-phase characteristic of roll rate to yaw moment

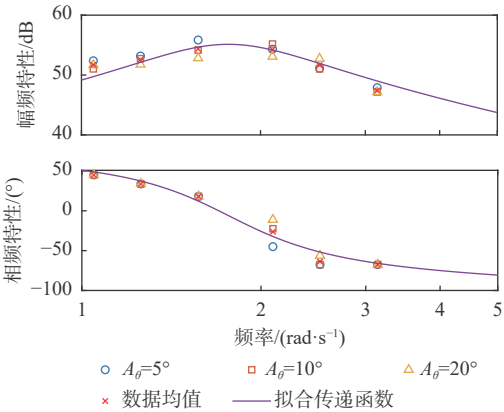


图 8　俯仰角速度-轴向力幅相特性

Fig. 8　Amplitude-phase characteristic of pitch rate to axial force

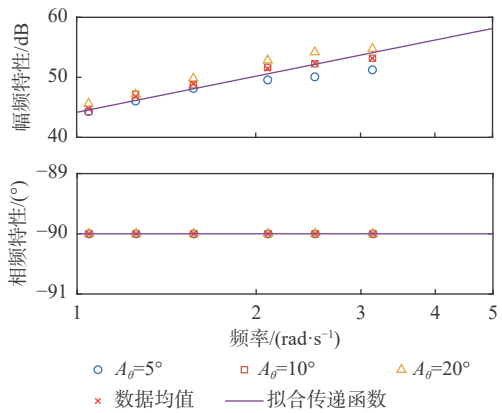


图 9　俯仰角速度-法向力幅相特性

Fig. 9　Amplitude-phase characteristic of pitch rate to normal force

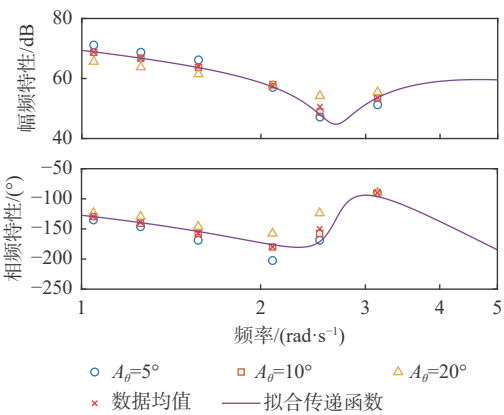


图 10　俯仰角速度-俯仰力矩幅相特性

Fig. 10　Amplitude-phase characteristic of pitch rate to pitch moment

入返回低超声速到亚声速阶段频率特性及其耦合影响较强范围。其中, 在接近幅频峰值频率输入时, 相位迅速变化, 不同幅值输入的数据出现分散, 非线性影响增强, 峰值可能存在一定差别。

另外, 法向力主要表征重力作用, 随着俯仰运动, 其波动与俯仰角速度有恒定相位差(90°), 而此处用一个微分环节能较好地近似其作用, 与理论符合。俯仰力矩除线性部分外添加了一个 0.5 s 的延迟环节, 侧向力和偏航力矩添加了 0.25 s 的延迟环节, 以更好描述图 5、图 7 和图 10 中的相频关系, 体现了液体晃动影响不同的滞后特性。

3.2　传递函数模型结果对比

3.2.1　描述模型与数值结果对比: 拟合频率点

对滚转和俯仰晃动传递函数描述模型进行验

证。取滚转角速度振荡频率拟合点处 ω_p=3.14 rad/s, A_φ=20°, 输入滚转角速度正弦型受迫运动, 得到数值计算结果、对数值结果稳态部分的初步拟合力函数(见式 (8) 和表 2)、描述模型输出的时域响应对比, 如图 11～图 13 所示。

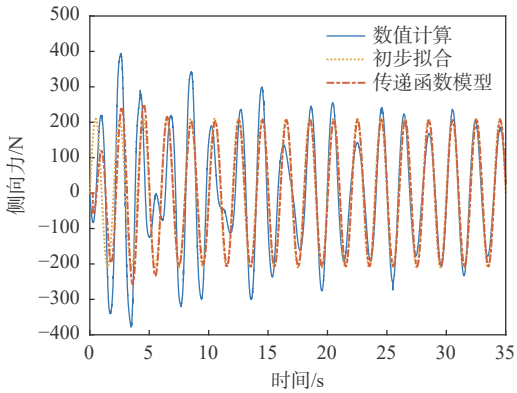


图 11 滚转角速度-侧向力模型结果时域对比

Fig. 11 Time domain comparison of roll rate to side force model result

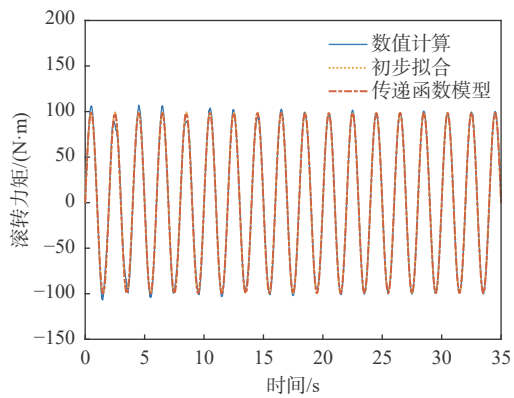


图 12 滚转角速度-滚转力矩模型结果时域对比

Fig. 12 Time domain comparison of roll rate to roll moment model result

同样, 取俯仰角速度振荡频率拟合点处 ω_q=2.09 rad/s, A_θ=10°, 输入俯仰角速度正弦型受迫运动, 得到数值计算结果、对数值结果稳态部分的初步拟合力函数(见式 (9) 和表 3)、描述模型输出的时域响应对比, 如图 14～图 16 所示。

可见, 传递函数描述模型输出的稳态结果与辨识输入的初步拟合结果十分相近, 存在可接受范围内的幅值和相位误差, 能描述数值计算稳态部分的结果。当然, 晃动数值结果包括高阶振荡和较精细局部非线性影响, 其中贮箱环形挡板增大了俯仰晃动的非线性, 导致更多的局部细节损失。虽然传递函数不能描述此类高阶非线性效应, 但一般情况下也并不会导致对运动预测的明显差别。而如果辨识出特别需要关注的非线性效应, 则仍应该考虑非线性描述模型。另外, 在数值

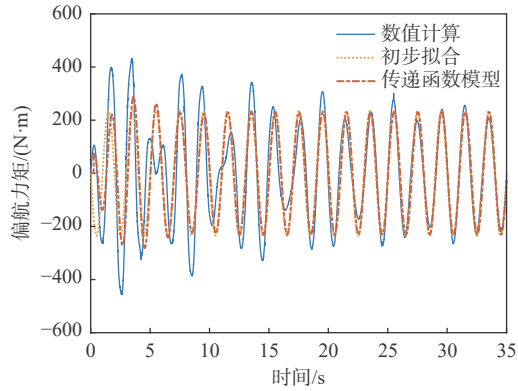


图 13 滚转角速度-偏航力矩模型结果时域对比

Fig. 13 Time domain comparison of roll rate to yaw moment model result

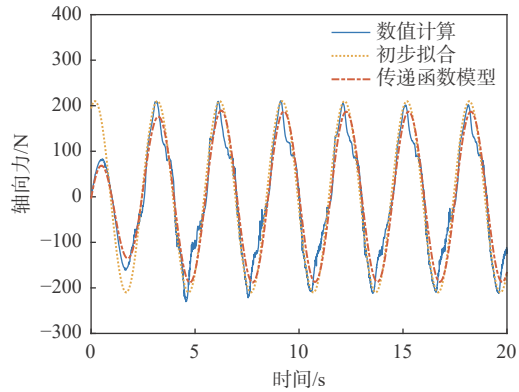


图 14 俯仰角速度-轴向力模型结果时域对比

Fig. 14 Time domain comparison of pitch rate to axial force model result

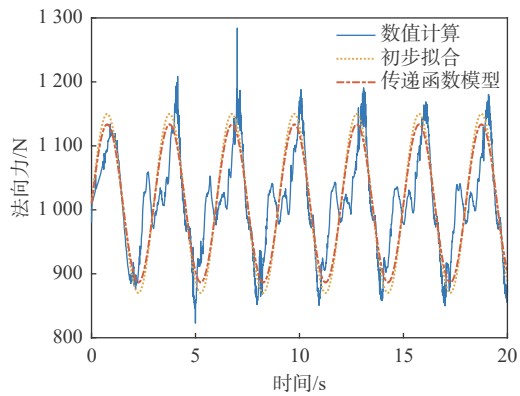


图 15 俯仰角速度-法向力模型结果时域对比

Fig. 15 Time domain comparison of pitch rate to normal force model result

计算中, 如 1.2 节所述, 在当前计算设置下, 有些情况会出现非真实的数据跳跃现象, 传递函数能够对此进行滤波。

由此, 在当前应用算例中, 本文建立的传递函数描述模型能够捕获晃动主体特征。

3.2.2 描述模型预测结果检验: 非拟合频率点

为了检验描述模型预测特性, 假定建模时不考

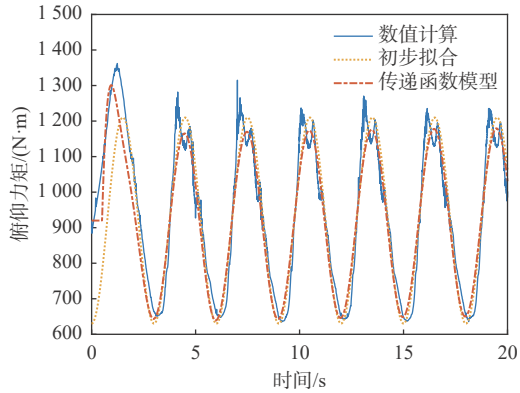


图 16　俯仰角速度-俯仰力矩模型结果时域对比

Fig. 16　Time domain comparison of pitch rate to pitch moment model result

虑特定频率点(如考虑初始建模信息不全等场景)。对滚转晃动传递函数描述模型, 去除侧向力和偏航力矩幅频峰值附近 ω_p=3.70 rad/s 的拟合频率点, 用其余频率点以该方法重新建立传递函数预测模型, 并用该模型对 ω_p=3.70 rad/s 处的幅相特性进行预测, 与数值计算结果和原拟合传递函数对比, 结果如表 5 和图 17～图 19 所示(伯德图半对数坐标表示法)。同时, 取 A_φ=20°, 与正弦信号输入的数值计算结果进行时域响应对比, 如图 20～图 22 所示。

对俯仰晃动传递函数描述模型, 去除 ω_q=2.51 rad/s 的拟合频率点, 用其余频率点以该方法重新建立传

表 5　滚转角速度-力效应预测传递函数模型与评价

Table 5　Predictive transfer function model and evaluation of roll rate to force effect

信号通道	传递函数	拟合度/%	幅频分散度/%
p-F_y	$G_{F_y}(s)=\mathrm{e}^{-0.25s}\dfrac{-53.36s^2-162.4s+399.9}{s^2+0.626\,8s+15.07}$	64.3	2.10
p-M_x	$G_{M_x}(s)=\dfrac{0.643\,9s^2+281.1s+552.1}{s^2+1.921s+0.053\,19}$	98.3	0.42
p-M_z	$G_{M_z}(s)=\mathrm{e}^{-0.25s}\dfrac{69.31s^2+174.1s-334.6}{s^2+0.607\,5s+14.96}$	70.5	1.78

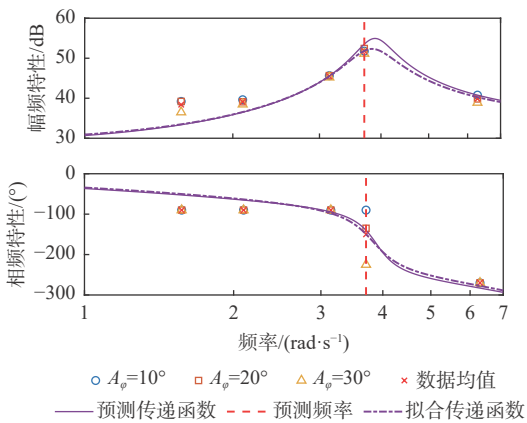


图 17　滚转角速度-侧向力预测幅相特性

Fig. 17　Amplitude-phase characteristic of roll rate to side force predictive result

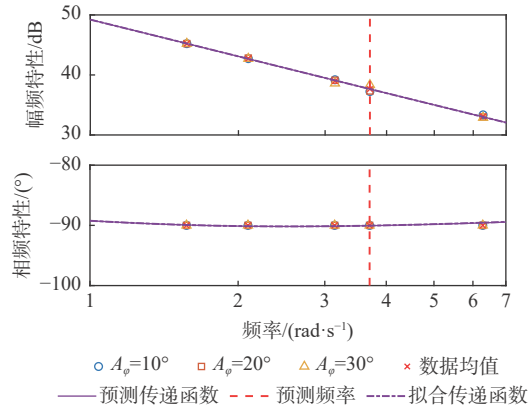


图 18　滚转角速度-滚转力矩预测幅相特性对比

Fig. 18　Comparison of amplitude-phase characteristic of roll rate to roll moment predictive result

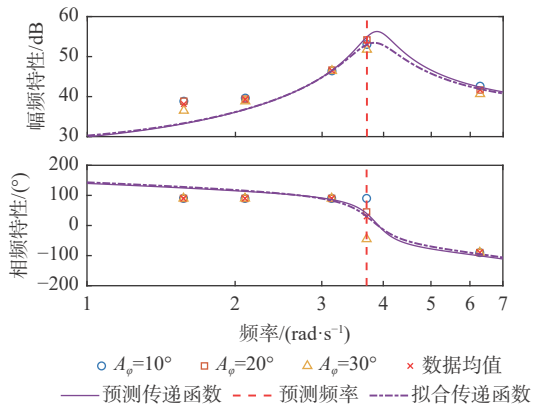


图 19　滚转角速度-偏航力矩预测幅相特性对比

Fig. 19　Comparison of amplitude-phase characteristic of roll rate to yaw moment predictive result

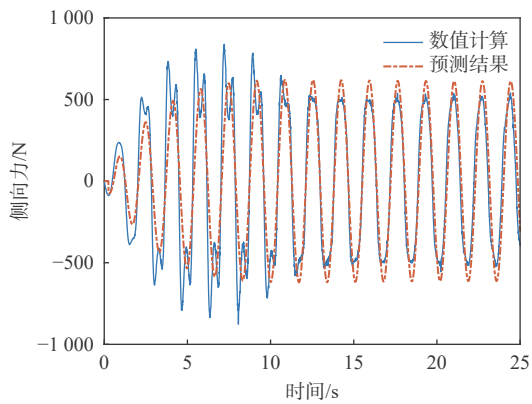


图 20　滚转角速度-侧向力预测模型结果时域对比

Fig. 20　Time domain comparison of roll rate to side force predictive model result

递函数预测模型, 并用该模型对 ω_q=2.51 rad/s 处的幅相特性进行预测, 与数值计算结果和原拟合传递函数对比, 结果如表 6 和图 23～图 25 所示(伯德图半对数坐标表示法)。同时, 取 A_θ=10°, 与正弦信号输入的数值计算结果进行时域响应对比, 如图 26～图 28 所示。

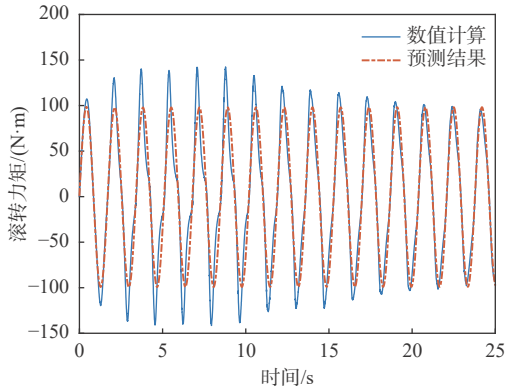


图 21 滚转角速度-滚转力矩预测模型结果时域对比

Fig. 21 Time domain comparison of roll rate to roll moment predictive model result

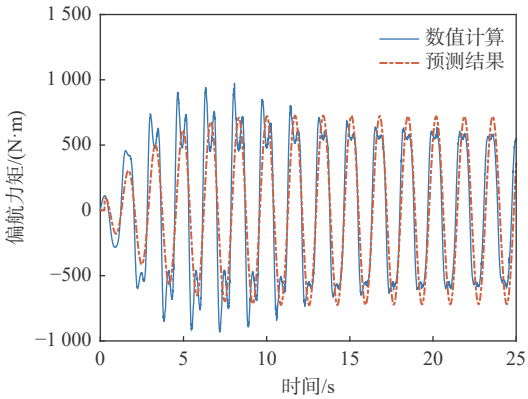


图 22 滚转角速度-偏航力矩预测模型结果时域对比

Fig. 22 Time domain comparison of roll rate to yaw moment predictive model result

表 6 俯仰角速度-力效应预测传递函数模型与评价

Table 6 Predictive transfer function model and evaluation of pitch rate to force effect

信号通道	传递函数	拟合度/%	幅频分散度/%
q-F_x	$G_{F_x}(s)=\dfrac{8.038s^2+743.1s+100.7}{s^2+1.328s+3.087}$	81.0	1.66
q-F_z	$G_{F_z}(s)=-160.4s$	69.8	2.27
q-M_y	$G_{M_y}(s)=\mathrm{e}^{-0.5s}\dfrac{4835s^2+676.1s+3.5\times10^4}{s^3+2.826s^2+11.21s+1.116}$	96.1	3.24

由滚转预测传递函数频域响应可知，预测的侧向力峰值频率约为 3.89 rad/s，偏航力矩峰值频率约为 3.88 rad/s；原拟合传递函数侧向力峰值频率约为 3.84 rad/s，偏航力矩峰值频率约为 3.83 rad/s，两者十分接近。可见，去除峰值点的输入后，滚转预测模型依旧可以预测峰值的出现及其对应频率，同理，俯仰预测模型也预测了俯仰力矩谷值的出现及其频率。同时，滚转和俯仰的数值计算结果都处在预测频域响应曲线附近，且预测模型输出时域曲线与数值计算结果也基本吻合。这说明该模型有较强的预测能力，能预测除数据点以外的其他频域响应及幅频峰值，捕获晃动力效应。在建模过程中，可以根据获取数据进行迭代，不断提高模型准确性。

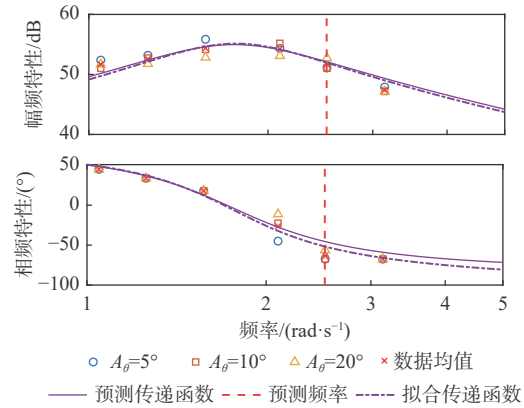


图 23 俯仰角速度-轴向力预测幅相特性对比

Fig. 23 Comparison of amplitude-phase characteristic of pitch rate to axial force predictive result

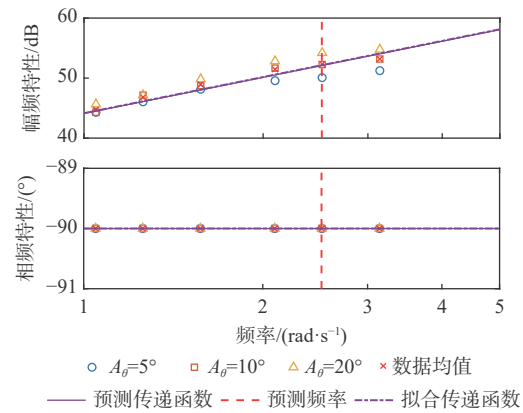


图 24 俯仰角速度-法向力预测幅相特性对比

Fig. 24 Comparison of amplitude-phase characteristic of pitch rate to normal force predictive result

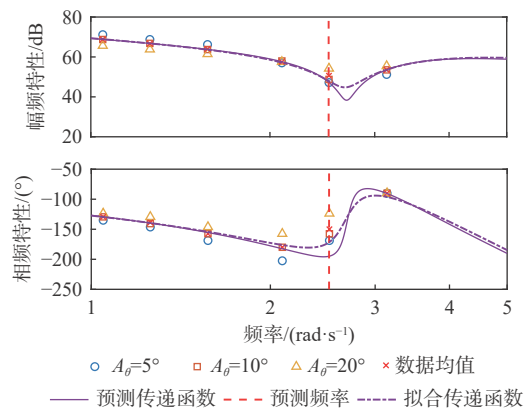


图 25 俯仰角速度-俯仰力矩预测幅相特性对比

Fig. 25 Comparison of amplitude-phase characteristic of pitch rate to pitch moment predictive result

另外，观察发现峰值的预测更主要依靠相频特性迅速变化。若能在数值计算中准确捕捉输出相位，传递函数拟合时通过模拟出相位下降（或上升）的形态，就能更好地预测幅频峰值位置。

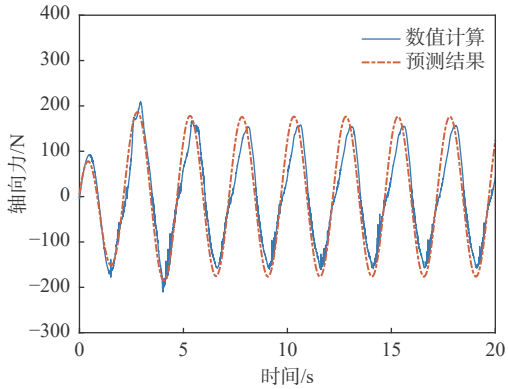


图 26　俯仰角速度-轴向力预测模型结果时域对比

Fig. 26　Time domain comparison of pitch rate to axial force predictive model result

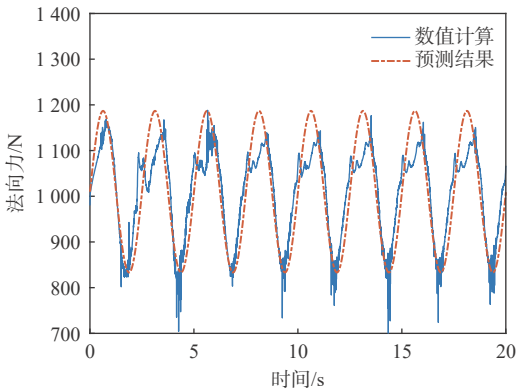


图 27　俯仰角速度-法向力预测模型结果时域对比

Fig. 27　Time domain comparison of pitch rate to normal force predictive model result

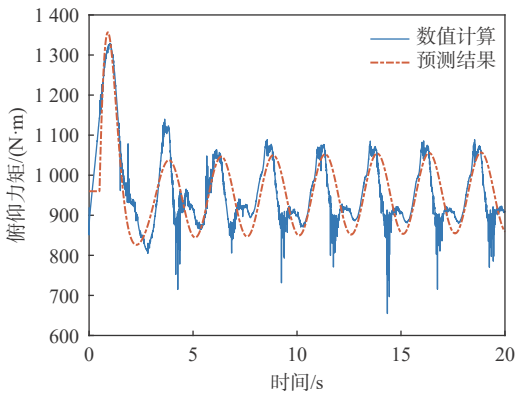


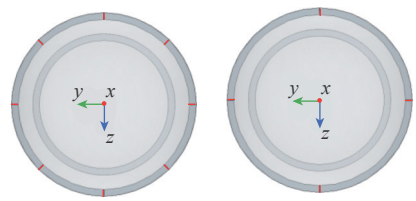
图 28　俯仰角速度-俯仰力矩预测模型结果时域对比

Fig. 28　Time domain comparison of pitch rate to pitch moment predictive model result

4　基于传递函数模型的晃动抑制设计

RLV 运载器燃料贮箱的初始设计在飞行器携带剩余燃料返回时, 易出现晃动并对飞行产生不利影响。为此, 针对贮箱结构措施, 通过结构设计改变贮箱内液体的晃动特性, 从而对液体晃动进行抑制, 如增加圆环形挡板、对称布局的径向档板、非对称径向挡板等分隔装置[36-37]。

根据对贮箱的等效力特性和挡板影响的初步分析, 分别加入如图 29 所示的径向“米”字形挡板 1 和“十”字形挡板 2, 挡板宽度 W=0.073d(d 为贮箱最宽处内径)。应用本文方法, 对滚转运动的液体晃动建立传递函数描述模型。鉴于挡板加大了晃动的非线性程度, 描述模型建立中, 取$A_\varphi = 10°$一组小幅晃动计算结果进行建模, 得到滚转角速度-横侧向力和力矩的传递函数频域曲线对比如图 30～图 32 所示(伯德图半对数坐标表示法), 晃动抑制后的幅频峰值特性对比如表 7 所示。



(a) 挡板1　　(b) 挡板2

图 29　2 种不同挡板设置示意图

Fig. 29　Schematic diagram of two different baffle settings

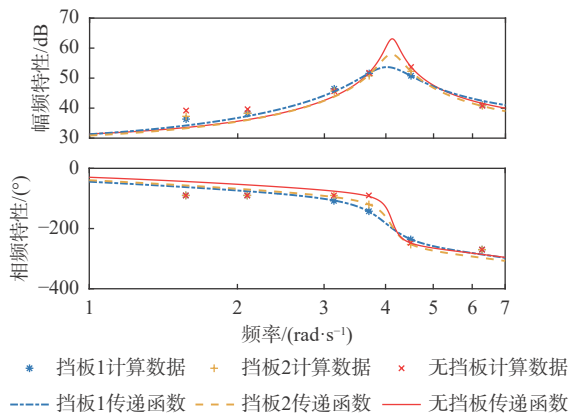


图 30　2 种挡板滚转角速度-侧向力幅相特性对比

Fig. 30　Comparison of amplitude-phase characteristic of roll rate to side force with two different baffle settings

可见, 加入挡板后, 侧向力和偏航力矩的峰值受到抑制而明显减小, 且挡板数量更多的挡板 1 构型比挡板 2 构型峰值减小更明显; 而滚转力矩本身较小, 不具有峰值特性, 挡板抑制作用不大(在对应频率处可能由于受到挡板阻挡, 液体晃动相消出现谷值)。由此, 加入挡板较大改变了液体晃动特性, 提高了晃动阻尼, 减小了晃动力和力矩峰值, 有效抑制了液体的晃动。其中, 由传递函数建模方法得到的幅相频域曲线可明显看出阻尼作用, 以及挡板对晃动峰值对应频率的一定影响。在贮箱防晃设计中, 可通过防晃板设计增大晃动阻尼, 抑制晃动; 调整晃动峰值频率, 避免与控制系统和结构出现耦合振荡。

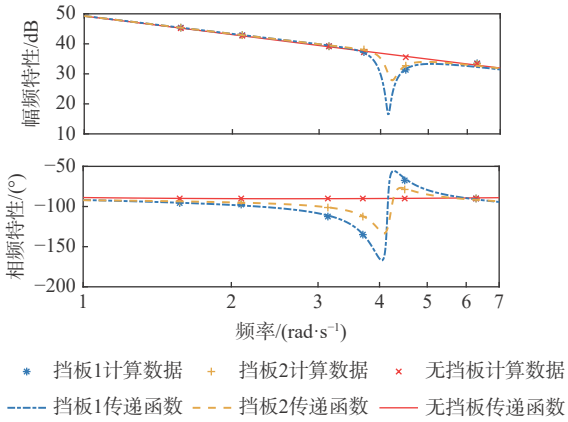


图 31 2种挡板滚转角速度-滚转力矩幅相特性对比

Fig. 31 Comparison of amplitude-phase characteristic of roll rate to roll moment with two different baffle settings

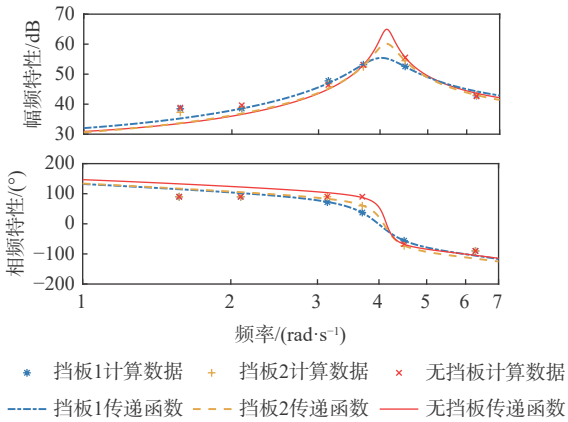


图 32 2种挡板滚转角速度-偏航力矩幅相特性对比

Fig. 32 Comparison of amplitude-phase characteristic of roll rate to yaw moment with two different baffle settings

表 7 不同挡板传递函数幅频峰值特性

Table 7 Amplitude frequency peak characteristics of transfer function with different baffle settings

挡板设置	侧向力幅值峰值/dB	侧向力峰值频率/(rad·s^{-1})	偏航力矩幅值峰值/dB	偏航力矩峰值频率/(rad·s^{-1})
无挡板	63.1	4.1	64.9	4.1
挡板2	57.9	4.1	60.1	4.1
挡板1	53.6	4.0	55.3	4.0

本文提出的传递函数描述方法，可帮助预测晃动力效应峰值及其对应频率，得到添加不同挡板后的液体晃动特性和描述模型，预测挡板阻尼作用，便于飞行耦合影响综合分析，辅助防晃结构设计。

5 结 论

本文针对液体推进剂晃动与运载器运动耦合问题，提出了根据不同运动频率的力效应数值计算结果，辨识晃动力效应的传递函数描述模型的方法。针对RLV再入返回水平飞行状态及其内水平放置的煤油贮箱进行了晃动算例建模，以拟合力函数表达数值计算结果，通过频域辨识建立了传递函数晃动描述模型。结论如下：

1）计算结果表明，拟合力函数能够描述液箱受迫运动下的稳态力效应，纵横耦合效应、高阶影响和非线性局部影响在当前算例中可以忽略；在设定的频率范围内，传递函数模型拟合度达到70%以上，幅频分散度在5%以内，力效应描述结果与数值计算结果主要特性吻合。

2）相比传统的机械等效力学模型，辨识传递函数模型不需要解析液体晃动规律，对贮箱形状适应性好；应用传递函数模型，可对不同挡板构型贮箱的晃动进行建模分析，预测挡板阻尼影响，辅助防晃设计。

3）传递函数形式更易纳入飞行动力学模型，有利于系统稳定性分析、晃动耦合机理分析和晃动飞行影响分析。除了本文的被动抑制应用示例，传递函数模型也便于通过主动反馈控制进行晃动抑制。

需要注意的是，该方法仅限于液体晃动影响线性特征为主的分析，当液体振荡幅度加大或其他非线性程度增大到非线性波动的影响不可忽略时，力函数拟合和传递模型描述方法都不再通用。

参考文献（References）

[1] 胡平信, 刘国球. 液体火箭发动机的技术发展与展望[J]. 导弹与航天运载技术, 1998(2): 1-10.
HU P X, LIU G Q. Technological development and prospect for liquid rocket engines[J]. Missiles and Space Vehicles, 1998(2): 1-10 (in Chinese).

[2] 尹立中, 王本利, 邹经湘. 航天器液体晃动与液固耦合动力学研究概述[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1999, 31(2): 118-122.
YIN L Z, WANG B L, ZOU J X. Introduction to investigation of liquid sloshing and liquid-solid coupled dynamics of spacecraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1999, 31(2): 118-122(in Chinese).

[3] RUBEN A M. Prevention of coupled structure-propulsion instability (POGO): NASA SP-8055[R]. Washington, D. C. : NASA, 1970.

[4] ABRAMSON H N. The dynamic behavior of liquids in moving containers: NASA SP-106[R]. Washington, D. C. : NASA, 1966.

[5] 李俊峰, 周宏, 王为, 等. 充液航天器液体晃动及液固耦合动力学研究进展[C]//动力学与控制及航天应用. 北京: 中国宇航出版社, 2008: 64-88.
LI J F, ZHOU H, WANG W, et al. Research progress on liquid sloshing and liquid-solid coupling dynamics of liquid-filled spacecraft[C]//Dynamics, Control and Aerospace Applications. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2008: 64-88(in Chinese).

[6] 李青. 充液挠性系统动力学分析及在航天工程中的应用研究[D]. 北京: 清华大学, 2010.
LI Q. Dynamicanalysis of liquid-filled flexible systems and its application studies on aerospace engineering[D]. Beijing: Tsinghua University, 2010(in Chinese).

[7] 李青, 马兴瑞, 王天舒. 非轴对称贮箱液体晃动的等效力学模型

[J]. 宇航学报, 2011, 32(2): 242-249.
LI Q, MA X R, WANG T S. Equivalent mechanical model for liquid sloshing in non-axisymmetric tanks[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(2): 242-249(in Chinese).

[8] 丁文镜, 吴学森. 辨识液体晃动力学参数的频域法[J]. 宇航学报, 1991, 12(3): 68-75.
DING W J, WU X S. Frequency domain method of identifying mechanical parameters of sloshing liquid[J]. Journal of Astronautics, 1991, 12(3): 68-75(in Chinese).

[9] 丁文镜, 曾庆长. 晃动液体单摆模型动力学参数的频域辨识[J]. 振动工程学报, 1992, 5(3): 211-218.
DING W J, ZENG Q C. Identification in frequency domain for dynamic parameters of pendulum model of sloshing liquid[J]. Journal of Vibration Engineering, 1992, 5(3): 211-218(in Chinese).

[10] 夏益霖. 液体晃动等效力学模型的参数识别[J]. 应用力学学报, 1991, 8(4): 27-35.
XIA Y L. Parameters estimation for liquid sloshing equivalent mechanical models[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1991, 8(4): 27-35(in Chinese).

[11] 陈青全. 卫星贮箱液体晃动等效力学模型参数辨识[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
CHEN Q Q. Parameter identification of liquid sloshing equivalent mechanical model in satellite tank[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014(in Chinese).

[12] 李超. 球形贮箱内液体晃动实验及等效力学模型参数辨识研究[D]. 柳州: 广西科技大学, 2021.
LI C. Liquid sloshing experiment and equivalent mechanical model parameter identification research in spherical tank[D]. Liuzhou: Guangxi University of Science and Technology, 2021(in Chinese).

[13] SNYDER H A. Effect of rotation on sloshing in low-gravity[J]. Cryogenics, 2004, 44(6-8): 525-536.

[14] SALTARI F, TRAINI A, GAMBIOLI F, et al. A linearized reduced-order model approach for sloshing to be used for aerospace design[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 108: 106369.

[15] 王佐, 吴文军, 姜丙超, 等. 球形贮箱内液体横向晃动问题的系统辨识与参数化等效建模[J]. 广西科技大学学报, 2022, 33(3): 1-7.
WANG Z, WU W J, JIANG B C, et al. System identification and parametric equivalent modeling of liquid lateral sloshing in spherical tanks[J]. Journal of Guangxi University of Science and Technology, 2022, 33(3): 1-7(in Chinese).

[16] 苟兴宇, 王本利, 马兴瑞, 等. 航天工程中的贮箱类液固耦合动力学建模及耦合机理研究[J]. 强度与环境, 1998, 25(1): 9-16.
GOU X Y, WANG B L, MA X R, et al. Dynamic modelling of liquid-solid coupling system with container in spacecraft engineering and investigating of its coupling mechanism[J]. Structure & Environment Engineering, 1998, 25(1): 9-16(in Chinese).

[17] 苟兴宇, 李铁寿, 马兴瑞, 等. 液固耦合系统中液体的有限幅晃动力及晃动力矩[J]. 应用数学和力学, 2001, 22(5): 465-476.
GOU X Y, LI T S, MA X R, et al. Forces and moments of the liquid finite amplitude sloshing in a liquid-solid coupled system[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2001, 22(5): 465-476(in Chinese).

[18] 岳宝增. 液体大幅晃动动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2011.
YUE B Z. Dynamics of liquid sloshing[M]. Beijing: Science Press, 2011(in Chinese).

[19] BERRY R L, TEGART J R. Experimental study of transient liquid motion in orbiting spacecraft (final report): NAS8-30690[R]. Washington, D. C. : NASA, 1976.

[20] 黄华, 杨雷, 张熇, 等. 航天器贮箱大幅液体晃动三维质心面等效模型研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 55-59.
HUANG H, YNAG L, ZHANG H, et al. Research on 3D constraint surface model for large amplitude liquid sloshing on spacecraft tank[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 55-59(in Chinese).

[21] 刘峰, 岳宝增, 唐勇. 多充液贮腔航天器耦合动力学与姿态控制[J]. 宇航学报, 2020, 41(1): 19-26.
LIU F, YUE B Z, TANG Y. Dynamics modeling and attitude control of spacecraft with multiple propellant tanks[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(1): 19-26(in Chinese).

[22] VREEBURG J P B. Dynamics and control of a spacecraft with a moving pulsating ball in a spherical cavity[J]. Acta Astronautica, 1997, 40(2): 257-274.

[23] 邓明乐, 岳宝增, 黄华. 液体大幅晃动类等效力学模型研究[J]. 宇航学报, 2016, 37(6): 631-638.
DENG M L, YUE B Z, HUANG H. Study on the equivalent mechanical model for large amplitude slosh[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(6): 631-638(in Chinese).

[24] 孙梓煜, 岳宝增, 刘峰, 等. 充液柔性航天器刚-液-柔耦合动力学研究的凯恩方法[J]. 宇航学报, 2021, 42(5): 552-561.
SUN Z Y, YUE B Z, LIU F, et al. Study on rigid-liquid-flex coupling dynamics for spacecraft by Kane's method[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(5): 552-561(in Chinese).

[25] 刘峰, 岳宝增, 马伯乐, 等. 燃料消耗下充液航天器等效动力学建模与分析[J]. 力学学报, 2020, 52(5): 1454-1464.
LIU F, YUE B Z, MA B L, et al. Equivalent dynamics modeling and analysis of liquid-filled spacecraft with fuel consumption[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(5): 1454-1464(in Chinese).

[26] JUI J J, SUID M H, MUSA Z, et al. Identification of liquid slosh behavior using continuous-time Hammerstein model based sine cosine algorithm[C]//Proceedings of the 11th National Technical Seminar on Unmanned System Technology 2019. Berlin: Springer, 2021: 345-356.

[27] ASTLEFORD W J, CHU W H, DODGE F T. Propellant dynamic problems in space shuttle vehicles: NASA-CR-111802[R]. Washington, D. C. : NASA, 1970.

[28] KANA D D, KO W L, FRANCIS P H, et al. Coupling between structure and liquids in a parallel stage space shuttle design: NAS1-9890[R]. Washington, D. C. : NASA, 1972.

[29] HIMENO T, WATANABE T, NONAKA S, et al. Sloshing prediction in the propellant tanks of VTVL rocket vehicle[C]//Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2005.

[30] AOKI K, NAKAMURA T, IGARASHI I, et al. Experimental investigation of baffle effectiveness on nonlinear propellant sloshing in RLV[C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 5556.

[31] 尕永婧, 王浩苏, 张青松, 等. 垂直着陆过程推进剂流动行为特性及影响分析[J]. 深空探测学报 (中英文), 2021, 8(1): 42-50.
GA Y J, WANG H S, ZHANG Q S, et al. Propellant flow characteristics in tank and related impact analysis during the vertical landing

stage[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(1): 42-50(in Chinese).

[32] 罗盟, 陈士强, 李大鹏, 等. 星舰动力特点及再入过程推进剂流动仿真研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(S1): 9-16.
LUO M, CHEN S Q, LI D P, et al. Characteristics of starship propulsion system and numerical simulation of propellant flow during reentry[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(S1): 9-16(in Chinese).

[33] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
QIAN Y J. Aerodynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004(in Chinese).

[34] 王照林, 刘延柱. 充液系统动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
WANG Z L, LIU Y Z. Dynamics of liquid-filled system[M]. Beijing: Science Press, 2002(in Chinese).

[35] SIEMENS. Simcenter STAR-CCM+ CFD software[EB/OL]. (2023-09-15)[2023-09-25]. https://plm.sw.siemens.com/zh-CN/simcenter/fluids-thermal-simulation/star-ccm/.

[36] 夏益霖. 液体推进剂贮箱的防晃设计[J]. 导弹与航天运载技术, 1995(6): 29-38.
XIA Y L. Design of sloshing suppression for liquid propellant tanks[J]. Missiles and Space Vehicles, 1995(6): 29-38(in Chinese).

[37] 万水, 朱德懋, 张福祥. 液体防晃研究进展[J]. 弹道学报, 1996, 8(3): 95-99.
WAN S, ZHU D M, ZHANG F X. Research progress of liquid sloshing prevention[J]. Journal of Ballistics, 1996, 8(3): 95-99(in Chinese).

Transfer function model of sloshing force effect of liquid propellant and its application

LIAO Yuzhou[1], ZHANG Shuguang[1,*], HAN Pengxin[2], XIONG Zhiyue[1]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Aerospace Business Department, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: To predict and regulate the space vehicle's undesirable coupling motion produced by tiny amplitude sloshing of liquid propellant, a transfer function model identification study is carried out based on the findings of numerical calculations. For an example of a horizontally placed kerosene tank in a vehicle, during the level flight in the re-entry phase, a force effect transfer function description model is established with the range of rotational motion of interest, based on which a sloshing suppression design is carried out to increase sloshing damping and weaken the impact of sloshing on flight. The findings show that the transfer function can capture the impacts of the liquid propellant sloshing force, which can be utilized to anticipate space vehicle flight characteristics and design sloshing suppression.

Keywords: liquid propellant; liquid sloshing; vehicles; transfer function force effect model; sloshing suppression

Received: 2023-09-28; **Accepted**: 2023-12-08; **Published Online**: 2024-01-09 09:38
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240108.1320.001
Foundation item: China Academy of Launch Vehicle Technology University Joint Innovation Fund (KT-KTYWGL-22-22944)
* **Corresponding author**. E-mail: gnahz@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0581

基于模糊推理的空间非合作目标意图识别方法

杨卓[1]，师鹏[1,*]，周韬[1]，李文龙[2]
(1. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191；2. 上海卫星工程研究所，上海 200240)

摘 要：针对空间中无先验信息的非合作目标意图难以判别的问题，提出一种基于模糊推理的意图识别方法，实现对目标意图的可溯源识别。以绕飞、打击和角度3种度量作为态势评估指标，综合利用非合作目标典型抵近行为的特征信息和领域专家知识构建意图识别数据集。通过聚类分析和隶属度划分对目标意图的特征数据进行模糊化处理，采用模糊决策树算法建立意图识别模型，实现对目标意图的可溯源准确识别。用数值方法进行仿真验证，验证了所提方法的有效性，且识别准确率优于比较方法。

关 键 词：非合作目标；意图识别；模糊推理；态势评估；模糊决策树
中图分类号：V412.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3883-12

随着航天技术的迅猛发展和航天商业化的快速推进，各国航天活动数量日益频繁，空间安全事件的发生更加频繁。例如，2009年2月，质量为560 kg的美国铱星卫星公司通信卫星与质量为900 kg的俄罗斯通信卫星宇宙2251(Cosmos 2251)发生了碰撞[1]；2021年7月，GSSAP-4(USA-271)试图接近中国的实践-20卫星[2]，中方卫星在发现美方卫星后，迅速做出反应摆脱了监视；SpaceX公司发射的星链卫星于2021年7月1日和10月21日先后2次接近中国空间站[3]，中国空间站组合体快速反应以应对星链卫星的预防性碰撞和规避控制。未知目标的存在使得己方航天器正常在轨运行受到干扰，如未知目标突然进行异常位置机动或异常姿态调整，其潜在的抵近意图对空间安全形成了挑战。因此，有必要寻求一种方法对己方航天器周围的非合作目标抵近目的进行意图识别，维护空间在轨运行安全。

对空间非合作目标的意图识别旨在根据目标当前属性和状态信息识别其意图，其过程可大致分为2个组成部分：态势评估和意图推理。

态势评估通常需要根据目标的类型和运动特征给出目标威胁程度的量化表示。Zheng等[4]将直觉模糊方法和层次分析法相结合，采用相对熵方法融合威胁属性的主客观权重，构建了复杂环境下无人机编队的时序动态态势评估模型。柴慧敏等[5]采用对称预训练方法，利用深度学习理论建立了空中目标态势评估的深层神经网络模型。在空间目标态势评估方面，周立新等[6]根据空间目标的类型特征、作战能力特征和机动能力特征提取态势评估要素，利用动态贝叶斯网络(dynamic Bayesian network, DBN)建立空间战场目标态势评估的动态贝叶斯网络模型。在此基础上，Li等[7]使用模糊隶属度函数将相对距离、相对速度和相对轨道特征等轨道动力学和空间环境先验知识转换为离散的证据信息，利用动态贝叶斯网络建立空间目标态势评估模型。在目标态势评估方面，尽管已经采用了直觉模糊方法、层次分析法、深度学习和动态贝叶斯网络等多种方法，但当前的研究尚未解决如何综合这些方法以提高态势评估的综合性和准确性的问题。此外，需要考虑不同因素之间的关联性，以提

收稿日期：2023-09-13；**录用日期**：2023-12-15；**网络出版时间**：2024-01-12 16:32
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240111.1643.002
基金项目：上海航天科技创新基金 (SAST2022-050)
*通信作者. E-mail：shipeng@buaa.edu.cn

引用格式：杨卓，师鹏，周韬，等. 基于模糊推理的空间非合作目标意图识别方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3883-3894. YANG Z，SHI P，ZHOU T，et al. Intention recognition method for space non-cooperative targets based on fuzzy reasoning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3883-3894 （in Chinese）.

供更全面和准确的态势评估。

意图推理则需要在目标态势评估的基础上，通过关键因果特征提取、分析等一系列过程来实现。伍之前等[8]结合专家知识与多属性决策方法的优点，提出了基于直觉模糊产生式规则推理和多属性决策的空中目标攻击意图判断模型。Jin等[9]通过提取空中目标数据链的外部特征作为网络节点，引入贝叶斯优化算法建立了空中群目标作战意图识别模型。夏曦[10]在建立三级态势估计推理框架的基础上，进一步分析了意图推理中态势知识库的建立方法和事件关联的设计方法，提出了一种基于D-S证据理论的意图推理模板匹配方法。在意图推理方面，虽然已经尝试了多种方法，如直觉模糊产生式规则推理、多属性决策和基于贝叶斯优化算法的模型等，但如何准确提取关键因果特征、建立可靠的意图推理模型仍然是一个挑战。当前的研究需要进一步改进意图推理方法，以提高推理的准确性和可靠性，并考虑多样化的场景和复杂的目标行为。

本文提出一种基于模糊推理的空间非合作目标意图识别方法。为解决当前研究中存在的问题，首先，建立一个非合作目标典型抵近行为数据集，以提供更全面的态势评估要素特征。其次，提出一种K均值聚类模糊决策树(K-Means fuzzy decision tree, KMFDT)算法，将模糊推理理论应用于意图识别过程，充分考虑目标的时序状态信息，从而更准确地推断目标的意图。最后，通过数值仿真验证所提方法的有效性，实现对己方航天器附近非合作目标意图的可溯源准确识别。

1 非合作目标航天器动力学建模

1.1 非合作目标近距离相对运动模型

为描述非合作目标与己方航天器之间的相对运动，定义坐标系如图1所示。

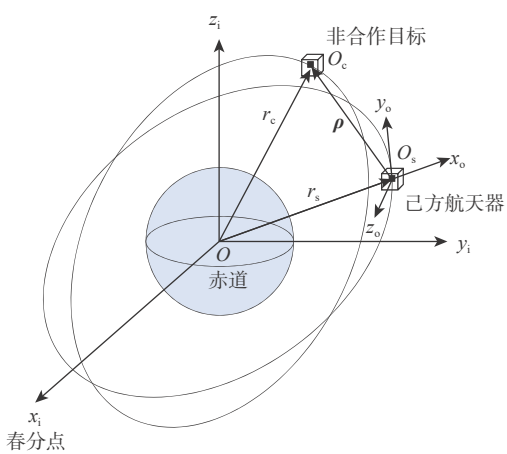


图1 相对运动坐标系示意图

Fig. 1 Relative motion coordinate system

地心赤道惯性坐标系$S_i(Ox_iy_iz_i)$：原点为地心O，Ox_i轴为赤道面内指向春分点方向，Oz_i轴垂直于赤道面指向北极方向，Oy_i轴由右手法则确定。

己方航天器轨道坐标系$S_o(O_sx_oy_oz_o)$：原点与己方航天器质心O_s固连并随其沿轨道运动，O_sx_o轴沿己方航天器径向，O_sz_o轴沿己方航天器轨道面正法向，O_sy_o轴由右手法则确定，称为沿迹向。

以己方航天器轨道坐标系S_o为相对运动坐标系，该坐标系随己方航天器的质心沿轨道运动，是一个动坐标系。

当己方航天器运行在圆或近圆轨道上，且2个航天器之间的距离远小于其轨道半径，不考虑各种摄动影响，可得到己方航天器轨道坐标系$S_o(O_sx_oy_oz_o)$中的线性相对运动方程，即C-W方程[11]，如下：

$$\begin{cases} \ddot{x}-2n\dot{y}-3n^2x=u_x \\ \ddot{y}+2n\dot{x}=u_y \\ \ddot{z}+n^2z=u_z \end{cases} \tag{1}$$

式中：n为己方航天器的平均轨道角速度；x、y、z分别为非合作目标相对己方航天器的位置矢量在己方航天器轨道坐标系$S_o(O_sx_oy_oz_o)$中的3个分量；u_x、u_y、u_z分别为施加在非合作目标上的控制加速度在己方航天器轨道坐标系$S_o(O_sx_oy_oz_o)$中的3个分量。

以相对运动开始的时刻作为时间零点，相应的非合作目标相对运动初始状态为$\begin{bmatrix} x_0 & y_0 & z_0 & \dot{x}_0 & \dot{y}_0 & \dot{z}_0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$，当满足式(2)所示初始条件[12]时，非合作目标可对己方航天器进行环绕飞行，其相对运动轨迹投影到$x_oO_sy_o$平面内为一个封闭椭圆，且椭圆的长半轴为短半轴的2倍，即偏心率恒定为$\sqrt{3}/2$。

$$\begin{cases} y_0=\dfrac{2}{n}\dot{x}_0 \\ \dot{y}_0=-2nx_0 \end{cases} \tag{2}$$

1.2 非合作目标末段拦截运动模型

假定非合作目标的发动机采用连续小推力的工作模式，对于连续小推力末段拦截情况，往往是在时间或能量消耗等性能指标下寻找最优的拦截轨道，这是一个最优控制问题[13]。

将非合作目标对己方航天器实施拦截的机动时间作为性能指标，有

$$J=\min\int_{t_0}^{t_f}\mathrm{d}t=t_f \tag{3}$$

式中：J为待优化的性能指标函数；t_0为开始时间；t_f为终端时间。

进而得到Hamilton函数[14]为

$$H = 1 + \boldsymbol{\lambda}_{\mathrm{r}}\left[\dot{x}\quad \dot{y}\quad \dot{z}\right]^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\lambda}_{\mathrm{v}}\left[\ddot{x}\quad \ddot{y}\quad \ddot{z}\right]^{\mathrm{T}} = 1 + \lambda_1\dot{x} + \lambda_2\dot{y} + \lambda_3\dot{z} + \lambda_4\left(3n^2x + 2n\dot{y} + u_x\right) + \lambda_5\left(-2n\dot{x} + u_y\right) + \lambda_6\left(-n^2z + u_z\right) \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{\lambda}_{\mathrm{r}} = [\lambda_1 \quad \lambda_2 \quad \lambda_3]$、$\boldsymbol{\lambda}_{\mathrm{v}} = [\lambda_4 \quad \lambda_5 \quad \lambda_6]$分别为与位置、速度有关的协态向量。

非合作目标终端时刻位置约束为

$$N(\boldsymbol{x}_{\mathrm{state}}(t_{\mathrm{f}}), t_{\mathrm{f}}) = \sqrt{x_1^2(t_{\mathrm{f}}) + x_2^2(t_{\mathrm{f}}) + x_3^2(t_{\mathrm{f}})} = 0 \tag{5}$$

结合式 (1)、式 (4) 可推导出终端时刻可变、终端状态有约束的最优控制问题[15]的一阶必要条件为

$$\begin{cases} \text{状态方程：} \dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{state}} = \dfrac{\partial H}{\partial \boldsymbol{\lambda}} = f(\boldsymbol{x}_{\mathrm{state}}, \boldsymbol{u}, t) \\ \text{协态方程：} \dot{\boldsymbol{\lambda}} = -\dfrac{\partial H}{\partial \boldsymbol{x}_{\mathrm{state}}} \\ \text{横截条件：} \begin{cases} \boldsymbol{\lambda}(t_{\mathrm{f}}) = \left[\left(\dfrac{\partial N}{\partial t}\right)\boldsymbol{\nu}\right]\Big|_{t=t_{\mathrm{f}}} \\ \left[H + \boldsymbol{\nu}^{\mathrm{T}}\dfrac{\partial N}{\partial t}\right]\Big|_{t=t_{\mathrm{f}}} = 0 \end{cases} \\ \text{终端约束：} N(\boldsymbol{x}_{\mathrm{state}}(t_{\mathrm{f}}), t_{\mathrm{f}}) = 0 \end{cases} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\nu}$ 为拉格朗日乘子，$\boldsymbol{\nu}(t)=[\nu_1(t) \quad \nu_2(t) \quad \cdots \quad \nu_6(t)]$。

由庞特里亚金极小值原理[16]，可采用间接法求解该两点边值问题，得到满足要求的协态初值$\boldsymbol{\lambda}_{\mathrm{r0}}$、$\boldsymbol{\lambda}_{\mathrm{v0}}$和终端时刻$t_{\mathrm{f}}$，将其代入式 (6) 中状态方程和协态方程进行数值积分，即可得到非合作目标实施末段拦截任务的相对运动轨迹。

1.3　非合作目标相对姿态运动模型

在实际应用场景中，非合作目标可能会搭载用于对航天器进行观测成像的光学元件及进行电磁探测的雷达元件，其相对于己方航天器的姿态指向可以表征非合作目标对己方航天器进行观测成像或电磁探测的可能性，引入非合作目标相对姿态运动状态信息，可更为准确地对其意图进行分类。因此，在图 1 所示相关坐标系的基础上，定义非合作目标本体坐标系$S_{\mathrm{t}}(O_{\mathrm{c}}x_{\mathrm{t}}y_{\mathrm{t}}z_{\mathrm{t}})$、期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$、相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{t}}$和姿态偏差角$\theta_{\mathrm{dt}}$，如图 2 所示。

非合作目标本体系$S_{\mathrm{t}}(O_{\mathrm{c}}x_{\mathrm{t}}y_{\mathrm{t}}z_{\mathrm{t}})$：原点与非合作目标质心$O_{\mathrm{c}}$固连并随其沿轨道运动，假设$O_{\mathrm{c}}x_{\mathrm{t}}$轴上搭载有对己方航天器进行观测的光学元件或对己方航天器进行探测的电磁元件。

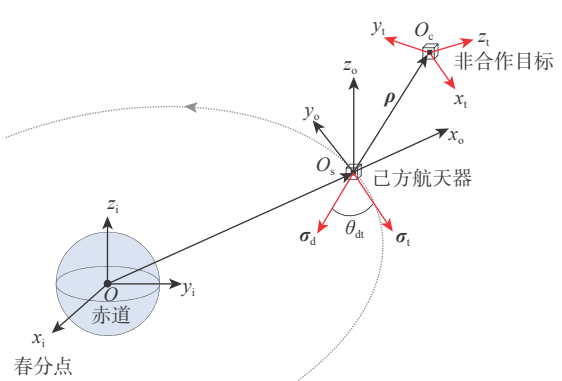


图 2　引入相对姿态后的坐标系示意图

Fig. 2　Coordinate system with relative attitude introduced

期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$：定义在己方航天器轨道坐标系$S_{\mathrm{o}}$中，与非合作目标相对于己方航天器的位置矢量$\boldsymbol{\rho}$方向相反，即该矢量为单位矢量：

$$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}} = \left[-x \quad -y \quad -z\right]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{t}}$：定义在己方航天器轨道坐标系$S_{\mathrm{o}}$中，与$O_{\mathrm{c}}x_{\mathrm{t}}$轴的方向相同，为单位矢量。

姿态偏差角θ_{dt}：期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$与相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{t}}$之间的夹角。

根据 3D 旋转公式[17]，由期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$绕旋转轴$\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}$旋转角度$\theta_{\mathrm{dt}}$后的相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{t}}$可表示为

$$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{t}} = (1-\cos\theta_{\mathrm{dt}})(\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}})\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}} + \boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}\cos\theta_{\mathrm{dt}} + (\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}})\sin\theta_{\mathrm{dt}} \tag{8}$$

为简化问题，将相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{t}}$作为非合作目标相对己方航天器的姿态指向。

2　目标抵近轨迹模拟与态势评估

对空间非合作目标的抵近行为进行态势评估是对其进行意图识别的关键。首先，基于电磁探测、观测成像、伴飞潜伏和末端拦截 4 种非合作目标典型抵近行为建立相对运动轨迹库；其次，通过提取相对运动轨迹特征，以绕飞、打击和角度 3 种度量作为态势评估指标，建立意图识别数据集。为后续研究非合作目标意图推理过程及建立意图识别模型提供数据支撑。

2.1　非合作目标抵近轨迹模拟

为建立意图识别数据集，基于非合作目标相关动力学模型，模拟其对己方航天器具有电磁探测、观测成像、伴飞潜伏、末端拦截和无威胁 5 种意图的任务场景，并生成 5 种抵近意图下的运动轨迹。

2.1.1　电磁探测意图的抵近轨迹模拟

为实现对己方航天器电磁特征与状态持续有序的观测与监视，从而了解和掌握己方航天器的电磁信号特征，非合作目标需要在近距离范围内形成对己方航天器便于电磁探测的相对运动轨迹。选用自然绕飞轨迹[18]作为非合作目标一种理想的电磁探测相对运动轨迹，定义为标准绕飞轨迹；在实际场景中，非合作目标的相对运动轨迹不可能完全与标准绕飞轨迹相同，因此，考虑在标准绕飞轨迹的基础上人为施加一定幅度的轨迹偏差，以模拟非合作目标具备电磁探测意图时的相对运动轨迹。以上与标准绕飞轨迹存在偏差的相对运动轨迹定义为非标准绕飞轨迹。电磁探测意图的轨迹模拟示例如下。

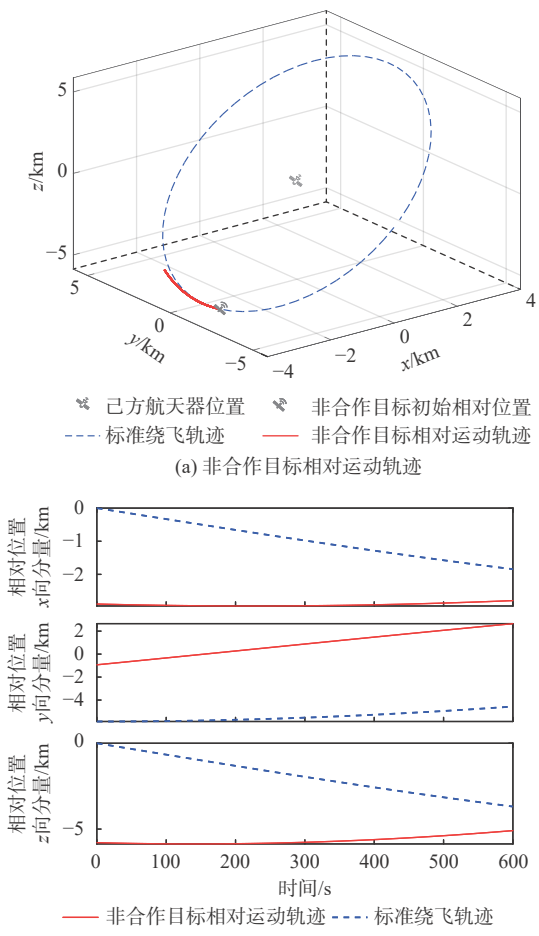
设置相对位置、速度初值，使其符合式(2)所示环绕飞行条件，代入式(1)即可得到标准绕飞轨迹(见图3(a)中虚线)；非合作目标在该意图下应保持一段时间的稳定绕飞状态，其相对运动轨迹与标准绕飞轨迹不应有较大偏差，因此，在后续运动样本生成过程中，对其初始x向相对速度施加小幅度的偏差：

$$\Delta v_{x0} = [-0.000\,9, 0.000\,9]\ \text{km/s} \tag{9}$$

此时得到的相对运动轨迹如图3(a)中实线所示。此外，为模拟实际场景中己方对非合作目标观测的过程，生成2种轨迹的时间步长应保持一致。

非合作目标在绕飞过程中还需保持对己方航天器一定范围内的姿态指向，以保证其电磁探测元件对准己方航天器。为简化问题，假设非合作目标的相对姿态可以通过观测获得，因此，人为给出非合作目标的实际相对姿态指向。旋转轴$\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}$简化为与期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$垂直的矢量，即

$$\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}} = \begin{bmatrix}\sigma_{\mathrm{d}y} & -\sigma_{\mathrm{d}x} & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{10}$$



(a) 非合作目标相对运动轨迹

(b) 非合作目标相对位置各向分量变化曲线

图3 电磁探测意图示例的非合作目标相对运动示意图和相对位置各向分量变化曲线

Fig. 3 Relative motion and position component curves of a non-cooperative target in the electromagnetic detection intention example

式中：$\sigma_{\mathrm{d}x}$、$\sigma_{\mathrm{d}y}$分别为期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{d}}$在相对运动坐标系$S_{\mathrm{o}}$中的$x$向、$y$向分量。给出旋转角度$\theta_{\mathrm{dt}}$后，即可按式(8)计算非合作目标的实际相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{t}}$。对于电磁探测意图，旋转角度$\theta_{\mathrm{dt}}$在[10°,35°]范围内随机选择。

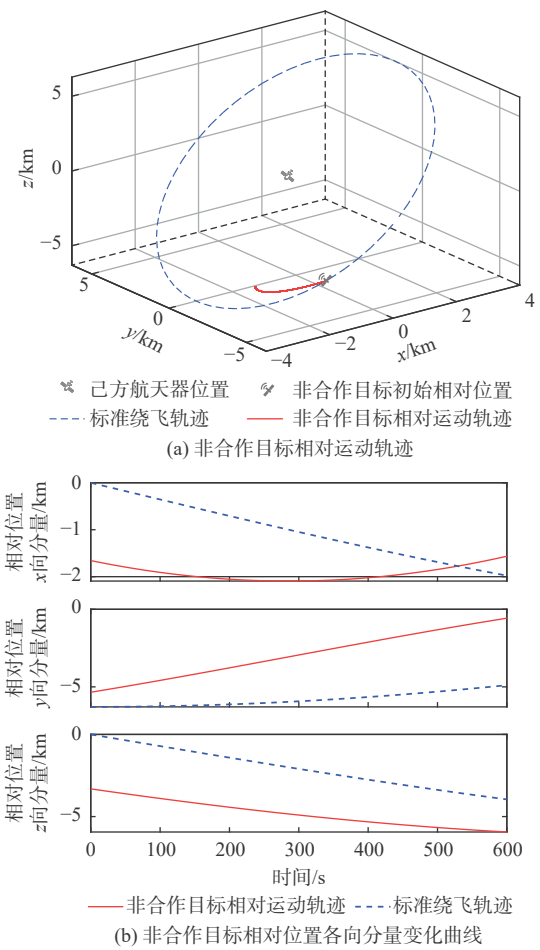
2.1.2 观测成像意图的抵近轨迹模拟

为实现对己方航天器的外部形状、敏感元件等相关信息进行成像，非合作目标需要在一段时间内处于距己方航天器较近的位置。相比电磁探测意图，非合作目标可在绕飞过程中适当接近己方航天器，因此，在后续运动样本生成过程中，对其初始x向相对速度施加小幅度的偏差：

$$\Delta v_{x0} = \pm[0.001\,9, 0.003\,9]\ \text{km/s} \tag{11}$$

得到的相对运动轨迹如图4(a)中实线所示。

非合作目标在绕飞过程中同样需保持对己方航天器一定范围内的姿态指向，以保证其光学成像元件对准己方航天器。参照2.1.1节中人为给出非合作目标的实际相对姿态矢量的方法，对于观测成像意图，旋转角度θ_{dt}在[0°,10°]范围内随机选择。



(a) 非合作目标相对运动轨迹

(b) 非合作目标相对位置各向分量变化曲线

图4 观测成像意图示例的非合作目标相对运动示意图和相对位置各向分量变化曲线

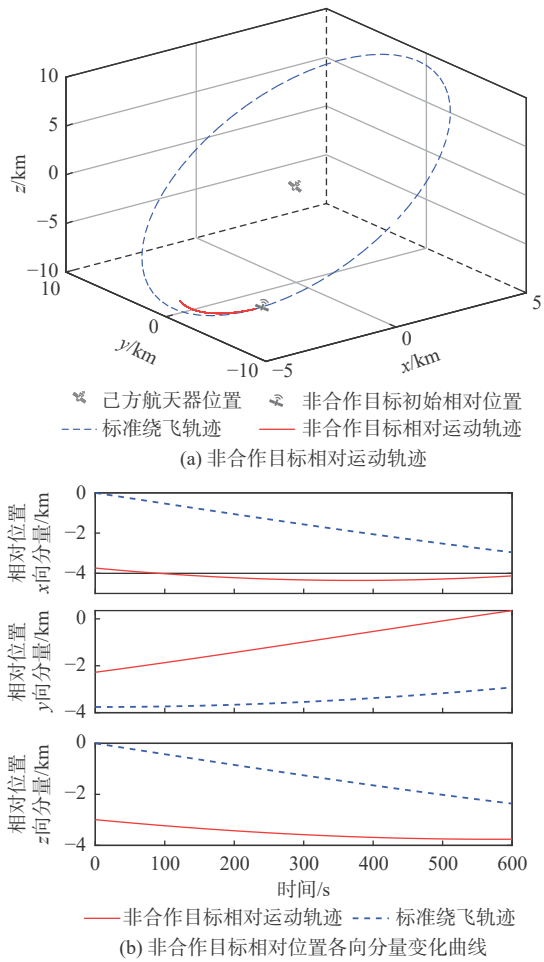
Fig. 4 Relative motion and position component curves of a non-cooperative target in the observation imaging intention example

2.1.3　伴飞潜伏意图的抵近轨迹模拟

在此意图下, 非合作目标在一段时间内处于距己方航天器较近的位置, 等待地面人员下达后续任务指令。同时为避免被己方航天器探测到其位置, 非合作目标不可过于接近己方航天器。在后续运动样本生成过程中, 对非合作目标的初始x向相对速度施加小幅度的偏差:

$$\Delta v_{x0} = [-0.003\,9, 0.003\,9]\ \text{km/s} \tag{12}$$

得到的相对运动轨迹如图 5 中实线所示。



(a) 非合作目标相对运动轨迹

(b) 非合作目标相对位置各向分量变化曲线

图 5　伴飞潜伏意图示例的非合作目标相对运动示意图和相对位置各向分量变化曲线

Fig. 5　Relative motion and position component curves of a non-cooperative target in the accompanying flight lurking intention example

在伴飞潜伏意图下, 非合作目标相对己方航天器并无姿态定向要求, 因此, 参照 2.1.1 节中人为给出非合作目标的实际相对姿态矢量的方法, 设定旋转角度θ_{dt}在 [35°,50°] 范围内随机选择。

2.1.4　末段拦截意图的抵近轨迹模拟

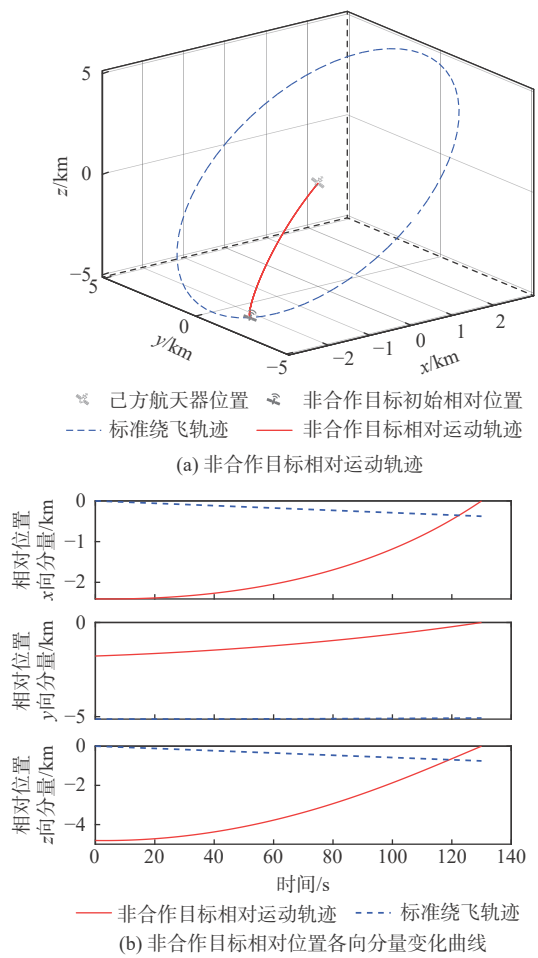
为实现对己方航天器实施毁伤的任务目标, 非合作目标需要在一段时间内连续机动变轨, 在特定的目标时刻与己方航天器位置重合, 并具有一定的相对速度。采用 1.2 节中非合作目标末段拦截运动模型以模拟非合作目标具有末段拦截意图时的相对运动轨迹。末段拦截意图的轨迹模拟示例如下。

非合作目标的初始相对位置从标准绕飞轨迹上随机选择, 设置其发动机推力幅值为 0.689 m/s^2, 则根据庞特里亚金极小值原理, 当 Hamilton 函数取极小值时, 推力在各方向矢量如下:

$$\begin{cases} e_x = -\dfrac{\lambda_4}{\sqrt{\lambda_4^2+\lambda_5^2+\lambda_6^2}} \\ e_y = -\dfrac{\lambda_5}{\sqrt{\lambda_4^2+\lambda_5^2+\lambda_6^2}} \\ e_z = -\dfrac{\lambda_6}{\sqrt{\lambda_4^2+\lambda_5^2+\lambda_6^2}} \end{cases} \tag{13}$$

采用间接法求解上述两点边值问题, 可得到满足要求的协态初值$\boldsymbol{\lambda}_{\text{r}0}$、$\boldsymbol{\lambda}_{\text{v}0}$与终端时刻$t_{\text{f}}$, 代入式 (6) 中状态方程和协态方程进行数值积分, 即可得到非合作目标末段拦截意图的相对运动轨迹, 如图 6(a) 中实线所示。

在末段拦截意图下, 非合作目标相对己方航天器并无姿态定向要求, 因此, 参照 2.1.1 节中人为给



(a) 非合作目标相对运动轨迹

(b) 非合作目标相对位置各向分量变化曲线

图 6　末段拦截意图示例的非合作目标相对运动示意图和相对位置各向分量变化曲线

Fig. 6　Relative motion and position component curves of a non-cooperative target in the terminal interception intention example

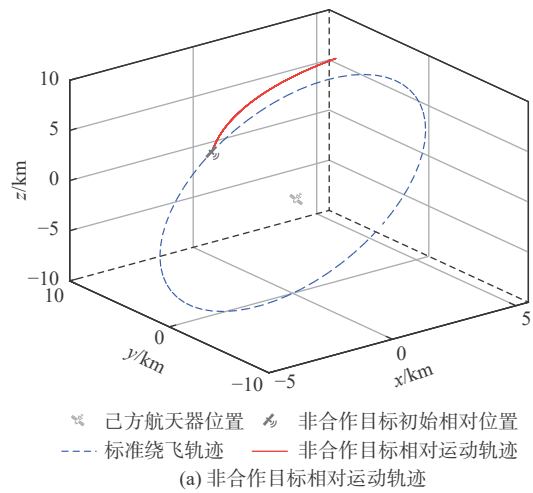
出非合作目标的实际相对姿态矢量的方法，旋转角度θ_{dt}在[0°,90°]范围内随机选择。

2.1.5 无威胁意图的抵近轨迹模拟

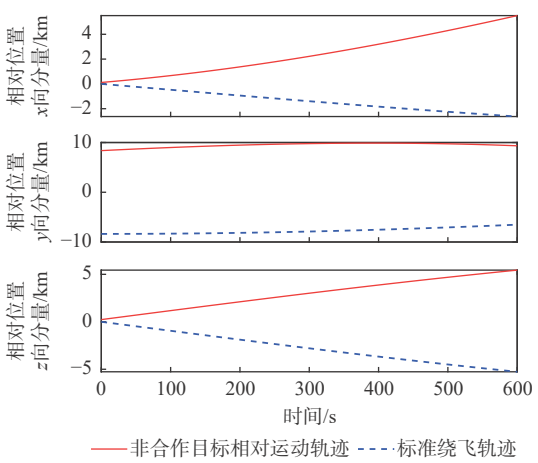
当非合作目标不具备上述4种威胁意图时，即认为其相对运动轨迹属于无威胁。在此意图下，认为非合作目标逐渐远离己方航天器，后续运动样本生成过程中，对非合作目标的初始x向相对速度施加小幅度的偏差：

$$\Delta v_{x0} = \pm[0.005\,9, 0.009\,9]\ \text{km/s} \tag{14}$$

得到的相对运动轨迹如图7(a)中实线所示。



(a) 非合作目标相对运动轨迹



(b) 非合作目标相对位置各向分量变化曲线

图7 无威胁意图示例的非合作目标相对运动示意图和相对位置各向分量变化曲线

Fig. 7 Relative motion and position component curves of a non-cooperative target in the no-threat intention example

在此情况下，非合作目标在整个运动过程中与己方航天器的距离较远，没有进行绕飞的运动趋势。

在无威胁情况下，非合作目标对己方航天器无需进行姿态定向，参照2.1.1节中人为给出非合作目标的实际相对姿态矢量的方法，此情况下的旋转角度θ_{dt}在[50°,90°]范围内随机选择。

2.2 绕飞态势评估函数设计

假定己方航天器及地面观测站能够获取非合作目标的运动信息，选择特定时间作为初始时刻，记录非合作目标的初始相对位置和速度，以及一段时间内非合作目标相对运动轨迹上N个离散点的相对位置和速度信息，记为$\left[x_{ci}\quad y_{ci}\quad z_{ci}\quad \dot{x}_{ci}\quad \dot{y}_{ci}\quad \dot{z}_{ci}\right]^{\mathrm{T}}$；根据式(1)，由非合作目标同一初始相对位置生成的标准绕飞轨迹上的N个离散点的相对位置、速度信息，记为$\left[x_i\quad y_i\quad z_i\quad \dot{x}_i\quad \dot{y}_i\quad \dot{z}_i\right]^{\mathrm{T}}$，其中，$i=1,2,\cdots,N$。

为评估非合作目标实际相对运动轨迹与标准绕飞轨迹的偏离程度，根据式(15)计算得到非合作目标相对运动轨迹相较于标准绕飞轨迹的平均拟合偏差：

$$Q = \left[\sum_{i=1}^{N}(x_{ci}-x_i)^2+\sum_{i=1}^{N}(y_{ci}-y_i)^2+\sum_{i=1}^{N}(z_{ci}-z_i)^2+\sum_{i=1}^{N}(\dot{x}_{ci}-\dot{x}_i)^2+\sum_{i=1}^{N}(\dot{y}_{ci}-\dot{y}_i)^2+\sum_{i=1}^{N}(\dot{z}_{ci}-\dot{z}_i)^2\right]\Big/N \tag{15}$$

可见，式(15)中平均拟合偏差Q的取值范围为$[0,+\infty]$，为使该数值度量指标标准化，采用如下指数形式的函数达到输出0～1之间的绕飞态势评估值的目的：

$$f(Q) = \mathrm{e}^{-kQ} \qquad k>0 \tag{16}$$

在后续仿真实验中，k的取值为0.25。

2.3 打击态势评估函数设计

为评估非合作目标在拦截过程中与己方航天器的距离变化情况，设计如图8所示评估流程。

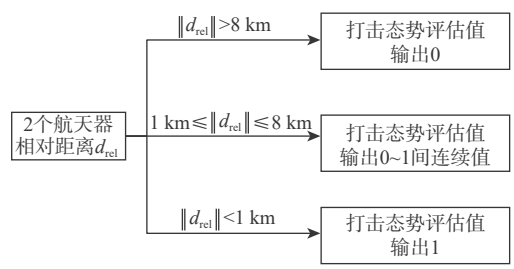


图8 打击态势评估流程

Fig. 8 Hit situation assessment process

根据图8所示流程，基于正弦函数设计打击态势评估函数，得到非合作目标相对运动轨迹上各离散点对应的打击态势评估值。当非合作目标与己方航天器愈加接近时，表明己方航天器面临的碰撞风险增加，因此，打击态势评估值应随之迅速升高，即函数变化率应随着2个航天器相对距离的减小而增大；当2个航天器相对距离达到1 km时，此时碰撞风险已达最大可能，相应地，函数变化率也应

达到最大值; 当 2 个航天器相对距离增大时, 函数变化率应随之减小。因此, 在后续仿真实验中, 选用如式 (17) 所示的打击态势评估函数:

$$f(h)=\begin{cases}0 & \|d_{\mathrm{rel}}\|>8\\ 1+\sin\left(\dfrac{\pi}{14}d_{\mathrm{rel}}-\dfrac{15\pi}{14}\right) & 1\leqslant\|d_{\mathrm{rel}}\|\leqslant 8\\ 1 & \|d_{\mathrm{rel}}\|<1\end{cases} \tag{17}$$

式中: d_{rel}为 2 个航天器间的相对距离, 即

$$d_{\mathrm{rel}}=\sqrt{x_{ci}^2+y_{ci}^2+z_{ci}^2} \tag{18}$$

2.4　角度态势评估函数设计

假设己方航天器能够以传感器获取非合作目标相对运动轨迹上N个离散点的相对姿态, 即相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{ti}$; 由式 (7) 可求得非合作目标期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{di}$, 其中, $i=1,2,\cdots,N$。

用相对姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{ti}$与期望姿态矢量$\boldsymbol{\sigma}_{di}$的夹角衡量非合作目标对己方航天器姿态指向的程度。由 2 个矢量之间的夹角计算公式, 可计算得到姿态偏差角θ_{dt}^{i}:

$$\theta_{\mathrm{dt}}^{i}=\arccos\left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_{di}\boldsymbol{\sigma}_{ti}}{\|\boldsymbol{\sigma}_{di}\|\|\boldsymbol{\sigma}_{ti}\|}\right) \tag{19}$$

非合作目标整个运动过程的平均相对姿态偏差角为

$$\theta_{\mathrm{dt}}=\left(\sum_{i=1}^{N}\theta_{\mathrm{dt}}^{i}\right)\Big/N \tag{20}$$

设计如图 9 所示角度态势评估流程。

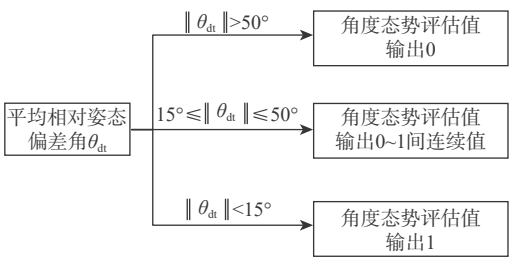


图 9　角度态势评估流程

Fig. 9　Angle situation assessment process

根据图 9 所示流程, 基于多项式函数设计角度态势评估函数。在后续的仿真实验中, 选用如下角度态势评估函数:

$$f(\theta_{\mathrm{dt}})=\begin{cases}0 & \|\theta_{\mathrm{dt}}\|>50°\\ -0.000\,569\,4\theta_{\mathrm{dt}}^2+0.008\,437\theta_{\mathrm{dt}}+1.002 & 15°\leqslant\|\theta_{\mathrm{dt}}\|\leqslant 50°\\ 1 & \|\theta_{\mathrm{dt}}\|<15°\end{cases} \tag{21}$$

3　基于 KMFDT 的意图推理方法

3.1　方法总体设计

决策树算法是对一组已知示例进行归纳学习, 并生成一棵决策树的方法。模糊决策树算法是传统决策树算法的扩充和完善, 使决策树学习的应用范围扩大到了处理不确定性, 有着更强的分类能力及稳健性, 使知识表示的方式更为自然。使用模糊决策树算法对非合作目标意图进行分类时, 同样需要对态势评估数据进行分析, 确定其划分的隶属度函数。本文提出的 KMFDT 算法通过 K 均值(K-Means)聚类算法给出各隶属度函数的中心点, 同时引入分类模糊度、置信水平和真值阈值指标, 以提高分类规则的质量和控制树的复杂度。

该算法的总体设计如下: ①使用 K-Means 算法将意图识别数据集中绕飞、打击和角度 3 种态势评估数据进行聚类, 将每种态势数据划分为不同的类别, 并得到聚类中心点。②利用聚类中心点确定每种态势的模糊隶属度函数的分段点, 可以将数据更好地转换为模糊隶属度函数。使用这些模糊隶属度函数将 3 种态势数据进行模糊化, 使其能够更好地适应不同的情况。③基于模糊化的 3 种态势评估数据及对应的目标意图, 使用最小模糊度模糊决策树算法[19], 生成目标意图推理模糊决策树。

3.2　基于 K-Means 算法的态势数据预处理

K-Means 算法[20] 是基于划分的聚类算法, 一般用数据对象与聚类中心间的欧氏距离作为衡量数据对象间相似度的指标, 欧氏距离的计算公式为

$$D(b,K_l)=\sqrt{\sum_{j=1}^{m}\left(b_j-K_{lj}\right)^2} \tag{22}$$

式中: b为数据对象; K_l为第l个聚类中心; m为数据对象的维度; b_j、K_{lj}为b和K_l的第j个属性值。

数据对象间相似度越小, 距离越大。根据数据对象与聚类中心之间的相似度, 不断更新聚类中心的位置以降低各个聚类总的误差平方和(sum of squared error, SSE), 即

$$\chi_{\mathrm{SSE}}=\sum_{l=1}^{k}\sum_{b\in K_l}|D(b,K_l)|^2 \tag{23}$$

式中: χ_{SSE}为各个聚类总的误差平方和。

当SSE不再变化或目标函数收敛时, 聚类结束, 得到最终的聚类中心。

以态势评估数据集中的绕飞态势为例, 介绍使用 K-Means 聚类算法对态势评估数据进行划分的流程:

1) 给定聚类中心点数量 k, 随机选定绕飞态势数据中 k 个对象作为初始聚类中心点。

2) 对于所有绕飞态势评估数据, 根据式 (22) 计算其与上述聚类中心点的欧氏距离, 并按就近原则

分别将其划分到与其最近的聚类中心点所代表的类。

3）计算每个类别中所有数据的均值作为该类别新的聚类中心点，并根据式 (23) 计算所有数据到其所属类别聚类中心点的SSE。

4）当SSE不再变化或收敛时，聚类过程结束，得到绕飞态势最终的聚类中心点，否则返回步骤 2）。

对于打击与角度态势数据，采用上述流程即可完成数据划分，得到对应的聚类中心点。

3.3 基于最小模糊度算法构建意图推理决策树

3.3.1 训练数据的模糊化

使用 K-Means 算法对态势评估数据集中各种态势数据进行聚类预处理后，将聚类中心点作为隶属度函数的分段点，采用如式 (24)～式 (26) 所示模糊三角型隶属度函数建立隶属度函数，对态势评估数据进行模糊化。

为了避免经过聚类预处理后的态势评估数据各标签之间的重叠导致高度的分类模糊性，引入置信水平α对模糊化的态势评估数据进一步处理，则具有置信水平α的隶属度函数$\mu_{F\alpha}(W)$按式 (27) 计算：

$$W_{T_1}(b)=\begin{cases}1 & b\leqslant p_1\\ \dfrac{p_2-b}{p_2-p_1} & p_1<b<p_2\\ 0 & b\geqslant p_2\end{cases} \tag{24}$$

$$W_{T_k}(b)=\begin{cases}1 & b\geqslant p_k\\ \dfrac{b-p_{k-1}}{p_k-p_{k-1}} & p_{k-1}<b<p_k\\ 0 & b\leqslant p_{k-1}\end{cases} \tag{25}$$

$$W_{T_l}(b)=\begin{cases}1 & b\geqslant p_{l+1}\\ \dfrac{p_{l+1}-b}{p_{l+1}-p_l} & p_l<b<p_{l+1},1<l<k\\ \dfrac{b-p_{l-1}}{p_l-p_{l-1}} & p_{l-1}<b\leqslant p_l\\ 0 & b\leqslant p_{l-1}\end{cases} \tag{26}$$

$$\mu_{F\alpha}(W)=\begin{cases}\mu_F(W) & \mu_F(W)\geqslant\alpha\\ 0 & \mu_F(W)<\alpha\end{cases} \tag{27}$$

式中：p_1、p_2、p_k、p_{k-1}、p_{l+1}、p_l、p_{l-1}均为聚类中心点，即隶属度函数的分段点；$\mu_F(W)$为原始隶属度函数。

3.3.2 归纳产生模糊决策树

确定判断叶节点的真值阈值β，按以下流程归纳产生模糊决策树：

1）根节点的选择。对于每个属性$E_a(a=1,2,\cdots,A)$，按式（28）计算该属性各分支$E_a^{(k_1)}(1\leqslant k_1\leqslant m_{k_1})$分类到各意图类别$C_r$的分类真实水平$P\left(E_a^{(k_1)},C_r\right)(1\leqslant r\leqslant R)$：

$$P\left(E_a^{(k_1)},C_r\right)=\frac{M\left(E_a^{(k_1)}\cap C_r\right)}{M\left(E_a^{(k_1)}\right)}=\frac{\sum\limits_{W\in U}\min\left(\mu_{E_a^{(k_1)}}(W),\mu_{C_r}(W)\right)}{\sum\limits_{W\in U}\mu_{E_a^{(k_1)}}(W)} \tag{28}$$

式中：$M\left(E_a^{(k_1)}\right)=\sum\limits_{W\in U}\mu_{E_a^{(k_1)}}(W)$为对$E_a^{(k_1)}$大小的度量。

按式（29）计算该属性各分支$E_a^{(k_1)}$的分类模糊度$G\left(E_a^{(k_1)}\right)$：

$$G\left(E_a^{(k_1)}\right)=g\left(\pi\left(C|E_a^{(k_1)}\right)\right)=\sum_{r=1}^{R}\left(\pi_r^*-\pi_{r+1}^*\right)\ln r \tag{29}$$

式中：$\pi^*\left(C|E_a^{(k_1)}\right)=\left\{\pi^*\left(C_1|E_a^{(k_1)}\right),\pi^*\left(C_2|E_a^{(k_1)}\right),\cdots,\pi^*\left(C_R|E_a^{(k_1)}\right)\right\}$为归一化可能性分布$\pi\left(C|E_a^{(k_1)}\right)=\left\{\pi\left(C_1|E_a^{(k_1)}\right),\pi\left(C_2|E_a^{(k_1)}\right),\cdots,\pi\left(C_R|E_a^{(k_1)}\right)\right\}$各分量按降序排列的集合，归一化可能性分布各分量按式 (30) 求得

$$\pi\left(C_r|E_a^{(k_1)}\right)=\frac{P\left(E_a^{(k_1)},C_r\right)}{\max\limits_R P\left(E_a^{(k_1)},C_r^{(k_2)}\right)} \tag{30}$$

按式（31）计算每个属性的分类模糊度$G(E_a)$：

$$G(E_a)=\sum_{k_1=1}^{m_{k_1}}w\left(E_a^{(k_1)}|E_a\right)G\left(E_a^{(k_1)}\right) \tag{31}$$

式中：$w\left(E_a^{(k_1)}|E_a\right)$为该属性其中一条分支$E_a^{(k_1)}$在$E_a$中的相对大小的权重，可由式 (32) 计算得到

$$w\left(E_a^{(k_1)}|E_a\right)=\frac{M\left(E_a^{(k_1)}\cap E_a\right)}{\sum\limits_{k_1=1}^{m_{k_1}}M\left(E_a^{(k_1)}\cap E_a\right)} \tag{32}$$

选择具有最小分类模糊度$G(E_{\text{root}})$的属性E_{root}作为根节点。

2）子节点的选择。由式 (28) 计算将父节点属性各分支中的所有对象分类到每个意图类别的真实水平$P\left(E_{\text{root}}^{(k_1)},C_r\right)$，判断是否满足决策树分支增长停止条件：分类真实水平$P\left(E_{\text{root}}^{(k_1)},C_r\right)$超过$\beta$。

如果有分类的真实水平满足决策树分支增长停止条件（如果有多个分类满足条件则取最大值），即$P(E_{\text{sub}},C_{\text{sub}})>\beta$，则将此意图分类结果$C_{\text{sub}}$作为该分支$E_{\text{sub}}$的叶子节点并终止。

如果没有分类的真实水平满足决策树分支增长停止条件，则在该分支的子节点选用父节点未使用的属性$E_a^{(k_3)}$，由式 (29) 计算在父节点为属性E_{root}的条件下的分类模糊度$G\left(E_a^{(k_3)}\cap E_{\text{root}}\right)$。如果有属性的分类模糊度$G(E_{\text{sub}}\cap E_{\text{root}})$比父节点进一步减小，则将属性$E_{\text{sub}}$作为一个新的子节点；否则，将具有最大分类真实水平的意图分类结果C_{sub}作为该分支E_{sub}的叶子节点并终止。

3）决策树增长的停止。对所有新生成的子节点重复步骤 2），直到决策树不可能进一步增长后结束。

4）将决策树转换为一套（IF THEN）规则。从根节点到叶子节点的每个分支路径都可以转换为

模糊规则，条件部分表示从根节点到叶子节点的传递分支上的相应隶属度值要求，结论部分表示叶子上具有最高分类真实水平的分类结果。

5）应用模糊规则进行分类。在使用清晰决策树进行分类的情况下，根据待分类对象的某一属性具有的唯一取值（如角度态势值为 0.74），选择所属特定分支对应的规则路径，最终得到一个确定的分类结果（如角度态势较低—绕飞态势较低—打击态势高—末段拦截）。但在使用模糊决策树进行分类的情况下，由于使用隶属度函数对待分类对象的某一属性值进行模糊化处理（如上文中角度态势值 0.74 被隶属度函数处理为角度态势较低 0、角度态势一般 0.67、角度态势很高 0.33），因此，可以同时应用多个分类规则，经过模糊决策树上的多个分支进行分类，最终得到各个分类结果的隶属度值分布，即分类为不同结果的可能性。

4　仿真验证与结果分析

4.1　仿真参数及场景设置

为了对本文方法进行仿真验证，基于实际应用场景设定己方航天器（初始轨道根数如表 1 所示，轨道历元为国际标准时间 2022-09-01 00:00:00）附近的非合作目标有 2 类可能的意图：①威胁类：电磁探测、观测成像、伴飞潜伏和末段拦截；②无威胁。以上 5 种意图对应的相对运动轨迹已在 2.1 节中进行介绍。

表 1　己方航天器初始轨道根数

Table 1　Initial orbit elements of our spacecraft

初始轨道根数	数值
半长轴/km	6 771.00
偏心率	0
轨道倾角/(°)	41.47
升交点赤经/(°)	58.01
近地点幅角/(°)	196.64
真近点角/(°)	176.64

利用 MATLAB 仿真并建立了 5 种意图的相对运动轨迹训练集，共有 150 条轨迹（见表 2），并计算了每条轨迹的 3 种态势评估指标。

使用 KMFDT 算法建立非合作目标意图推理决策树。特征属性绕飞态势、角度态势和打击态势经 K-Means 聚类处理后得到的聚类中心如表 3 所示。

由式 (24)～式 (26) 所示三角型隶属度函数建立 3 种态势属性的隶属度函数，设置置信水平 $\alpha=0.3$，真值阈值 $\beta=0.8$，按 3.3 节所示流程生成模糊决策树，如图 10 所示，图中，P 为分类到该分支的最大分类真实水平。

表 2　意图识别训练集

Table 2　Intention recognition training set

意图标签	数量
电磁探测	30
观测成像	30
伴飞潜伏	30
末段拦截	30
无威胁	30

表 3　各态势属性聚类中心点

Table 3　Clustering centers of situation attributes

态势属性	聚类中心点	
	名称	数值
绕飞态势	FA1	0.026 2
	FA2	0.227 2
	FA3	0.888 2
角度态势	AG1	0.118 2
	AG2	0.629 1
	AG3	0.963 6
打击态势	HT1	0.022 6
	HT2	0.852 1

4.2　结果分析

根据 4.1 节中相关参数构建目标航天器 5 种意图的相对运动轨迹测试集，共有 150 条轨迹，并计算了每条轨迹的 3 种态势评估指标，使用图 10 所示模糊决策树进行意图推理测试。

模糊决策树测试步骤如下：①将数据根据各个态势属性的隶属度函数进行模糊化处理。②根据模糊决策树的每个分支，进行各个意图类别的隶属度值计算：每经过一个分支，即乘上对应态势属性的隶属度值；当应用 2 个或多个规则将对象分类到具有不同隶属度的同一意图类别时，取最大隶属度值作为该意图类别的隶属度值。

经过测试，150 条测试数据中，共有 140 个案例经模糊决策树推理出与原始意图相同的结果，识别准确率为 93.33%。

作为对比方案，选择基于 ID3 算法[21] 的意图识别方案。表 4 为本文 KMFDT 算法与 ID3 算法在意图识别性能上的比较。可知，在相同的测试集条件下，本文 KMFDT 算法相较于 ID3 算法，识别准确率得到一定的提升，说明 KMFDT 算法有良好的意图识别效果。

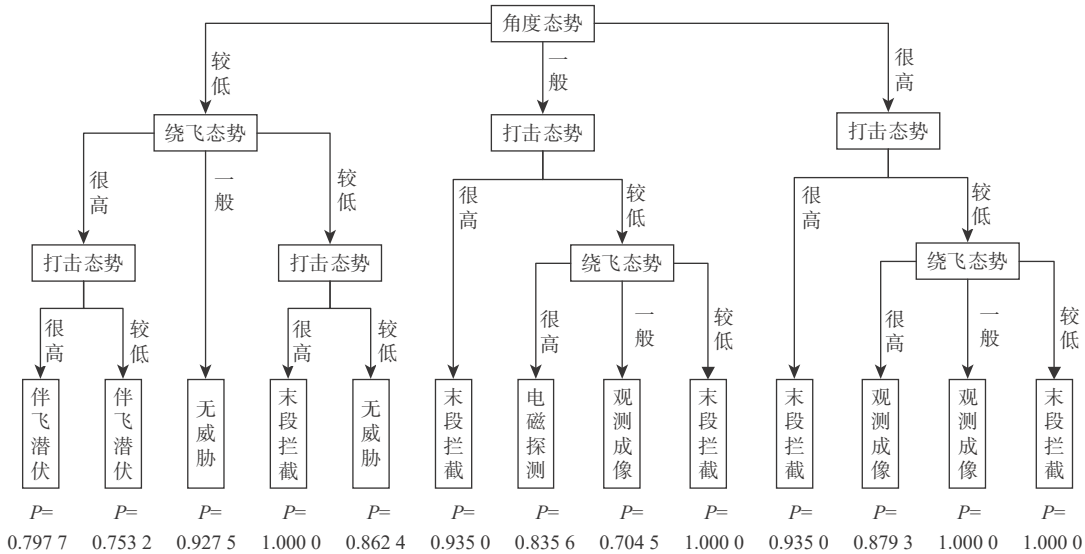


图 10 模糊决策树意图推理链条

Fig. 10 Intention reasoning chain of fuzzy decision tree

表 4 不同算法的意图识别性能比较

Table 4 Performance comparison of intention recognition among different algorithms

算法	决策树节点数	规则数	识别准确率/%
KMFDT	21	13	93.33
ID3[21]	12	8	89.33

5 结 论

本文针对空间非合作目标意图识别问题，展开了相关研究，通过对非合作目标典型抵近行为进行轨迹模拟和态势评估，构建了意图识别数据集，通过基于 KMFDT 算法建立的意图识别模型验证了该方法的可行性和准确性。相关结论如下：

1）根据不同的意图，非合作目标表现出不同的运动特征。基于这一观察，构建了意图识别数据集，其中考虑了非合作目标的多样化抵近行为。此外，定义了绕飞、打击和角度 3 种态势评估指标来描述非合作目标威胁级别的变化，通过采用这些评估指标，能够更准确地评估非合作目标对己方航天器的威胁程度，并能够区分不同意图之间的威胁级别差异。

2）采用的 K-Means 聚类算法和三角型隶属度函数能对态势评估数据进行模糊化处理，能更加灵活地表达数据在不同类别之间的模糊边界和交叉区域，更好地适应不同的问题和环境。

3）以最小模糊度模糊决策树算法为手段，实现了对非合作目标的意图识别，基于自顶向下的树结构，决策树推理结果可清晰地根据不同树节点连接情况进行溯源分析，且模糊决策树的识别准确率可达 93.33%，与传统的 ID3 清晰决策树相比，取得了更高的识别精度。

未来计划在现有的研究基础上，考虑实际场景中多种干扰因素的影响，如环境噪声、传感器误差等，对空间非合作目标抵近轨迹进行更准确的模拟。同时考虑引入多源的态势评估指标，并改进意图识别方法，提高目标意图识别模型的鲁棒性和准确性。

参考文献（References）

[1] ANSELMO L, PARDINI C. Analysis of the consequences in low Earth orbit of the collision between Cosmos 2251 and Iridium 33[C]//Proceedings of the 21st International Symposium on Space Flight Dynamics. Paris: Centre National D'études Spatiales, 2009: 294.

[2] 刘付成, 叶立军. 基于多星编队的 GEO 目标巡视策略[J]. 空间控制技术与应用, 2022, 48(3): 29-38.
LIU F C, YE L J. Patrol strategy of the GEO targets based on mutisatellite formation[J]. Aerospace Control and Application, 2022, 48(3): 29-38(in Chinese).

[3] 袁利, 姜甜甜. 航天器威胁规避智能自主控制技术研究综述[J]. 自动化学报, 2023, 49(2): 229-245.
YUAN L, JIANG T T. Review on intelligent autonomous control for spacecraft confronting orbital threats[J]. Acta Automatica Sinica, 2023, 49(2): 229-245(in Chinese).

[4] ZHENG L H, LU Y, ZHANG J D, et al. Research on formation-based time-series dynamic threat assessment method[C]//Proceedings of the 2022 International Conference on Autonomous Unmanned Systems. Berlin: Springer, 2023: 1220-1232.

[5] 柴慧敏, 张勇, 李欣粤, 等. 基于深度学习的空中目标威胁评估方法[J]. 系统仿真学报, 2022, 34(7): 1459-1467.
CHAI H M, ZHANG Y, LI X Y, et al. Aerial target threat assessment method based on deep learning[J]. Journal of System Simulation, 2022, 34(7): 1459-1467(in Chinese).

[6] 周立新, 李智. 基于 DBN 的空间战场目标威胁评估[J]. 装备指挥

技术学院学报, 2011, 22(5): 68-73.
ZHOU L X, LI Z. Threat assessment for space battlefield targets based on dynamic Bayesian network[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2011, 22(5): 68-73(in Chinese).

[7] LI J X, YUAN L, ZHANG C, et al. Fuzzy dynamic Bayesian network based threat assessment model for space targets[C]//Proceedings of the 5th International Conference on Pattern Recognition and Artificial Intelligence. Piscataway: IEEE Press, 2022: 1176-1181.

[8] 伍之前, 李登峰. 基于推理和多属性决策的空中目标攻击意图判断模型[J]. 电光与控制, 2010, 17(5): 10-13.
WU Z Q, LI D F. A model for aerial target attacking intention judgment based on reasoning and multi-attribute decision making[J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(5): 10-13(in Chinese).

[9] JIN Q, GOU X T, JIN W D, et al. Intention recognition of aerial targets based on Bayesian optimization algorithm[C]//Proceedings of the 2nd IEEE International Conference on Intelligent Transportation Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2017: 356-359.

[10] 夏曦. 基于模板匹配的目标意图识别方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006: 42-60.
XIA X. The study of target intent assessment method based on the template-matching[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006: 42-60(in Chinese).

[11] GONG B C, LI S, SHI J J, et al. Rotation based analytic range-only initial relative orbit solution for natural periodic motion[J]. Acta Astronautica, 2021, 178: 584-594.

[12] 周军, 刘莹莹. 航天器姿态与轨道控制原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2016: 77-78.
ZHOU J, LIU Y Y. Principle of spacecraft attitude and orbit control[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2016: 77-78(in Chinese).

[13] 符俊, 蔡洪, 张士峰, 等. 航天器远程最优拦截方法研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(6): 682-686.
FU J, CAI H, ZHANG S F, et al. Research on spacecraft long-range optimal interception[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(6): 682-686(in Chinese).

[14] BRYSON A E, HO Y C. Applied optimal control: optimization, estimation, and control[M]. Washington, D.C.: Hemisphere Pub. Corp., 1975: 47-51.

[15] VEDANTAM M, AKELLA M R, GRANT M J. Multi-stage stabilized continuation for indirect optimal control of hypersonic trajectories[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020: 0472.

[16] YOON S W, PETUKHOV V. Minimum-fuel low-thrust trajectories to the moon[J]. Acta Astronautica, 2023, 210: 102-116.

[17] 赵育善, 师鹏. 航天器飞行动力学建模理论与方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012: 13-14.
ZHAO Y S, SHI P. Theory and method of spacecraft flight dynamics modeling[M]. Beijing: Beihang University Press, 2012: 13-14(in Chinese).

[18] YAO Y, XIE R Q, HE F H. Flyaround orbit design for autonomous rendezvous based on relative orbit elements[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(5): 1687-1692.

[19] YUAN Y, SHAW M J. Induction of fuzzy decision trees[J]. Fuzzy Sets and Systems, 1995, 69(2): 125-139.

[20] 杨俊闯, 赵超. K-Means 聚类算法研究综述[J]. 计算机工程与应用, 2019, 55(23): 7-14.
YANG J C, ZHAO C. Survey on K-Means clustering algorithm[J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(23): 7-14(in Chinese).

[21] OGHENEOVO E E, NLERUM P A. Iterative dichotomizer 3 (ID3) decision tree: a machine learning algorithm for data classification and predictive analysis[J]. International Journal of Advanced Engineering Research and Science, 2020, 7(4): 514-521.

Intention recognition method for space non-cooperative targets based on fuzzy reasoning

YANG Zhuo[1], SHI Peng[1,*], ZHOU Tao[1], LI Wenlong[2]

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China)

Abstract: Aiming at the problem of recognizing the intention of space non-cooperative targets without prior information, an intention recognition method based on fuzzy reasoning is proposed to enable traceable identification of target intentions. The three indicators "flying around", "strike", and "angle" are used as situation assessment metrics. An intention recognition dataset is constructed by integrating characteristic information of typical close-approach behaviors of space non-cooperative targets with domain expert knowledge. The intention-related feature data is fuzzified through cluster analysis and membership function assignment. A fuzzy decision tree algorithm is then employed to build the intention recognition model, enabling accurate and traceable identification. Finally, numerical simulations are conducted to validate the effectiveness of the proposed method, demonstrating superior recognition accuracy compared to the baseline algorithm.

Keywords: non-cooperative target; intention recognition; fuzzy reasoning; situation assessment; fuzzy decision tree

Received: 2023-09-13; **Accepted**: 2023-12-15; **Published Online**: 2024-01-12 16:32

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240111.1643.002

Foundation item: Shanghai Aerospace Science and Technology Innovation Fund (SAST2022-050)

* **Corresponding author**. E-mail: shipeng@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0588

北斗广播电离层模型精度评估

鲍任杰[1,2]，唐成盼[1,*]，胡小工[1]，周善石[1]，曹月玲[1]，杨宇泽[1,2]

(1. 中国科学院上海天文台，上海 200030；2. 中国科学院大学，北京 101408)

摘 要：为评估现有全球导航卫星系统(GNSS)中广播电离层模型性能，利用国际GNSS服务(IGS)分析中心提供的事后全球电离层图(GIM)产品，对北斗系统、全球定位系统(GPS)、Galileo系统的广播电离层模型进行了电离层总电子含量(TEC)域及定位域的长期精度评估。发现在太阳活动爬坡过程中，北斗Klobuchar八参数模型（BDSK8）、GPS Klobuchar八参数模型(GPSK8)、北斗全球广播电离层模型(BDGIM)及NeQuickG 4种模型的精度均有一定程度的下降，在不同纬度带也表现出不同的特性。结果表明：BDGIM性能最优，在3个纬度带的误差均方根(RMS)均值分别上升至7.27、4.43、4.00 TECU，三维定位误差分别上升至6.62、2.81、3.51 m；BDSK8受太阳活动影响最大，RMS的放大系数可达4～5倍。利用Bagging回归树学习器对各广播电离层模型误差和空间物理参数进行了建模和预报，其中，BDGIM模型预测效果最优，3个纬度带的均方根误差(RMSE)分别为2.13、1.23、1.47 TECU，相对误差(RE)分别为18%、15%、14%；NeQuickG模型次之，RMSE分别为4.60、2.27、1.47 TECU，RE分别为17%、18%、21%；2种Klobuchar模型精度的预报效果不佳。

关 键 词：全球导航卫星系统；广播电离层模型；太阳活动；空间物理参数；Bagging回归
中图分类号：P228.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3895-11

电离层延迟是全球导航卫星系统(global navigation satellite systems, GNSS)传播过程中的重要误差来源[1]。作为一种色散介质，电离层会对GNSS L波段导航信号产生较为严重的延迟。电离层延迟的大小取决于电离层总电子含量(total electron content, TEC)和GNSS信号频率。通过使用双频或多频接收机，用户可以使用无电离层(ionosphere-free, IF)组合来消除一阶电离层距离误差。然而，仍有许多单频GNSS用户依赖于广播模型来修正电离层延迟。

GNSS通常通过广播电离层模型参数来提供电离层延迟修正。其中，全球定位系统Klobuchar八参数模型(global positioning system Klobuchar 8-parameter model, GPSK8)[2]将一年划分为37个时区，并计算前5 d的平均辐射通量，分成10个等级，综合计算出370组常数，从中选择最优的一组(8个参数)，并编入导航电文，按周期(1 d)播发给用户。在全球范围内，该模型的修正精度约为50%～60%。

北斗卫星导航系统(BeiDou navigation satellite system, BDS)目前使用2种广播电离层模型：北斗Klobuchar八参数模型(BeiDou system Klobuchar 8-parameter model, BDSK8)和北斗全球广播电离层模型（BeiDou global ionospheric model, BDGIM)。BDSK8在地理坐标系下表达电离层延迟；BDGIM通过联合求解中国北斗监测站数据和全球电离层模型背景场数据，使用一种改进的球面谐波函数来描述全球垂直电离层TEC的分布[3]。BDGIM包含9个模型参数和非播发参数，为全球单频用户提供

收稿日期：2023-09-14；录用日期：2023-11-16；网络出版时间：2023-12-07 10:52
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231206.1230.002
*通信作者. E-mail：cptang@shao.ac.cn

引用格式：鲍任杰，唐成盼，胡小工，等. 北斗广播电离层模型精度评估[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3895-3905.
BAO R J，TANG C P，HU X G，et al. Accuracy evaluation of BeiDou broadcast ionospheric model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3895-3905 (in Chinese).

电离层修正服务。

Galileo导航系统采用三维电离层电子密度模型NeQuickG，可从导航电文中获取a_0、a_1、a_2这3个系数来计算有效电离因子z，以此得到卫星与接收机间的斜路径上的自由电子总数。而GLONASS导航系统由于采用频分多址（frequency division multiple access, FDMA）的信号体制，无需通过广播电离层模型对电离层延迟进行校正。

由于广播电离层模型在实时导航定位中的重要性，学者们对其进行了大量的评估与研究。Klobuchar模型结构简单，计算方便，被广泛使用于GNSS导航定位中。文献[4-5]分析了限制Klobuchar模型修正精度的主要原因，并指出即使采用全球实测数据精化，精度也仅提高5%～10%。文献[6]对BDSK8参数性能进行了精度评估分析，结果表明，其在北半球中纬度地区服务性能优于GPS。文献[7]提出了基于中国区域电离层模型的构建方法。对于BDGIM模型，自从提出以来已与其他广播电离层模型进行了大量对比分析，研究表明，该模型的精度最高[8-11]。

评价电离层模型可为GNSS单频用户的导航定位提供参考。鲜有文献对太阳活动爬坡过程的广播电离层模型误差特性进行分析，对空间物理参数的相关性分析也局限于太阳活动指数与地磁活动指数等单个指数，本文旨在从长时序、多纬度和空间物理参数相关性等不同方面，分析太阳活动爬坡过程中4种不同广播电离层模型精度的变化。利用国际GNSS服务（International GNSS Service, IGS）分析中心提供的事后全球电离层图（global ionospheric map, GIM）产品，评价3种电离层模型对垂直总电子含量（vertical total electron content, VTEC）的预测性能，应用至导航定位解算，分析不同广播电离层模型支持的定位精度；使用集成学习方法，挖掘空间物理参数与电离层的非线性相关性，利用Bagging集成学习方法，使用空间物理参数对各广播电离层模型进行训练，尝试从预报广播电离层精度的角度，使单频用户的定位具有更高的可信度，为电离层建模、预报和相关应用工程提供改进思路。

1 广播电离层模型原理与数学模型

1.1 GPSK8电离层模型

1987年提出的Klobuchar模型是一个GPS电离层延迟改正模型，适用于单频GPS接收机用户。该模型为地磁坐标系下的广播电离层模型。由于地磁纬线圈与太阳周日视运动圆之间有夹角，因此，会导致电离层周日尺度上的模型参数化扭曲。但电离层TEC分布受地球磁场的影响，因此，地磁坐标系可以很好地反映这一特性[12]。该模型假设电离层自由电子集中在以地球中心为圆心、半径为350 km的薄层球面上，在参数设置时充分考虑了电离层周日变化的振幅和周期，以基本反映电离层的变化特征。但在计算电离层穿刺点（ionospheric pierce point, IPP）时采用平面地球近似，导致在高纬度地区精度较低[2]。因此，GPSK8模型的适用纬度范围被限制在75°以内，即当IPP位于75°以上时，GPSK8模型会将其纬度固定为75°。而由于高纬度地区电离层较为平静，TEC基本在10 TECU（1 TECU=10^{16} electrons/m^2）内，带来的误差被模型认为是可以忽略的，因此，本文中2.1.2节的评估结果无法直观反映这一特点。

GPSK8模型的表达式为

$$T_{\text{ion}}=\begin{cases}A_1+A_2\left[\dfrac{2\pi\,(t-A_3)}{A_4}\right] & |t-A_3|<A_4/4\\ A_1 & |t-A_3|>A_4/4\end{cases} \tag{1}$$

$$A_2=\begin{cases}\displaystyle\sum_{n=0}^{3}a_n\phi_{\text{m}}^n & A_2>0\\ 0 & A_2\leqslant 0\end{cases} \tag{2}$$

$$A_4=\begin{cases}\displaystyle\sum_{n=0}^{3}b_n\phi_{\text{m}}^n & A_4\leqslant 72\,000\\ 72\,000 & A_4>72\,000\end{cases} \tag{3}$$

式中：T_{ion}为垂直延迟，s；t为IPP地方时，s；$A_1=5$ ns为夜间的垂直延迟常数，A_3为余弦曲线极点的地方时，取当地时间14：00（50 400 s），A_2和A_4分别为余弦曲线的振幅和周期项，均为地磁纬度的三次多项式；ϕ_{m}为IPP地理纬度，rad；未知参数a_n、b_n由导航电文播发。同时，GPSK8模型计算得到的为倾斜路径电离层延迟，若需要求得IPP处天顶方向的延迟，可以使用投影函数进行转换，该模型的投影函数为

$$\text{mf}(Z)=1+16(0.53-Z)^3 \tag{4}$$

式中：Z为测站处的天顶距，rad。

GPSK8模型是基于Bent模型的简化版。Bent模型是经验电离层模型，其构建基于地面测高仪台站和部分卫星观测数据，但未包含电离层的D/E/F1层，且在构建电离层无线电波传播咨询委员会（committee consultative for ionospheric radiowave propagation, CCIR）系数时缺乏对海洋及南半球的观测。因此，Bent模型难以反映电离层在全球范围内的活动变化[4]。根据GPSK8模型的函数表达式，

电离层时延值的大小主要取决于常数项A_1、振幅项A_2、初始相位项A_3及周期项A_4。进一步地，GPSK8模型是地磁纬度和地方时的函数，在地理经度上，电离层时延值的变化差异主要体现在IPP点的地理纬度和地磁纬度转换中。

1.2　BDSK8 电离层模型

为了适应中国区域，北斗系统采用了改进版本的Klobuchar模型，以地理坐标系描述电离层的分布特性，将薄层高度定为375 km，并修改了投影函数。具体计算公式如下：

$$\mathrm{Delay}_z(t)=\begin{cases}5\times10^{-9}+A_2\cos\left(\dfrac{2\pi\,(t-50\,400)}{A_4}\right) & |t-50\,400|<A_4/4\\ 5\times10^{-9} & |t-50\,400|>A_4/4\end{cases}\tag{5}$$

$$A_2=\begin{cases}\displaystyle\sum_{n=0}^{3}a_n\left|\phi_{\mathrm{m}}^n\right| & A_2\geqslant 0\\ 0 & A_2<0\end{cases}\tag{6}$$

$$A_4=\begin{cases}\displaystyle\sum_{n=0}^{3}b_n\left|\phi_{\mathrm{m}}^n\right| & 172\,800>A_4\geqslant 0\\ 72\,000 & A_4<72\,000\end{cases}\tag{7}$$

IPP处的地方时t的计算公式为

$$t=86\,400(t_{\mathrm{E}}+\lambda_{\mathrm{M}}\times43\,200/\pi)\%\tag{8}$$

式中：t_{E}为用户测量时刻的北斗时，取天内秒的秒计数部分；λ_{M}为IPP的地理经度，rad。

BDSK8模型的投影函数为

$$\mathrm{mf}(Z)=\frac{1}{\cos Z}\tag{9}$$

BDSK8模型和GPSK8模型的原理相同，但BDSK8使用地理纬度描述全球电离层TEC分布。对于地理纬线圈而言，由于不考虑地球自转轴的晃动，太阳周日视运动圆与之基本平行，地理经度与时间的统一性较好，电离层周日变化也与之吻合。因此，该模型能够更好地反映电离层在周日尺度上的变化特征，适用于参数化[12]。BDSK8模型每2 h更新一次播发参数，该模型使用实测值拟合播发系数，这些实测数据均来自中国境内。然而，由于缺少南半球观测数据，该模型会将北半球计算的TEC信息直接“对称”至南半球使用，这可能导致BDSK8在亚太地区的拟合精度较高，而在其他区域的精度较低。

1.3　BDGIM 电离层模型

BDGIM以球谐函数为基础，包括播发参数和非播发参数项。非播发参数由用户端自行计算，每次生成12组，播发参数为9个，数学结构表示为

$$d_{\mathrm{ion}}=\mathrm{mf}(Z)k\left(C_0+\sum_{i=1}^{9}\alpha_iC_i\right)\tag{10}$$

式中：d_{ion}为电离层延迟，m；k为信号频率函数，可以实现电离层VTEC（单位：TECU）与信号延迟（单位：m）之间的转换；C_0为用户端自行计算的非播发参数；α_i为BDGIM模型的播发参数；C_i为根据IPP位置与观测时刻计算得到的函数值。

BDGIM模型描述全球TEC分布具有较高精度，同时根据对TEC描述的贡献大小，将播发参数控制在9个，减小播发量的同时尽可能保留描述全球电离层分布的精确性，通过引入合理的背景场信息，最大程度解决了监测站分布受限问题。

1.4　NeQuickG 模型

NeQuickG模型由萨拉姆国际理论物理中心和格拉茨大学开发，是一个三维的、随时间变化的电离层电子密度模型。通过输入信号传播路径上2个端点的地理坐标与高度、月份、世界时（universal time, UT）及太阳活动参数，通过对信号路径上的电子密度进行积分，得到该路径上的TEC。NeQuickG所需的外部文件为12个CCIR系数文件和修正磁倾纬度（modified dip latitude, MODIP）文件，有效电离因子z可以代替太阳活动参数，z可由β_0、β_1、β_2这3个参数计算得到，参数由导航电文提供，具体计算公式如下：

$$\begin{cases}z=\beta_0+\beta_1p_{\mathrm{mod}}+\beta_2p_{\mathrm{mod}}^2\\ \tan p_{\mathrm{mod}}=\dfrac{\delta}{\sqrt{\cos\phi}}\end{cases}\tag{11}$$

式中：z的取值范围为0～400；p_{mod}为用户位置的改正磁倾角，可由测站的真实磁倾角δ和NeQuickG模型地理纬度ϕ得到。

2　广播电离层模型精度评估

太阳辐射是电离层的主要电离源，而太阳活动的强度会直接影响电离层的变化规律。在太阳活动状态多变的情况下，电离层也会发生不规则的变化。通常，人们用太阳活动指数来描述太阳活动的剧烈程度，其中常见的指数包括太阳黑子数（sunspot number, SSN）、太阳10.7 cm辐射通量（flux at 10.7 cm, F10.7）及极紫外（extreme ultraviolet, EUV）辐射通量。其中，F10.7与太阳活动的相关性最高，因此，被广泛用来监测和预报太阳活动。

如图1所示，由每日平均F10.7指数可以看出，2021—2023年太阳活动正经历典型的爬坡过程。图中数据可从 https://omniweb.gsfc.nasa.gov/ 下载，由美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）戈达德太空飞行中心（Goddard

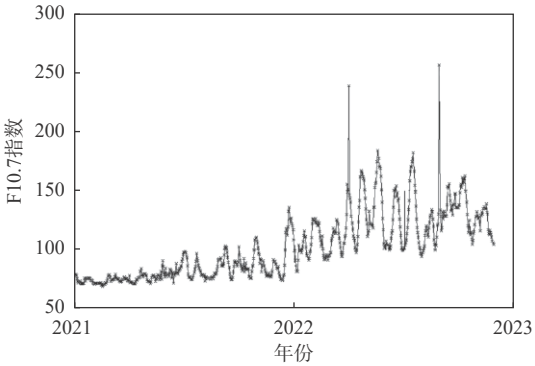


图1 2021—2023年F10.7时间序列

Fig. 1 2021—2023 F10.7 time series

Space Flight Center, GSFC)提供。本节将重点研究该段时间各广播电离层模型的精度变化,以欧洲定轨中心(Center for Orbit Determination in Europe, CODE)提供的GIM产品为基准,评估2021—2022年期间GNSS系统中主要的4个广播电离层模型(BDSK8、GPSK8、BDGIM、NeQuickG)在不同纬度带、时域和定位域的精度。

2.1 电离层模型误差时空变化特征

2.1.1 数据来源及评估方法

以IGS提供的事后GIM产品作为参考值,GIM在规则格网上以IONEX格式提供,空间和时间分辨率为5°×2.5°(纬度×经度)和2 h, IGS的电离层产品可从ftp://igs.ign.fr/pub/igs/products/ionosphere/获得。IGS发布的最终GIM产品根据不同国际电离层分析中心提供的GIM产品进行加权,其精度在VTEC上为1.0～2.5 TECU[13]。GIM产品作为参考值的精度对于只能校正40%～70%电离层延迟的经验模型是足够的。

使用GIM产品作为参考值,使用GPSK8、BDSK8、BDGIM、NeQuickG模型计算全球电离层TEC,各纬度带一天的误差均方根(root mean square, RMS)计算如下:

$$S_{\mathrm{Lat}}=\sqrt{\frac{\sum_{g=1}^{24}\sum_{j=1}^{73}\sum_{l=1}^{L}(V_{g,j,l}^{\mathrm{model}}-V_{g,j,l}^{\mathrm{GIM}})^2}{N}} \tag{12}$$

将全球按纬度10°分带,可分为18个纬度带,南北半球的0°～30°定义为低纬度区域,30°～60°定义为中纬度区域,60°～90°定义为高纬度区域,S_{Lat}为一个纬度带一天的VTEC RMS; $N=24\times73\times L$为一天一个纬度带TEC值的格网点总数,L为一个纬度带内的划分数目,当纬度带为80°～90°或−80°～−90°时,$L=4$,其他纬度带时,$L=5$。具体计算流程如下:

1)采用GIM中的历元时刻作为模型用户算法的计算时刻,与模型系统时间对齐,采用GIM的格网点坐标作为模型用户算法的IPP坐标,得到IPP对应基准频点的天顶延迟(单位:m)。

2)将天顶延迟转换为天顶方向电离层VTEC。

3)将GIM中的VTEC进行历元间的线性内插,获得每5 min的格网点VTEC。

4)计算模型与GIM的RMS进行精度评定(单位:TECU)。

2.1.2 评估结果分析

因为电离层活动本身与纬度有很大的关联,所以本次在统计3种模型精度时,以CODE中心发播的GIM作为基准,采用南北半球纬度30°分带的形式,统计分析各广播电离层模型的精度。时间范围为2021年1月1日—2022年11月26日,统计结果如图2～图4所示。

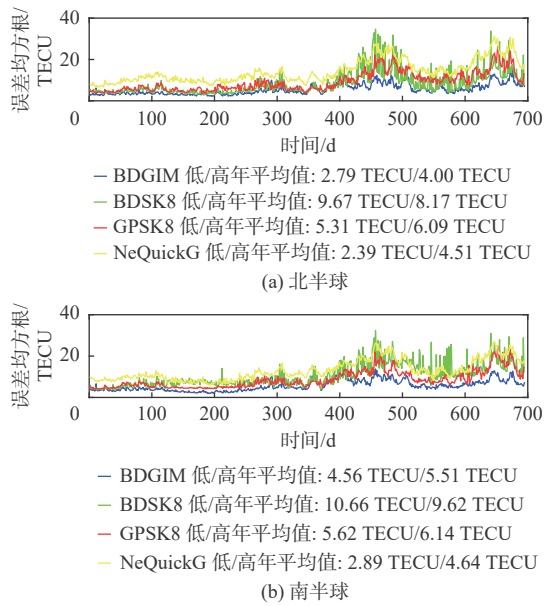
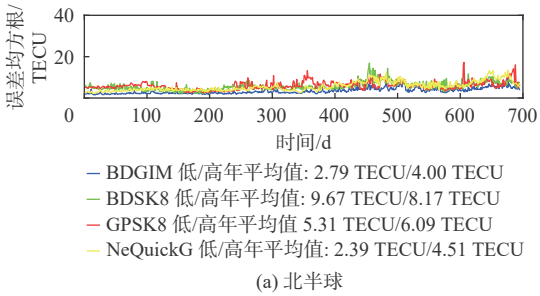


图2 BDSK8、GPSK8、BDGIM、NeQuickG低纬度区域VTEC RMS时间序列

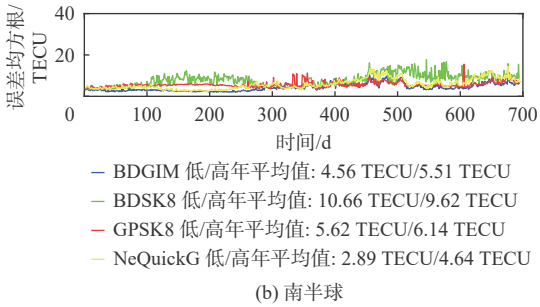
Fig. 2 VTEC RMS time series in low-latitude region for BDSK8, GPSK8, BDGIM, and NeQuickG

由图1可知,2021年太阳活动水平较低,2022年开始进入爬坡过程。VTEC RMS序列图分别统计了高年和低年各模型相对于GIM的RMS,以表现各电离层模型的精度和波动情况。对比F10.7的趋势图和模型VTEC RMS序列图可以发现:

1)低纬度地区,在太阳活动较为平静的2021年,BDGIM模型的精度最高,RMS均值为3.88 TECU。2种Klobuchar模型次之,BDSK8略优于GPSK8,RMS均值分别为5.24 TECU和5.84 TECU; NeQuickG模型的精度最差,RMS均值为10.43 TECU,单日最高RMS均值为15 TECU。而进入2022年,随着太阳活动进入爬坡过程,4种模型的精度和稳定性均有



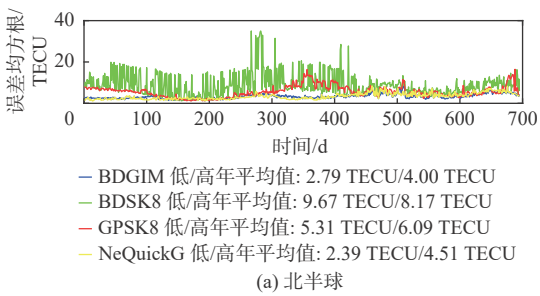
(a) 北半球



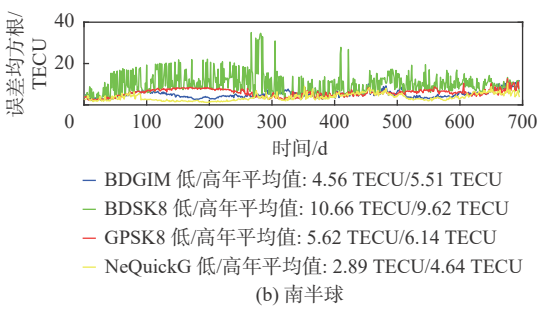
(b) 南半球

图 3　BDSK8、GPSK8、BDGIM、NeQuickG 中纬度区域 VTEC RMS 时间序列

Fig. 3　VTEC RMS time series in mid-latitude region for BDSK8, GPSK8, BDGIM, and NeQuickG



(a) 北半球



(b) 南半球

图 4　BDSK8、GPSK8、BDGIM、NeQuickG 高纬度区域 VTEC RMS 时间序列

Fig. 4　VTEC RMS time series in high-latitude region for BDSK8, GPSK8, BDGIM, and NeQuickG

所下降。BDGIM 模型的 RMS 均值上升至 7.27 TECU, 但在 4 种模型中仍为最优。而 GPSK8、BDSK8 和 NeQuickG 误差迅速上升。其中, BDSK8 模型的波动幅度最大, RMS 均值为 12.03 TECU; NeQuickG 模型次之, RMS 均值为 18.5 TECU。GPSK8 模型的表现最好, 仅次于 BDGIM 模型, RMS 均值为 13.07 TECU。2 种北斗模型在北半球表现均优于南半球, 而 GPSK8 与 NeQucikG 表现出相反的特性。

2) 中纬度地区, 4 种模型均保持了较好的精度和稳定性。在太阳活动较为平静的 2021 年, 4 种模型的 RMS 均值基本保持在 10 TECU 以内。其中, BDGIM 模型的精度最高, RMS 均值为 2.49 TECU。NeQuickG 模型次之, RMS 均值为 4.02 TECU。BDSK8 模型略优于 GPSK8, RMS 均值为 4.62 TECU; GPSK8 模型精度最差, RMS 均值为 5.42 TECU。进入 2022 年, 随着太阳活动进入爬坡过程, 与低纬度地区相比, 4 种模型的精度下降程度较小。BDGIM 模型仍然保持着最高的精度, RMS 均值上升至 4.43 TECU; 其余 3 种模型精度基本相当, RMS 均值比 BDGIM 模型差 2～3 TECU。南北半球的精度对比与低纬区域一致。

3) 高纬度地区, 由于在极区 BDSK8 模型无数据约束, 拟合的三次函数存在发散现象, 不进行分析。其余模型中, 在太阳活动低年, BDGIM 和 NeQuickG 模型精度最高, NeQuickG 略优于 BDGIM, RMS 为 2.39 TECU; BDGIM 模型的 RMS 均值为 2.79 TECU, GPSK8 模型次之, 较 NeQuickG 和 BDGIM 模型精度更差, 波动也更加剧烈, RMS 均值为 5.31 TECU。进入高年, 3 种模型的 RMS 均值仅上升了 1 TECU 左右, 也都较为稳定。

可以发现, 太阳活动的爬坡过程对中高纬地区的电离层活动影响不明显, 相对而言, 太阳活动对 BDGIM 模型的影响最小, 对 BDSK8 模型的影响最大。

2.2　电离层模型定位精度分析

本节主要分析不同电离层模型对标准单点定位(standard point positioning, SPP)的影响, 日期同样使用 2021 年 1 月 1 日—2022 年 11 月 26 日的导航电文和观测文件。选取 IGS 全球按纬度带均匀分布的 20 个测站。

由于选取的测站大致在全球均匀分布, 因此, 可以按纬度带分为高中低对各电离层模型的定位精度进行分析, 各纬度带有多个测站, 此处默认各站观测数据质量相同, 取测站三维定位误差的均值评价各电离层模型。统计指标与 TEC 域分析一致, 按太阳活动高低年统计 RMS。定位策略如图 5 所示。

按纬度分带的 SPP 结果如图 6～图 8 所示。可以发现, IF 组合可以消除电离层延迟的一阶项, 而且基本不受太阳活动的影响, 在各纬度带的三维定位误差基本保持在 2～3 m, 可以作为基准来评价各电离层模型在定位域的性能。

低纬度区域, 在太阳活动低年使用 BDGIM、BDSK8、GPSK8 模型的定位精度相差不大, 95% 置信度下, 三维定位误差基本在 5 m 以内, 仅比 IF 高

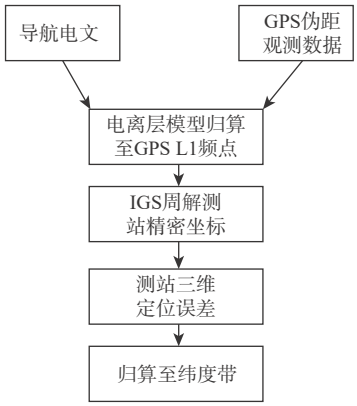


图 5 定位策略

Fig. 5 Positioning strategy

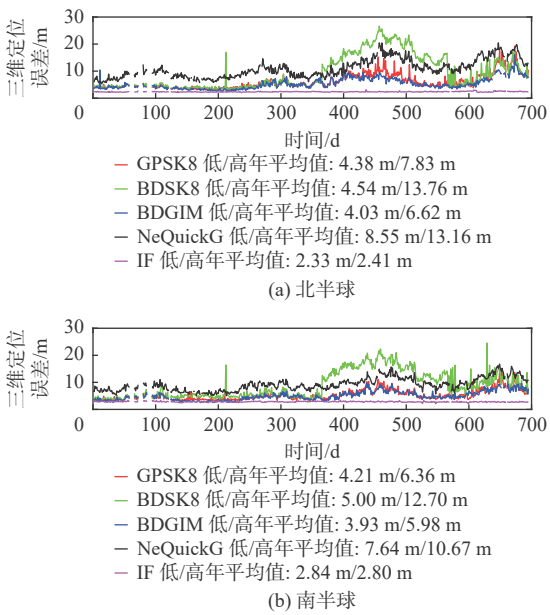


图 6 低纬度带平静日与活动日 BDSK8、GPSK8、BDGIM、NeQuickG、IF 三维定位精度

Fig. 6 Three-dimensional positioning accuracy on quiet and active days in low-latitude zone for BDSK8, GPSK8, BDGIM, NeQuickG, and IF

1.5 m 左右。NeQuickG 模型表现出的精度最差，三维定位误差均值为 8.55 m，这与 TEC 域的分析结果一致。进入太阳活动爬坡过程的 2022 年，4 种模型的定位精度均远差于 IF，且在低纬度区域出现了明显的分层现象。BDGIM 模型受影响最小，三维定位误差为 6.62 m。GPSK8 模型次之，三维定位误差为 7.83 m。NeQuickG 模型差于 BDGIM 和 GPSK8 模型，优于 BDSK8 模型，三维定位误差为 13.16 m。BDSK8 模型波动程度最剧烈，三维定位误差上升至 13.76 m。4 种模型在南北半球都表现出相似的趋势。

中纬度区域，BDGIM 模型的优势体现得更加明显，在北半球，除少数短时间的波动外，基本与 IF 相当，三维定位误差均值为 2.49 m，太阳活动对

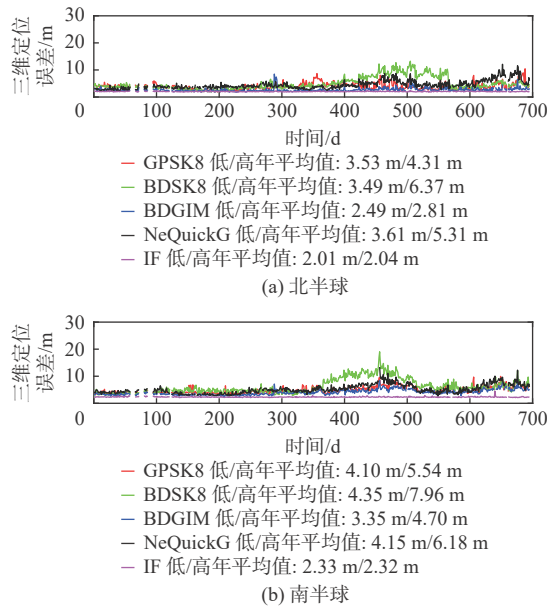


图 7 中纬度带平静日与活动日 BDSK8、GPSK8、BDGIM、NeQuickG、IF 三维定位精度

Fig. 7 Three-dimensional positioning accuracy on quiet and active days in mid-latitude zone for BDSK8, GPSK8, BDGIM, NeQuickG, and IF

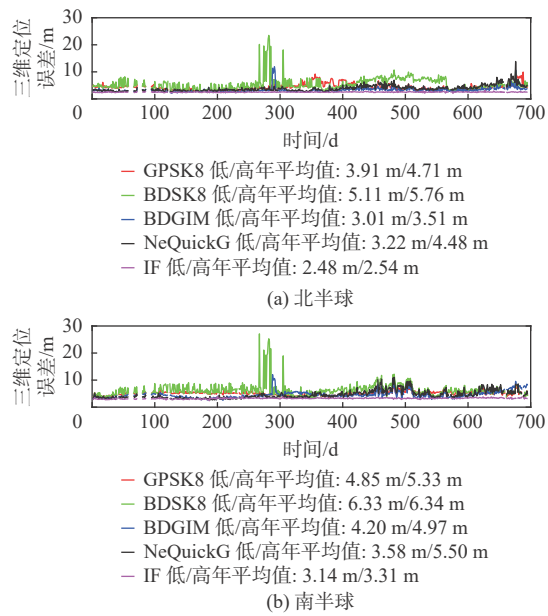


图 8 高纬度带平静日与活动日 BDSK8、GPSK8、BDGIM、NeQuickG、IF 三维定位精度

Fig. 8 Three-dimensional positioning accuracy on quiet and active days in high-latitude zone for BDSK8, GPSK8, BDGIM, NeQuickG, and IF

BDGIM 模型的影响也不明显，南半球则仍然受太阳活动影响出现了精度下降的情况，三维定位误差相较于北半球上升了 1 m 左右；其余 3 种模型在太阳低年精度差别不大，三维定位误差均值均在 3.5 m 左右，BDSK8 模型略优于其余 2 种模型；但在太阳活动爬坡过程中，3 种模型误差迅速上升，BDSK8

模型上升至 6.37 m, GPSK8 和 NeQuickG 模型分别上升至 4.31 和 5.31 m, BDSK8 模型仍为受太阳活动影响最大的模型。4 种模型也均在南北半球表现出了相同的趋势。

高纬度区域与中纬度区域的评估结果基本一致, 相较而言, BDGIM 仍为精度最高的模型, 在北半球基本与 IF 精度相当, 南半球受太阳活动影响精度下降, 三维定位误差相较于 IF 增加 1 m 左右; NeQuickG 模型略优于 GPSK8, 两者在北半球受太阳活动爬坡过程影响较小, 三维定位误差基本在 5 m 左右; 南半球精度相对较差, NeQuickG 和 GPSK8 模型的定位误差均由太阳活动平静期的 5 m 以内波动至最高 10 m。BDSK8 模型的定位精度则表现出与 3.1 节 VTEC 相同的趋势, 三维定位误差在 5～30 m 之间剧烈波动。

定位域的评估结果与 TEC 域基本一致, 但 GPSK8 在定位域的评估结果优于 TEC 域, 这主要由 2 方面原因造成: ①评估 TEC 域时以 GIM 产品为基准, 会引入 GIM 产品的误差; ②由于长期评估和运算效率的限制, 在定位域的评估时仅选用了按纬度均匀分布的 20 个测站, 即每个纬度带的统计结果仅取决于 3～4 个 IGS 站, 且在经度上并非均匀分布, 因此, 统计结果可能也会受到一定随机影响; 而对于 TEC 域的评估是由格网点归算, 格网点对于经纬度都是均匀分布的。从图 2～图 4 及图 6～图 8 可知, TEC 域与定位域的误差序列趋势基本一致, 说明 GIM 可以作为初步评估电离层模型的基准, 但由于 GIM 会引入产品误差, 定位域的评估通常被认为更可靠。

2.3　评估结果

本文使用更新的数据针对不同纬度带进行分析, 对现有研究成果进行有益补充, 呈现了一些独特的观点。

在 BDGIM 模型方面, Zhang 等[14] 评估了北斗三号开通服务的第 1 年在电离层 TEC 域和 BDS 单频定位领域的性能, 确认了其在 2 个领域中表现最优。Wang 等[9] 的研究结果也得出了相似的结论。本文分析显示, 不论在太阳活动水平高低年份, 以及各个纬度带上, BDGIM 模型在 TEC 域及定位域精度都优于其余 3 种模型, 并且在太阳活动低年能够在全球范围内提供与 IF 相当的定位精度。即使在太阳活动高年, 也仅在低纬度地区出现了明显的误差上升, 而在中高纬度地区仍能实现与 IF 相当的定位精度。这意味着单频用户可以优先使用 BDGIM 模型, 以获得更高的定位精度。

在 NeQuickG 和 Klobuchar 模型方面, Yasyukevich 等[15] 在 2015—2020 年间的数据中评估了 NeQuickG 模型, 此期间处于太阳活动极小年, 结果显示, NeQuickG 与 Klobuchar 模型的精度相当。Tian 等[10] 进行了类似的研究, 但仅使用了较短期的数据, 其中, 提到 NeQuickG 模型严重高估了低纬度 TEC。本文使用更新的数据, 同样在 2021 年太阳活动较低时进行研究, 发现在低纬度区域, NeQuickG 模型的精度会显著低于 2 种 Klobuchar 模型 4～5 TECU, 而在中高纬度区域优于 2 种 Klobuchar 模型 1～3 TECU。而 NeQuickG 严重高估了低纬度 TEC 可能是其在太阳活动低年的低纬度区域精度差于其余 3 种模型的原因。

对于太阳活动对不同广播电离层模型的影响, Wang 等[9] 分析了不同太阳周期和地磁条件下不同模型的性能, 发现不同校正模型在太阳活动高的年份中的标准差比太阳活动少的年份大 2～3 倍。本文通过对各模型在不同纬度带的 RMS 序列分析, 发现不同模型在不同太阳周期、不同纬度区域的性能会呈现不同特性, 中高纬度地区, 各模型在太阳活动高年的 RMS 放大系数为 2～3 倍左右; 低纬度区域, BDGIM、NeQuickG 模型的放大系数为 2～3 倍, GPSK8 模型可达到 3～4 倍, BDSK8 模型可达到 4～5 倍。

综上所述, BDGIM 模型在 TEC 域和定位域的精度均为最高; 在中高纬度区域, NeQuickG 优于 2 种 Klobuchar 模型, 但在低纬度区域精度最差; 2 种 Klobuchar 模型在太阳活动低年的精度差异不大, BDSK8 模型在北半球性能略优于 GPSK8 模型, 在南半球差于 GPSK8 模型, 但 BDSK8 模型受太阳活动影响最严重。GPSK8 模型在定位域的评估结果优于 TEC 域。

3　Bagging 回归树预报广播电离层模型误差

3.1　Bagging 回归树原理

回归问题能够帮助人们从大量历史数据中发现事物发展变化的规律, 进而对未来进行科学、定量的预测。回归问题属于机器学习研究中的监督学习。监督学习通过对一组已知的目标输出样本数据进行学习, 从而得到一个学习器, 该学习器能够预测给定输入的目标输出。如果输出是连续值, 那么这个学习问题就被称为回归问题。

决策树是一种基于树形结构的分类和回归方法。通过递归地将数据集分割成较小的子集, 可以构建出一棵树形结构的分类或回归模型。在构建决策树的过程中, 可以通过选择最优的分裂点将数

据集分成更小的子集。这个选择过程通常基于某个分裂准则，如信息增益、基尼指数等。这些分裂准则可以帮助决策树找到最能区分不同回归值的分裂点，从而实现对非线性相关性的挖掘。目前，最常用的为分类与回归树 (classification and regression tree, CART)。在 CART 中，通过在树的根节点搜索问题集，找到使下一代子节点中数据集的非纯度下降最大的最优分裂变量对应的分裂阈值。CART 的非纯度指标通常用 Gini 指数衡量，定义如下：

$$\mathrm{Gini}(K)=1-\sum_{m=1}^{M}P_m^2 \tag{13}$$

式中：Gini(K)为节点 K 处的 Gini 指数；P_m为节点 K 处第 m 类所占的比例，如果在某个节点处不再有非纯度的显著降低，则该节点成为叶节点，否则，继续寻找其最优分裂变量及分裂阈值进行分裂。

Bagging 是并行式集成学习方法的典型代表，基于自主采样法，训练集合采用有放回的随机抽样，所以每轮的分训练集由训练集中若干个样本构成，某个训练样本在一轮训练集中已出现多次或不出现。将随机抽取的子集放到算法中训练，计算预测函数，若干轮循环后得到一个结果集。最终的预测函数对回归问题采用简单平均方法判别。Bagging 回归树通过结合多个回归树的预测来捕捉非线性关系。每个树都能捕捉到一部分非线性关系，而通过 Bagging 算法，这些树的预测结果被组合在一起，从而提高整体模型对非线性关系的捕捉能力。此外，由于 Bagging 可以减小模型的方差，因此，能在一定程度上防止过拟合，提高泛化性能。

以往的研究表明，电离层活动主要受太阳活动和地磁活动影响。然而，以往的研究往往限制在单一的几个指标上，并且对相关性的研究只关注线性关系，使用 Pearson 相关系数。相比之下，决策树回归方法可以自适应地划分数据集，从而准确地捕捉目标变量与预测变量之间的非线性关系。因此，本文尝试使用以 CART 为基分类器的 Bagging 回归方法，挖掘完整的空间物理参数与广播电离层模型精度之间的相关性。使用空间物理参数对各广播电离层模型进行训练，并尝试从预报广播电离层误差的角度，提高单频用户的定位可信度，为电离层建模、预报和相关应用工程提供改进思路。

3.2 数据来源及评估方法

德国波茨坦地球物理研究中心 GFZ 的空间物理参数数据查询页面提供包括地磁指数、太阳活动指数、太阳辐射指数等在内的多种空间物理参数数据，文件提供 1932 年以来的 kp1-kp8、ap1-ap8、AP、SN、F10.7obs 和 F10.7adj 数据。kp1-kp8 为 UT 日 3 h 的地磁指数，无量纲；ap1-ap8 为 3 h 等效行星振幅，由 kp1-kp8 计算得到；AP 为每日 ap 的平均值，ap 和 AP 无量纲；SN 为国际太阳黑子数；F10.7obs 和 F10.7adj 分别为观测到的太阳射电通量和调整后的太阳射电通量。数据可从 https://www-app3.gfz-potsdam.de/kp_index/Kp_ap_Ap_SN_F107_since_1932.txt 下载。

训练数据使用 2021 年 1 月 1 日—2022 年 10 月 31 日的空间物理参数及各广播电离层模型与 CODE 偏差 10°分带的 RMS 序列。设置叶节点最小样本数为 8，决策树数量为 40。Bagging 回归的具体过程如下：

1）自举抽样：Bagging 算法对训练数据进行自举抽样(有放回地随机抽取样本)。这意味着每个子集可能包含重复的样本。该过程产生了多个训练数据子集，用于分别训练多个决策树。

2）构建回归树：使用每个自举抽样子集训练一个回归树。由于回归树可以捕捉非线性关系，因此，每个回归树都可以对训练数据进行非线性拟合。因为其基于不同的子集训练，每个树的结构可能不同，回归树具体构建流程如图 9 所示。

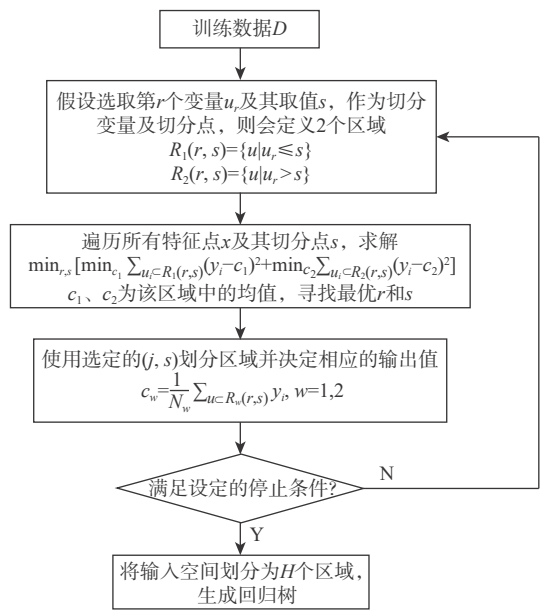


图 9 回归树构建流程

Fig. 9 Regression tree construction process

3）聚合预测：对于新的输入样本，通过将所有回归树的预测结果进行平均(通常是简单的算术平均)得出最终预测。该过程称为聚合，其有助于减少模型的方差，提高预测的稳定性，回归树具体预测流程如图 10 所示。

通过预测 2022 年 11 月各广播电离层模型误差，并与实测数据比较。统计均方根误差(root

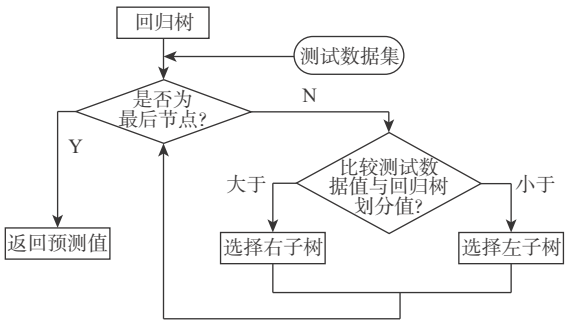


图 10　回归树预测流程

Fig. 10　Regression tree prediction process

mean square errors, RMSE)及相对误差(reletive error, RE), 具体公式如下:

$$\begin{cases} e_{\mathrm{RMS}} = \sqrt{\dfrac{1}{Q}\sum_{q=1}^{Q}(Y_q - f(x_q))^2} \\ e_{\mathrm{R}} = \left(\dfrac{1}{Q}\sum_{q=1}^{Q}\left|Y_q - f(x_q)\right|\right) \times 100\% \end{cases} \tag{14}$$

式中: e_{RMS} 为均方根误差; e_{R} 为相对误差; Q 为预测的总天数; Y_q 为第 q 天的实测值; $f(x_q)$ 为 Bagging 回归树的预报值。

3.3　评估结果分析

Bagging 回归树对各模型广播电离层模型在 2022 年 11 月的预测结果如表 1 所示。可以发现, Bagging 回归树学习器对 BDGIM 模型及 NeQuickG 模型的预测效果较好, BDGIM 模型预测值在 3 个纬度带区域的 RMSE 分别为 2.13、1.23、1.47 TECU, RE 分别为 18%、15%、14%, 即对于北斗 B1 频点单频用户而言, 可以认为使用 BDGIM 模型误差的预报结果在 3 个纬度带带来的距离误差分别为 0.35、0.2、0.24 m; NeQuickG 模型的效果次之, 预测值在 3 个纬度带区域的 RMSE 分别为 4.60、2.27、1.47 TECU, RE 分别为 17%、18%、21%, 换算为 Galileo E1 频点的距离误差分别为 0.74、0.36、0.23 m; BDSK8 模型在低纬度的预报结果较差, RMSE 为 5.20 TECU, RE 为 36%, 中高纬度区域的效果较好, RMSE 分别为 1.43、3.23 TECU, RE 分别为 15%、26%, 换算为距离误差分别为 0.24、0.53 m; GPSK8 模型在所有纬度带区域的 RE 均在 30% 以上, 不具备应用价值。

表 1　Bagging 回归树对各广播电离层模型预报误差

Table 1　Forecast errors of Bagging regression tree for various broadcast ionospheric models

模型	纬度	RMSE	RE/%
BDSK8	低	5.20	36
	中	1.43	15
	高	3.23	26
GPSK8	低	6.20	46
	中	3.90	31
	高	5.30	42
NeQuickG	低	4.60	17
	中	2.27	18
	高	1.47	21
BDGIM	低	2.13	18
	中	1.23	15
	高	1.47	14

学习器的预报效果表明, 对于 BDGIM 和 NeQuickG 模型而言, Bagging 集成回归方法可以较好建模预报, 证明 2 种模型精度与整体的空间物理参数间存在可挖掘的相关性, 对单频用户具备实际的应用价值, 单频用户可使用预报结果对广播电离层模型进行评估, 增加定位的可信度。

对于 2 种 Klobuchar 模型, 受限于其模型结构简单, 参数在设置时只考虑电离层 TEC 周日尺度上的振幅和周期变化, 播发参数只影响振幅项和周期项的计算, 与整体空间物理参数相关性不强, 因此, 学习器的预报效果不佳。相较而言, BDSK8 模型在中高纬度具备一定的应用价值, 这与 BDSK8 模型采用中纬度数据拟合播发参数有关, 对于中高纬度区域的单频用户, 也可以使用学习器对 BDSK8 模型的预报误差来提高定位的可信度。

4　结　论

本文分析了 GPSK8、BDSK8、BDGIM 及 NeQuickG 模型的数学原理及播发策略, 以 CODE 分析中心的 GIM 产品为基准, 系统分析了电离层模型的空间及时间精度变化趋势, 并利用全球均匀分布的 20 个 IGS 测站从各纬度分带评估了不同广播电离层模型的单点定位精度, 评估了太阳活动爬坡过程的精度变化, 利用 GFZ 播发的空间物理参数, 使用 Bagging 回归树对各电离层模型进行了建模, 分析了预报误差的精度。初步结论如下:

1) 从 VTEC RMS 序列及 SPP 的定位精度来看, BDGIM 模型精度最高, 也最稳定, 太阳活动仅在低纬度地区对 BDGIM 模型产生明显影响, VTEC RMS 均值最高为 15 TECU, 相邻 2 日波动在 5 TECU 以内, 三维定位误差在 10 m 以内, 中高纬度地区 VTEC 的 RMS 无明显变化, 定位精度也基本与 IF 保持相当水平。从 Bagging 回归树建模来看, BDGIM 模型的预测效果最好, 预报一个月模型误差的 RMSE 分别为 2.13、1.23、1.47 TECU, RE 分别为 18%、15%、14%, 单频用户可使用预报的误差值提升定位的可信度, 也验证了 BDGIM 模型精度与空间物理参数有较强相关性。结合几类评估分析, BDGIM

模型是目前精度最高的广播电离层模型，可在太阳活动低年的全球范围提供接近IF组合的定位精度，太阳活动高年的精度也仅在低纬度区域受到影响。

2）在太阳活动低年，BDSK8模型能在中低纬度地区保持5 m左右的三维定位误差，低纬度地区优于NeQuickG模型，与GPSK8模型相当，略差于BDGIM模型。由于实测数据的布站及BDSK8本身的区域模型限制，在高纬度地区的服务精度会受限制，在3个模型中精度最低。太阳活动爬坡过程中，BDSK8模型受到的影响最大，低纬度地区VTEC RMS均值最高可达40 TECU，相邻2日波动在15 TECU左右，三维定位误差可达25 m；在中纬度地区的VTEC RMS均值最高可达18 TECU，三维定位误差也由5 m跃升至10 m。从Bagging回归树建模来看，BDSK8模型在低纬度区域的预测效果不佳，但在中高纬度效果较好，RMSE分别为1.43、3.23 TECU，RE分别为15%、26%，具备一定的应用价值。可能是由于实测数据均来自中纬度区域，因此，也仅能在中纬区域表现模型精度与空间物理参数的相关性。

3）GPSK8模型在低纬度地区的定位性能优于BDSK8和NeQuickG模型，仅差于BDGIM模型；中纬度区域优于BDSK8模型，与NeQuickG模型相当，略差于BDGIM模型，多数时间能保持5 m左右的三维定位误差，但相较于BDGIM，受太阳活动影响仍很明显，最大误差可达10 m。高纬度地区略差于NeQuickG和BDGIM模型，但明显优于BDSK8模型。从Bagging回归树建模来看，GPSK8模型的预测效果最差，无法应用至单频用户的定位中，这可能是受限于Klobuchar模型的简单结构及GPSK8参数的播发策略，因此，无法挖掘其模型精度与整体空间物理参数之间的相关性。

4）NeQuickG模型在低纬度区域的VTEC RMS及定位结果都显著差于其他3种模型，但在中高纬度区域的表现优秀，在太阳活动低年能提供接近IF的定位服务，甚至在高纬度地区精度最高；太阳活动爬坡时的表现也仅次于BDGIM模型，与GPSK8模型相当，优于BDSK8模型。NeQuickG模型在Bagging回归树建模中的预测效果仅次于BDGIM模型，3个纬度带区域的RMSE分别为4.60、2.27、1.47 TECU，RE分别为17%、18%、21%，证明其精度与空间物理参数的相关性较强，具备实际应用价值。

实际上，本次使用Bagging回归树建模仅使用了2021年1月—2022年10月的数据，如果可以使用整个太阳活动周期的空间物理参数对各广播电离层模型进行建模，预计预报效果应优于目前的统计数据，后续将继续展开相关研究。

参考文献（References）

[1] 刘经南. 广域差分GPS原理和方法[M]. 北京: 测绘出版社, 1999.
LIU J N. Principle and method of wide-area differential GPS[M]. Beijing: Sino Maps Press, 1999(in Chinese).

[2] KLOBUCHAR J A. Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1987, AES-23(3): 325-331.

[3] 王宁波. GNSS差分码偏差处理方法及全球广播电离层模型研究[J]. 测绘学报, 2017, 46(8): 1069.
WANG N B. Study on GNSS differential code biases and global broadcast ionospheric models of GPS, Galileo and BDS[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2017, 46(8): 1069(in Chinese).

[4] 霍星亮. 基于GNSS的电离层形态监测与延迟模型研究[D]. 武汉: 中国科学院测量与地球物理研究所, 2008.
HUO X L. Study on ionospheric morphology monitoring and delay model based on GNSS[D]. Whuhan: Institute of Geodesy and Geophysics, Chinese Academy of Sciences, 2008(in Chinese).

[5] 袁运斌, 霍星亮, 张宝成. 近年来我国GNSS电离层延迟精确建模及修正研究进展[J]. 测绘学报, 2017, 46(10): 1364-1378.
YUAN Y B, HUO X L, ZHANG B C. Research progress of precise models and correction for GNSS ionospheric delay in China over recent years[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2017, 46(10): 1364-1378(in Chinese).

[6] 张强, 赵齐乐, 章红平, 等. 北斗卫星导航系统Klobuchar模型精度评估[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2014, 39(2): 142-146.
ZHANG Q, ZHAO Q L, ZHANG H P, et al. Evaluation on the precision of Klobuchar model for BeiDou navigation satellite system[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2014, 39(2): 142-146(in Chinese).

[7] 章红平. 基于地基GPS的中国区域电离层监测与延迟改正研究[D]. 上海: 中国科学院上海天文台, 2006.
ZHANG H P. Study on ionospheric monitoring and delay correction in China area based on ground-based GPS[D]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, 2006(in Chinese).

[8] ZHU Y X, TAN S S, ZHANG Q H, et al. Accuracy evaluation of the latest BDGIM for BDS-3 satellites[J]. Advances in Space Research, 2019, 64(6): 1217-1224.

[9] WANG N B, LI Z S, YUAN Y B, et al. BeiDou global ionospheric delay correction model (BDGIM): performance analysis during different levels of solar conditions[J]. GPS Solutions, 2021, 25(3): 97.

[10] TIAN Y, LI S H, SHEN H, et al. Comparative analysis of BDGIM, NeQuick-G, and Klobuchar ionospheric broadcast models[J]. Astrophysics and Space Science, 2022, 367(8): 78.

[11] 袁运斌, 李敏, 霍星亮, 等. 北斗三号全球导航卫星系统全球广播电离层延迟修正模型 (BDGIM) 应用性能评估[J]. 测绘学报, 2021, 50(4): 436-447.
YUAN Y B, LI M, HUO X L, et al. Research on performance of BeiDou global broadcast ionospheric delay correction model

(BDGIM) of BDS-3[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2021, 50(4): 436-447(in Chinese).

[12] 吴晓莉, 戴春丽, 刘利, 等. 地理与地磁坐标系下的 K 氏电离层延迟模型分析比较[C]//第一届中国卫星导航学术年会论文集 (下). 北京: 中国卫星导航学术年会组委会, 2010: 288-293.
WU X L, DAI C L, LIU L, et al. Analysis the difference between Klobuchar ionosphere model in geography and in geomagnetism reference frame[C]//Proceedings of the 1st China Satellite Navigation Conference (Part 2). Beijing: Organizing Committee of China Satellite Navigation Conference, 2010: 288-293(in Chinese).

[13] LIU A, WANG N B, LI Z S, et al. Validation of CAS's final global ionospheric maps during different geomagnetic activities from 2015 to 2017[J]. Results in Physics, 2018, 10: 481-486.

[14] ZHANG Q, LIU X Z, LIU Z Y, et al. Performance evaluation of BDS-3 ionospheric delay correction models (BDSK and BDGIM): first year for full operational capability of global service[J]. Advances in Space Research, 2022, 70(3): 687-698.

[15] YASYUKEVICH Y V, ZATOLOKIN D, PADOKHIN A, et al. Klobuchar, NeQuickG, BDGIM, GLONASS, IRI-2016, IRI-2012, IRI-plas, NeQuick2, and GEMTEC ionospheric models: a comparison in total electron content and positioning domains[J]. Sensors, 2023, 23(10): 4773.

Accuracy evaluation of BeiDou broadcast ionospheric model

BAO Renjie[1, 2], TANG Chengpan[1, *], HU Xiaogong[1], ZHOU Shanshi[1], CAO Yueling[1], YANG Yuze[1, 2]

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 101408, China)

Abstract: To evaluate the performance of broadcast ionospheric models in existing global navigation satellite systems (GNSS), post-processed global ionospheric map (GIM) products provided by the International GNSS Service (IGS) Analysis Center are used. Long-term accuracy evaluations of ionospheric total electron content (TEC) and positioning domains are conducted for the BeiDou system, global positioning system (GPS), and Galileo broadcast ionospheric models. It is observed that during the solar activity ramp-up, the accuracy of all four models (BeiDou system Klobuchar 8-parameter model (BDSK8), GPS Klobuchar 8-parameter model (GPSK8), BeiDou global ionospheric model (BDGIM), NeQuickG) declines to varying extents, with distinct characteristics observed in different latitude bands. The results indicate that the BDGIM exhibits the best performance, with root mean square (RMS) increasing to 7.27, 4.43, and 4.00 TECU in the three latitude bands, and three-dimensional positioning errors increasing to 6.62, 2.81, and 3.51 meters, respectively. The BDSK8 is most influenced by solar activity, with an RMS amplification factor reaching up to 4 to 5 times. Finally, a Bagging regression tree learner is used to model and predict errors in various broadcast ionospheric models based on space physics parameters. The BDGIM model demonstrates the best predictive performance, with root mean square errors (RMSE) of 2.13, 1.23, and 1.47 TECU for the three latitude bands, and relative errors (RE) of 18%, 15%, and 14%, respectively. The NeQuickG model ranks second, with RMSE values of 4.60, 2.27, and 1.47 TECU, and RE of 17%, 18%, and 21%, respectively. The predictive accuracy of the two Klobuchar models is unsatisfactory.

Keywords: global navigation satellite system; broadcast ionospheric model; solar activity; space physics parameter; Bagging regression

Received: 2023-09-14; **Accepted**: 2023-11-16; **Published Online**: 2023-12-07 10:52
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231206.1230.002

* **Corresponding author**. E-mail: cptang@shao.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0602

基于时空图卷积的航段拥挤态势预测

殷建棠[1,2]，刘继新[1,2,*]，田文[1,2]，张颖[2,3]，陈海燕[2,4]

(1. 南京航空航天大学 民航学院，南京 211106；2. 南京航空航天大学 空中交通管理系统全国重点实验室，南京 211106；
3. 南京航空航天大学 通用航空与飞行学院，南京 211106；4. 南京航空航天大学 计算机科学与技术学院，南京 211106)

摘 要：针对空中交通流量增加而导致航段拥挤现象加重的问题，对航段拥挤态势预测进行了研究。采用时空图卷积模型可以很好地提取航段空间特征和捕捉交通数据时间特征。将区域扇区航段网络转化为模型输入的航段拓扑图，其中，点的信息代表航段网络中边的信息；提出一种新的衡量航段拥挤的指标，即航段单位长度飞机平均飞行时间；建立新的四维特征数据表示航段拓扑图中点的信息；基于图卷积网络(GCN)和门控循环单元(GRU)组成的时空图卷积神经网络对指标进行预测。实验结果表明：与传统自回归求和滑动平均(ARIMA)模型和GRU相比，采用的模型短期预测(15 min)下性能最优，均方根误差(RMSE)分别下降了21.95%和1.44%，平均绝对误差(MAE)分别下降了23.36%和3.74%。采用的方法充分利用影响航段拥挤态势的输入特征，捕捉航段交通流之间的时空相关性，能有效提高航段拥挤态势预测的精度，为准确把握各航段交通流运行态势并实施有效的管理提供了技术支撑。

关 键 词：空中交通管理；航段拥挤态势预测；图卷积网络；时空相关性；交通数据
中图分类号：V355.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3906-10

随着迅速增长的空中交通流量与有限的空中交通资源之间的矛盾日益突出，航段拥挤现象也愈发严重。在繁忙终端区及区域扇区出现拥挤现象会造成航班延误且加重管制员工作负荷。这使得空中交通管理面临着极大的挑战。合理的拥挤态势预测结果能够为飞行计划的制定提供有效依据，从而减缓拥挤程度。针对于航段拥挤态势预测，如何确定衡量拥挤程度的指标及采用何种预测模型是当下的难点和亟需解决的问题。

对于拥挤概念，可从形成因素和导致后果2个方面进行研究。形成因素包括容流匹配和运行复杂性，导致后果包括航班延误和管制员负荷增加[1]。对于拥挤指标的定义，最常用的是流量与容量的比率，也可用平均航班延误时间、一段时间内的到达率及管制员工作量来表示拥挤状态[2-4]，但有些指标不易于量化。李善梅等[5]提出了滞留度、汇聚度、当量交通量3个指标来衡量交叉航路拥挤状态。汇聚度指标建模过程较为复杂，模型基于交叉航路上的航空器均在同一高度层飞行等假设，对模型参数的准确设置有较高的要求。Tan等[6]构建空域内航空器网络结构，从复杂网络的角度提出节点数量、边数量、平均节点度、回路数、平均聚类系数、平均路径长度、平均节点强度7个指标来衡量空域拥挤状况。Deng等[7]采用流量、滞留度、平均离港延迟时间、平均水平飞行速度、平均飞行时间、平均垂直飞行速度6个指标来衡量终端区拥挤情况。Yang等[8]提出一种具有三向时间特征的混合时空卷积长短期记忆(long short-term memory, LSTM)网络，并定义了一种航路拥挤指标进行预测，其定义数据特征时，同时使用流量和平均流量2种特

收稿日期：2023-09-22；**录用日期**：2023-12-11；**网络出版时间**：2023-12-26 14:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231226.1112.001
基金项目：国家重点研发计划(2022YFB2602403)；国家自然科学基金(71971112)
* **通信作者**. E-mail：Larryljx@163.com

引用格式：殷建棠，刘继新，田文，等. 基于时空图卷积的航段拥挤态势预测[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3906-3915.
YIN J T，LIU J X，TIAN W，et al. Segment congestion situation prediction based on spatiotemporal graph convolution[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3906-3915 (in Chinese).

征, 当特征相近时, 会引起过拟合的现象。

对于空中交通拥挤预测概念, 文献 [1] 定义为: 利用历史与当前交通拥挤指标信息来预测未来的拥挤状态。国内外现有拥挤态势预测方法大致可分为 2 类: 模型驱动方法和数据驱动方法[9]。

拥挤态势预测最初主要以模型驱动方法为主, 并不断发展, 但该方法并没有明确提出拥挤指标进行预测, 而是致力于对交通流的研究, 以期从交通流运行模型的角度间接分析拥挤状态[10]。文献 [11-12] 对交通流模型不断优化, 以期精确分析出交通流走势, 为预测拥挤状态提供支撑。文献 [11] 采用一种新的航空交通网络离散时间流量动态模型, 并提出了分层体系结构, 旨在充分考虑空域网络结构的特性。文献 [12] 提出基于航迹运行 (trajectory based operations, TBO) 的交通流优化模型, 旨在从实时更新的四维飞行航迹预测角度实现各方协同。文献 [13-15] 通过仿真软件建模对拥挤态势进行分析。文献 [13] 基于人-机-环境系统工程理论, 利用混沌预测方法对模拟数据进行预测, 分析交通拥挤与潜在冲突量的关系。文献 [14] 建立了机场终端区元胞传输模型, 并利用 NetLogo 输出拥挤预测结果。文献 [15] 利用 SIMIOD 仿真不同天气条件下的交通运行情况, 并输出拥挤预测结果。上述方法从交通流模型的角度进行分析, 从而导致工作量较大, 且很难找到一个模型能够精确描述交通情况的走势, 建模复杂性相对较大。

随着机器学习的不断发展, 研究人员逐渐将这类数据驱动方法应用到交通预测领域。数据驱动方法优势在于能够直接对指标进行预测。文献 [16-17] 分别基于自适应注意力图卷积循环网络和地理操作图卷积网络 (graph convolutional network, GCN) 对航班延误进行预测, 进而为拥挤态势分析提供基础。李桂毅等[18] 采用反向传播神经网络、径向基函数神经网络及广义回归神经网络来预测航段交通流参数。文献 [19-20] 分别基于卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)与 LSTM 网络的组合和时间注意感知双 GCN 对航线和扇区进行流量预测。文献 [19] 将研究的空域进行网格化分割, 并基于网格化后的空域进行交通流量统计, 采用交通流量矩阵表示空域内各网格的交通流量, 从而将空域进行规则化处理, 便于进行卷积操作。文献 [20] 在构造拓扑图结构时, 既考虑传统的邻接图结构, 又提出起终点图, 以期充分捕捉扇区间的空间相关性。上述方法基于深度学习的模型, 且不断优化模型, 从航班延误、交通流等角度为分析拥挤提供依据。

鉴于当前对区域扇区内航段拥挤预测研究尚不充分, 本文以区域扇区内航段为研究对象, 为充分结合空中交通特点, 综合利用飞行计划数据和广播式自动相关监视(automatic dependent surveillance-broadcast, ADS-B)数据对航段拥挤指标进行预测。首先, 借鉴道路交通出行时间指数的定义(即出行单位距离所需要的时间)[21], 提出一种新的衡量航段拥挤的指标, 即航段单位长度飞机平均飞行时间, 建立新的四维特征(航段计划流量、航段实际流量、航段单位长度飞机计划平均飞行时间、航段单位长度飞机实际平均飞行时间)数据, 所选取的特征能有效避免过拟合的现象; 其次, 构建 GCN 和门控循环单元 (gated recurrent unit, GRU) 的组合模型, 该模型能有效提取航段空间特征和捕捉交通数据时间特征, 实现对航段拥挤指标的有效预测, 并重点分析了输入序列长度、特征数量对预测性能的影响, 对比了不同预测序列长度下模型的预测性能。

为探讨飞行计划数据的影响, 本文进行了飞行计划相关特征对预测结果影响的对比实验, 以期探讨飞行计划相关特征对预测实际特征指标的影响。

1　航段拥挤态势预测问题描述

航段拥挤态势预测问题是一种典型的时间序列预测问题, 即利用历史给定步长序列来预测未来给定步长序列。如图 1 所示, 利用历史 n 步长序列预测未来 m 步长序列。本文建立的模型如下:

$$(\boldsymbol{X}_{t+1},\cdots,\boldsymbol{X}_{t+m})=f((\boldsymbol{X}_{t-n+1},\cdots,\boldsymbol{X}_t);G) \tag{1}$$

式中: m为待预测的时间序列长度; n为历史时间序列长度; t 为时间; $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{N\times F}$为航段特征矩阵, N为航段数量, F为航段特征数量; G为航段拓扑图结构。

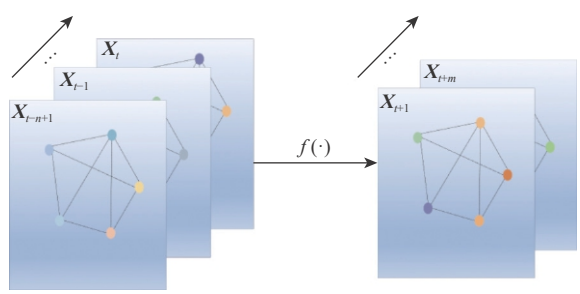


图 1　基于图结构的时间序列

Fig. 1　Time series based on graph structure

1.1　航段拓扑图定义

考虑航段的有向性, 用有向无权图$G=(\boldsymbol{V},E)$来表示输入航段拓扑结构。其中, $\boldsymbol{V}$为拓扑结构中的点向量, $\boldsymbol{V}=[v_1,v_2,\cdots,v_x]$, x为点的数量, E表示边。邻接矩阵 $\boldsymbol{A}$用来表示点与点之间的关联, $\boldsymbol{A}\in\mathbf{R}^{N\times N}$, $\boldsymbol{A}$中元素为 1 或 0, 若两点之间有边连接, 则$\boldsymbol{A}$中对应元素为 1, 反之为 0。

航段拓扑图的方向体现在邻接矩阵$\boldsymbol{A}$中。若航段1指向航段2，则$\boldsymbol{A}$中航段1至航段2对应元素为1，航段2至航段1对应元素为0，其他情况以此类推。

由于预测航段的拥挤指标，输入航段拓扑结构图中点的特征信息应是实际航段网络中边的特征信息。因此，把原始航段网络中的点转化为输入航段拓扑图中的边，把原始航段网络中的边转化为输入航段拓扑图中的点。原始航段网络结构及转化后的航段拓扑如图2和图3所示。

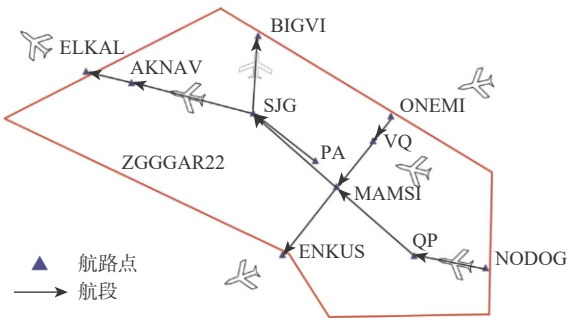


图2 航段网络结构

Fig. 2 Segment network structure

图2展示了中南扇区22扇(ZGGGAR22)部分航段的网络。图3为转化后的输入航段拓扑图。例如，点1表示NODOG-QP航段，点2表示QP-MAMSI航段，连接两点的边为航路点QP。其他航路点航段连接情况以此类推。

1.2 航段特征矩阵定义

对于输入航段拓扑结构图中点的特征矩阵

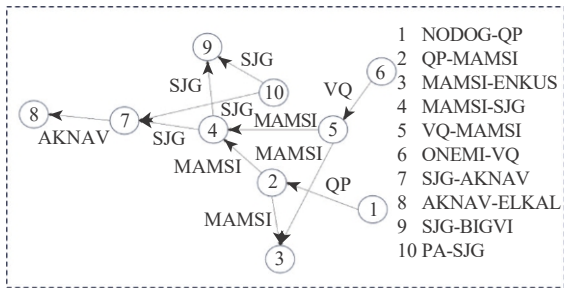


图3 航段拓扑

Fig. 3 Segment topology

$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{N\times F}$，$N$和$F$分别取10和4。

考虑到ADS-B数据的特点，并结合流量和飞行时间这2种易于量化且具有代表性的特征，新提出的用来表示航段信息的航段特征分别为：航段计划流量、航段实际流量、航段单位长度飞机计划平均飞行时间、航段单位长度飞机实际平均飞行时间。航段计划流量为每个时间步内经过航段的计划流量。航段实际流量为每个时间步内经过航段的实际流量。航段单位长度飞机计划平均飞行时间为每个时间步内每架飞机单位长度计划平均飞行时间。航段单位长度飞机实际平均飞行时间为每个时间步内每架飞机单位长度实际平均飞行时间。

针对空中交通特点，每个时间步取值15 min，即每隔15 min统计一次特征信息。

为探讨交通流量与航段单位长度飞机平均飞行时间T_a之间的相关性，采用Pearson相关系数对其进行分析，并选取流量较大的5个航段进行两者相关性可视化，如图4所示。可以看出，航段间的

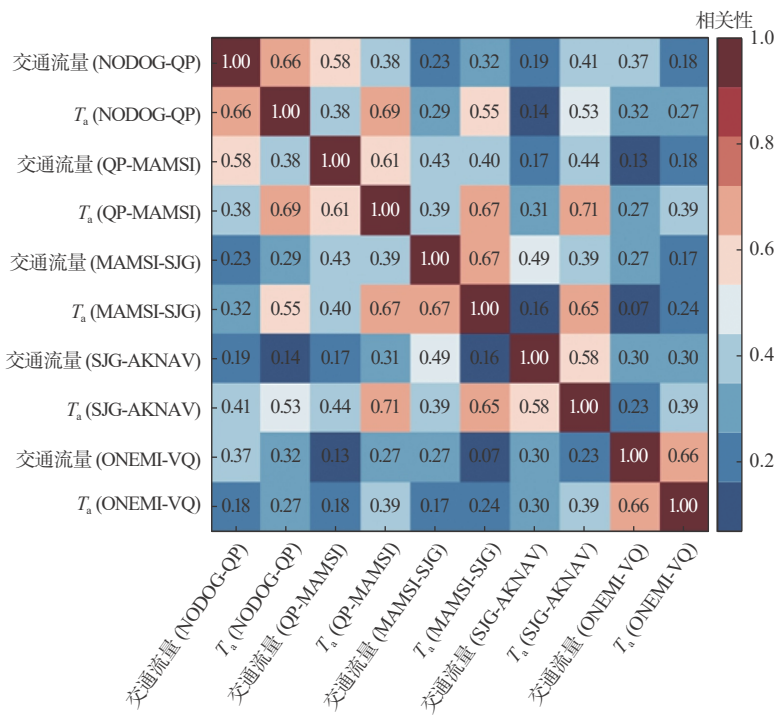


图4 交通流量与航段单位长度飞机平均飞行时间T_a之间的相关性

Fig. 4 Correlation between traffic flow and average flight time per unit length of segment T_a

流量与 T_a 存在相关性且呈较强的正相关，这说明航段流量越大时，T_a 值也越大，航段越拥挤。

航段单位长度飞机平均飞行时间是本文新提出的一种衡量航段拥挤的指标。如果某航段上流量大且飞机平均飞行时间长，则会优先考虑该航段上的拥挤情况。但单纯考虑飞机平均飞行时间长短并不能准确衡量拥挤状态。航段较长情况下，会出现拥挤情况良好但飞行时间较长的现象。故取单位长度平均飞行时间能够抵消航段长度不一带来的影响。

图 5 和图 6 分别展示了 2019 年 3 月 10 日的交通流量情况和航段飞机平均飞行时间情况。以航段 SJG-AKNAV 为例，其在 8：00—9：00 时间段的飞机平均飞行时间最长，但其交通流量在该时间段却并不是最大。

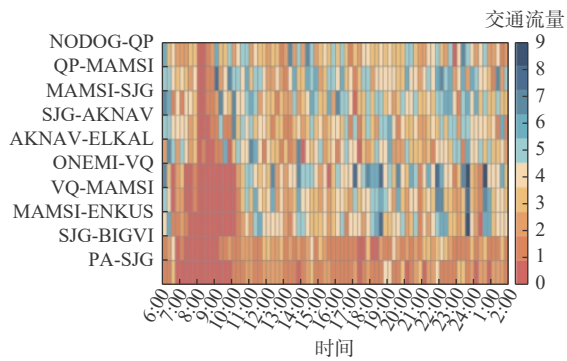


图 5　2019 年 3 月 10 日的交通流量情况

Fig. 5　Traffic flow on March 10, 2019

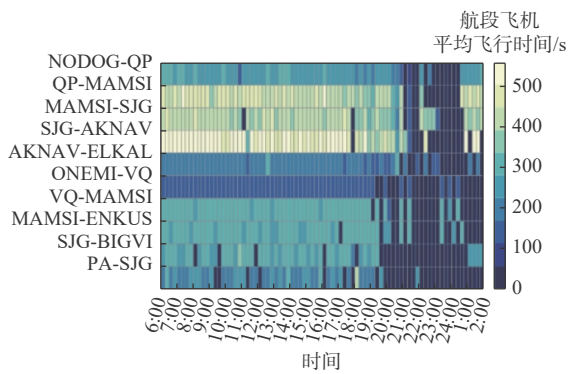


图 6　2019 年 3 月 10 日的航段飞机平均飞行时间情况

Fig. 6　Average flight time of aircraft in segment on March 10, 2019

T_a（单位：s/km）计算公式如下：

$$T_a = \frac{1}{LC}\sum_{c=0}^{C} t_c \tag{2}$$

式中：t_c 为单位时间步内每架飞机飞经该航段所用时间，s；C 为单位时间步内飞经该航段的飞机数量，架次；L 为飞经航段长度，km。

航段单位长度飞机计划平均飞行时间 T_{ap} 和航段单位长度飞机实际平均飞行时间 T_{ar} 计算公式分别如下：

$$T_{ap} = \frac{1}{LC_p}\sum_{c=0}^{C_p} t_{p,c} \tag{3}$$

$$T_{ar} = \frac{1}{LC_r}\sum_{c=0}^{C_r} t_{r,c} \tag{4}$$

式中：C_p 和 $t_{p,c}$ 分别为单位时间步内航段计划交通流量和飞机计划飞行时间；C_r 和 $t_{r,c}$ 分别为单位时间步内航段实际交通流量和飞机实际飞行时间。基于上述历史四维特征数据预测未来 T_{ar}。T_a 值的大小代表航段的拥挤程度，T_a 越大说明航段越拥挤，反之拥挤状态良好。

图 7 展示了流量最大的航段 QP-MAMSI 在 2019 年 3 月的 T_a 情况。可以看出，QP-MAMSI 航段在 11：00—13：00、15：00—16：00 等时间段比 9：00 以前更拥挤，且每天的趋势大致相同。这符合航空运输中的实际情况，说明该指标能够反映航段拥挤程度。

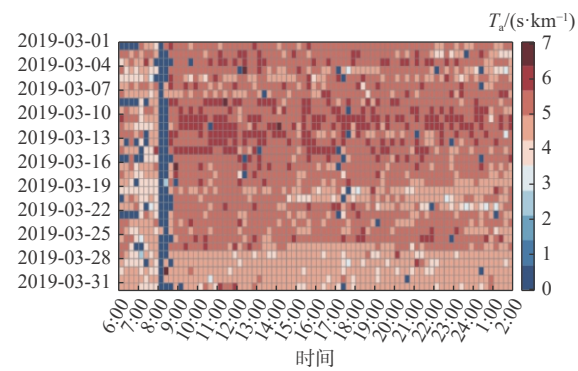


图 7　2019 年 3 月航段 QP-MAMSI 拥挤情况

Fig. 7　Congestion status on segment QP-MAMSI in March, 2019

2　基于时空图卷积的拥挤态势预测模型

基于时空图卷积的航段拥挤态势预测模型由 2 个部分组成：GCN 和 GRU。首先，将给定长度时间序列输入到 GCN 中，以捕捉航段之间的空间相关性；然后，将经过 GCN 提取的高维空间时间序列特征输入到 GRU 中，以捕捉特征之间的时间相关性；最后，经过全连接层得到预测结果。基于时空图卷积的航段拥挤态势预测模型整体框架如图 8 所示。

2.1　基于 GCN 捕捉空间相关性

现有 GCN 方法分为谱方法和空间方法。谱方法从谱域定义图卷积，空间方法从节点域定义聚合

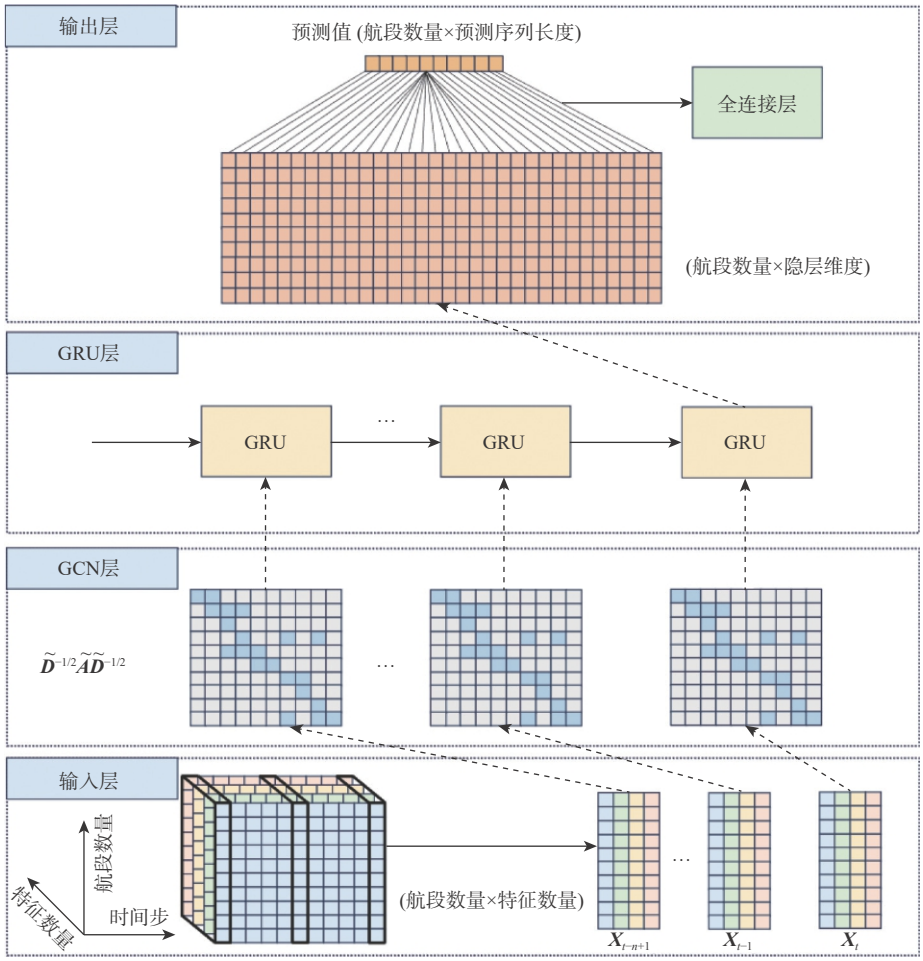


图 8 基于时空图卷积的航段拥挤态势预测模型框架

Fig. 8 Framework of segment congestion situation prediction model based on spatiotemporal graph convolution

函数来聚合中心点及其邻点[22]。本文采用基于谱方法来进行卷积操作[23]，计算公式如下：

$$\boldsymbol{H}^{(l+1)}=\sigma(\tilde{\boldsymbol{D}}^{-1/2}\tilde{\boldsymbol{A}}\tilde{\boldsymbol{D}}^{-1/2}\boldsymbol{H}^{(l)}\theta^{l}) \tag{5}$$

式中：$\tilde{\boldsymbol{A}}=\boldsymbol{A}+\boldsymbol{I}_N$为自连接邻接矩阵，$\boldsymbol{I}_N$为单位矩阵；$\tilde{\boldsymbol{D}}$为度矩阵，$\tilde{\boldsymbol{D}}=\sum_j\tilde{\boldsymbol{A}}_{ij}$；$\boldsymbol{H}^{(l+1)}$为第$l$+1层的输出；$\theta^l$为第$l$层的参数；$\sigma(\cdot)$表示 sigmoid 激活函数。

为充分捕捉航段之间的空间相关性，采用 2 层 GCN 进行计算，计算公式如下：

$$g(\boldsymbol{X},\boldsymbol{A})=\sigma(\tilde{\boldsymbol{A}}\mathrm{ReLU}(\tilde{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{X}\boldsymbol{W}_0)\boldsymbol{W}_1) \tag{6}$$

式中：$\tilde{\boldsymbol{A}}=\tilde{\boldsymbol{D}}^{-1/2}\tilde{\boldsymbol{A}}\tilde{\boldsymbol{D}}^{-1/2}$；$\boldsymbol{W}_0\in\mathbf{R}^{F\times H_1}$为第 1 层 GCN 到第 2 层 GCN 的权重矩阵，H_1为第 1 层隐层维度；$\boldsymbol{W}_1\in\mathbf{R}^{H_1\times H_2}$为第 2 层 GCN 到输出层的权重矩阵，$H_2$为第 2 层隐层维度；ReLU(·)表示线性整流激活函数。为保持 GCN 处理后的数据维度与 GRU 隐层维度相同，H_2取值为 32。

以往捕捉空间相关性时会优先考虑 CNN，但 CNN 只适合处理规则结构。对于航段网络这种不规则拓扑结构的空间相关性，GCN 进行捕捉更符合实际。图 9 展示了 GCN 的工作原理。

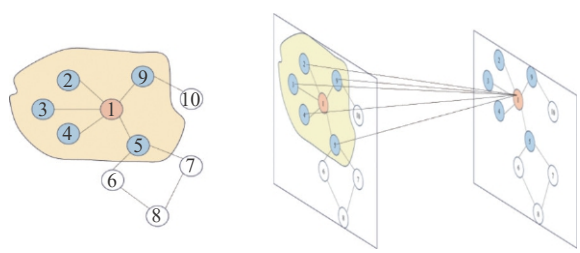


图 9 GCN 工作原理

Fig. 9 Principle of GCN

2.2 基于 GRU 捕捉时间相关性

对于输入序列时间相关性的捕捉，通常使用循环神经网络(recurrent neural network, RNN)。RNN 只适用于短序列的输入，因为其在处理长序列时，通常会面临梯度消失或梯度爆炸的情况。作为 RNN 的变体，LSTM 和 GRU 逐渐被应用来捕捉时间相关性。考虑到航段输入图和航段数据集规模较小，采用参数相对较少、模型相对简易的 GRU。GRU 结构如图 10 所示。其中，$\boldsymbol{h}_{t-1}$为 t−1 时刻的隐层状态；$\boldsymbol{X}_t$为 t 时刻的输入；$\boldsymbol{r}_t$为遗忘门，用来控制忽略前一时刻状态信息的程度；$\boldsymbol{u}_t$为更新门，用来控制前一时刻状态信息带入当前时刻的程度；$\boldsymbol{o}_t$为

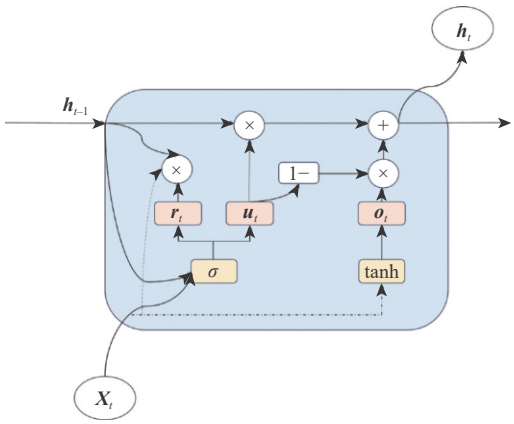


图 10　GRU 结构

Fig. 10　Architecture of GRU

t 时刻存储的记忆内容；$\boldsymbol{h}_t$ 为 t 时刻的输出。GRU 每一时刻的输入结合上一时刻的输出，经过运算生成当下时刻的输出，以此来捕捉数据的时间相关性。具体计算公式如下：

$$\boldsymbol{u}_t = \sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{u}}[g(\boldsymbol{X}_t, \boldsymbol{A}), \boldsymbol{h}_{t-1}] + \boldsymbol{b}_{\mathrm{u}}) \tag{7}$$

$$\boldsymbol{r}_t = \sigma(\boldsymbol{W}_{\mathrm{r}}[g(\boldsymbol{X}_t, \boldsymbol{A}), \boldsymbol{h}_{t-1}] + \boldsymbol{b}_{\mathrm{r}}) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{o}_t = \tanh(\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}[g(\boldsymbol{X}_t, \boldsymbol{A}), (\boldsymbol{r}_t \boldsymbol{h}_{t-1})] + \boldsymbol{b}_{\mathrm{c}}) \tag{9}$$

$$\boldsymbol{h}_t = \boldsymbol{u}_t \boldsymbol{h}_{t-1} + (1 - \boldsymbol{u}_t)\boldsymbol{o}_t \tag{10}$$

式中：$g(\boldsymbol{X}_t, \boldsymbol{A})$表示经过 GCN 运算后的结果；$\boldsymbol{W}_{\mathrm{u}}$、$\boldsymbol{W}_{\mathrm{r}}$、$\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}$和$\boldsymbol{b}_{\mathrm{u}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{r}}$、$\boldsymbol{b}_{\mathrm{c}}$分别为训练过程中的权重和偏差，下标 u、r、c 分别表示更新门、遗忘门和记忆门。

上述公式体现了对时空相关性同时进行捕捉，旨在提高预测精度。

3　实验

3.1　实验设置

3.1.1　数据集的准备

本文收集了 2019 年 3 月 1 日—2019 年 3 月 31 日有关中南扇区 22 扇的飞行计划数据及历史轨迹数据（ADS-B 数据），飞行计划数据包括航班代码、扇区代码、航班途经各航段及航路点名称等，ADS-B 数据包括航班实际飞行航迹各采样点的位置经纬度、速度、高度等，获得未经 ADS-B 修正的计划过点时间数据及经 ADS-B 修正的实际过点实际数据，包括预计进入离开航段时间和实际进入离开航段时间，根据过点时间可以统计获得航段计划流量和实际流量。

根据 1.2 节所述，每隔 15 min 统计一次流量，则 1 天可分为 96 个时间步。流量统计规则为：某航班进入航段时间为 19：05：23，则 19：00—19：15 时间段的流量加 1，以此类推。某航班航段飞行时间则用该航班离开航段时间减去进入航段时间。

考虑凌晨航班较少，故去除 2：00—6：00 的数据。保留 0：00—2：00 的数据是因为前一天较晚（23：00—24：00）航班会在该时间段内到达目的机场。本文采用最小最大标准化法将数据规范化至 [0,1] 范围内，以加快模型收敛。最终处理得到样本共计 2 480 条，按照 8∶2 的比例划分为训练集和测试集。

3.1.2　损失函数及评价指标设定

采用均方误差（mean square error, MSE）作为损失函数。为防止训练过程中出现过拟合，在损失函数中加入 L_2 正则化，计算公式如下：

$$U_{\mathrm{L}} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(\hat{y}_i - y_i)^2 + \lambda \sum_{p} w_p^2 \tag{11}$$

式中：$\hat{y}_i$和y_i分别为第i个样本的预测值和真实值；n为样本总数；w_p为模型中待训练的参数；p 为模型中待训练的参数数量；λ为超参数。

选取深度学习中常用的 2 个指标：均方根误差（root mean squared error, RMSE）和平均绝对误差（mean absolute error, MAE），其计算公式如下：

$$e_{\mathrm{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(\hat{y}_i - y_i)^2} \tag{12}$$

$$e_{\mathrm{MA}} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}|\hat{y}_i - y_i| \tag{13}$$

式中：e_{RMS}和e_{MA}分别为均方根误差和平均绝对误差。

3.1.3　实验环境及参数设置

实验环境如下：CPU 为 Intel(R) Core(TM) i7-10510U@ 1.80 GHz，GPU 为 NVIDIA GeForce MX250，机带 RAM 为 16 GB。代码采用 Python 3.9.16 编写。采用的深度学习框架为 Pytorch 1.10.0。

批处理数据量为 32，训练次数为 150，学习率为 0.001，隐层维度为 32，输入序列长度为 8，预测序列长度分别为 1（15 min）、2（30 min）、3（45 min）、4（60 min），λ 为 0.001 5，使用 Adam 算法进行优化。

3.2　实验结果分析

3.2.1　隐层维度性能对比实验

隐层维度作为深度学习模型中的一个重要参数，其取值会影响模型收敛速度及模型性能。为确定其最终取值，分别选择 [8,16,32,64,128] 5 个值进行实验。实验结果如图 11 所示。

从 RMSE 和 MAE 这 2 个指标看来，隐层维度取 32 时，2 个指标均取到最小值，故后续实验皆以隐层维度取值为 32 开展。

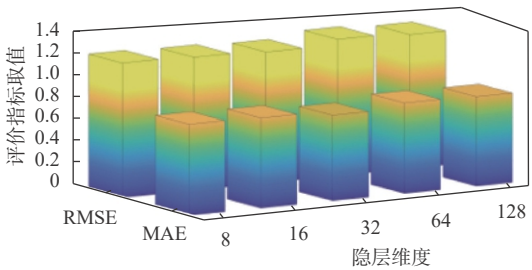


图11 基于RMSE和MAE的隐层维度比较

Fig. 11 Comparison of hidden layer dimension based on RMSE and MAE

3.2.2 预测模型性能对比实验

采用的对比模型分别为历史平均(history average, HA)模型、支持向量回归(support vector regression, SVR)模型、自回归求和滑动平均(autoregressive integrated moving average, ARIMA)模型、GCN和GRU。

表1展示了不同预测序列长度下模型的性能。可以看出,GCN+GRU模型展示出较好的性能。以预测序列长度为1为例,GCN+GRU模型的RMSE比HA、ARIMA、GCN、GRU模型分别下降了15.29%、21.95%、20.22%、1.44%。较之于SVR,RMSE下降了10.60%,MAE上升了7.89%,但整体性能仍好于SVR。HA、SVR及ARIMA模型很难处理非静止、复杂的时间序列数据,尤其是ARIMA模型,其无法处理非线性的数据,故精度大大下降。而GCN模型精度也大幅度下降,这是因为GCN只考虑了航段网络的拓扑结构,未考虑数据的时间相关性,而航段特征相关数据又是典型的时间序列数据,因此,GCN模型的精度也不高。

表1 不同预测序列长度下模型性能比较

Table 1 Comparison of model performance for different prediction sequence lengths

模型	RMSE				MAE			
	预测序列长度1	预测序列长度2	预测序列长度3	预测序列长度4	预测序列长度1	预测序列长度2	预测序列长度3	预测序列长度4
HA	1.420 2	1.452 0	1.483 1	1.513 2	0.826 7	0.844 4	0.862 2	0.880 2
SVR	1.345 6	1.363 7	1.374 2	1.394 7	**0.727 1**	**0.770 8**	**0.799 9**	**0.809 9**
ARIMA	1.541 4	1.536 1	1.534 2	1.532 7	1.023 6	1.021 1	1.020 0	1.019 2
GCN	1.507 9	1.501 7	1.534 9	1.518 0	1.010 2	1.026 8	0.991 5	1.037 1
GRU	1.220 6	1.244 6	1.259 3	1.278 9	0.815 0	0.815 9	0.816 3	0.839 8
GCN+GRU	**1.203 0**	**1.217 9**	**1.231 0**	**1.251 8**	0.784 5	0.811 1	0.812 2	0.833 0

注: 加粗数值表示最优。

3.2.3 输入序列长度对预测精度的影响实验

对于输入序列长度的确定,分别取4、5、6、7、8、9、10进行对比实验,如图12所示。可知,当输入序列长度为8时,RMSE和MAE的值最小。对于GCN+GRU模型,当输入的序列长度较小时,模型不能充分捕捉数据之间的时间相关性,导致模型误差较大。当输入序列长度较大时,计算量增大,模型在捕捉数据的时间相关性时会逐渐弱化靠前序列的比重,从而使模型误差再次增大。如图12中曲线的走势,RMSE、MAE的值先随输入序列长度的增加而减小,说明模型捕捉数据的时间相关性较好。当序列达到一定长度时,再增加序列长度时,RMSE、MAE的值又逐渐回升,说明模型此时处理的序列过长,精度开始下降。

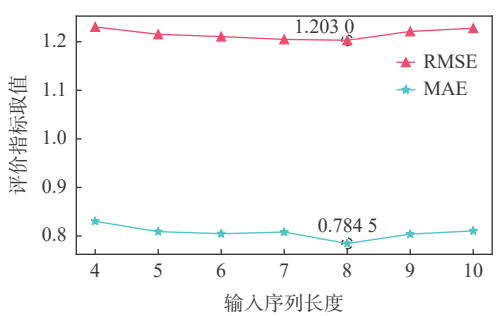


图12 输入序列长度对比

Fig. 12 Comparison of input sequence lengths

3.2.4 特征数量对预测精度的影响实验

为验证所提出的四维特征数据的有效性,分别与去除计划流量维度和去除航段单位长度飞机计划平均飞行时间维度进行比较。

由图13可知,提出的四维数据较之于去除计

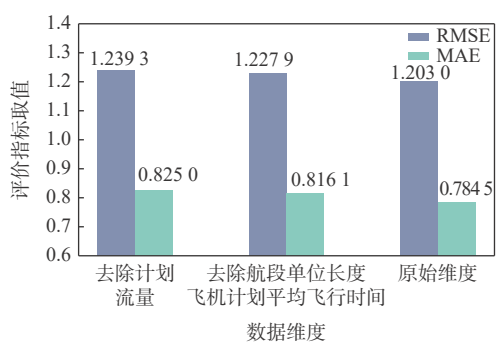


图13 数据维度对比

Fig. 13 Comparison of data dimensions

划流量和去除航段单位长度飞机计划平均飞行时间这 2 种三维数据，RMSE 和 MAE 分别下降了 2.93%、2.03% 和 4.91%、3.87%。可以看出，计划流量和航段单位长度飞机计划平均飞行时间这 2 种特征能提高模型的精度。该 2 种特征单独考虑时，也可以看作是时间序列，故其对时间相关性的捕捉能起到一定的作用。其中，航段单位长度飞机计划平均飞行时间特征比计划流量特征提升的精度略高，这是因为预测的指标是航段单位长度飞机实际平均飞行时间，这说明不论是计划还是实际数据，同一类特征的相关性更强。

3.2.5　预测序列长度对预测精度的影响实验

设置的预测序列长度分别为 1、2、3、4，即未来的 15 min、30 min、45 min、60 min。未来 0～30 min 的预测称为短期预测，而超过 30 min 的预测称为长期预测[24]。由 3.2.2 节可知，不论是短期预测还是长期预测，GCN+GRU 模型的性能均优于基准模型。虽然 GCN+GRU 模型误差随预测序列长度的增加而增大，但其增大的幅度很小，如图 14 所示，这说明该模型同样适用长期预测。

为更好展示该模型下不同预测序列长度性能，仍选择可视化流量最大的 QP-MAMSI 航段预测结果，如图 15～图 18 所示。可以看出，真实数据与预测数据之间存在误差，原因在于真实值中存在 0 值。0 值代表的现象为该时间步内航段上没有流量存在，从而 T_a 值也为 0。但除去该影响因素，最终结果显示，模型能够进一步捕捉航段上的时空相关性，从而提高预测的精度。从图 19 可看出，在去除真实值中的 0 值后，评价指标皆有所优化。

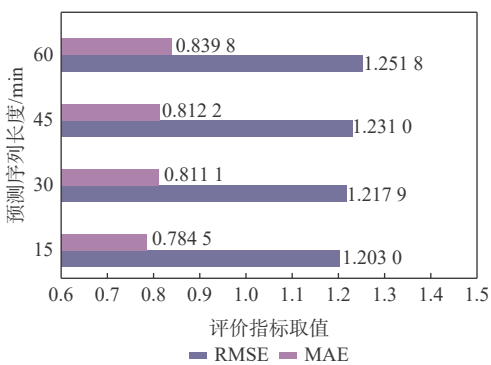


图 14　预测序列长度对比

Fig. 14　Comparison of predicted sequence lengths

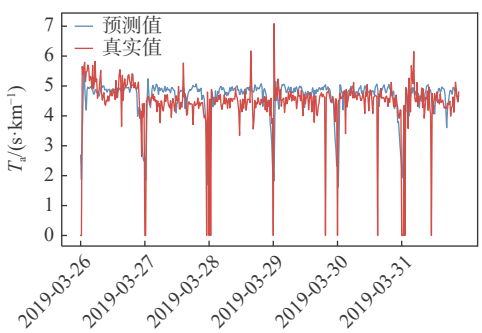


图 15　15 min 预测结果

Fig. 15　Prediction results for 15 min

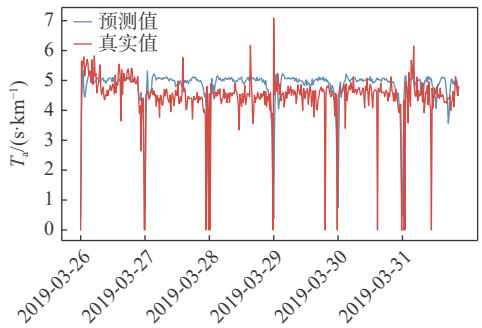


图 16　30 min 预测结果

Fig. 16　Prediction results for 30 min

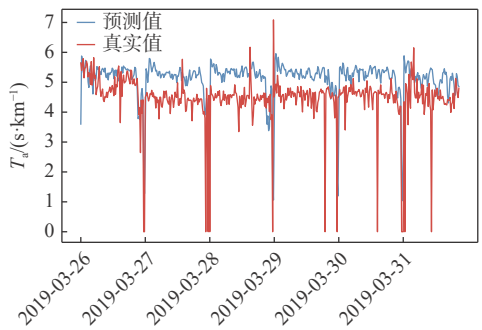


图 17　45 min 预测结果

Fig. 17　Prediction results for 45 min

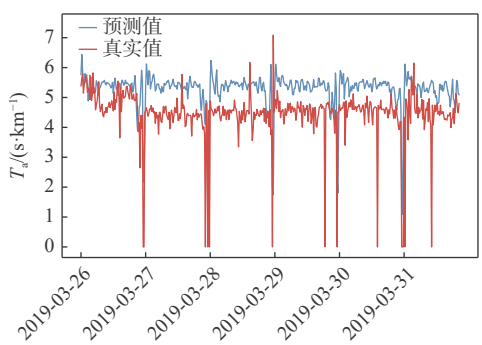


图 18　60 min 预测结果

Fig. 18　Prediction results for 60 min

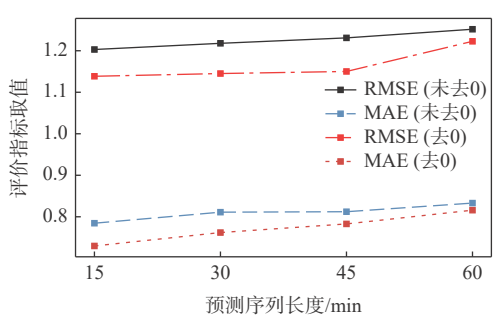


图 19　模型精度对比 (有无 0 值)

Fig. 19　Comparison of model accuracy (with and without 0 values)

4 结 论

本文研究了基于时空图卷积的航段拥挤态势预测问题，并选择中南扇区22扇为例，构造了航段数据集对所用方法及所提指标进行了验证，主要结论如下：

1）采用了航段航班运行微观层面的拥挤态势表征指标，指标预测所采用的输入特征数据结合了流量和飞行时间这2种重要且直观的参数，并对计划、实际数据进行综合考虑，充分挖掘并利用相关信息用于预测，所输入的飞行计划特征有利于提高模型的精度。

2）采用的GCN+GRU方法构建的航段拥挤预测模型能捕捉航段的空间相关性及航段特征信息的时间相关性，对航段网络中各个航段的拥挤指标进行全面预测，与其他几种方法相比，有效提升了航段拥挤预测的精度。预测性能较优的提前时间步长15 min、30 min符合中国空管管制短期和中期冲突探测的需求及实施起飞后战术流量管理的需求。

本文还存在以下可继续深入研究的内容：ADS-B数据本身存在一些噪声，训练数据的准确性将影响训练结果，需进一步研究数据去噪方法提高训练数据的完整性和准确性；当前预测的输入特征信息尚不充分，可以进一步扩展分析多种交通特征信息的内部联系，充分利用天气等外部因素数据，从而进一步提高预测准确性；GCN结合GRU的预测模型可以进一步进行完善，如采用GCN与Transformer相结合的模型进行预测。

参考文献（References）

[1] 徐肖豪, 李善梅. 空中交通拥挤的识别与预测方法研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2753-2763.
XU X H, LI S M. Identification and prediction of air traffic congestion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2753-2763(in Chinese).

[2] DONG Y Q, LU Z, LIU Y, et al. China's corridors-in-the-sky design and space-time congestion identification and the influence of air routes' traffic flow[J]. Journal of Geographical Sciences, 2019, 29(12): 1999-2014.

[3] ENAYATOLLAHI F, ATASHGAH M A A. Wind effect analysis on air traffic congestion in terminal area via cellular automata[J]. Aviation, 2018, 22(3): 102-114.

[4] ADACHER L, FLAMINI M, ROMANO E. Rerouting algorithms solving the air traffic congestion[C]//Proceedings of the 1st International Conference on Applied Mathematics and Computer Science. Melville: AIP, 2017, 1836: 1-6.

[5] 李善梅, 徐肖豪, 王超, 等. 基于灰色聚类的交叉航路拥挤识别方法[J]. 西南交通大学学报, 2015, 50(1): 189-197.
LI S M, XU X H, WANG C, et al. Congestion identification of crossing air routes based on gray clustering method[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2015, 50(1): 189-197(in Chinese).

[6] TAN X H, SUN Y S, ZENG W L, et al. Congestion recognition of the air traffic control sector based on deep active learning[J]. Aerospace, 2022, 9(6): 302.

[7] DENG C, ZHANG Q Q, ZHANG H H, et al. Research on rapid congestion identification method based on TSNE-FCM and Light-GBM[J]. Sustainability, 2023, 15(14): 11322.

[8] YANG Z, TANG R, ZENG W L, et al. Short-term prediction of airway congestion index using machine learning methods[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2021, 125: 103040.

[9] ZHAO L, SONG Y J, ZHANG C, et al. T-GCN: a temporal graph convolutional network for traffic prediction[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2020, 21(9): 3848-3858.

[10] 杨磊, 张洪海, 胡明华. 广义空中交通流建模综述[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(2): 432-444.
YANG L, ZHANG H H, HU M H. A review of generalized air traffic flow modeling[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(2): 432-444(in Chinese).

[11] ZHANG Y C, SU R, SANDAMALI G G N, et al. A hierarchical heuristic approach for solving air traffic scheduling and routing problem with a novel air traffic model[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2019, 20(9): 3421-3434.

[12] 张洪海, 汤一文, 许炎. TBO模式下终端区进场交通流优化模型与仿真分析[J]. 航空学报, 2020, 41(7): 323844.
ZHANG H H, TANG Y W, XU Y. Optimizing arrival traffic flow in airport terminal airspace under trajectory based operations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(7): 323844(in Chinese).

[13] LI S M, XU X H, MENG L H. Flight conflict forecasting-based on chaotic time series[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 29(4): 388-394.

[14] ZHANG H H, XU Y, YANG L, et al. Macroscopic model and simulation analysis of air traffic flow in airport terminal area[J]. Discrete Dynamics in Nature and Society, 2014, 2014: 741654.

[15] MOTA M M, SCALA P, BOOSTEN G. Simulation-based capacity analysis for a future airport[C]//Proceedings of the 2014 Asia-Pacific Conference on Computer Aided System Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2014: 97-101.

[16] 刘晓琳, 郭梦娇, 李卓. 基于自适应注意力图卷积循环网络的航班延误组合预测方法[EB/OL]. (2023-02-28)[2023-09-20]. https://link.cnki.net/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0990.
LIU X L, GUO M J, LI Z. Flight delay prediction based on attention-based adaptive graph convolution-Gated Recurrent Unit[EB/OL]. (2023-02-28)[2023-09-20]. https://link.cnki.net/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0990(in Chinese).

[17] CAI K Q, LI Y, ZHU Y W, et al. A geographical and operational deep graph convolutional approach for flight delay prediction[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(3): 357-367.

[18] 李桂毅, 胡明华. 考虑航段相关性的航路拥挤态势多模型融合动态预测方法[J]. 交通运输系统工程与信息, 2018, 18(1): 215-222.
LI G Y, HU M H. Multi-model fusion dynamic prediction method of enroute congestion situation with considering the correlation of

air route segment[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2018, 18(1): 215-222(in Chinese).

[19] LIN Y, ZHANG J W, LIU H. Deep learning based short-term air traffic flow prediction considering temporal-spatial correlation[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105113.

[20] CAI K Q, SHEN Z Q, LUO X Y, et al. Temporal attention aware dual-graph convolution network for air traffic flow prediction[J]. Journal of Air Transport Management, 2023, 106: 102301.

[21] 翁剑成, 张梦媛, 荆云琪, 等. 基于出行时间可达性的公共交通竞争力评估模型[J]. 交通运输系统工程与信息, 2022, 22(5): 187-195.
WENG J C, ZHANG M Y, JING Y Q, et al. Evaluation model of public transport competitiveness based on travel time accessibility [J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2022, 22(5): 187-195(in Chinese).

[22] 徐冰冰, 岑科廷, 黄俊杰, 等. 图卷积神经网络综述[J]. 计算机学报, 2020, 43(5): 755-780.
XU B B, CEN K T, HUANG J J, et al. A survey on graph convolutional neural network[J]. Chinese Journal of Computers, 2020, 43(5): 755-780(in Chinese).

[23] KIPF T N, WELLING M. Semi-supervised classification with graph convolutional networks[EB/OL]. (2017-02-22)[2023-09-20]. https://arxiv.org/abs/1609.02907.

[24] YU B, YIN H T, ZHU Z X. Spatio-temporal graph convolutional networks: a deep learning framework for traffic forecasting[C]//Proceedings of the 27th International Joint Conference on Artificial Intelligence. San Francisco: Morgan Kaufmann Publishers, 2018: 3634-3640.

Segment congestion situation prediction based on spatiotemporal graph convolution

YIN Jiantang[1, 2], LIU Jixin[1, 2, *], TIAN Wen[1, 2], ZHANG Ying[2, 3], CHEN Haiyan[2, 4]

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
2. State Key Laboratory of Air Traffic Management System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
3. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
4. College of Computer Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: This paper addresses the issue of segment congestion caused by increasing air traffic flow and focuses on predicting segment congestion situation. The spatiotemporal graph convolution model effectively extracts the spatial features of flight segments and captures the temporal characteristics of traffic data. First, the regional sector segment network is converted into the segment topology graph input to the model, where the information of the nodes represents the edge information in the segment network. A new metric for measuring segment congestion is introduced: the average flight time per unit length of segment. Then, a four-dimensional feature set is defined to represent the node information in the segment topology graph. Finally, a spatiotemporal graph convolutional neural network, consisting of a graph convolutional network (GCN) and gated recurrent unit (GRU), is employed to predict the congestion index. Experimental results show that, compared to the traditional autoregressive integrated moving average (ARIMA) model and GRU, the proposed model achieves optimal performance in short-term prediction (15 min), with the root mean square error (RMSE) reduced by 21.95% and 1.44%, and the mean absolute error (MAE) reduced by 23.36% and 3.74%, respectively. The method fully leverages the input features affecting segment congestion and captures the spatiotemporal correlations within segment traffic flows, significantly improving the accuracy of congestion predictions and providing technical support for effectively monitoring and managing traffic flow in each segment.

Keywords: air traffic management; segment congestion situation prediction; graph convolutional network; spatiotemporal correlation; traffic data

Received: 2023-09-22; **Accepted**: 2023-12-11; **Published Online**: 2023-12-26 14:58

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231226.1112.001

Foundation items: National Key Research and Development Program of China (2022YFB2602403); National Natural Science Foundation of China (71971112)

* **Corresponding author**. E-mail: Larryljx@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0630

基于扩展边界法的导弹可达性判定方法

张运杰[1]，张逢哲[2]，周颉鑫[3]，周锐[1,*]，邹亭[1]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；2. 北京宇航系统工程研究所，北京 100076；
3. 军事科学院国防科技创新研究院，北京 100071)

摘 要：考虑6自由度多弹头弹道导弹模型，针对诸元计算中各分导弹头目标的可达性判定问题，提出一种新型的可达性快速判定方法。建立以俯仰偏航程序角控制的导弹分导模型，以较小程序角差值顺序打靶拟合导弹的实际可达区域并分析其特点。针对可达区域与目标点的几何关系，引入射线法设计了可编程化的可达性判定方法。在此基础上，设计了基于带方向边界扩展思想的可达区域动态拟合方法，并研究不可达区域动态扩展原理，实现了多目标可达性快速判定。通过仿真实验，验证了所提方法在可达性判定问题中具有更快的速度和更高的精度。

关 键 词：导弹可达区；扩展边界法；射线法；可达性判定；分导式导弹
中图分类号：V448.2; TP18
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3916-10

洲际弹道导弹是战略核力量的重要组成部分，核三位一体中两极的重要条件[1]。随着洲际弹道导弹的发展，采用分导式多弹头攻击作为主要的攻击方式逐渐成为该领域研究的主流[2]。分导式多弹头技术是指同一发导弹上携带多个弹头，在不同时机分别对每个弹头进行投掷的方法，从而实现发射一次导弹，可分别打击多个目标点。

可达区域是指在给定的初始条件下，按照一定的制导方法或飞行规律飞行，且满足各种约束条件下(包括过程约束与终端约束)，导弹能覆盖的全部区域[3]。可达性判定是指判断目标点是否在导弹可达区域内的过程。对于弹道式导弹，在进行诸元计算[4]之前关键的一步就是判断目标是否在可达区域内，如果在则进行诸元计算，如果不在，则重新确定发射点。因此多弹头导弹可达性判定是诸元计算的前提。而分导式多弹头的弹道随着分导方向的变化，其可达区域变化明显，因此应根据分导方向等约束，拟合分导弹头的可达区域，以便进行诸元计算前的可达性快速判定。目前，弹道导弹可达性判定方法可分为两大类：离线计算和在线计算。

离线计算方法可分为神经网络拟合[5-6]和数据库[7]支撑的方法。神经网络拟合主要是通过大量的线下仿真计算，以确定描述导弹可达区域边界的插值节点的网络模型，从而实现可达区域的快速计算，Sun等[8]首次将目标高度信息加入到可达区域模型中，提出一种基于深度神经网络的超快速可达区预测方法。Diao等[9]通过深度神经网络(deep neural network, DNN)获得可达区域边界参数，以反向计算轨迹参数。基于神经网络的方法实时性较好，但由于导弹模型的复杂性，拟合精度较低。基于数据库支撑的方法是在发射前对多组发射点的可达区域进行线下计算，在发射时仅需查询数据库内数据，这种方法的精度和实时性都得到了保证。刘刚等[10]

收稿日期：2023-09-28；录用日期：2023-12-06；网络出版时间：2023-12-18 18:39
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231218.0924.002
基金项目：国家自然科学基金 (61773031)
*通信作者. E-mail：zhr@buaa.edu.cn

引用格式：张运杰，张逢哲，周颉鑫，等. 基于扩展边界法的导弹可达性判定方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3916-3925.
ZHANG Y J，ZHANG F Z，ZHOU J X，et al. Reachability evaluation method for ballistic missile based on extended boundary method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3916-3925 (in Chinese).

提出一种基于三维插值数据库的可达性量化评估的攻角剖面在线规划方法, 获得了较高的可达性判断正确率。贾飞达等[11]利用数据库插值的方法解决了拦截器准发射窗口快速给出的问题。但是随着机动发射技术的广泛应用, 这种方法已经不再适用。

在线计算的方法主要是在发射前通过发射点和目标点等参数在线计算导弹的可达区域并判断目标点是否可达。在线计算法可分为直接诸元计算法和最小最大射程法。直接诸元计算法通过判断迭代次数是否大于最大迭代次数设定值来判定是否可达[12], 当多个目标点不可达时这种方法时间消耗较大, 实时性较低。最小最大射程法通过改变发射参数计算导弹最大最小射程, 通过判断目标点是否在最大最小射程之内来判定目标点是否可达。郑伟等[13]对弹道学重点横程与纵程给出了定义。吴楠等[14]通过最大纵程和横程弹道, 基于椭圆近似理论构建可达域椭圆边界。最大横程与最大纵程方法对于大部分可达区域和不可达区域可以进行快速判定, 但在可达区域边缘处的判断误差较大。

其他相关研究主要包括可达区域的优化求解, 基本思想为首先给定优化前初值, 经过不断的迭代优化最终计算出实际可达区域。赵泽端等[15]提出一种基于解析同伦法的纵向可达区计算方法, 解决了初始辅助优化问题。李瑜等[16]针对洲际助推-滑翔导弹可达区域进行了研究, 得出一种有效的区域优化方法, 但是该方法计算速度很慢, 在工程上难以直接应用。基于最大横程与最大纵程方法可对大部分可达区域和不可达区域快速判定的优点, 结合可达区域优化求解的思想, 本文提出一种基于部分扩展边界思想的可达性快速判断方法, 来实现快速精确的可达性判断。

本文基于俯仰偏航程序角控制的六自由度多弹头弹道导弹模型, 提出基于射线法的分导弹头可达性快速判定方法。在此基础上, 提出基于部分扩展边界思想的可达区域精确拟合方法, 实现多弹头导弹的目标可达性快速判定, 并通过仿真实验验证了本文方法的计算速度比传统打靶法提升了至少 3 倍以上, 可达区域拟合精度与实际相差约 0.1%。

1　多弹头弹道导弹分导模型

1.1　多弹头弹道导弹模型

本次研究所采用导弹模型的六自由度运动方程如下[17]:

$$
\begin{aligned}
&m\begin{bmatrix}\dfrac{\mathrm{d}v_x}{\mathrm{d}t}\\ \dfrac{\mathrm{d}v_y}{\mathrm{d}t}\\ \dfrac{\mathrm{d}v_z}{\mathrm{d}t}\end{bmatrix}=\boldsymbol{G}_B\begin{bmatrix}P_e\\ Y_{1c}+2\dot{m}\omega_{Tz1}x_{1e}\\ Z_{1c}-2\dot{m}\omega_{Ty1}x_{1e}\end{bmatrix}+\\
&\boldsymbol{G}_V\begin{bmatrix}-C_xqS_M\\ C_y^{\alpha}qS_M\alpha\\ -C_y^{\alpha}qS_M\beta\end{bmatrix}+m\frac{g_r'}{r}\begin{bmatrix}x+R_{ox}\\ y+R_{oy}\\ z+R_{oz}\end{bmatrix}+\\
&m\frac{g_{\omega e}}{\omega_e}\begin{bmatrix}\omega_{ex}\\ \omega_{ey}\\ \omega_{ez}\end{bmatrix}-m\begin{bmatrix}a_{11}&a_{12}&a_{13}\\ a_{21}&a_{22}&a_{23}\\ a_{31}&a_{32}&a_{33}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}x+R_{ox}\\ y+R_{oy}\\ z+R_{oz}\end{bmatrix}-\\
&m\begin{bmatrix}b_{11}&b_{12}&b_{13}\\ b_{21}&b_{22}&b_{23}\\ b_{31}&b_{32}&b_{33}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{z}\end{bmatrix}
\end{aligned}
\tag{1}
$$

$$
\begin{aligned}
&\begin{bmatrix}I_{x1}&&\\ &I_{y1}&\\ &&I_{z1}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dfrac{\mathrm{d}\omega_{Tx1}}{\mathrm{d}t}\\ \dfrac{\mathrm{d}\omega_{Ty1}}{\mathrm{d}t}\\ \dfrac{\mathrm{d}\omega_{Tz1}}{\mathrm{d}t}\end{bmatrix}+\\
&\begin{bmatrix}(I_{z1}-I_{y1})\omega_{Tz1}\omega_{Ty1}\\ (I_{x1}-I_{z1})\omega_{Tx1}\omega_{Tz1}\\ (I_{y1}-I_{x1})\omega_{Ty1}\omega_{Tx1}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\ m_{y1}^{\beta}qS_Ml_k\beta\\ m_{z1}^{\alpha}qS_Ml_k\alpha\end{bmatrix}+\\
&\begin{bmatrix}m_{x1}^{\bar{\omega}_{x1}}qS_Ml_k\bar{\omega}_{x1}\\ m_{y1}^{\bar{\omega}_{y1}}qS_Ml_k\bar{\omega}_{y1}\\ m_{z1}^{\bar{\omega}_{z1}}qS_Ml_k\bar{\omega}_{z1}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-2R'r_c\delta_\gamma\\ -R'(x_c-x_g)\delta_\psi\\ -R'(x_c-x_g)\delta_\varphi\end{bmatrix}-\\
&\begin{bmatrix}\dot{I}_{x1}\omega_{Tx1}\\ \dot{I}_{y1}\omega_{Ty1}\\ \dot{I}_{z1}\omega_{Tz1}\end{bmatrix}+\dot{m}\begin{bmatrix}0\\ -x_{1e}^2\omega_{Ty1}\\ -x_{1e}^2\omega_{Tz1}\end{bmatrix}
\end{aligned}
\tag{2}
$$

式中: v_x、v_y 和 v_z 分别为发射系 x、y 和 z 轴速度分量; $\boldsymbol{G}_B$、$\boldsymbol{G}_V$ 分别为弹体系和速度系到发射系的方向余弦矩阵; m 为导弹质量; r 为地心距; ω_e 为地球自转方向; q 为动压; S_M 为主动段导弹最大横截面积; α 和 β 分别为攻角和侧滑角; I_{x1}、I_{y1} 和 I_{z1} 分别为绕 x_1、y_1 和 z_1 轴的转动惯量。其余变量参见文献 [17]。

本文中弹道模型仅用来仿真, 不影响可达性判定方法的原理, 因此不再赘述。

1.2　多弹头分导模型

多弹头弹道导弹模型主要采用美国民兵-III 型导弹的相关参数[18], 各级火箭工作时间如表 1 所示。

表 1　民兵-III 型导弹参数

Table 1　Missile parameters of Minuteman III

发动机	发动机质量/kg	推进剂质量/kg	直径/m	推力/kN	工作时间/s
一级发动机	22 680	22 080	1.67	912.0	61.6
二级发动机	7 050	6 246	1.32	270.0	65.2
三级发动机	3 650	3 317	1.32	157.5	59.6

该多弹头导弹模型携带 3 个分导弹头, 每个分导弹头的质量为 907 kg。整个分导过程可描述为: 弹道导弹第三级火箭停止工作脱离后, 导弹剩余部

分做无动力飞行100 s,然后母仓按照预定的俯仰偏航程序角开始机动,每隔30 s投掷一个分导弹头。其中各弹头落点位置主要通过分导过程中的俯仰程序角φ和偏航程序角ψ来决定,俯仰程序角φ和偏航程序角ψ也称为分导飞行程序角。分导弹头可达区域的示意图如图1所示。

其中,通过改变母仓的俯仰程序角(分别取0和180°)和偏航程序角(从−90°～90°,18°为一个间隔)依次计算各程序角下对应的落点位置,可以看出分导弹头的理论可达区域是一个近似的“椭圆形”。对于弹道导弹的每一个分导弹头,选取任意的俯仰角$0°\leqslant\varphi\leqslant180°$和偏航角$-90°\leqslant\psi\leqslant90°$组合,其弹头落点一定在该椭圆可达区域内。

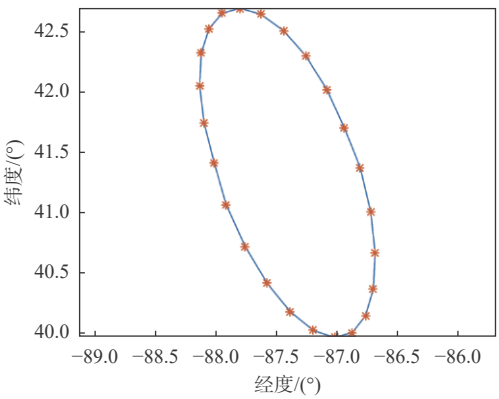


图1 弹头可达区域示例

Fig. 1 Example of warhead reachable area

2 射线法可达性判定

判断分导弹头的目标点是否可达,即判断目标点是否在当前分导弹头的可达区域内。如果在可达区域内,则说明诸元计算时可通过调整飞行程序角使弹头落点收敛到目标点;如果在可达区域外,则说明无法通过有限的诸元迭代计算使弹头落点收敛到目标点。判断目标点是否在可达区域内可建模为一个数学问题,即判断一个点(目标点)是否在多边形(可达区域)内部。

2.1 射线法原理

点与多边形关系的判断问题一直是计算机图形学中的基本问题之一[19]。在诸多算法中,射线法是判断点与多边形内外关系的最基本有效的方法[20],其适应性较广,对于多种不规则多边形都能做到准确判断。

射线法的基本思想如下:由被检测点向任意方向引出一条射线,通过计算该射线与多边形每条边的交点的总数n判断该点与多边形的关系。如果n为奇数,则被检测点在多边形内部;如果n为偶数,则被检测点在多边形外部。

图2为射线法示意图,为方便计算,令所有射线方向为检测点水平向右。P_2与多边形$ABCDEF$的边CD、DE相交,共2个交点,所以点P_2在多边形外;P_6与多边形$ABCDEF$的边BC相交,共1个交点,所以点P_6在多边形内。

图3为判断两条线段相交的示意图,从待判断的点引出一条与x轴平行的射线,射线的方向指向x轴的正方向。对于一般线段,射线与线段存在交点需满足如下条件,称为“交点条件”:

$$\begin{cases} y_i < y_0 < y_{i+1} \text{ 或} y_{i+1} < y_0 < y_i \\ x_0 < \dfrac{x_{i+1}-x_i}{y_{i+1}-y_i}(y_0-y_i)+x_i \end{cases} \tag{3}$$

式中,第2个条件的“<”右边是为求取交点的x轴坐标值,由于射线向x轴正方向引出,所以交点的x坐标一定是大于x_0。

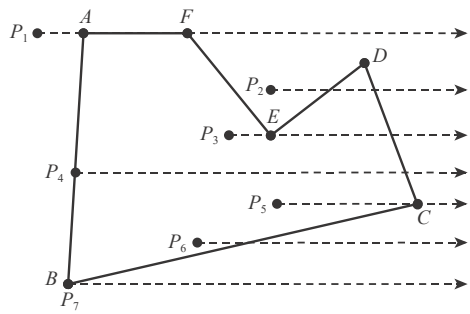


图2 射线法示意图

Fig. 2 Illustration of ray algorithm

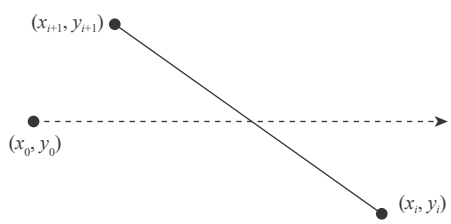


图3 交点条件示意图

Fig. 3 Illustration of intersection conditions

此外,如图2所示,射线法有几种特殊情况需要进行特殊处理。

1)点在多边形边上。对于点在多边形的边上这种特殊情况,通过射线法判断是否应该算作交点变成一个两难的问题,如图2中P_4,为此首先需要判断点是否在多边形边上。如图4所示,判断P是否在线段AB上,只需比较向量$\overrightarrow{AP}$与向量$\overrightarrow{PB}$方向是否相同。

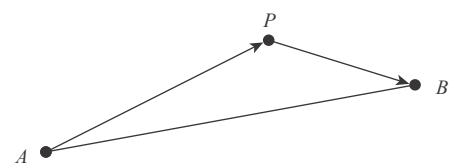


图4 判断点在线上示意图

Fig. 4 Illustration of the judgment point on the line

2) 点与多边形点重合。这其实是情况(1)的特例, 如图 2 中 P_7。处理方法只需要在使用射线法判断前, 先比较多边形各点与检测点是否重合。

3) 射线经过多边形顶点。射线刚好经过多边形顶点, 如图 2 中 P_3 和 P_5, 该特殊情况主要有在顶点处的穿越问题。换个角度, 考虑射线穿越一条线段的前提条件是线段的两个端点分别在射线的两侧, 为此规定被射线穿越的顶点属于射线的一侧。对于检测点 P_3, 如果规定 E 点属于射线上方, 那么从 P_3 引出射线与 DE、EF 均不存在交点, 射线只与 CD 存在 1 个交点, 判断结果为检测点在多边形内部。如果规定 E 点属于射线下方, 那么从 P_3 引出射线与 DE、EF 均存在 1 个交点, 射线与 CD 存在 1 个交点, 共 3 个交点, 判断结果为检测点在多边形内部。因此, 规定 E 点所属方向不影响判断结果。

4) 射线与多边形的一条边重合。射线经多边形的一条边, 如图 2 中 P_1 所示。这是步骤 3 的特殊情况, 解决思路与其类似, 只需要规定重合线段中各顶点均属于射线的一侧即可, 不再赘述。

射线法判断步骤总结如下:

步骤 1　输入检测点 P、多边形。

步骤 2　比较 P 点是否与多边形的某个顶点重合。如果重合, 输出 P 点在多边形内, 结束计算; 否则, 转下一步。

步骤 3　将交点计数值 count 置 0。

步骤 4　以 P 为端点, 作从右向左沿 x 轴正方向的射线 L。

步骤 5　遍历多边形的每条边 s。

步骤 6　判断 P 点是否在边 s 上, 如果 P 点在边 s 上, 输出 P 点在多边形内, 结束计算; 否则, 转下一步。

步骤 7　判断 s 是否水平, 如果是, 停止计算当前边 s, 继续遍历下一条边 s; 如果否, 转下一步。

步骤 8　判断 s 是否有端点在射线 L 上。如果有, 定义该端点 v 在射线 L 的上方, 如果 s 的另一个端点在射线下方(比较另一个端点 y 坐标小于 P 点 y 坐标), count ← count+1; 如果没有端点在射线 L 上, 转下一步。

步骤 9　判断边 s 是否与射线 L 相交。如果相交, count ← count+1; 否则, 不做处理。

步骤 10　结束遍历后, 如果 count 为奇数, 输出点 P 在多边形内; 如果为偶数, 输出点在多边形外。

2.2　射线法判断目标可达性

在判断分导弹头目标可达性时, 首先利用模拟打靶法[21]计算可达区域, 然后利用射线法判断目标点是否在可达区域内。本文采用 6 个边界点初步描述可达区域轮廓, 并称其为初始可达区域。设分导弹头俯仰程序角范围为 $0° \leqslant \varphi \leqslant 180°$, 偏航角机动范围为 $-90° \leqslant \psi \leqslant 90°$, 这 6 个点对应的分导俯仰偏航程序角组合分别为

$$\begin{cases} \varphi = 0°, \psi = -90° \\ \varphi = 0°, \psi = 0° \\ \varphi = 0°, \psi = +90° \\ \varphi = 180°, \psi = +90° \\ \varphi = 180°, \psi = 0° \\ \varphi = 180°, \psi = -90° \end{cases} \tag{4}$$

基于导弹模型计算这 6 条弹道对应的落点, 依次连接各落点形成可达区域多边形。这 6 个点组成的可达区域包含了大部分的实际可达区域面积, 大部分可达目标点都能快速判定。如图 5 所示, 图中六边形即为某分导弹头利用上述 6 个程序角获得的可达区域, 虚线部分为弹头的实际可达区域, 圆形点为攻击的目标点。在进行可达性判定时, 首先计算目标点 1 引出射线与可达区域有 1 个交点, 判定目标点 1 在初始可达区域内, 目标可达; 目标点 2 引出射线与可达区域有 2 个交点, 目标点 2 不在初始可达区域多边形内, 目标 2 不可达; 目标点 3 引出射线与可达区域有 2 个交点, 目标点 3 不在初始可达区域内, 目标 3 不可达。

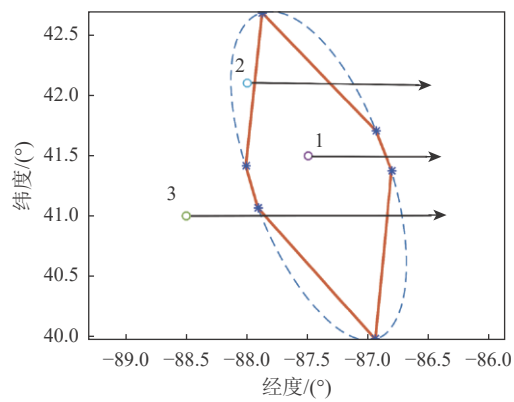


图 5　射线法判断可达性示意图

Fig. 5　Illustration of the judgment reachability by ray algorithm

由图 5 可以看出, 仅采用 6 个边界点连线构成的可达区域与实际可达区域相差很多, 所以本文进一步提出了扩展边界法可达区域拟合方法。

3　扩展边界法可达区域拟合

扩展边界法是对最大横程与最大纵程方法的深入改进, 其基本思想是在已有的初始可达区域基础上, 对初始可达域外的目标点, 朝着目标点所在的方向逐渐扩大可达区域的搜索面积, 边扩大边判断。这种方法既获得了最大横程与最大纵程方法对于大部分可达区域和不可达区域快速判定的优点, 又能实现对实际可达区边界点的快速判定, 具有非常高的精度。如图 5 所示, 图中目标点 2 在初

始可达区域外，但是该目标点在实际可达区域内，可通过增加打靶点的方式进一步拟合可达区域。传统的最大横程与最大纵程方法在拟合可达区域时趋于保守，对于边界点无法做到精确判定。通过图1中增加打靶点的方式精确拟合可达区域，势必带来计算时间的消耗，且大多数增加的打靶点与目标点可达性判定无关，影响可达性判断的速度。因此，如何高效地增加打靶点成为提升可达性判断速度的关键。综合考虑可达性判定的快速性和可达区域拟合的精确性，本文提出一种基于扩展边界法可达性判定方法。

3.1 最大外接矩形

如图6所示，弹头的实际可达区域近似为一个椭圆(一个凸形区域)。利用初始的6点可达区域可以快速计算出最大横程与最大纵程确定的外接矩形区域，该矩形区域包含了所有的实际可达区域，同时也有部分不可达区域。显然如果目标点在该矩形外可以直接判定目标点不可达，如图中目标点3。如果目标点在初始可达区域内，则直接判定目标点可达，如图中目标点1。若目标点在矩形区域与初始可达区域之间，如目标点2，则判定可达性需要对可达区域做进一步拟合。至此，算法借鉴了传统最大横程与最大纵程方法对于大多数可达目标点快速判定的优点，同时借助外接矩形快速判定不可达点。

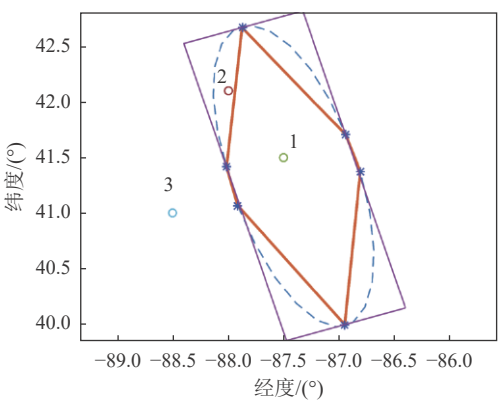


图6 最大外接矩形

Fig. 6 Largest external rectangle

3.2 扩展边界法

对于图6中目标点2的可达性判定，需要通过增加打靶点的方式进一步拟合可达区域。显然，如果通过细化程序角之间的插值顺序打靶，可以进一步精确的拟合可达区域，但是除了实际可达区域AB弧线上的打靶点，其他增加的打靶点都是无用的。为了提高扩展的效率，需要朝着目标点所在的方向逐渐扩大可达区域的搜索面积，提高部分边界的拟合精度。

3.2.1 不可达区域扩展

在可达区域扩大的同时，确定的不可达区域也在增加，下面将介绍不可达区域增加的原理。如图7所示，图中ABC所示的粗实线段是拟合的可达区域多边形的一部分，虚线是实际的可达区域边界，细实线为各顶点在实际可达区域弧线上的切线，箭头线为过各顶点做垂直于多边形边的向外垂线($a_1\perp AB$、$b_1\perp AB$、$b_2\perp BC$、$c_1\perp BC$)。由图7可知，当目标点在a_1与b_1之间时，目标点有可能通过扩展边界判断为可达，因为a_1与b_1之间存在未扩展的区域，同理b_2与c_1亦如此。当目标点在b_1与b_2之间时，无论扩展多少次都无法判断为可达，因此直接判定为不可达，即每个顶点都对应了一块“不可达区域”。所以，对于凸形可达区域，同一顶点对应的两条垂线之间的区域为不可达区域；同一条边对应的两条垂线之间的区域为可扩展区域。

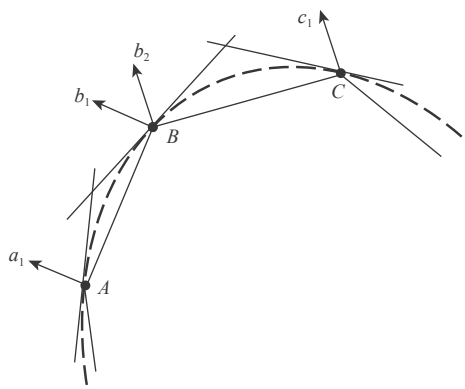


图7 不可达区域扩展原理示意图

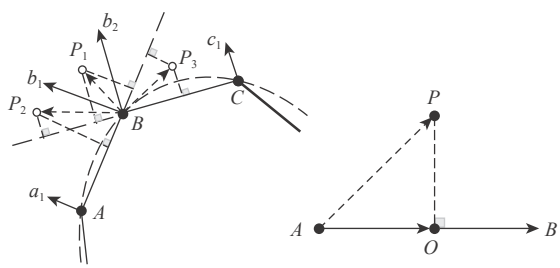
Fig. 7 Illustration of the principle of unreachable area expansion

3.2.2 扩展边选择

可达区域向外继续扩展边的确定是通过目标点相对当前可达区域多边形确定的。如图8所示，扩展边可分为以下3步。

步骤1 计算距离目标点最近的可达区域顶点，目标点在可达区域之外，计算各顶点与目标点的距离，选择距离最小的顶点。在图8(a)中，3个示例点P_1、P_2、P_3距离B点最近，B为最小顶点。

步骤2 计算目标点与最小顶点左右两条边的



(a) 最近可达区域顶点 (b) 垂足判断

图8 扩展边选择示意图

Fig. 8 Illustration of extended edge selection

距离并判断垂足是否在对应边上, 如图 8(b) 所示, 目标点P到边AB距离计算如下:

$$r=\frac{\overrightarrow{AP}\overrightarrow{AB}}{\left|\overrightarrow{AB}\right|^2} \tag{5}$$

$$d=\left|r\overrightarrow{AB}+\overrightarrow{PA}\right| \tag{6}$$

判断目标点垂足O是否在对应边上, 1 表示在边上, 0 表示在边外。

$$f=\begin{cases}1 & 0\leqslant r\leqslant 1\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{7}$$

3)确定扩展边, 从左右两条边继续扩展可达区域的边, 规则如下:

$$\begin{cases}\text{扩展右边} & f_{\text{left}}=1, f_{\text{right}}=1, d_{\text{right}}<d_{\text{left}}\\ \text{扩展左边} & f_{\text{left}}=1, f_{\text{right}}=1, d_{\text{right}}>d_{\text{left}}\\ \text{扩展左边} & f_{\text{left}}=1, f_{\text{right}}=0\\ \text{扩展右边} & f_{\text{left}}=0, f_{\text{right}}=1\\ \text{目标点不可达} & f_{\text{left}}=0, f_{\text{right}}=0\end{cases} \tag{8}$$

对于图 8(a) 中各目标点, P_1点($f_{\text{left}}=0, f_{\text{right}}=0$)在$B$确定的不可达区域内; P_2点($f_{\text{left}}=1, f_{\text{right}}=0$)在$AB$对应扩展区域内, 扩展$AB$; P_3点($f_{\text{left}}=0, f_{\text{right}}=1$)在$BC$对应扩展区域内, 扩展$BC$。

3.2.3　中值扩展

由于弹道导弹模型的复杂性, 其精确的可达区域计算模型难以获得, 即无法精确确定俯仰偏航程序角(φ,ψ)对应落点和$(\varphi+\Delta\varphi,\psi+\Delta\psi)$对应落点的位置变化关系。为此, 可达区域扩展的方法采用“中值逼近”的方式, 如图 9 所示。

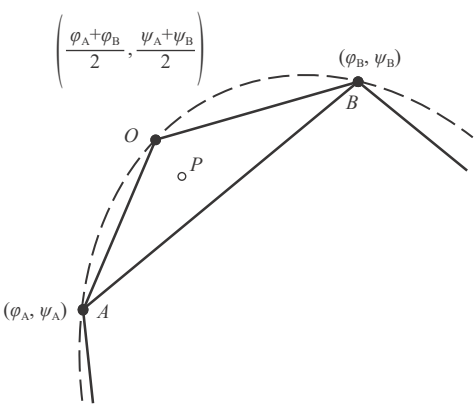


图 9　中值扩展原理示意图

Fig. 9　Illustration of the principle of median expansion

待判断目标点位于拟合的可达区域多边形AB边的可扩展区域, 其中顶点A对应的俯仰偏航程序角为(φ_A,ψ_A), 顶点B对应的程序角为(φ_B,ψ_B), 计算A、B程序角的“二分点”$((\varphi_A+\varphi_B)/2,(\psi_A+\psi_B)/2)$, 将该组程序角代入导弹模型, 计算对应的落点$O$, ABO三角形区域即为该次计算扩展的区域, 将O点加入到可达区域多边形中, 判断目标点P点是否在可达区域内, 如果在, 判断为可达; 判断目标点P是否在不可达区域内, 如果在, 判断为不可达; 否则, 采用上述方式继续扩展。

扩展规则总结如下:

1)计算离目标点最近可达区多边形顶点A。

2)判断目标点是否在A顶点确定的不可达区域内, 如果在, 则目标点不可达, 否则继续下一步。

3)目标点必在A顶点左右两条线段确定的待扩展区域内。计算目标点所在待扩展区域的线段AB。

4)采用中值扩展的方法, 增加俯仰偏航为$((\varphi_A+\varphi_B)/2,(\psi_A+\psi_B)/2)$的落点, 扩展可达区域面积。

5)重复上述步骤, 结束条件为目标点可达、目标不可达或达到扩展次数。

综上, 带扩展方向的部分确定边界法原理流程如图 10 所示。

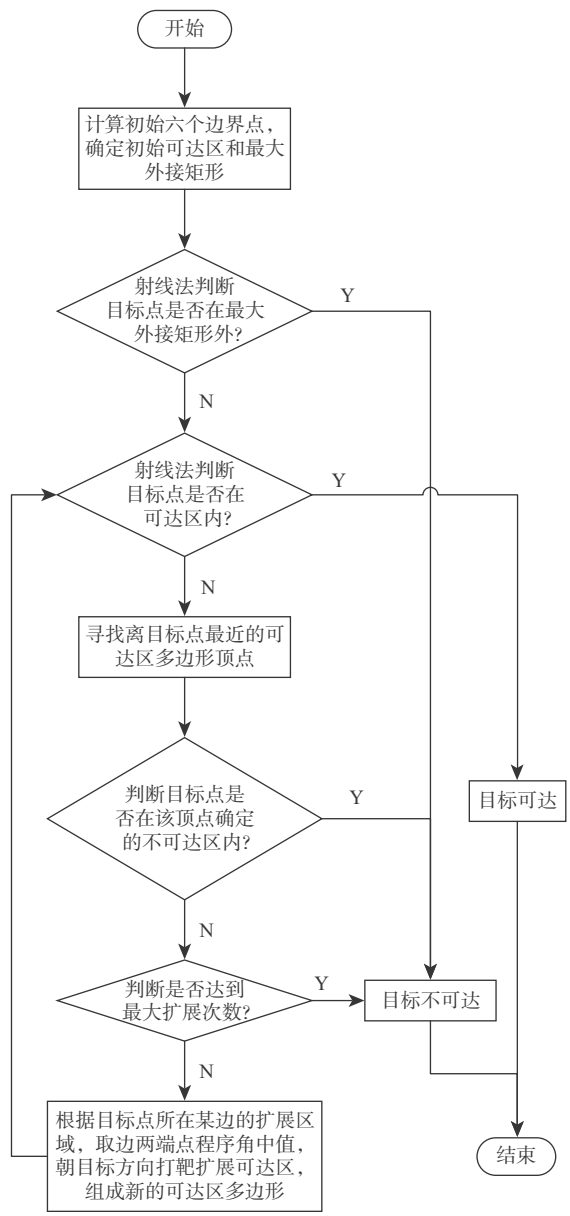
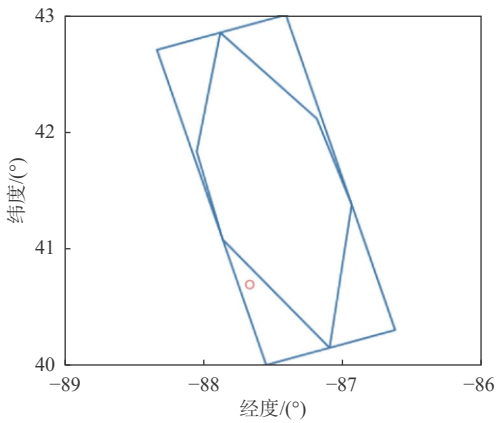


图 10　算法流程图

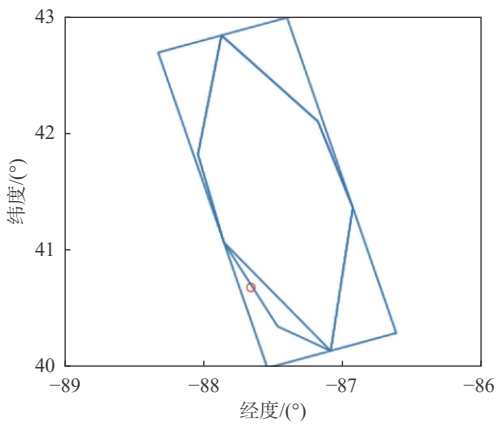
Fig. 10　The flow chart of algorithm

3.3 性能分析

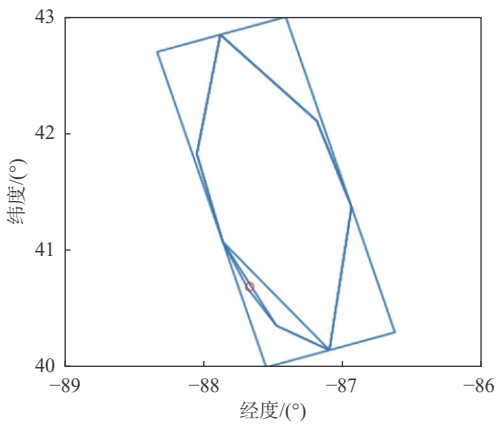
为验证本文方法的有效性，本节基于MATLAB 2015，采用民兵-III型导弹模型，在仅使用一个分导弹头的情况下对带方向的扩展边界法进行仿真测试，仿真中主动段以及分导过程的仿真步长为0.1 s，自由段步长为1 s。图11展示了带方向扩展边界法的具体边界扩展流程，可以看出，分导弹头在不满足初始可达区域的情况下，经过了2次边界扩展最终得到了弹头可达的结果。图12展示了不可达区域扩展法的边界扩展仿真图，可以看出，分导弹头在满足不可达区域的判定条件时，无论扩展多少次都无法判断为可达。这验证了本文方法的有效性和实用性。



(a) 初始可达域示意图



(b) 第1次扩展示意图



(c) 第2次扩展示意图

图11 可达区域扩展仿真图

Fig. 11 Simulation figure of reachable area expansion

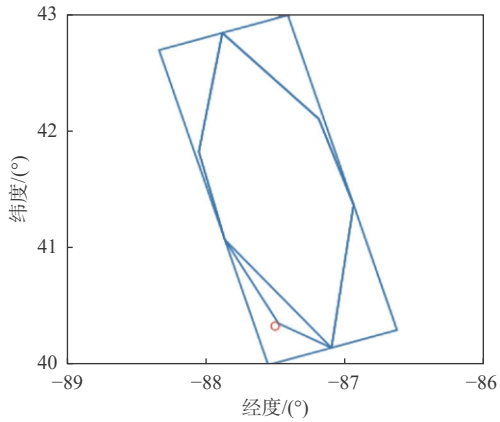


图12 不可达区域扩展仿真图

Fig. 12 Simulation figure of unreachable area expansion

此外，为验证本文方法的高效性，基于以上仿真环境，做出了100次重复实验。表2展示了在仿真环境中各个阶段计算时间的统计值（仿真100次，取均值），从表中可以看出，初始可达域的计算耗费了大量时间，主要时间是消耗在弹道计算上，与本算法无关。最大外接矩形判定（初始可达区域的不可达判定）耗时较少，但能对大多数不可达目标点进行判定，效率比很高。每一次扩展操作的耗时基本相同，主要是扩展弹道计算，其中，可达区的扩展操作和射线法可达性判定耗时很少，验证了算法具有很高的效率。

表2 扩展边界各阶段时间

Table 2 Duration of the phases of different expansion boundary stages

计算阶段	扩展弹道计算/s	不可达判定/s	可达区扩展操作/s	射线法可达性判定/s
初始可达区域	11.996 227	0.035 478		0.001 861
第1次扩展	4.629 599	0.003 335	0.000 450	0.001 147
第2次扩展	4.334 603	0.000 415	0.000 094	0.000 544
第3次扩展	4.279 724	0.000 271	0.000 055	0.000 463
第4次扩展	4.848 804	0.001 997	0.000 133	0.000 451

表3中实际可达区域的面积较难求取，本文通过细化模拟打靶的程序角间隔得到实际区域，该区域通过180个边界点连线构成，基本接近实际可达区域。不同发射点和目标点其扩展效率略有不同，最终效果反映到面积比值上，误差小于0.001。需要说明的是，上述扩展拟合区域面积是针对单个弹头等效的拟合面积，即扩展后实际可精确判定可达性的面积。但是由于方法是朝目标点方向扩展，那些远离目标点扩展方向并不影响当前目标点判定，

所以对应区域面积并未精确算出, 这也是带方向的扩展边界法效率高的重要原因。

表 3　扩展效率

Table 3　Expanded efficiency

计算阶段	拟合区/实际可达区/%	弹道计算总次数	等效边界打靶拟合计算弹道次数
初始可达区域	70.59	6	6
扩展1次	92.02	7	≈11
扩展2次	97.97	8	≈17
扩展3次	99.49	9	≈33
扩展4次	99.87	10	≈65

由表 3 可以看出, 初始可达区域对实际可达区域的面积拟合只有 70% 左右, 如果不进行边界扩展将一定程度上降低弹道导弹的作战能力。从表 3 中还可以看出, 前 3 次扩展对于面积的提高较大, 第 3 次之后单次扩展“面积贡献”有限, 且第 3 次扩展后基本覆盖了所有的可达区域, 因此可将扩展次数设置为 3。可以看出, 采用带方向扩展边界法计算 9 条弹道即可实现传统边界打靶法计算 30 多条弹道的拟合效果, 在不降低可达性判断的准确性下提高了判定的快速性。总的来说, 带方向扩展边界法提升目标可达判定的快速性, 主要体现在以下几个方面。

1) 对于大多数可达和不可达目标点, 本方法计算较少弹道即可实现快速判定。

2) 本方法在扩展可达区域的同时也扩展了不可达区域, 实现可达与不可达的同时扩展判断。

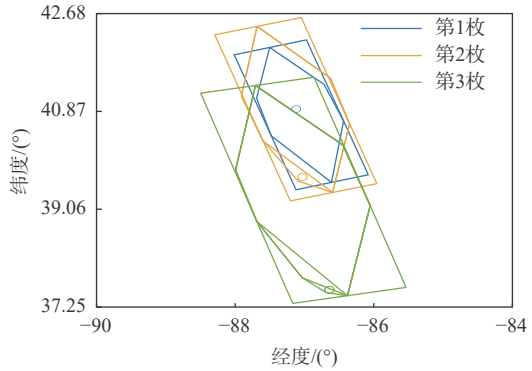
3) 根据目标点相对可达区域位置, 动态高精度拟合部分可达区域, 避免不必要的边界扩展。

4) 本方法采用射线法进行可达性判定, 实现自动化解算, 提高战时反应能力。

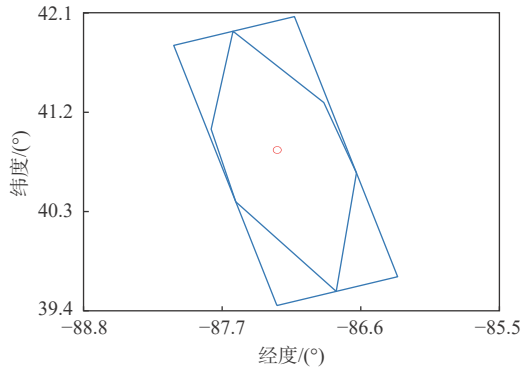
5) 与传统扩展方法相比, 相同扩展次数下, 本方法理论上可更好地逼近“目标点附近”真实的可达区域。

3.4　多弹头仿真

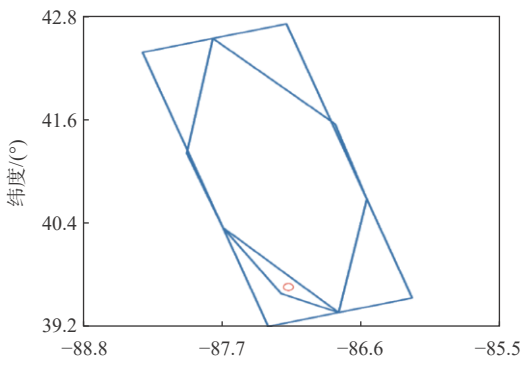
为进一步验证本文方法在分导弹头多目标可达性快速判定上的适用性和效率。本次仿真基于 MATLAB 2015, 采用民兵-III 型导弹模型, 共 3 个分导弹头, 其中主动段以及分导过程的仿真步长为 0.1 s, 自由段步长为 1 s。发射点经纬度(116.4°,39.9°), 3 个目标点经纬度分别为(−87.21°,40.91°)、(−87.12°,39.65°)、(−86.75°,37.56°)。利用本文方法判断结果如图 13 所示。其中, 图 13(a) 是 3 个弹头可达区域判定的总图, 图 13(b)～图 13(d) 是 3 个弹头分别的可达性判定图, 其中, 图 13(b) 目标点在初始可达区域内, 直接判定为可达, 无须扩展; 图 13(c) 目标点不在初始可达区域内, 但是在最大外接矩形内, 沿着目标方向扩展 1 次后判定为可达; 图 13(d) 目标点不在初始可达区域内, 但是在最大外接矩形内, 沿着目标方向扩展 2 次后判定为可达。通过仿真



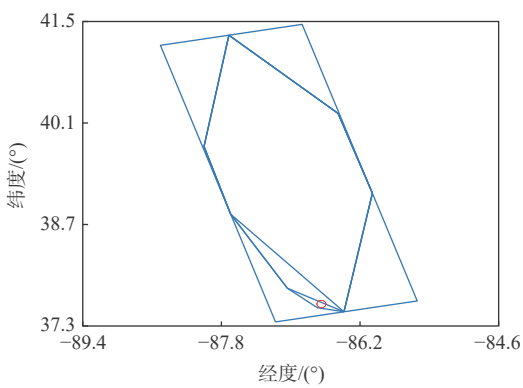
(a) 多弹头判定图



(b) 第1个弹头判定图



(c) 第2个弹头判定图



(d) 第3个弹头判定图

图 13　多弹头边界拓展仿真图

Fig. 13　Simulation figure of multi-warhead boundary expansion

图可以看出，本文方法实现了多弹头弹道导弹的多目标可达性快速判断问题，解决了可达性判断过程中快速性与精确性之间的矛盾。

最后基于本文方法制作出多弹头导弹诸元计算仿真软件，增强了本文算法的可视化和操作的便捷性。

4 结 论

本文针对多弹头弹道导弹可达性快速判定的问题，以多弹头导弹基于俯仰偏航角控制的分导模型为研究对象，综合考虑分导弹头可达性判定的精确性和快速性两方面需求，将计算几何中的射线法引入到目标可达性判断中，同时改进射线法，解决传统射线法特殊情况的处理，提出一种基于射线法可编程化的可达关系计算方法，实现任意可达区域与目标点的准确判定。

1）在此基础上，提出一种新的基于扩展边界法的分导弹头可达性判定方法，利用模拟打靶法确定分导弹头的初始可达域，通过最大外接矩形、动态扩展、可达与不可达区域同时扩展提高了可达性判定的效率。

2）通过算法原理分析和大规模仿真验证证明本文方法可有效地解决分导弹头多目标可达性快速判定的问题。

3）本文方法解决了传统可达区域拟合的精确性与快速性之间的矛盾，通过较少的弹道模拟打靶即可弥补传统方法的不足。

随着航天发动机技术的不断进步，本文提出的基于俯仰偏航程序角控制的分导模型的可达区判定方法可能不再适用。在未来，将考虑分导时的发动机工作时间，实现导弹模型更加复杂的可达区快速判定方法。

参考文献（References）

[1] KRISTENSEN H M, NORRIS R S. Chinese nuclear forces, 2015[J]. Bulletin of the Atomic Scientists, 2015, 71(4): 77-84.

[2] GREEN B R, LONG A. The Geopolitical Origins of US Hard-Target-Kill Counterforce Capabilities and MIRVs[EB/OL]. (2016-07-28)[2023-08-09]. https://www.stimson.org/2016/geopolitical-origins-us-hard-target-kill-counterforce-capabilities-and-mirvs/.

[3] LU P, XUE S B. Rapid generation of accurate entry landing footprints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3): 756-767.

[4] 韦文书, 荆武兴, 高长生. 机动发射的弹道导弹飞行诸元的快速计算[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44(11): 7-12.
WEI W S, JING W X, GAO C S. A rapid method for flight program design of the ballistic missile launched on mobile platform[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 44(11): 7-12(in Chinese).

[5] LIU L X, LIU Y, SHI G X. Evaluation of quality of teaching based on BP neural network[J]. Journal of Chemical & Pharmaceutical Research, 2014, 42(8): 1278-1281.

[6] 鲜勇, 李少朋, 李振华, 等. BP神经网络制导弹道导弹的诸元数据制备方法[J]. 飞行力学, 2015, 33(6): 547-550.
XIAN Y, LI S P, LI Z H, et al. An approach to data preparation of closed loop guidance based on BP neural network[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(6): 547-550(in Chinese).

[7] 徐劲祥, 祁载康, 林德福, 等. 火箭炮射表编拟及发射诸元快速装定研究[J]. 南京理工大学学报 (自然科学版), 2004, 28(3): 333-336.
XU J X, QI Z K, LIN D F, et al. Study on the compilation of firing tables and rapid firing elements binding of rocket gun system[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2004, 28(3): 333-336(in Chinese).

[8] SUN P Y, ZHU H G, NING X. A cooperative interception allocation method faced on 3D reachable area prediction based on deep neural network[C]// Proceedings of the 2022 International Conference on Autonomous Unmanned Systems. Singapore: Springer Nature Singapore, 2023: 867-877.

[9] DIAO Y, MU R J, GUAN Y Z, et al. Boost-phase trajectory planning with the nonregular reachable area constraints[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2022(1): 9443050.

[10] 刘刚, 尤志鹏, 郑宏涛. 一种预测校正制导中攻角剖面的在线规划方法[J]. 航天控制, 2020, 38(4): 14-21.
LIU G, YOU Z P, ZHENG H T. An online optimization method of the attack angle in predictor-corrector guidance[J]. Aerospace Control, 2020, 38(4): 14-21(in Chinese).

[11] 贾飞达, 韩宏伟, 温昶煊. 基于上升轨迹可达范围的目标拦截发射窗口计算[J]. 宇航学报, 2022, 43(4): 403-412.
JIA F D, HAN H W, WEN C X. Calculation of target interception launch window for target interception based on the reachable domain of ascending trajectory[J]. Journal of Astronautics, 2022, 43(4): 403-412(in Chinese).

[12] 李彬. 脉冲推力轨道机动可达性方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2018.
LI B. Research on impulse thrust orbital maneuver accessibility method [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018(in Chinese).

[13] 郑伟, 汤国建. 弹道导弹零射程线及其应用[J]. 飞行力学, 2008, 26(4): 73-76.
ZHENG W, TANG G J. Zero-range orientation and applications of ballistic missile[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(4): 73-76(in Chinese).

[14] 吴楠, 王锋, 赵敏, 等. 高超声速滑翔再入飞行器的可达区快速预测[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(1): 1-6.
WU N, WANG F, ZHAO M, et al. Fast prediction for footprint of hypersonic glide reentry vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(1): 1-6(in Chinese).

[15] 赵泽端, 崔平远, 朱圣英. 火星大气进入段纵向可达区生成的解析同伦法[J]. 宇航学报, 2019, 40(9): 1024-1033.
ZHAO Z D, CUI P Y, ZHU S Y. An analytical homotopic method to generate the reachable longitudinal area for Mars entry[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(9): 1024-1033(in Chinese).

[16] 李瑜, 崔乃刚. 洲际助推-滑翔导弹可达区域优化[J]. 战术导弹技

术, 2010(1): 40-44,52.
LI Y, CUI N G. Reachable domain optimization for intercontinental boost-glide missile[J]. Tactical Missile Technology, 2010(1): 40-44,52(in Chinese).

[17] 陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤. 远程火箭飞行动力学与制导[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 2-88.
CHEN K J, LIU L H, MENG Y H. Launch vehicle flight dynamics and guidance[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 2-88(in Chinese).

[18] 中国运载火箭技术研究院十九所. 民兵洲际弹道导弹[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.
China Academy of Launch Vehicle Technology Nineteenth Institute. Minuteman intercontinental ballistic missile [M]. Beijing: Aerospace Press, 1997(in Chinese).

[19] 江 平, 刘民士. 射线法判断点与包含简单曲线多边形关系的完善[J]. 测绘科学, 2009, 34(5): 220-222.
JIANG P, LIU M S. Improved ray method to judge the relation of point and polygon including simple curve[J]. Science of Surveying and Mapping, 2009, 34(5): 220-222(in Chinese).

[20] 李楠, 肖克炎. 一种改进的点在多边形内外判断算法[J]. 计算机工程, 2012, 38(5): 30-34.
LI N, XIAO K Y. Improved judgment algorithm of point in-out polygon[J]. Computer Engineering, 2012, 38(5): 30-34(in Chinese).

[21] 张煜, 王楠, 陈璟, 等. 空地多目标攻击中制导炸弹可投放区计算研究[J]. 兵工学报, 2011, 32(12): 1474-1480.
ZHANG Y, WANG N, CHEN J, et al. Research on launch acceptable region for guided bombs in air-to-ground multi-target attack[J]. Acta Armamentarii, 2011, 32(12): 1474-1480(in Chinese).

Reachability evaluation method for ballistic missile based on extended boundary method

ZHANG Yunjie[1], ZHANG Fengzhe[2], ZHOU Jiexin[3], ZHOU Rui[1,*], ZOU Ting[1]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
3. Defense Innovation Institute, Chinese Academy of Military Sciences, Beijing 100071, China)

Abstract: A new rapid reachability evaluation method is proposed for the multiple-warhead ballistic missile to solve the problem of rapid reachability decisions for MIRVs(Multiple Independently Targetable Re-entry Vehicle) in ballistic data calculation. Firstly, the MIRV model, controlled by the pitching and yawing angle of the missile, is established to fit the actual reachability area and analyze its characteristics. The second is a programmable method that uses the enhanced Ray method to determine the geometrical link between targets and reachable areas. Based on this, an integrated dynamical fit algorithm is shown and the method of expanding inaccessible region for reachability evaluation based on the idea of expanding boundary to targets is proposed in order to achieve the quick computation of multi-target's reachability. Finally, MATLAB simulation results verify the quickness and accuracy of the reachability evaluation in combination with the proposed decision algorithm.

Keywords: reachable domain of missile; extended boundary method; ray algorithm; reachability evaluation; multi-headed ballistic missile

Received: 2023-09-28; **Accepted**: 2023-12-06; **Published Online**: 2023-12-18 18:39
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231218.0924.002
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61773031)
* **Corresponding author**. E-mail: zhr@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0633

多目标RCS耦合特性的试验研究

张世健[1,2]，李尧尧[1,*]，曹成[1]，陈凌[1]

(1. 北京航空航天大学 前沿科学技术创新研究院，北京 100191；2. 中国人民解放军93251部队，齐齐哈尔 161000)

摘 要：针对空中多目标进行位置与姿态调整时，影响各目标之间的电磁耦合特性的问题，定义了一种基于雷达散射截面（RCS）统计特性的耦合特性表示方法——耦合量，以仿真试验与内场测量相结合的方法，对双机编队的电磁耦合特性变化规律进行研究。获取了一定空间范围内部分编队因素与电磁耦合特性之间的影响关系，验证了耦合量表示方法的有效性。研究结果可以为多目标RCS耦合性能的评估与优化提供研究思路，具有工程应用价值。

关 键 词：多目标；雷达散射截面；耦合特性；内场测量；正交设计

中图分类号：O571.55+3; O212.6

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3926-08

随着信息化、智能化技术的发展，多机型协同编队、无人机“蜂群”战术[1-2]与假目标等集群式目标，使得空中多目标[3-4]场景日趋普遍。雷达散射截面[5](radar cross section, RCS)是衡量目标电磁散射特性的主要指标之一。高动态多目标之间距离近，散射场相互耦合，对整体的隐身性能会产生较大影响。

目前，研究RCS主要有仿真计算与试验测量2种途径。仿真计算依托不断发展的计算机技术，通过电磁建模使得复杂目标动态RCS仿真得以实现，如矩量法(method of moments, MoM)、多层快速多极子法(multi-level fast multipole algorithm, MLFMA)、物理光学法(physic optics, PO)等。一些电磁仿真软件，如Feko、HFSS、CST等，具备了计算电大复杂目标RCS的能力[6–8]。试验测量分为外场测量与内场测量，其中内场测量不受外界环境干扰，测量精度高，但空间有限，所以对于大型目标的内场测量通常采用目标缩比模型[9–11]。

对于多目标RCS耦合特性，国内外已有很多学者开展了广泛研究。文献[12]采用BoR矩量法降低目标的求解复杂度，同时将BoR基函数映射到RWG上，使用MLFMA进行多旋转体和普通目标之间的耦合计算。文献[13]提出一种MoM-KA混合方法，利用基尔霍夫近似对粗糙面半空间格林函数进行推导，再利用MoM结合半空间格林函数对目标与粗糙地海面复合电磁散射进行仿真。文献[14]基于迭代策略提出了MoM与PO方法及UV方法的混合方法，对一维粗糙面与二维目标复合电磁散射进行了相关研究。文献[15]介绍了在目标与粗糙地(海)面与目标复合电磁方面的实验测量进展。例如，航天科技802研究所对造波池和上方目标的复合电磁散射特性进行了测量。

本文基于RCS的统计特性定义了一种物理量，即耦合量对多目标的耦合特性予以表征。以F16双机编队为模型进行了仿真计算，制作2架F16飞机缩比模型，利用正交设计法开展了不同因素影响下的内场测量，探究各种因素对多目标RCS耦合特性的影响作用，为雷达效能发挥与多目标编队战术的应用提供了研究思路。

1 电磁散射的基本理论

RCS是表征目标对电磁波散射能力的物理

收稿日期：2023-10-04；录用日期：2024-01-12；网络出版时间：2024-02-26 15:30
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240223.1701.001
基金项目：国家自然科学基金 (62293495)
*通信作者. E-mail：liyaoyao@buaa.edu.cn

引用格式：张世健，李尧尧，曹成，等. 多目标RCS耦合特性的试验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3926-3933.
ZHANG S J，LI Y Y，CAO C，et al. Experimental study of multi-target RCS coupling characteristics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3926-3933 （in Chinese）.

量。基于在平面电磁波照射下目标具有各向同性的假设条件, 目标的等效面积可以表示为目标的散射能量与入射电磁波功率密度之比, 用σ表示, 即

$$\sigma = 4\pi R^2 \frac{|\boldsymbol{E}_s|^2}{|\boldsymbol{E}_i|^2} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{E}_s$为散射电场强度; $\boldsymbol{E}_i$为入射电场强度; R为雷达与目标之间的距离。

当距离距目标足够远时, 入射电磁波近似为平面波, 此时σ与R无关, 因此可以得出远场 RCS 的表达式, 即

$$\sigma = \lim_{R\to\infty} 4\pi R^2 \frac{|\boldsymbol{E}_s|^2}{|\boldsymbol{E}_i|^2} \tag{2}$$

式中: σ为标量, m^2, 也常用 dBsm 来表示, 其换算关系为

$$\sigma_{\mathrm{dBsm}} = 10\lg\sigma \tag{3}$$

2　电磁缩比的基本理论

对电大复杂目标的内场测量通常采用的是目标的缩比模型[16], 即保证目标原型与其缩比模型的电尺寸相同, 从而得到实际目标的散射特性。

考虑一个无源的非色散原型系统, 麦克斯韦方程如下:

$$\begin{cases} \nabla\times\boldsymbol{E} = -\mu\partial\boldsymbol{H}/\partial t \\ \nabla\times\boldsymbol{H} = \sigma\boldsymbol{E} + \varepsilon\partial\boldsymbol{E}/\partial t \end{cases} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{E}$为电场; $\boldsymbol{H}$为磁场; ε为介电常数; μ为磁导率; σ为电导率。

类似地, 麦克斯韦方程在缩比模型系统中为

$$\begin{cases} \nabla'\times\boldsymbol{E}' = -\mu'\partial\boldsymbol{H}'/\partial t' \\ \nabla'\times\boldsymbol{H}' = \sigma'\boldsymbol{E}' + \varepsilon'\partial\boldsymbol{E}'/\partial t' \end{cases} \tag{5}$$

只要原型和缩比模型相似, 两个系统的参数应该满足:

$$\begin{cases} \boldsymbol{E}' = k_e\boldsymbol{E}, & \boldsymbol{H}' = k_h\boldsymbol{H} \\ L' = k_l L, & t' = k_t t \\ \omega' = k_\omega\omega, & \sigma' = k_\sigma\sigma \\ \varepsilon' = k_\varepsilon\varepsilon, & \mu' = k_\mu\mu \end{cases} \tag{6}$$

式中: L为原型的尺寸; L'为缩比模型的尺寸; ω和ω'分别为原型和缩比模型系统的角频率; $k_l, k_t, k_\omega, k_e, k_h, k_\varepsilon, k_\mu$和$k_\sigma$分别为尺寸、时间、角频率、电场、磁场、介电常数、磁导率和电导率的比例因子; k_t等于$1/k_\omega$, 因为场在时间上的变化比是场的频率。

根据偏导数的性质, 具有$\nabla' = (1/k_l)\nabla$与$\partial/\partial t' = \partial/(k_t\partial t) = k_\omega(\partial/\partial t)$的换算关系, 将式 (6) 代入式 (5) 并重新排列, 可得

$$\begin{cases} \nabla\times\boldsymbol{E} = -(k_\mu k_h k_\omega k_l/k_e)\mu\partial\boldsymbol{H}/\partial t \\ \nabla\times\boldsymbol{H} = (k_\sigma k_e k_l/k_h)\sigma\boldsymbol{E} + (k_\varepsilon k_e k_\omega k_l/k_h)\varepsilon\partial\boldsymbol{E}/\partial t \end{cases} \tag{7}$$

当 2 个系统相似时, 原型系统和缩比模型系统应该有相同的响应。因此, 式 (4) 和式 (7) 中对应项的系数应该相等, 即

$$\begin{cases} k_\mu k_h k_\omega k_l/k_e = 1 \\ k_\sigma k_e k_l/k_h = 1 \\ k_\varepsilon k_e k_\omega k_l k_h = 1 \end{cases} \tag{8}$$

由于光速不变与空间波阻抗不变, 则有

$$\begin{cases} k_\mu = k_\varepsilon \\ k_\sigma = 1/k_l \\ k_e = k_h \\ k_l = 1/k_\omega \end{cases} \tag{9}$$

由于对原型系统与缩比模型系统进行 RCS 测量时, 是在同一介质——空气中, 即满足几何相似条件, 故

$$\begin{cases} \mu = \mu', \varepsilon = \varepsilon' \\ \sigma/(\omega\varepsilon) = \sigma'/(\omega'\varepsilon') \end{cases} \tag{10}$$

由式 (1), 结合以上的分析可推出理想缩比条件下原型系统与缩比模型系统 RCS 所满足的关系, 即

$$\begin{cases} \sigma = k_l^2\sigma' \\ \sigma_{\mathrm{dBsm}} = 20\lg k_l + 10\lg\sigma' \end{cases} \tag{11}$$

3　耦合量仿真计算模型

3.1　研究对象

本文选取 F16 战斗机构成的双机编队作为电磁仿真计算对象, 其中单架 F16 战斗机的外形尺寸为 12.42 m×10.44 m×4.31 m, 材料为理想导体, 如图 1 所示。

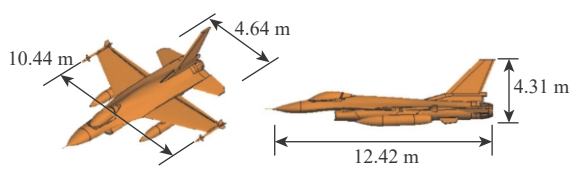


图 1　F16 战斗机几何结构

Fig. 1　F16 fighter jet geometry

双机编队以$+y$轴方向为基础保持同向飞行, 其位置关系由左右间距D_x、前后间距D_y与上下间距D_z决定。入射波方向与$+z$轴方向的夹角为θ。编队状态如图 2 所示。

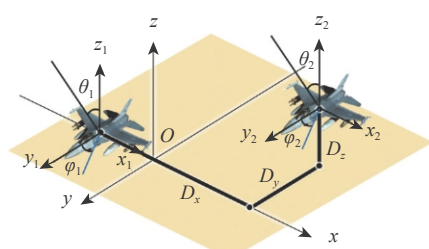


图 2　双机编队

Fig. 2　Two-aircraft formation

3.2 耦合量定义

由于多目标在编队飞行时间距较小，存在电磁耦合。耦合后会出现多个散射中心，各个散射中心的散射特性对双机编队整体 RCS 有着不同的贡献。如何定量表征目标间的耦合特性，并为多目标 RCS 的认知与缩减提供一个优化变量，并以此来评估多目标的耦合性能是本文研究的重点。

双机编队之间的耦合量可以由下式表示：

$$C = \sigma_s - (\sigma_1 + \sigma_2) \tag{12}$$

式中：C为双机编队耦合后 RCS 相对增加量，dB；σ_s为双机编队的全向 RCS 均值，dBsm；σ_1与σ_2为各飞机的全向 RCS 均值，dBsm。

由式 (12) 分析可知，如果耦合量$C>0$，则耦合特性对综合 RCS 起到增大作用；若耦合量$C<0$，则耦合特性对综合 RCS 起到减小作用。

3.3 仿真计算设置

为实现双机编队不同状态下的动态 RCS 计算，控制双机编队左右间距 D_x、前后间距 D_y、上下间距 D_z 逐渐分离，ϕ_1与ϕ_2等于 0。每一种编队状态，利用 MLFMA 进行静态全极化单站 RCS 仿真。

仿真设置：方位角ϕ=−180°～180°，角度步进$\Delta\phi$为 3°，俯仰角θ=90°，其中入射波的方位角定义为入射方向与x轴的夹角，俯仰角定义为入射方向与xOy平面的夹角；仿真频率设置为 0.40 GHz；距离步进为 0.30 m，分别进行 151 次，对应的调整范围为 0～45 m。各编队变化方式如表 1 所示。

表 1 不同编队方式设置

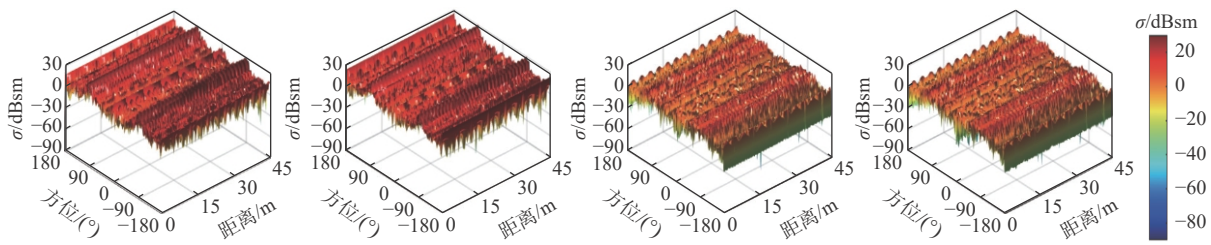
Table 1 Different formation methods settings

编队方式	调整参数/m	固定参数/m	步进/m
方式1/左右间距	$0 \leqslant \Delta D_x \leqslant 45$	$D_x=12.6, D_y=0, D_z=0$	0.30
方式2/前后间距	$0 \leqslant \Delta D_y \leqslant 45$	$D_x=15.0, D_y=0, D_z=0$	0.30
方式3/上下间距	$0 \leqslant \Delta D_z \leqslant 45$	$D_x=15.0, D_y=0, D_z=0$	0.30

3.4 仿真计算结果分析

3.4.1 动态 RCS 分布

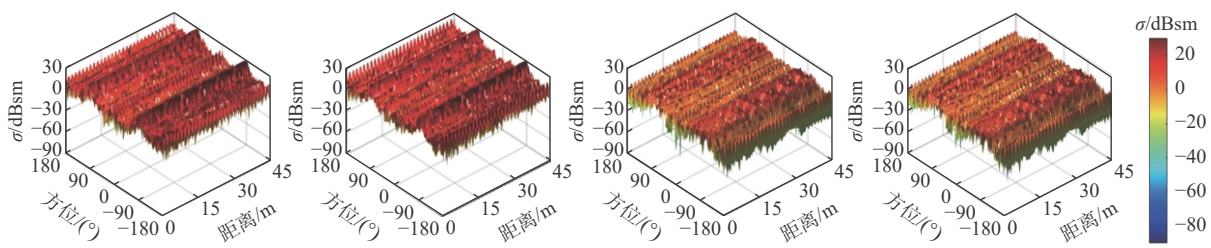
图 2 中的 3 种编队方式变化时，双机编队动态 RCS 分布如图 3～图 5 所示。图中的三维坐标分别是电磁波的入射角度、双机编队的距离和 RCS 的对数值。



(a) VV极化 (b) HH极化 (c) HV极化 (d) VH极化

图 3 双机编队随左右间距变化时的动态 RCS 分布

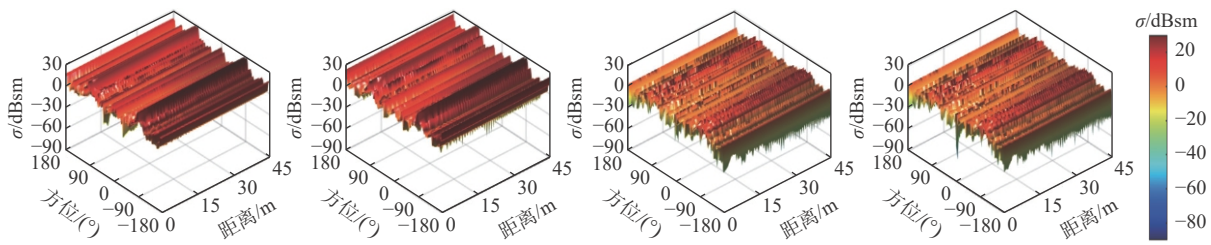
Fig. 3 Dynamic RCS distribution of two-aircraft formation with left and right spacing



(a) VV极化 (b) HH极化 (c) HV极化 (d) VH极化

图 4 双机编队随前后间距变化时的动态 RCS 分布

Fig. 4 Dynamic RCS distribution of two-aircraft formation with front and back spacing



(a) VV极化 (b) HH极化 (c) HV极化 (d) VH极化

图 5 双机编队随上下间距变化时的动态 RCS 分布

Fig. 5 Dynamic RCS distribution of two-aircraft formation with upper and lower spacing

由图 3 可以看出, 双机编队的动态 RCS 在±90°与±180°方向上存在较大的峰值, 分别代表了两侧机翼与尾部的散射情况。在距离维度上, RCS 呈现明显的波动性, 主极化 RCS 幅值明显高于交叉极化, 两者相差约 22 dB。

由图 4 可以看出, 该编队条件下在电磁波维度和图 3 基本一致, 区别在于距离维度上, RCS 的波动周期比图 3 要大一些, 例如在方位 180°上可观察到明显的锯齿状。

由图 5 可以看出, 该编队条件下 RCS 分布的起伏性与波动性明显减小, 整体比较平滑, 幅值在近距离呈增大趋势, 之后维持在一个比较平稳的状态, 交叉极化仍是远小于主极化分量。

3.4.2　耦合量

图 6 给出了双机编队 3 种编队方式的耦合量变化曲线。在图 6(a) 中, 左右间距变化时的耦合量剧烈起伏, 与图 3(a) 中 RCS 的动态分布变化规律相吻合, 由于在±90°方向上编队外形不变, 引起起伏的主要方向为前向 (135°～−135°) 与后向(−45°～45°)。图 6(b) 中, 可见在 0～15 m, 耦合量呈增大趋势, 间距大于 15 m 后, 耦合量也呈波动起伏的状态, 但波动的周期要比图 6(a) 长。这是由于该方式下, 在±90°方向上, 编队侧向面积逐渐增大, 当前后间距大于目标尺寸时, 由“重合目标”变为“分离目标”, 所以呈现波动起伏的状态。对比图 6(a) 可见, 波动周期与目标的外形尺寸有直接关系。图 6(c) 可以看出, 耦合量随上下间距增大呈现先增大后平稳的趋势, 增大部分是由于±90°方向上的编队侧面积逐渐增大。当间距超过目标尺寸时, 耦合作用逐渐减小, 如在间距 5～13m, 耦合量也存在波动起伏现象, 但强度不断减小, 随着间距继续增大, 耦合量基本保持不变。

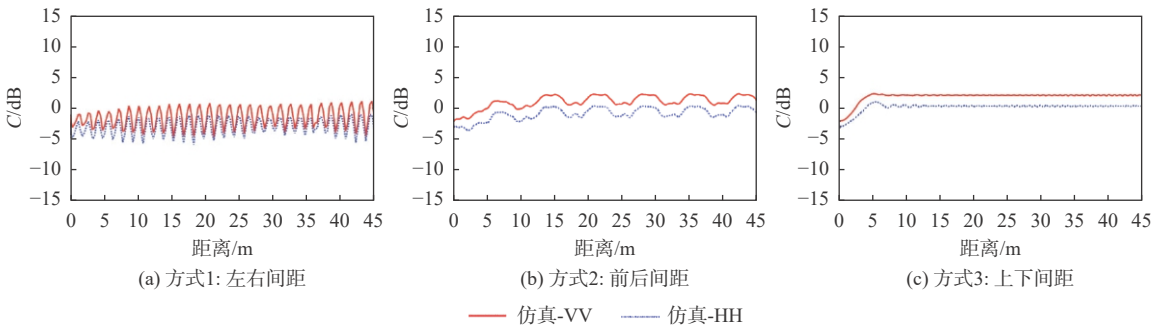


图 6　双机编队在 3 种编队方式下的耦合量变化趋势

Fig. 6　The trend of C changes for two-aircraft formation under 3 formation modes

4　内场试验

4.1　缩比模型

为满足内场测量需求, 选取 6061 铝合金作为制作材料, 其满足机械加工性能, 同时具有中等强度。缩比因子 k_l 设置为 30, 通过数控加工、成型、抛光等工艺, 制作了 2 架全金属结构 F16 飞机缩比模型, 如图 7 所示。

图 7　1/30 缩比模型

Fig. 7　1/30 scale model

4.2　单因子试验

4.2.1　测量设置

单因子试验主要用于验证仿真试验结果, 其中, 各个测量点以仿真试验为基础, 各参数按缩比系统 $k_l = 30$ 进行换算。

距离步进 $\Delta D_x, \Delta D_y, \Delta D_z$ 为 0.04 m; 换算后的内场测量频率为 12 GHz; 方位扫描间隔 $\Delta\phi$ 为 0.20°; 单次测量时间为 10 min。

4.2.2　单因子测试结果分析

以前后间距测量计划的 1 号测量数据为例, 双机编队在垂直极化下的 RCS 幅度变化如图 8 所示, 其中

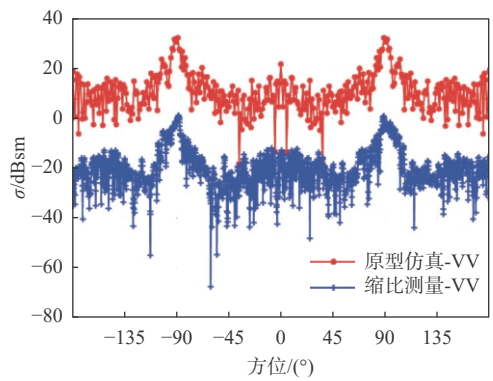


图 8　双机编队 RCS 测量与仿真数据对比

Fig. 8　Comparison of two-aircraft formation RCS measurement and simulation data

仿真数据未经缩比换算，可见原型数据比缩比数据高出约 30 dB，两者的变化趋势基本一致，符合缩比规则。

对测量数据进行统计分析后，绘制各种编队耦合量变化趋势图，如图 9 所示。

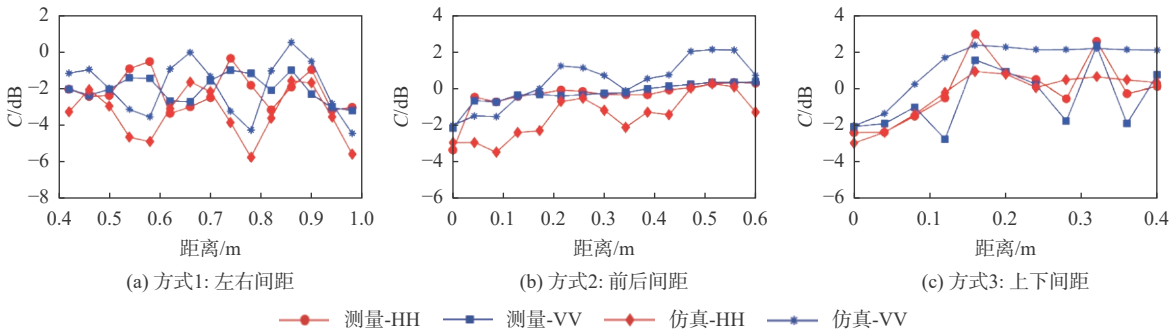


图 9 耦合量的测量与仿真数据对比

Fig. 9 Measurement of C compared with simulation data

由图 9 可知，左右间距变化时，波动现象非常明显，但测量数据的“波峰”与“波谷”与仿真数据在位置上有一定差别；前后间距时，测量数据则更加“平坦”，且垂直极化分量与水平极化分量幅度相差很小；上下间距时，在远距离段其波动现象比仿真数据更加明显。考虑到模型加工、人工操作与测量误差等影响，可见，其变化趋势与图 6 中基本一致。

4.3 多因子正交试验

4.3.1 正交试验方案

为了进一步探究左右间距、上下间距、前后间距、横滚角组合、极化方式对双机编队耦合特性的综合影响，根据 SPSS 软件中的正交设计[17]原理，以双机编队耦合量作为试验指标，设计了五因素混合水平（其中，4 个因素为四水平，1 个因素为二水平）正交试验，选用$L_{16}(4^4\times2^3)$混合水平正交表。

因素水平设置情况如表 2 所示，3 种距离因素的水平是在图 6 中耦合量变化显著的区域内选取 4 个不同的距离点；横滚角组合的水平是根据常见的双机编队形态设置的，分别对应水平、同向倾斜、“内八字”与“外八字”编队形式；极化方式仅选取水平极化与垂直极化。

表 2 试验因素编码

Table 2 Codes of experimental factors

水平	左右间距/m	前后间距/m	上下间距/m	横滚角组合/(°)	极化方式
1	0.43	0.00	0.00	0,0	HH
2	0.51	0.20	0.12	30,30	VV
3	0.58	0.35	0.24	−30,30	
4	0.66	0.50	0.36	30,−30	

试验计划如表 3 所示，其中，第 F 列与第 G 列空置；进行 2 轮平行试验，y_1 与 y_2 分别为对应的试验结果，然后求得两轮试验数据的平均值作为分析使用（备注：求平均值时，重点关注耦合量数值的变化趋势，因此忽略分贝运算法则，均值结果仍以 dB 表示）。其中，A、B、C、D、E、F、G 是编码组。

表 3 试验计划

Table 3 Experimental plan

试验号	水平							y_1/dB	y_2/dB
	A	B	C	D	E	F	G		
1	1	1	1	1	1	1	1	−1.82	−2.10
2	1	2	2	2	1	2	2	0.49	−0.22
3	1	3	3	3	2	1	2	−0.91	−0.80
4	1	4	4	4	2	2	1	0.04	0.14
5	2	1	2	3	2	1	1	−0.92	−1.63
6	2	2	1	4	2	2	2	−1.12	−0.66
7	2	3	4	1	1	1	2	0.70	0.61
8	2	4	3	2	1	2	1	0.41	−0.03
9	3	1	3	4	1	1	2	2.17	1.11
10	3	2	4	3	1	2	1	0.68	0.03
11	3	3	1	2	2	1	1	−1.17	−1.00
12	3	4	2	1	2	2	2	0.25	0.02
13	4	1	4	2	2	1	2	0.71	−0.55
14	4	2	3	1	2	2	1	0.01	0.38
15	4	3	2	4	1	1	1	0.16	−1.00
16	4	4	1	3	1	2	2	−0.75	−1.17

试验计划对应的测量场景如图 10 所示，测量配套的底座、垫块均为高密度发泡聚苯乙烯材料制作。

4.3.2 正交试验极差分析

表 4 为耦合量的极差分析表。其中，$K_i(i=1,2,3,4)$为某个因素的第i个水平的指标之和，k_i为其平均值；R表示k_i的最大值与最小值之差。R越大，说明其对因素的影响越强。表中数据由 2 轮试验结果相加得到。由表 4 可以看出，对耦合量影响的主次顺序是：上下间距→左右间距→横滚组合→极化方式→前后间距。

1）左右间距与耦合量。左右间距与耦合量的

关系如图 11 所示, 多目标 RCS 的耦合量随左右间距呈先增大后减小的波动趋势, 与单因子测量的结论一致。在 0.58 m 处, 出现了一个耦合量的极大值点。在 0.66 m 处, 各种情况下的耦合量比较集中, 说明该距离下耦合量对其他试验因素组合不敏感。

2) 前后间距与耦合量。前后间距与耦合量的关系如图 12 所示。耦合量随前后间距也呈先增大后减小的波动趋势。在 0.00 m 处, 耦合量结果分散程度较大, 表示近距离处的耦合量起伏较大, 易受其他因素影响。在 0.20 m、0.35 m 与 0.50 m 处, 2 架飞机在前后方向上已经分离, 其侧向面积达到最大, 在各水平下的耦合量分布也相对集中。

3) 上下间距与耦合量。上下间距与耦合量的关系如图 13 所示。耦合量随上下间距呈缓慢增大

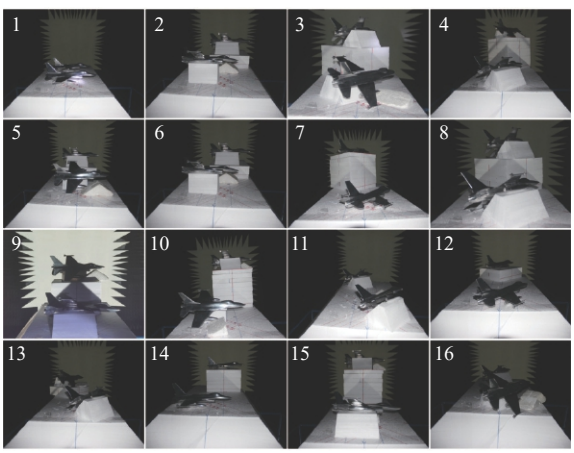


图 10　双机编队 RCS 测量正交试验

Fig. 10　Orthogonal experiment of RCS measurement for two-aircraft formation

表 4　耦合量极差分析

Table 4　Range analysis of *C*

编码	K_1	K_2	K_3	K_4	k_1	k_2	k_3	k_4	R
A	−5.17	−2.65	1.58	−0.31	−0.65	−0.33	0.20	−0.04	0.84
B	−3.03	−0.41	−2.51	−0.59	−0.38	−0.052	−0.31	−0.07	0.33
C	−8.79	−2.45	2.34	2.36	−1.10	−0.31	0.29	0.29	1.39
D	−2.44	−1.38	−4.47	1.75	−0.31	−0.17	−0.56	0.22	0.78
E	1.17	−7.71			0.07	−0.48			0.56

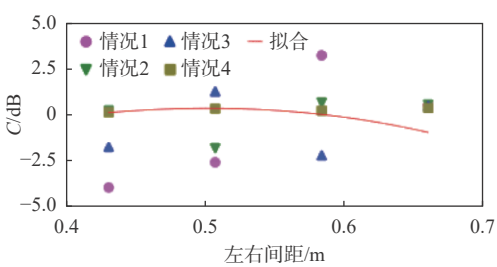


图 11　左右间距与耦合量关系

Fig. 11　The relationship between the left and right spacing and *C*

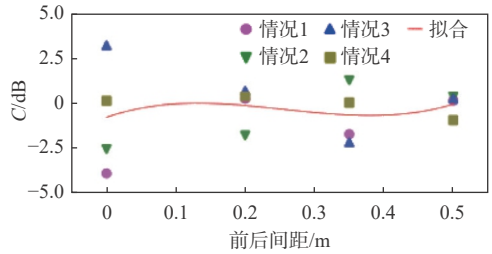


图 12　前后间距与耦合量关系

Fig. 12　The relationship between the front and back spacing and *C*

的趋势。在 0.00 m、0.12 m 和 0.24 m 处, 与图 10(c) 对比, 可见两者一致性较高。在 0.48 m 处, 各试验点结果比较集中, 反映出该水平下耦合量起伏较小, 与仿真分析结论一致。

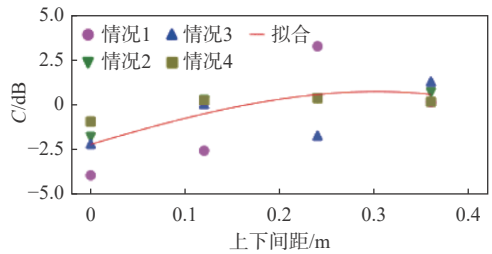


图 13　上下间距与耦合量关系

Fig. 13　The relationship between the upper and lower spacing and *C*

4) 横滚角组合与耦合量。横滚角组合与耦合量的关系如图 14 所示。在 4 种组合方式中, 方式 4 的耦合量平均值最大。该方式下 2 架飞机的机腹“朝外”, 形成“外八字”结构, 机腹表面相对平坦且面积大, 因此散射强度更高。在方式 3 下, 2 架飞机飞行构成了“内八字”结构, 机背上结构更加复杂, 散射能量相对分散。综合对比 4 种组合方式, 其对耦合量的影响差异性较小。

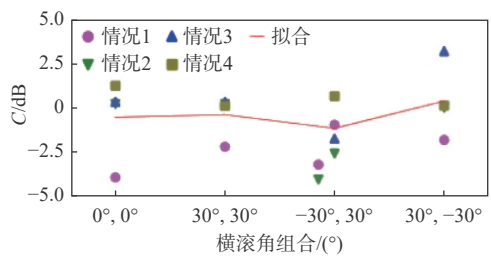


图 14　横滚角组合与耦合量关系

Fig. 14　The relationship between the cross roll angle combination and *C*

5) 极化方式与耦合量。极化方式与耦合量的关系如图 15 所示。可见水平极化下耦合量结果相对分散, 其耦合量平均值高于垂直极化, 即水平极化时, 双机编队对于位置与姿态的变化更加敏感, 耦合量起伏明显。

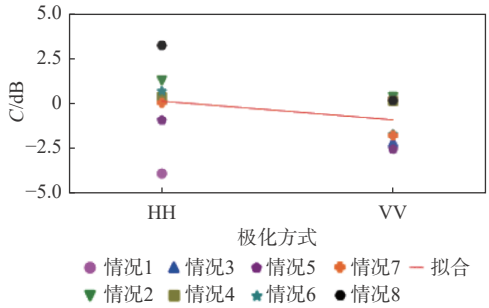


图 15 极化方式与耦合量关系

Fig. 15 The relationship between the polarisation and *C*

4.3.3 正交试验方差分析

通过直观分析可以清楚地看到各因素对指标影响的大小，为了确定各组试验结果的差异是由各试验因素水平的改变引起的还是由试验误差引起的，并且对各因素影响的显著性作出评价，为优化编队形式提供参考，对试验数据进行方差分析，如表 5 所示。

表 5 耦合量方差分析

Table 5 Variance analysis of *C*

因素	平方和	自由度	均方	*F*	*P*
A	3.64	3	1.21	3.95	0.03
B	0.82	3	0.27	0.89	0.47
C	10.37	3	3.46	11.26	0.00
D	2.44	3	0.81	2.65	0.08
E	2.19	1	2.19	7.15	0.02

当 *P* 值小于 0.05 时，表明该因素试验结果影响显著。由表 5 可知，左右间距、上下间距与极化方式对双机编队的耦合量影响均显著（$P<0.05$）；前后间距与横滚角组合对双机编队的耦合量影响不显著（$P>0.05$）；前后间距对双机编队的耦合量影响的显著性最小。本次检验与直观极差分析结果比较，可见，上下间距、左右间距与前后间距的影响性排序都是一致的，而横滚角组合与极化方式的影响性排序发生了互换。对于前后间距对耦合量影响显著性最小的原因：一方面，由单因子试验分析已知，其耦合量的变化比较平缓；另一方面，因为内场试验空间较小，前后间距上不能取更多的水平，导致试验无法明显地体现非显著因素的影响效果。

5 结 论

1）双机编队的耦合量可以通过编队整体的 RCS 与各个飞机 RCS 的几何叠加的差值来表示。

2）通过极差分析，各因素对双机编队耦合量的主要影响顺序是上下间距>左右间距>横滚角组合>极化方式>前后间距。

3）通过方差分析，各因素对机编队耦合量的主要影响顺序是上下间距>极化方式>左右间距>横滚角组合>前后间距。

参考文献（References）

[1] 孙海文, 庞威, 于邵祯, 等. 国外无人机蜂群发展状况及启示[J]. 指挥控制与仿真, 2022, 44(2): 1-6.
SUN H W, PANG W, YU S Z, et al. Enlightenment and development of unmanned aerial vehicle swarm abroad[J]. Command Control & Simulation, 2022, 44(2): 1-6(in Chinese).

[2] 陈士涛, 李大喜, 赵保军. 隐身有人/无人机组合编队协同空战概念研究[J]. 战术导弹技术, 2020(6): 75-80.
CHEN S T, LI D X, ZHAO B J. Research on the concepts of collaborative dogfight for stealth aerial vehicle and unmanned aerial vehicle formation flying[J]. Tactical Missile Technology, 2020(6): 75-80(in Chinese).

[3] 闵涛. 双/多基地雷达密集多目标探测技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
MIN T. Multiple unresolved targets detection techniques using bistatic/multistatic radar[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014(in Chinese).

[4] 邵长宇, 杜兰, 李飞, 等. 基于多目标跟踪的空间锥体目标微多普勒频率提取方法[J]. 电子与信息学报, 2012, 34(12): 2972-2977.
SHAO C Y, DU L, LI F, et al. Micro-Doppler extraction from space cone target based on multiple target tracking[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2012, 34(12): 2972-2977(in Chinese).

[5] 阮颖铮. 雷达截面与隐身技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
RUAN Y Z. Radar cross section and stealth technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1998(in Chinese).

[6] 吴盛源, 张小宽, 袁俊超, 等. 基于 FEKO 的非合作目标动态极化散射特性实时仿真[J]. 弹箭与制导学报, 2017, 37(3): 97-100.
WU S Y, ZHANG X K, YUAN J C, et al. Real-time simulation of the dynamic polarization scattering characteristics of noncooperative target based on FEKO[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(3): 97-100(in Chinese).

[7] KASHYAP R, KUMAR V, GANGWAR R K, et al. RCS analysis of scaled down chaff clouds using ANSYS ED(HFSS) to understand the behaviour of real time model[C]//Proceedings of the 2018 IEEE MTT-S International Microwave and RF Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-4.

[8] 蒋彦雯, 邓彬, 王宏强, 等. 基于 FEKO 和 CST 的太赫兹目标 RCS 仿真[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2013, 11(5): 684-689.
JIANG Y W, DENG B, WANG H Q, et al. RCS simulation in THz band based on FEKO and CST[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2013, 11(5): 684-689(in Chinese).

[9] 梁达川, 魏明贵, 谷建强, 等. 缩比模型的宽频时域太赫兹雷达散射截面 (RCS) 研究[J]. 物理学报, 2014, 63(21): 93-102.
LIANG D C, WEI M G, GU J Q, et al. Broad-band time domain terahertz radar cross-section research in scale models[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(21): 93-102(in Chinese).

[10] ESCOT-BOCANEGRA D, POYATOS-MARTÍNEZ D, PLAZA-GALLARDO B. Indoor measurement of bistatic high resolution range profiles of scale model aircraft targets[C]//Proceedings of the

2018 15th European Radar Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 174-177.

[11] GUO L X, WANG A Q, MA J. Study on EM scattering from 2-D target above 1-D large scale rough surface with low grazing incidence by parallel mom based on pc clusters[J]. Progress in Electromagnetics Research, 2009, 89: 149-166.

[12] LI Y, HU J, NIE Z. Solving scattering from multiple bodies of revolution by modal characteristic basis function method with sparse matrix technique[J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2016, 15: 806-809.

[13] GUAN B, ZHANG J F, ZHOU X Y, et al. Electromagnetic scattering from objects above a rough surface using the method of moments with half-space Green's function[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2009, 47(10): 3399-3405.

[14] HE S Y, ZHU G Q. A hybrid MM-PO method combining UV technique for scattering from two-dimensional target above a rough surface[J]. Microwave and Optical Technology Letters, 2007, 49(12): 2957-2960.

[15] 魏仪文. 电大尺寸粗糙 (海) 面及其与目标复合电磁散射研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2016.
WEI Y W. Investigation on composite electromagnetic scattering from electrical large scale rough sea surface and target[D]. Xi'an: Xidian University, 2016(in Chinese).

[16] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
SANG J H. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013(in Chinese).

[17] 茆诗松, 周纪芗, 陈颖. 试验设计[M]. 2 版. 北京: 中国统计出版社, 2012.
MAO S S, ZHOU J X, CHEN Y. Experiment design[M]. 2nd ed. Beijing: China Statistics Press, 2012(in Chinese).

Experimental study of multi-target RCS coupling characteristics

ZHANG Shijian[1, 2], LI Yaoyao[1, *], CAO Cheng[1], CHEN Ling[1]

(1. Research Institute for Frontier Science, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. The PLA Unit 93251, Qiqihar 161000, China)

Abstract: A coupling characteristic representation method based on the statistical characteristics of radar scattering cross-section-coupling quantity is defined with the aim of addressing the issue of influencing the electromagnetic coupling characteristics between targets when multiple targets in the air make position and attitude adjustments. The method of combining the simulation test with the infield measurement is used to investigate the changing law of the electromagnetic coupling characteristics of the two-aircraft formation. The influence relationship between some formation factors and electromagnetic coupling characteristics in a certain spatial range is obtained, and the validity of the coupling quantity representation method is verified. The findings have engineering application value and may inspire future study on the assessment and improvement of multi-objective RCS coupling performance.

Keywords: multi-target; radar cross section; coupling characteristics; infield measurement; orthogonal design

Received: 2023-10-04; **Accepted**: 2024-01-12; **Published Online**: 2024-02-26 15:30
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240223.1701.001
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62293495)

* **Corresponding author**. E-mail: liyaoyao@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0642

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
(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘 要：针对螺旋展开盘绕式伸展臂的设计和伸展臂能否顺利收展的关键问题，提出一种螺纹筒和直导轨筒组合作用的套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的研制方案。为预测地面样机的整体性能，采用虚拟样机技术，基于ADAMS软件，建立了套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的动力学仿真模型，对伸展臂的收拢和展开过程进行了仿真分析，并得到了横杆在过渡区处于后屈曲状态的变形特性。通过装配的地面样机进行了伸展臂收拢和展开地面试验，在伸展臂的变形过程中，通过观察三角横框的失稳变形得到了伸展臂利用元件失稳的工作原理，并通过试验方法，将在收展过程中伸展臂长度随底盘转角之间的变化关系曲线，以及伸展臂在过渡区的盘绕半径变化与仿真结果进行了对比，验证了仿真模型的正确性和设计方案的可行性。

关 键 词：螺旋展开盘绕式伸展臂；收拢展开；动力学仿真；过渡区；地面试验
中图分类号：V423.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3934-11

盘绕式伸展臂的主要特征是具有2种稳定的构型：完全收拢状态和完全展开工作状态。在展开过程中，盘绕式伸展臂为一不稳定的体系[1]。盘绕式伸展臂是一类最基本的空间可展开结构，呈一维线性体系[2]，是构建大型复杂空间结构的基础，也是目前研究与应用较为活跃的领域。螺旋展开的盘绕式伸展臂采用多线螺旋传动方式实现展开，展开后为桁架结构，展开精度较高，具有收拢比大以及可以在空间重复展开等优点，且在展开过程中和展开后都具有较大的强度和刚度，能够承受较大的载荷。因此螺旋展开的盘绕式伸展臂一般用于对定位精度要求较高、有效载荷较大的情况，如大型太阳翼、大型天线阵及空间探测器的展开支撑机构[3]。

螺旋展开盘绕式伸展臂对材料要求较高，且驱动机构复杂。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的SAFE太阳能电池阵列飞行实验[4]和国际空间站的FAST Mast[5]都应用了螺旋展开的盘绕式伸展臂，证明了其可靠性；Eiden等[6]对螺旋展开盘绕式伸展臂的变形进行了实验研究，计算了伸展臂在过渡区的几何变化，得到了在该区域元件负荷最高的结论。中国也开展了盘绕式伸展臂的研究[7-9]，并研制了4.5 m和20 m拉索展开盘绕式伸展臂样机，且已成功进行在轨展开验证。刘涛等[10]对盘绕式伸展臂非线性屈曲模式进行了试验研究与数值仿真，计算得到的屈曲模式和屈曲载荷与试验结果一致；张金龙等[11]对盘绕式伸展臂纵杆进行了大变形大转角纯弯曲试验，计算得到纵杆 变形的几何限制和弯曲刚度；韩建斌等[12]基于Kirchhoff动力学理论，得到了伸展臂构型参数与展开模式间的关系。但如何应用数值仿真方法精确模拟螺旋展开的盘绕式伸展臂的收展过程目前仍是难题。

基于工程需求，本文提出了一种套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的研制方案。通过一个内壁刻有

收稿日期：2023-10-09；**录用日期**：2023-12-29；**网络出版时间**：2024-01-18 18:05
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1554.007
基金项目：国家自然科学基金 (11672016)
* **通信作者**. E-mail：hhuang@buaa.edu.cn

引用格式：张策，黄海，刘宇，等. 套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的设计与分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3934-3944.
ZHANG C，HUANG H，LIU Y，et al. Design and analysis of a sleeve type spiral deployment coilable mast[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3934-3944（in Chinese）.

3 条平行螺纹凹槽的圆柱筒和直导轨对铰链的驱动和限制作用来控制伸展臂桁架的收拢和展开, 具有结构和控制驱动方式简单的优点。本文应用 ADAMS 软件建立了套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的动力学仿真模型, 提出了解决模拟铰链转动、带有预紧力的斜拉索的建模、模型部件穿透以及导轨和螺纹槽对滚柱的限制、驱动问题的方法, 接近真实工况, 对伸展臂的收拢和展开全过程进行了精确模拟。为解决模型收展失败的问题, 通过调参确定了伸展臂收藏部分高度和横杆半径的设计参数。通过对伸展臂的收拢和展开过程的仿真模拟, 发现因伸展臂在收拢区的变形导致随动式驱动的伸展臂底盘的转速存在剧变的特点, 并进一步分析了横杆在过渡区的受力表现。

为验证设计方案的可行性和仿真工作的准确性, 本文依据虚拟样机的参数设计装配了套筒型螺旋展开的盘绕式伸展臂地面样机。通过地面样机收展试验, 得到了在收拢和展开过程中, 伸展臂高度随底盘转角之间的关系曲线, 以及伸展臂在过渡区的盘绕半径变化曲线。地面试验的结果与仿真结果的一致性较为良好。本文开展的工作对于后续技术推进和工程研制具有明显参考意义。

1　套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂设计方案

1.1　设计方案

本文设计的套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的设计方案如图 1 所示, 机构主要包括伸展臂桁架、直导轨、驱动螺母、收藏筒、可旋转底盘及微型电机。展开机构利用驱动螺母旋转控制伸展臂桁架的收拢和展开。

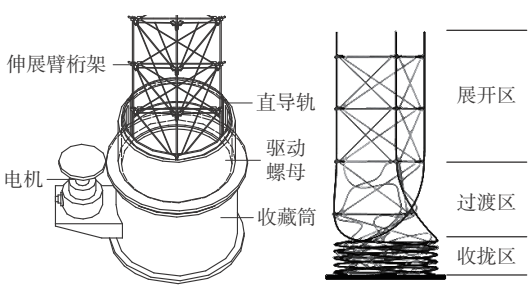


图 1　套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂设计

Fig. 1　Sleeve type spiral deployment coiled extension arm design

本文设计的套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的主要优点是: ①展开可靠性高; ②展开精度较高; ③在展开过程中和展开后都具有较高的强度和刚度; ④质量较轻; ⑤结构较为简单; ⑥控制方式简单, 只需要一个电机驱动, 不存在控制同步问题。

套筒型螺旋展开盘绕式伸展机构的具体设计如图 2 所示。

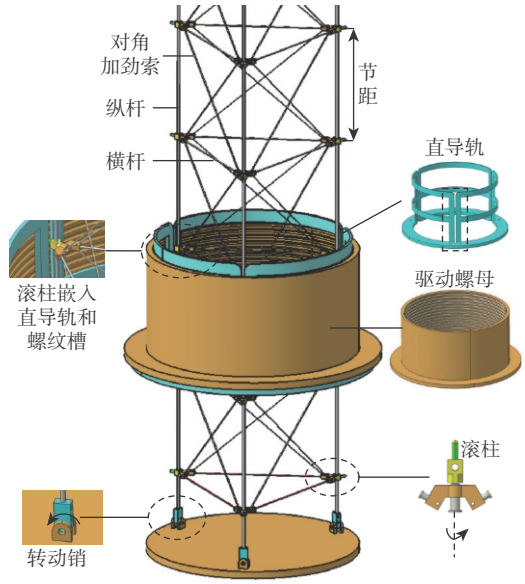


图 2　机构设计

Fig. 2　Mechanical design

驱动螺母为一个内螺纹圆柱筒, 如图 3 所示, 内部刻有 3 条平行螺纹槽, 使得展开机构获得 3 倍的对称性, 保证了每层三角横框的 3 个滚柱均能水平进入导轨。

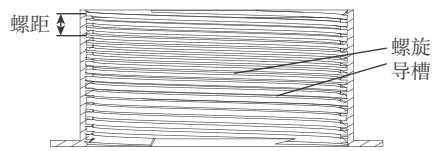


图 3　内螺纹圆柱筒

Fig. 3　Cylindrical cylinders with internal thread

滚柱因受到直导轨的约束而只能沿着导轨上下运动, 如图 4 所示, 保证了伸展机构在收拢以及展开的过程中顶端不发生旋转。

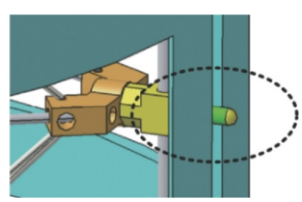


图 4　滚柱在直导轨中

Fig. 4　Roller in straight guideway

1.2　伸展臂结构设计

伸展臂桁架由 3 根纵杆、横杆、铰链和对角加劲索组成。3 个铰链和 3 根横杆组成 1 个三角横框, 为纵杆提供侧向刚度, 如图 5 所示, 横向框架呈三角形。对角加劲索在每层三角形横架之间斜拉固定, 承受预应力, 可大幅提升伸展臂的抗剪切和抗扭转刚度, 限制伸展臂的横向偏移。

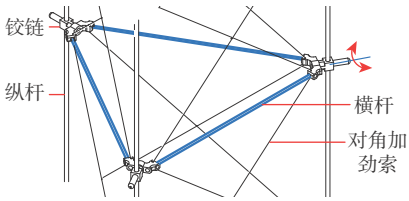


图 5 伸展臂结构形式

Fig. 5 Extension arm structure form

为使盘绕式伸展臂的纵杆能够顺利盘绕，伸展臂根部与可旋转底盘以转动销连接。如图 6 所示，3 根纵杆可以沿着切向方向转动。

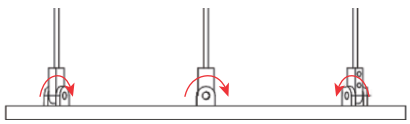


图 6 伸展臂根部转动设计

Fig. 6 Extension arm root rotation design

2 仿真验证

2.1 仿真模型的建立

为预测地面样机的整体性能，本文首先采用虚拟样机技术，基于 ADAMS 软件，建立套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的动力学模型。为了与地面试验条件保持一致，模型在全局坐标系中处于正常重力条件下，大小为 9.8 N/kg，方向沿着伸展臂纵向向下。展开机构的整体构型如图 7 所示。

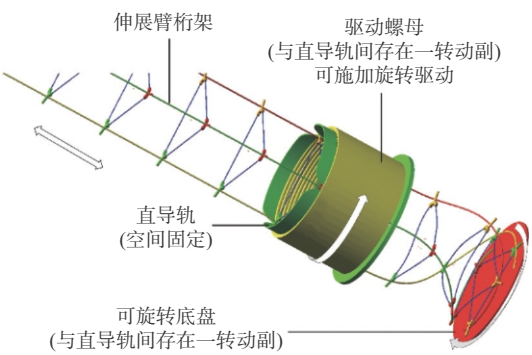


图 7 伸展臂整体模型

Fig. 7 Numerical model of extension arm

模型中，使用离散柔性梁建立伸展臂桁架，伸展臂纵梁与由 3 根横梁组成的三角横框之间由 2 个铰链连接，2 个铰链之间存在一转动副。

直导轨以刚体建模，在空间固定。驱动螺母同样以刚体建模。驱动螺母与直导轨之间存在一转动副，可以绕直导轨的轴线转动。直导轨的长度至少要能容纳一节伸展臂，取 135 mm。螺母筒的长度要比直导轨略短，保证滚柱先进入直导轨再受到螺纹的作用，取 110 mm。

铰链以刚体建模，滚柱与直导轨和驱动螺母的螺纹槽之间存在接触力，可以限制滚柱的运动。

底盘为刚性平面，如图 8 所示，与直导轨之间存在一转动副，可以相对直导轨转动。

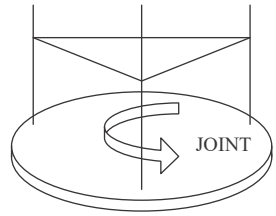


图 8 转动副

Fig. 8 Rotation joint

伸展臂参数为：纵杆半径为 1.0 mm，横杆半径为 0.65 mm，盘绕半径为 75 mm，节距为 95 mm，共 19 节，总长为 1 820 mm。材料参数如表 1 所示。

表 1 材料参数

Table 1 Material parameters

参数	弹性模量/GPa	泊松比σ	密度/(t·m^{-3})
纵杆及横杆	33.87	0.3	6.44

2.1.1 伸展臂桁架建模

伸展臂桁架的建模如图 9 所示，在模型中，纵杆和横杆均为柔性杆，使用离散柔性连接件建模[13]，相邻的 2 个刚性离散件通过柔性梁来连接，从而使纵杆和横杆具备大柔性的性质，可以准确地模拟弹性细杆发生几何非线性时的弹性性能。纵杆与三角横框之间由铰链连接，并由转动副实现作用。斜拉索由两点间作用力建模。

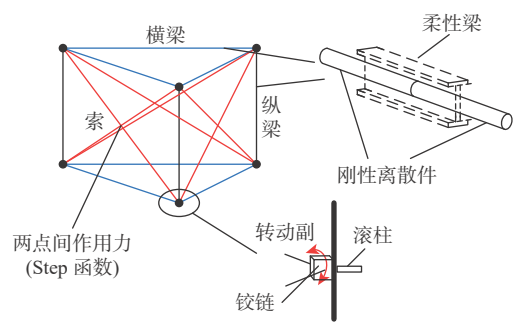


图 9 一节伸展臂建模示意图

Fig. 9 Schematic diagram for modeling one extension arm

在伸展臂变形过程中，沿着转动方向的对角加劲索会受到拉力，另一个方向上的拉索松弛不受力。图 10 为两节伸展臂示意图。

根据勾股定理和两点间距离公式，斜索的 2 个对角端点间初始距离d_0和变形过程中的距离d_1分别为

$$\begin{cases} d_0 = \sqrt{3r^2 + t^2} \\ d_1 = \sqrt{2r^2\left[1-\cos\left(\dfrac{2\pi}{3}+\alpha\right)\right]+(t-\delta\alpha)^2} \end{cases} \tag{1}$$

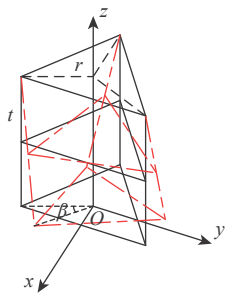


图 10　两节伸展臂示意图

Fig. 10　Schematic of a two-section extension arm

式中: $\alpha=\beta/(n+1)$, 其中, β为转角, n 为已发生变形的三角横框的个数; $\delta=p/2\pi$; p 为纵杆螺旋线的螺距; r 为伸展臂盘绕半径; t 为节距。

式 (1) 表明拉索只会在变形开始较短的时间内有力的变化。

斜拉索在承受拉力时满足胡克定律, 其作用力函数为

$$F=\begin{cases}k(x-x_0) & (x-x_0)\geqslant 0\\ 0 & (x-x_0)<0\end{cases} \tag{2}$$

式中: k 为绳索的拉伸刚度; $(x-x_0)$为绳索伸长量。

式 (2) 在 $x=0$处不光滑, 会导致积分过程中出现错误, 因此使用 Step 函数逼近。由于对角加劲索在实际工作过程中不能承受压力, 只能加载拉力, 所以使用两点间作用力模型, 在节间对角位置应用 Step 函数[14] 建立相互作用力。

$$\mathrm{Step}(x,x_0,x_1,l_0,l_1)=\begin{cases}l_0 & x\leqslant x_0\\ l_0+u^2(3-2u)(l_1-l_0) & x_0<x<x_1\\ l_1 & x\geqslant x_1\end{cases} \tag{3}$$

式中: $u=(x-x_0)/(x_1-x_0)$, 其中, x为斜拉索 2 个作用点的距离, 作为 Step 函数的自变量; x_0为斜拉索松弛时的长度, 取 160.935 mm; l_0为 0, 表示斜拉索松弛状态不受力; x_1取一个足够大的数, 使得仿真过程中 x 不会大于x_1, 取 173 mm; l_1为使得$l_1/(x_1-x_0)$等于式中的 k, 即斜拉索刚度, 取 559.743 N/mm。

式 (3) 和 Step 函数曲线对比如图 11 所示。

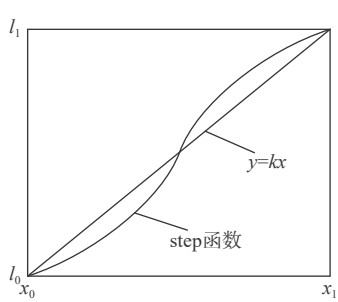


图 11　Step 函数示意图

Fig. 11　Step function schematic

2.1.2　直导轨和铰链建模

导轨和滚柱之间存在接触。在伸展臂的收展过程中, 两者的变形极小, 所以均使用刚体建模。如图 12 所示, 导轨的弧段以圆柱建立, 直段以长方体建立, 设置刚性圆柱与导轨之间的接触来建立直导轨对铰链滚柱的约束作用。

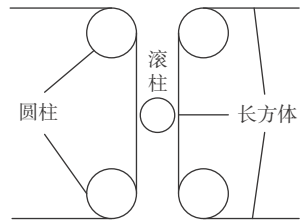


图 12　滚柱、导轨示意图

Fig. 12　Schematic diagram of rollers and guide rails

每一节纵杆通过滚柱上的通孔固定, 由于转动副的作用, 铰链可沿着三角横框的角平分线转动。铰链建模如图 13 所示。

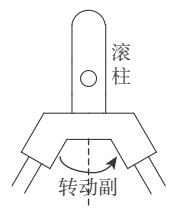


图 13　铰链示意图

Fig. 13　Schematic diagram of hinge

2.1.3　驱动螺母建模

螺母可以绕直导轨轴线旋转, 在转动副上施加旋转驱动可以为机构提供动力。滚柱在驱动螺母的带动下沿导轨运动。在模型中, 如图 14 所示, 每个滚柱与对应的螺纹槽之间均定义有接触作用。

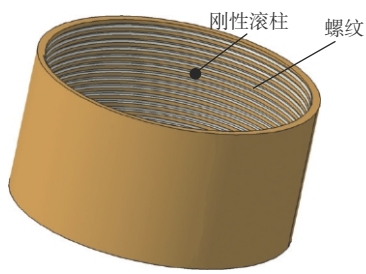


图 14　螺母、滚柱接触

Fig. 14　Nut and roller contact

三头螺旋线呈 120°分布, 如图 15 所示。可以应用解析函数表示这 3 条螺纹中心线[15]。因此 3 层螺纹上下 2 条导轨的表达式可以在定义螺纹宽度 d 后获得。在模型中, 定义螺纹宽度 $d=3$ mm, 螺距 $p=16$ mm。

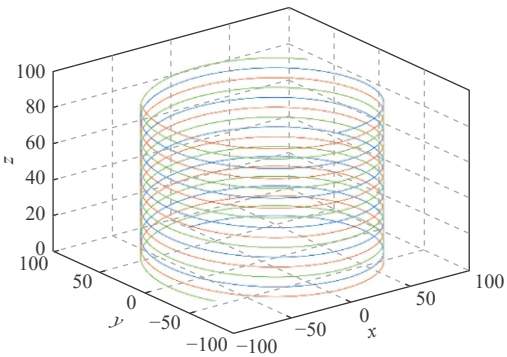


图 15 3 条螺纹中心线

Fig. 15 Three thread centre lines

3 条螺纹中心线解析函数为

$$\begin{cases} x_1 = 82\sin\varphi \\ x_2 = 82\sin\left(\varphi+\dfrac{2}{3}\pi\right) \\ x_3 = 82\sin\left(\varphi+\dfrac{4}{3}\pi\right) \\ y_1 = 82\cos\varphi \\ y_2 = 82\cos\left(\varphi+\dfrac{2}{3}\pi\right) \\ y_3 = 82\cos\left(\varphi+\dfrac{4}{3}\pi\right) \\ z_1 = 2.6\varphi \\ z_2 = 2.6\varphi \\ z_3 = 2.6\varphi \end{cases} \quad 0<\varphi<11\pi \tag{4}$$

滚柱同时嵌入直导轨槽和螺纹槽内。在限制力 $\boldsymbol{F}$ 的作用下，驱动螺母无法上下运动。当驱动螺母旋转时，螺母受到的转动力矩为 $\boldsymbol{M}$。

在驱动螺母旋转时，滚柱受到螺纹槽提供的作用力而产生运动。同时，在直导轨的约束作用下，滚柱只能沿着导轨内壁进行竖直运动。滚柱在运动中受到力的作用如图 16 所示。

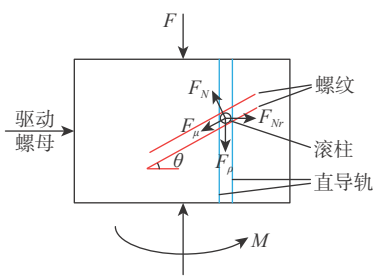


图 16 滚柱受力示意图

Fig. 16 Schematic diagram of roller force

滚柱在 2 个方向上的受力为

$$\begin{cases} \boldsymbol{N} = \boldsymbol{F}_N\cos\theta - \boldsymbol{F}_\rho - \boldsymbol{F}_\mu\sin\theta \\ \boldsymbol{F}_{Nr} = \boldsymbol{F}_N\sin\theta + \boldsymbol{F}_\mu\cos\theta \end{cases} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{N}$ 为滚柱在纵向受到的合外力；θ 为螺纹倾角；$\boldsymbol{F}_N$ 为螺纹槽为滚柱提供的力；$\boldsymbol{F}_\mu$ 为螺纹槽与滚柱之间的摩擦力；$\boldsymbol{F}_{Nr}$ 为直导轨侧壁为滚柱提供的支反力；$\boldsymbol{F}_\rho$ 为直导轨与滚柱之间的摩擦力。

摩擦力可以根据相对运动速度计算。当驱动螺母转动提供力矩 $\boldsymbol{M}$ 时，伸展臂上的滚柱受到力 $\boldsymbol{F}_N$ 的作用而运动。由于滚柱同时又受到直导轨对其的限制力 $\boldsymbol{F}_{Nr}$ 的作用，滚柱只能上下运动而无法发生转动，保证了伸展机构的定位精度。

2.1.4 防穿透处理

为消除模型中各部件间的穿透现象，进行了如图 17 所示的防穿透处理。在每层三角横框位于的平面上建立一个零质量圆盘，并应用 Step 函数在相邻的零质量圆盘之间创建碰撞力。

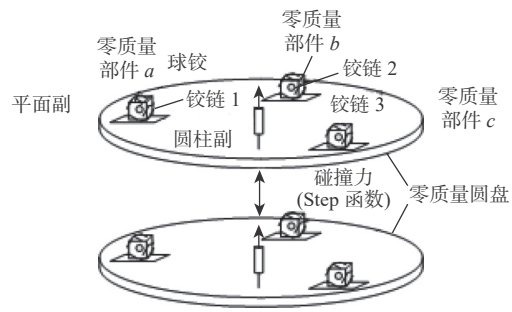


图 17 防穿透处理

Fig. 17 Anti-penetration treatment

以两圆盘间距 Δz 为变量，碰撞力表示为

$$\mathrm{Step}(\Delta z,\Delta z_0,\Delta z_1,h_0,h_1) = \begin{cases} h_0 & \Delta z \leqslant \Delta z_0 \\ h_0 + v^2(3-2v)(h_1-h_0) & x_0 < \Delta z < \Delta z_1 \\ h_1 & \Delta z \geqslant \Delta z_1 \end{cases} \tag{6}$$

式中：$v=(\Delta z-\Delta z_0)/(\Delta z_1-\Delta z_0)$，其中，$\Delta z_0$ 设为 −1；Δz_1 设为 0；h_1 设为 0，表示在 $\Delta z>0$ 时无作用力；h_0 为一个极大的数，保证碰撞力足够大。

本文 h_0 取 1×10^4，物理意义为碰撞刚度为 1×10^4 N/mm，以保证两层铰链不会穿透。

式 (6) 表示的碰撞力曲线见图 18。

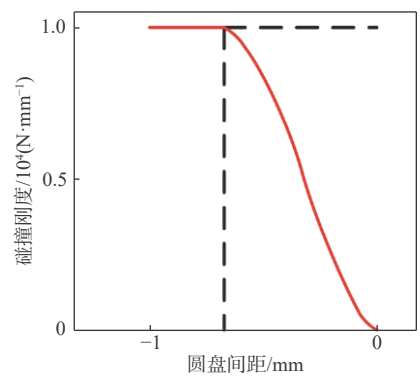


图 18 碰撞力曲线

Fig. 18 Collision force curve

2.1.5 驱动模式

套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂的驱动模式为

随动式, 即只需要驱动螺母旋转, 底盘并不受到额外的主动驱动, 仅随着伸展臂根部的变形而受力旋转。在这种情况下, 底盘的转动并不规律。但是优点在于控制方式简单, 系统质量较低。

2.2　仿真分析

依据伸展臂收拢、展开的动力学过程, 就要求伸展臂在收拢时, 进入过渡区的纵杆应尽快盘压; 在展开时, 进入过渡区的纵杆应尽快恢复伸直程度。

在仿真及地面试验中, 应尽量提高纵杆在接近驱动螺母区域时的弹性恢复程度, 以使滚柱顺利进入导轨而实现成功展开。如果收藏部分长度不足, 如图 19 所示, 在收藏部分高度为 190 mm 时, 滚柱偏离导轨的角度较大, 无法进入直导轨而导致展开失败。

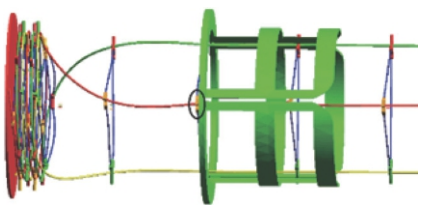


图 19　滚柱脱离导轨

Fig. 19　Rollers off the guideway

在 180～210 mm 调整收藏高度参数, 伸展臂展开是否顺利如表 2 所示。

表 2　不同收藏高度与仿真结果的关系

Table 2　Relationship between different collection height and simulation results

收藏高度/mm	仿真结果
180	收展失败
190	收展失败
195	收展失败
200	收展失败
205	收展失败
210	收展成功

为使伸展臂能够顺利展开, 除了增加收藏部分高度之外, 如图 20 所示, 也可以在直导轨的下端添加引导槽[16], 使滚柱能够沿着引导槽顺利进入直导轨。

在收纳过程中, 伸展臂纵杆的变形并非完全理想的圆柱螺旋线[17-18]。但在完全收拢时, 层层压紧的纵杆可以认为形成了理想的空间圆柱螺旋线[19]。完全收拢时, 螺距 $p = 3d = 6$ mm。所以当有 n 层盘绕式伸展臂完全收拢压紧时, 收拢区的高度为 $h = np$。而过渡区的高度难以进行准确的计算, 所以根据伸展臂在过渡区的变形状况进行大致估算。模型共有 15 节伸展臂完全收拢, 本文收藏部分高度 $l = 210$ mm。

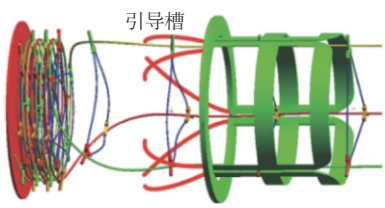


图 20　引导槽示意图

Fig. 20　Schematic diagram of guide channel

在仿真初始时, 伸展臂为完全展开状态, 此时, 直导轨底部距离底盘 210 mm, 螺母底部距离底盘 216 mm。伸展臂下面两层三角横框处于收藏区内, 而第 3、4 层三角横框会受到直导轨和螺母筒的共同作用, 分别距离底盘 230 mm、325 mm。

2.2.1　横杆半径确定

在伸展臂盘绕半径、纵杆半径、节距和收藏部分高度已经确定的情况下, 横杆半径决定机构能否顺利收展。

在 0.5～0.8 mm, 调整横杆半径参数, 进行仿真分析。伸展臂收展是否顺利如表 3 所示。

表 3　不同横杆半径与仿真结果的关系

Table 3　Relationship between different batten radius and simulation results

横杆半径/mm	仿真结果
0.5	收展失败
0.55	收展失败
0.6	收展失败
0.65	收展成功
0.7	收展成功
0.8	收展成功

随着横杆半径的增加, 伸展臂在收展过程中, 处于收藏部分之外的横杆变形逐渐减小, 此处的机构稳定性增强。在过渡区, 横杆变形程度减小, 使得滚柱能够顺利进入导轨。

由表 3 可以看出横杆半径在大于 0.65 mm 时伸展臂均可以收展成功, 所以可以大致认定满足伸展臂收展要求的横杆最小半径约为 0.65 mm。

2.2.2　收展过程模拟

驱动螺母以恒速 24 rad/s进行逆时针旋转。螺母旋转带动滚柱向下运动, 伴随着三角横框的失稳变形, 3 根纵杆底部产生弯曲变形。此后底盘会受到切向的分力作用, 因而发生反向旋转。

当伸展臂完全收拢时, 驱动螺母反向旋转, 仿真得到伸展臂收展全过程如图 21 所示。

在展开时, 驱动螺母反向旋转带动伸展臂向上运动。由于在接近驱动螺母下方的一节伸展臂纵杆的弹性恢复程度较高, 处于收拢区的伸展臂受到

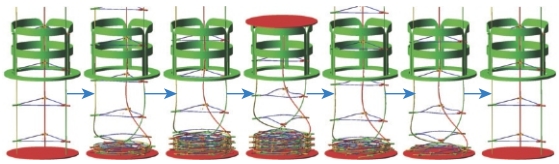


图 21 伸展臂收拢和展开全过程

Fig. 21 The whole process of retraction and extension of the arm

纵向压力的作用，会继续保持层层压紧状态。随着展开过程的进行，在接近过渡区的一节盘绕压缩的纵杆，会受到展开力的作用，逐渐进入过渡区的展开状态，直至恢复伸直，沿着直导轨在驱动螺母的作用下进入展开区，最后机构实现完全展开。

伸展臂在整个收展过程中，底盘的转速如图 22 所示。可以看出底盘的转速大部分会处于零值附近，角速度只会在瞬间突然增大。这是因为过渡区的纵杆进入收拢区伴随着三角横框的失稳而引起的底盘角速度剧变。

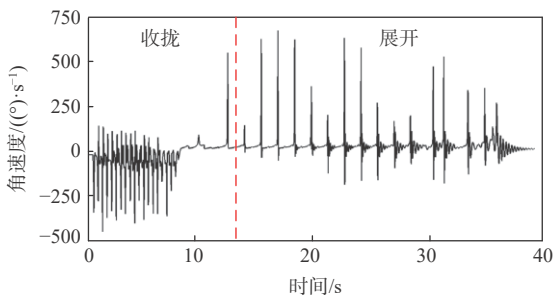


图 22 底盘转速

Fig. 22 Chassis rotation speed

在伸展臂在整个收展过程中，底盘的转动是因为受到了纵杆提供的切向分力。如图 23 所示，为底盘所受的切向力变化曲线。从曲线可以看出由伸展臂盘绕收拢形成的螺旋对底盘切向力的增加有限，这是因为在建模时，收拢区中的伸展臂存在层间接触力，且该接触力远大于因伸展臂盘绕层数的增加而变大的切向力。

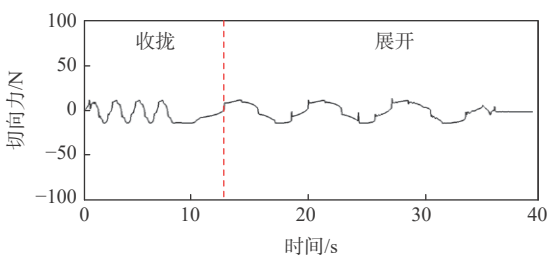


图 23 底盘所受切向力

Fig. 23 Tangential force on the chassis

在伸展臂在整个收展过程中，滚柱因与螺纹槽接触而受到螺母旋转带来的力的作用。如图 24 所示，为完全展开状态就与螺纹接触的滚柱所受到的轴向力变化曲线。当滚柱与螺纹脱离接触后就不

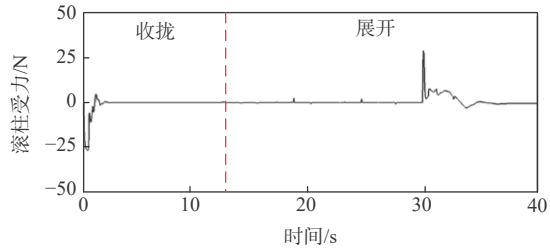


图 24 滚柱受力

Fig. 24 Roller force

会受到螺母带来力的作用。由于在处于过渡区的纵杆在发生变形时产生的载荷激励下，收拢区压紧的伸展臂产生了振荡，所以在 20 s 附近曲线产生了微小的波动。

在进入过渡区时，横杆处于后屈曲状态，表现出强烈的非线性行为。横杆的变形特性对过渡区的形状有很大的影响。得到的力/位移曲线如图 25 所示。在刚进入过渡区时载荷呈陡峭的非线性增长，当横杆达到后屈曲状态时，载荷几乎保持不变。这在过渡区的整个变形范围内都是有效的。

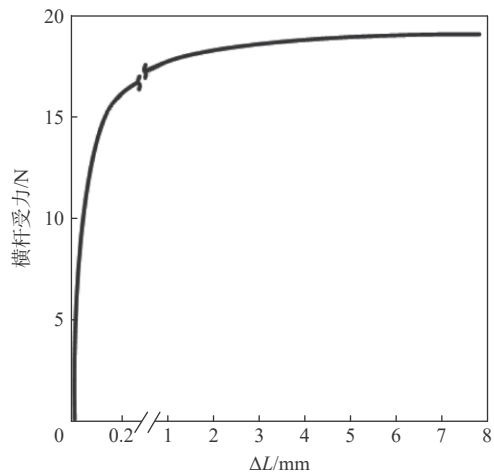


图 25 横杆变形特性

Fig. 25 Deformation characteristics of crossbar

3 地面试验

3.1 样机装配

铰链为套筒型螺旋展开盘绕式伸展机构的最重要设计因素之一。为使伸展臂能够平稳变形，在设计铰链时考虑了纵杆、横杆与对角加劲索的相交问题。如图 26 所示为纵杆与横杆的相交设计示意图。纵杆与铰链在点 O 连接，2 条横杆的延长线 OA、OB 相交于 O 点为最理想的情况。如图 27 所示，为装配完成的铰链。

伸展臂纵杆和横杆由钛镍形状记忆合金加工而成。机构通过纵杆的弹性盘压变形储能，在驱动电机的共同作用下，纵杆恢复伸直而实现展开功能。钛镍合金的材料参数如表 4 所示，该合金材料

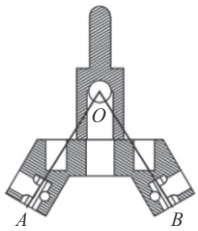


图 26　纵、横杆相交设计

Fig. 26　Longitudinal and batten intersection design

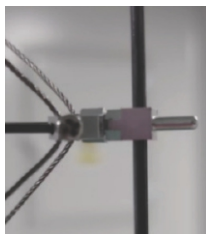


图 27　装配完成的铰链

Fig. 27　Completed hinges assembly

表 4　钛镍合金材料参数

Table 4　Titanium-nickel alloy material parameters

材料性能	参数
密度/(g·cm^{-3})	6.4～6.5
弹性模量/GPa	28～41
最大回复应力/MPa	600

加工简单, 容易成型, 弹性模量高, 断裂强度高。

对角加劲索要求选用拉伸刚度较高的材料, 选择本文多股钢丝绳。

为降低整个系统的重量, 铰链等其他部件采用密度较低, 硬度较高的材料, 本文选择铝合金复合材料。整个套筒结构的质量仅为 1.2 kg。

通过自行设计的工装辅助完成地面样机伸展臂桁架的装配。导槽用以通过滚柱, 螺纹孔用以通过螺钉连接支撑柱。

如图 28 所示为直导轨的设计细节。在满足强度要求下, 对直导轨进行了减重设计。

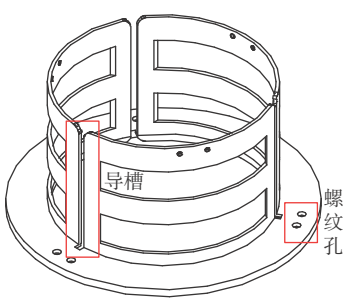


图 28　直导轨设计

Fig. 28　Straight guideway design

使用 3 根与收藏部分长度相同的支撑柱将直导轨与固定底座相连接, 最终如图 29 所示, 完成套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂地面样机的装配。

3.2　试验方案

伸展臂桁架作为展开机构的主体, 其展开和收拢功能的实现依赖于驱动螺母和底盘的协同工作。在伸展臂地面样机的可旋转底盘标记有角度刻线, 用以配合角度测量仪读取底盘旋转的角度。将高度测量仪置于盘绕式伸展臂的顶盘, 可以记录伸展臂的实时高度。如图 30 所示, 使用角度测量仪和高度测量仪测量伸展臂在收展过程中的高度和底盘的转角。

图 29　地面样机

Fig. 29　Ground prototype

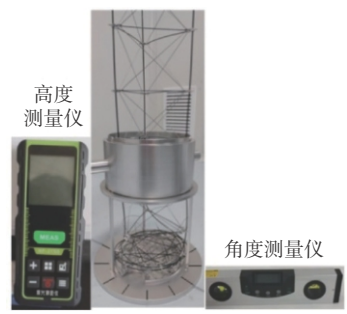


图 30　试验设备

Fig. 30　Testing equipment

可以利用标尺测量三角横框在进入过渡区时 1 个三角横框上 2 铰链之间的距离, 即可间接计算出此时伸展臂的盘绕半径。当 2 个铰链之间的距离为 l 时, 此时伸展臂盘绕半径为 $R = \sqrt{3}l/3$。

3.3　收展试验

驱动螺母正向旋转, 进行地面样机收拢试验。此时伸展臂从完全展开状态逐步变为完全收拢状态。当伸展臂处于完全收拢状态时, 驱动螺母反向旋转, 进行地面样机展开试验, 伸展臂会从完全收拢状态逐步变为完全展开状态。

伸展臂地面样机的收拢、展开全过程如图 31 所示。

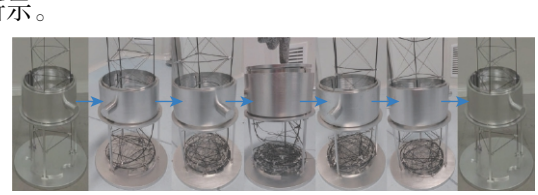


图 31　地面样机收拢展开全过程

Fig. 31　The whole process of ground prototype retraction and extension

伸展臂收拢时, 从地面实验观察, 如图 32 所示, 当伸展臂发生变形时, 3 根纵杆产生弯曲变形。在纵杆和对角加劲索的作用下, 三角横框屈曲失稳, 降低了展开机构的扭转刚度。

驱动螺母旋转带动滚柱进入收藏筒内，此时3根纵杆根部会产生弯曲变形。在底盘转动销的约束作用下，如图33所示，3根纵杆沿着切线方向倾斜。在纵杆提供的分力作用下，底盘发生旋转，旋转方向与纵杆倾斜的方向相反。

由于转动销的约束，如图34所示，3根纵杆向着同一个方向倾斜，纵杆渐进盘绕成螺旋线。伸展臂在驱动螺母和旋转底盘的共同作用下，受到了压缩以及扭转的组合作用，因此被层层盘卷压紧，最后达到完全收拢状态。

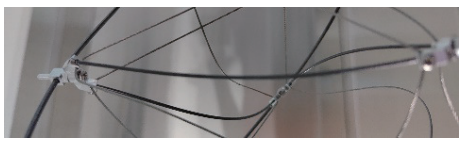


图32 横杆变形

Fig. 32 Batten deformation

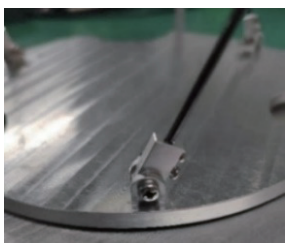


图33 纵杆根部转动

Fig. 33 Longeron bar root rotation

图34 纵杆形成螺旋线

Fig. 34 The longitudinal bar forms a helix

展开时，驱动螺母反向旋转带动铰链滚柱向上运动。由于在进入过渡区的三角横框已经发生了屈曲失稳，此处结构的扭转刚度降低。在已展开部分结构的作用下，此处的三角横框受到扭转的作用，使得铰链滚柱在上升过程中持续地转向直导轨的正下方，直至进入预设的导轨。每节伸展臂不断重复这个过程，使得机构最后顺利展开。

因此，盘绕式伸展臂是利用了元件的失稳原理进行工作的。

3.4 结果对比

将地面样机的试验结果与虚拟样机得到的仿真结果绘制曲线进行对比，如图35所示，为在收拢过程中，伸展臂的高度与底盘转角之间的变化关系对比。

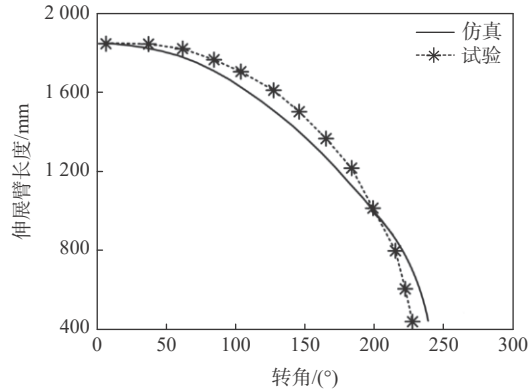


图35 收拢过程对比

Fig. 35 Comparison of retraction process

试验结果与仿真结果在底盘旋转约200°时发生了反转，这主要是因为地面样机的可旋转底盘与固定底座之间仍然存在摩擦力，一部分能量被耗散掉。在仿真过程中，并没有考虑摩擦力的作用，也没有考虑间隙和碰撞的发生。因此，随着收拢过程的进行，相比于仿真结果，样机的底盘旋转角度会偏低，以致在接近完全收拢时发生反转。

图36是伸展臂展开过程中高度与底盘转角之间的变化关系对比。

如图37所示，为进入过渡区的横杆受到最大

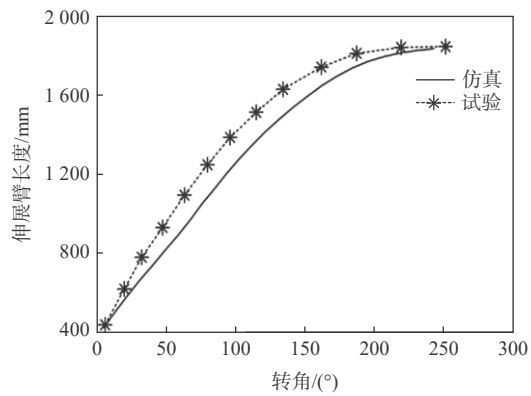


图36 展开过程对比

Fig. 36 Comparison of Extension Processes

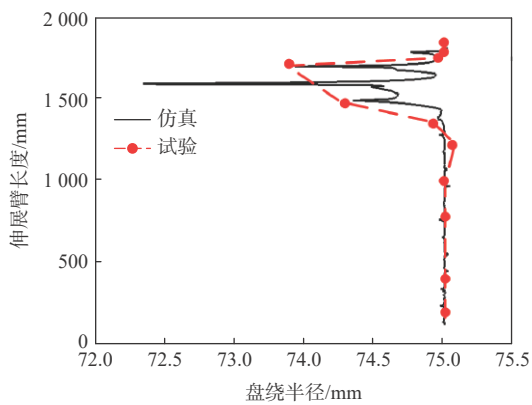


图37 盘绕半径变化对比

Fig. 37 Comparison of Coil Radius Change

压缩而导致伸展臂盘绕半径的大幅变化。

仿真结果和试验结果之间的差异可能是测量和计算误差以及对模型的简化理想化造成的，也有可能是由于杆件的非线性性能造成了影响。对于杆件的非线性性能影响还在进一步的研究中。

4　结　论

1）本文提出的套筒型螺旋展开盘绕式伸展臂设计方案，结构和驱动控制方式简单，能够实现重复展开的功能。

2）Step 函数模型可以准确模拟对角加劲索的预紧和松弛，以及建立碰撞力模型起到防穿透作用。仿真模型精确模拟了伸展臂的收拢和展开过程。

3）收藏部分高度不足会导致伸展臂展开失败，增加收藏部分高度或增加引导槽，可以减小滚柱偏离导轨的角度，从而达到顺利展开的目的。

4）横杆半径过小会使接近导轨底部部分的纵杆变形程度增大。通过增加横杆半径可以降低纵杆在该区域的变形程度，使得伸展臂能够顺利收展。

5）过渡区的纵杆在进入收拢区时，伴随着三角横框的失稳。此处横杆载荷会非线性急速增长，从而导致伸展臂底盘转速剧变。横杆在达到后屈曲状态后，载荷几乎保持不变。

6）通过仿真分析和地面试验观察，盘绕式伸展臂利用元件失稳进行工作。

参考文献（References）

[1] TIBERT G. Deployable tensegrity structure for space application[D]. Stockholm: KTH Royal institute of technology, 2002.

[2] 刘志全, 黎彪, 程刚. 构架式空间可展开支撑臂[J]. 中国空间科学技术, 2011, 31(2): 32-38.
LIU Z Q, LI B, CHENG G. Review of deployable-truss masts for space application[J]. China Space Science and Technology, 2011, 31(2): 32-38(in Chinese).

[3] 周思达, 周小陈. 空间伸展臂的技术现状与难点[J]. 中国空间科学技术, 2014, 34(6): 38-50.
ZHOU S D, ZHOU X C. Development and technical difficulties of deployable space masts[J]. Chinese Space Science and Technology, 2014, 34(6): 38-50(in Chinese).

[4] WEEKS G E. Dynamic analysis of a deployable space structure[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1986, 23(1): 102-107.

[5] BOWDEN M, BENTON M. Design of deployable-truss masts for space station[C]//Proceedings of the Aerospace Design Conference. Reston: AIAA, 1993: 975.

[6] EIDEN M, BRUNNER O, STAVRINIDIS C. Deployment analysis of the Olympus astromast and comparison with test measurements[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1987, 24(1): 63-68.

[7] 高明星, 刘荣强, 李冰岩, 等. 空间可展开三棱柱伸展臂设计与优化[J]. 机械工程学报, 2020, 56(15): 129-137.
GAO M X, LIU R Q, LI B Y, et al. Design and optimization of space deployable tri-prism mast[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(15): 129-137(in Chinese).

[8] 黄海, 赵旭瑞, 孙亮, 等. 亚太大学生小卫星 SSS-1 系统设计与在轨试验[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 527399.
HUANG H, ZHAO X R, SUN L, et al. System design and on-orbit test of Student Small Satellite-1(SSS-1)[J]. Acta Aeronautica et Astro-nautica Sinica, 2022, 43(10): 527399(in Chinese).

[9] MA H B, HUANG H, HAN J B, et al. Study on the criterion to determine the bottom deployment modes of a coilable mast[J]. Acta Astronautica, 2017, 141: 89-97.

[10] 刘涛, 韩涵, 冀宾, 等. 盘绕式伸展机构非线性屈曲模式的试验研究与数值仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(6): 897-903.
LIU T, HAN H, JI B, et al. Experimental investigation and numerical simulation on nonlinear buckling mode of coil-able mast[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(6): 897-903(in Chinese).

[11] 张金龙, 陈务军, 张大旭, 等. 盘绕式空间伸展臂连续纵杆大转角纯弯曲试验[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2015, 36(6): 750-753.
ZHANG J L, CHEN W J, ZHANG D X, et al. Large rotation pure bending test for the continuous longeron of a coilable space mast[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2015, 36(6): 750-753(in Chinese).

[12] 韩建斌, 王新升, 马海波. 盘绕式伸展臂展开模式的力学原理[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(9): 1168-1173.
HAN J B, WANG X S, MA H B. Mechanical principle of the deploying mode for coilable mast[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(9): 1168-1173(in Chinese).

[13] 李增刚. ADAMS 入门详解与实例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009: 125-127.
Li Z G. Introduction and examples of ADAMS[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009: 125-127(in Chinese).

[14] 范成建, 熊光明, 周明飞. 虚拟样机软件 MSC. ADAMS 应用与提高[M]. 北京: 机械工业出版社, 2009: 85-90.
FAN C J, XIONG G M, ZHOU M F. Application and improvement of virtual prototyping software MSC. ADAMS[M]. Beijing: China Machine Press, 2009: 85-90(in Chinese).

[15] SWOPE R D, AMES W F. Vibrations of a moving threadline[J]. Journal of the Franklin Institute, 1963, 275(1): 36-55.

[16] 刘荣强, 郭宏伟, 邓宗全. 空间索杆铰接式伸展臂设计与试验研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 315-320.
LIU R Q, GUO H W, DENG Z Q. Space cable-strut deployable articutlated mast design and experimental study[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 315-320(in Chinese).

[17] 刘延柱, 薛纭. 弹性细杆螺旋线平衡的动态稳定性[J]. 力学季刊, 2005, 26(1): 1-7.
LIU Y Z, XUE Y. Dynamical stability of helical equilibrium of a thin elastic rod[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2005, 26(1): 1-7(in Chinese).

[18] 苏俊省, 王君杰, 宋彦臣, 等. 钢筋混凝土柱纵筋屈曲长度简化计算模型[J]. 工程力学, 2017, 34(2): 162-170.
SU J S, WANG J J, SONG Y C, et al. Simplified calculation model of longitudinal reinforcement buckling length in RC columns[J]. Engineering Mechanics, 2017, 34(2): 162-170(in Chinese).

[19] TIMOSHENKO S P, GERE J M. Theory of elastic stability[M]. New York: Courier Corporation, 2012: 76-81.

Design and analysis of a sleeve type spiral deployment coilable mast

ZHANG Ce，HUANG Hai*，LIU Yu，LIU Shuanjun

(School of Astronautics，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：This study suggests the development program of a sleeve type spiral deployment coiled mast using the combination of threaded cylinder and straight guide cylinder, with the goal of designing the sleeve type spiral deployment coiled mast and addressing the crucial issue of whether the mast can be smoothly retracted. In order to predict the overall performance of the ground prototype, this paper adopts the virtual prototype technology, based on ADAMS software, establishes the dynamic simulation model of the sleeve type spiral deployment coiled mast, simulates the retraction and extension process of the mast, and analyzes the deformation characteristics of the crossbar in the transition zone in the post-flexion state. Finally, the ground test of the mast retraction and extension was carried out by the assembled ground prototype. The destabilizing deformation of the triangular cross frame during the mast's deformation process was used to determine the working principle of the mast using elemental instability. The simulation results were compared with the experimentally obtained relationship curves between the change in the mast's length with the chassis angle during the retraction and extension process and the change in the mast's coiled radius in the transition zone, confirming that the simulation model was in the post-flexion state. Comparison is made with the simulation results to verify the correctness of the simulation model and the feasibility of the design scheme.

Keywords：spiral deployment coiled mast；retraction and extension；dynamics simulation；transition zone；ground testing

Received：2023-10-09；**Accepted**：2023-12-29；**Published Online**：2024-01-18 18：05

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1554.007

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (11672016)

* **Corresponding author**. E-mail：hhuang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0647

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[1]，宋晨[2,*]，杨超[2]

(1. 北京航空航天大学 国际通用工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：评估翼型外形不确定性对气动特性产生的影响，对于提出飞行器全生命周期的外形监测指标有重要意义。传统外形参数化方法变量众多，加之气动特性计算复杂，外形与气动特性间的不确定性传递难以直接分析。采用类-形函数变换(CST)方法参数化描述翼型，通过随机分布的参数描述外形不确定性。通过计算流体力学(CFD)方法生成气动力样本库，使用最小角回归(LAR)算法建立稀疏混沌多项式代理模型。通过混沌多项式的系数直接计算外形参数的全局敏感度，并根据敏感度大小选取外形监测关键点。算例表明：仅控制2个关键点的偏差区间即可以将升力系数的方差降低25%，均值提升3.8%，为实际加工与维护提供了高效合理的监测方法。

关 键 词：不确定性分析；敏感度分析；类-形函数变换；稀疏混沌多项式展开；外形监测

中图分类号：V224+.3

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2025)11-3945-08

机翼外形对飞行器的气动特性有决定性作用。在传统的飞行器设计过程中，机翼外形常作为确定性变量进行优化设计，而在机翼加工、装配、使用、维护过程中难免会产生一些偏差，这部分外形偏差对飞机气动特性的影响往往难以评估，也就难以通过气动特性指标提出对外形精度的控制要求。过高的外形精度标准会增加飞机全生命周期成本，而过低精度标准可能会对飞机气动特性产生较大影响，从而影响整机性能。在飞机型号工程研制与生产维护过程中，水平测量是考察飞机外形精度与一致性的常用方法[1]。水平测量点是分布于飞机结构表面的一系列参考点，其位置和精度有时仅根据过往经验人为给定，在工程中面对超差、让步接收时，缺乏评判依据[2]。因此，亟须一种量化方法选取外形关键点并给出合理的让步接收标准与依据。研究机翼外形随机偏差对气动特性的影响，对于提出合理的外形控制指标具有重要的指导意义。

探究机翼外形不确定性的影响需要高效、准确的参数化方法。许多学者对翼型参数化方法已经进行过详细的研究，如Hicks-Henne型函数线性扰动法[3]、特征参数描述法[4]、B曲线样条法[5]、正交基函数法[6]等。Kulfan和Brenda提出的类函数-形函数变换(class function/ shape function transformation, CST)具有拟合精度高、所需参数少、几何意义明确、外形光滑连续的优点[7]。此外，该方法能够方便地拓展到三维机翼的参数化中[8]，使本文所提出的翼型分析方法在三维机翼的外形偏差对气动特性影响分析中也能应用。

不确定性分析需要用到大量的样本，采用计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)计算翼型气动力能够获得较为准确的结果但同时需要更长的计算时间。在经典的不确定性分析中，常需要使用蒙特卡罗(Monte Carlo, MC)方法重复多次试验，计算样本点输出的统计矩，从而给出输出的分布特征，这种方法对于计算成本过高的模型并不适用。多项式混沌展开(polynomial chaos expansion, PCE)方法[9]在一定程度上解决了计算量过大的问题。该方法在流体力学[10]、结构力学[11]领域都取

收稿日期：2023-10-10；录用日期：2023-11-16；网络出版时间：2023-11-29 17:34
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231129.0917.001
基金项目：国家自然科学基金(11402013)
*通信作者. E-mail：songchen@buaa.edu.cn

引用格式：王光瀚，宋晨，杨超. 翼型不确定性对气动特性影响分析与外形监测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3945-3952. WANG G H，SONG C，YANG C. Influence of airfoil uncertainty on aerodynamic characteristics and shape inspection method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3945-3952 (in Chinese).

得过重要应用。然而,传统的PCE方法无法应对不确定变量较多的高维问题,这是因为求多项式系数的计算量随着维数增加呈指数增长。得益于混沌多项式(polynomial chaos, PC)系数稀疏的特性,多种求稀疏多项式系数的方式被应用到PCE方法中[12],在一定程度上解决了维数灾难。

进行不确定分析除了得到目标变量的分布外,许多情况下还关心随机输入变量对输出变量的敏感度。例如,根据敏感度数据提出翼型不同部位的精度控制需求,这样可以有针对性地对高敏感的局部外形提出更高的精度控制要求,从而在保证性能的同时尽可能地降低加工和维护成本。Sobol敏感度分析是一种常用的全局敏感度分析方法[13]。该方法将输出的方差理解为每个输入变量方差的综合影响,并得到了严格的数学推导。此外,Sobol敏感度通过PC的系数能够很方便地计算得到[14]。本文在得到CST参数到气动力系数的PC代理模型后,通过PC的系数直接计算敏感度,并应用于外形监测指标,从而有效降低升力系数的离散程度。

1 翼型外形不确定性参数化建模

研究机翼外形偏差对气动性能的影响首先需要将外形偏差通过合适的方法表示出来。本文采用参数化方法描述翼型,随后赋予外形参数概率分布,从而间接描述翼型外形的不确定性。采用CST方法参数化描述翼型的基本表达式为

$$\zeta(\psi)=C_{N_2}^{N_1}(\psi)S(\psi)+(1-\psi)\zeta_{\mathrm{LE}}+\psi\zeta_{\mathrm{TE}} \tag{1}$$

式中:ζ为无量纲化纵坐标;ψ为无量纲化横坐标且$\psi\in[0,1]$;ζ_{LE}和ζ_{TE}分别表示前缘(leading edge)与后缘(trailing edge)。

式(1)中的类函数$C_{N_2}^{N_1}$可以表示为

$$C_{N_2}^{N_1}(\psi)=\psi^{N_1}(1-\psi)^{N_2} \tag{2}$$

式中:N_1、N_2的取值决定了所描述外形的基本形状,对于大多数低速飞行器所采用的钝前缘、尖后缘翼型,应当采用$N_1=0.5$,$N_2=1.0$的取值。

形函数$S(\psi)$用于更加准确地调整所描述的外形。通常采用n阶Bernstein多项式作为形函数,即

$$S(\psi)=\sum_{i=0}^{n}w_iB_i(\psi)=\sum_{i=0}^{n}w_iK_{i,n}\psi^i(1-\psi)^{n-i}=\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}(\psi) \tag{3}$$

式中:$K_{i,n}=\dfrac{n!}{i!(n-1)!}$,$\boldsymbol{w}=[w_0,w_1,\cdots,w_n]^{\mathrm{T}}$为Bernstein多项式系数组成的列向量;$K_{i,n}=\dfrac{n!}{i!(n-1)!}$为二项式系数;$\boldsymbol{B}(\psi)=[B_0(\psi),B_1(\psi),\cdots,B_i(\psi)]^{\mathrm{T}}$为Bernstein多项式组成的列向量。

采用CST方法拟合已有的翼型,即求$\boldsymbol{w}$,使拟合得到的数据点$\zeta(\psi_i)$到原始翼型坐标点ψ_i的误差(常以距离的平方和计)最小。这个过程叫作CST参数辨识,通常用于描述原翼型的坐标点数目l远大于形函数多项式数目n。因此,CST参数辨识可等效为求超定系统的最小二乘解。超定系统的表达式为

$$\boldsymbol{T}(\psi)\boldsymbol{w}=g(\psi) \tag{4}$$

其中:

$$\boldsymbol{T}(\psi)=\begin{bmatrix} C_{N_2}^{N_1}(\psi_1)K_{0,n}(1-\psi_1)^n & C_{N_2}^{N_1}(\psi_1)K_{1,n}\psi_1(1-\psi_1)^{n-1} & \cdots & C_{N_2}^{N_1}(\psi_1)K_{n,n}\psi_1^n \\ C_{N_2}^{N_1}(\psi_2)K_{0,n}(1-\psi_2)^n & C_{N_2}^{N_1}(\psi_2)K_{1,n}\psi_2(1-\psi_2)^{n-1} & \cdots & C_{N_2}^{N_1}(\psi_2)K_{n,n}\psi_2^n \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ C_{N_2}^{N_1}(\psi_l)K_{0,n}(1-\psi_l)^n & C_{N_2}^{N_1}(\psi_l)K_{1,n}\psi_l(1-\psi_l)^{n-1} & \cdots & C_{N_2}^{N_1}(\psi_l)K_{n,n}\psi_l^n \end{bmatrix} \tag{5}$$

$$g(\psi)=\begin{Bmatrix} \zeta_1-(1-\psi_1)\zeta_{\mathrm{LE}}-\psi_1\zeta_{\mathrm{TE}} \\ \zeta_2-(1-\psi_2)\zeta_{\mathrm{LE}}-\psi_2\zeta_{\mathrm{TE}} \\ \vdots \\ \zeta_l-(1-\psi_l)\zeta_{\mathrm{LE}}-\psi_l\zeta_{\mathrm{TE}} \end{Bmatrix} \tag{6}$$

根据矩阵理论的知识,易得该系统的最小二乘解为

$$\boldsymbol{w}=\left[\boldsymbol{T}(\psi)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{T}(\psi)\right]^{-1}\boldsymbol{T}(\psi)^{\mathrm{T}}g(\psi) \tag{7}$$

本文的研究对象为如图1所示的典型低速无人机翼型。该翼型具有钝前缘、尖后缘的典型特征,适用$N_1=0.5$,$N_2=1.0$的类函数。

研究表明8~12阶的Bernstein多项式能够以较高精度描述绝大多数的翼型[15]。为了准确描述翼型的同时减少参数数目,本文详细分析了Bernstein多项式阶数(Bernstein polynomial order, BPO)对参数化描述形状的误差。如图2所示,得益于CST方法优异的收敛性,随着BPO的不断升高,总体标准差和局部最大拟合偏差都在不断降低,即拟合精度不断升高。

为了更高效地表达机翼由于加工误差带来的全局变形,并降低参数数目以提升不确定性分析效率,本文选用8阶Bernstein多项式作为形函数,该拟合精度满足风洞试验模型加工公差标准[16]。针对本文对象进行CST拟合的参数列举在表1中。

得到翼型的外形参数后,通过赋予外形参数适当的概率分布就可以描述翼型加工带来的外形偏

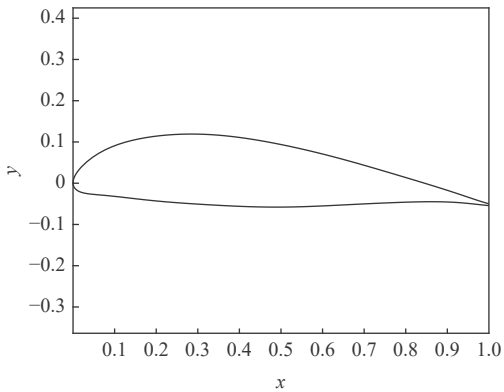


图 1　典型低速翼型

Fig. 1　Airfoil for classical low-speed aircraft

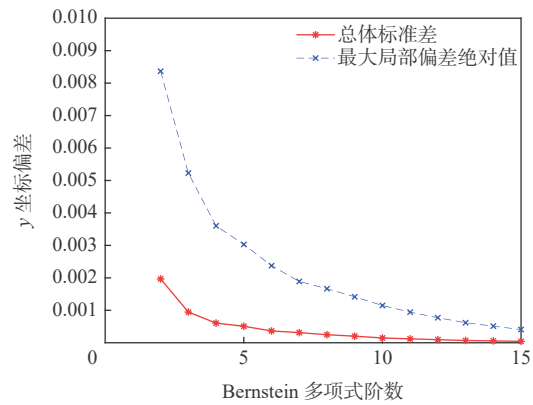


图 2　翼型 y 坐标偏差与 Bernstein 多项式阶数的关系

Fig. 2　Relationship between airfoil y-coordinate deviation and Bernstein Polynomial Order

表 1　典型低速翼型 CST 拟合参数

Table 1　CST parameters for airfoil applied on typical low-speed aircraft

表面	w_0	w_1	w_2	w_3	w_4	w_5	w_6	w_7	w_8	ζ_{TE}
上表面	0.260	0.484	0.101	0.747	−0.119	0.738	0.017	0.439	0.228	−0.050
下表面	−0.194	0.129	−0.483	0.498	−0.775	0.477	−0.405	0.181	0.033	−0.054

差分布。同时改变上下表面的 Bernstein 多项式系数可以实现的外形变化如图 3 所示。注意到, 不同的系数对外形的影响具有一定的实际意义, 即角标越小的系数对翼型越靠近前缘位置的外形影响越大, 如图 4 所示。

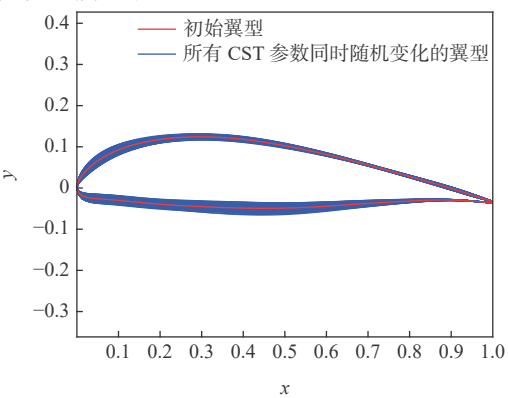


图 3　所有 CST 参数同时变化得到的翼型

Fig. 3　Airfoils obtained by simultaneous variation of all CST parameters

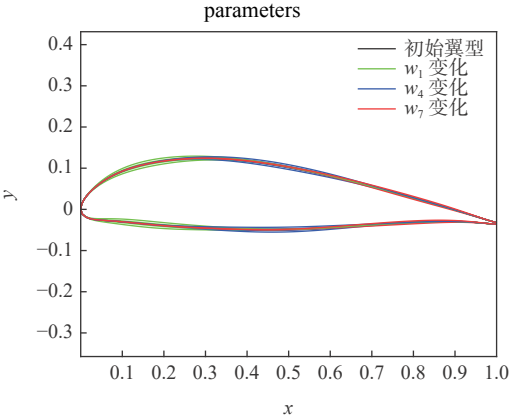


图 4　单个 CST 参数变化得到的翼型

Fig. 4　Airfoils with single CST parameters varying

2　不确定性气动力计算

2.1　气动力计算方法

本文通过 CFD 方法计算确定性翼型的气动力, 进行如图 5、图 6 所示的结构化网格划分与边界条件设定, 计算工况如表 2 所示。采用 $k\omega$-SST 湍流模型、压力-速度耦合求解器、二阶迎风格式先进行空间离散, 再进行伪瞬态求解。在进行网格独立性检验时, 从表 3 中可以看出, 中等网格可以达到较高的计算精度, 因此采用该网格设置。

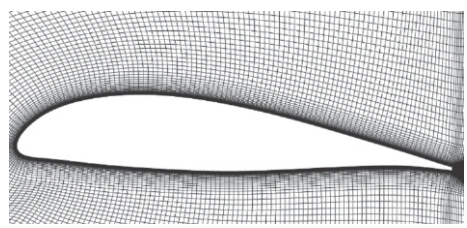


图 5　翼型周围的网格

Fig. 5　Mesh around airfoil

将描述翼型形状的形函数的 18 个系数均作为随机输入, 各变量的概率分布如表 4 所示, 其中 w_U 与 w_L 分别对应表 1 中上、下表面的 CST 参数。使用拉丁超立方采样选取 500 个外形参数样本点, 采用本节所述 CFD 计算方法计算气动力系数, 得到样本库。这些样本用于后续生成多项式混沌展开代理模型, 该模型用于敏感度分析与不确定性传递的计算。

2.2　混沌多项式代理模型

PCE 利用了正交多项式的优异性质, 能够快速

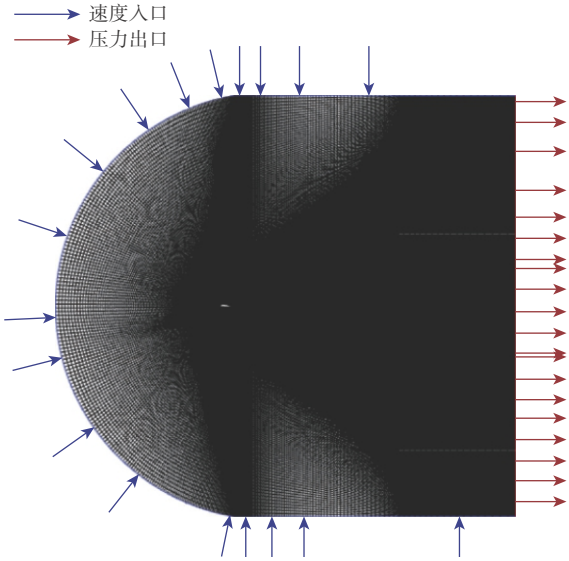


图6 完整流场网格与边界条件

Fig. 6 Whole flow field mesh and boundary condition

表2 计算条件设置

Table 2 Calculation condition settings

雷诺数	来流速度/(m·s^{-1})	攻角/(°)
2×10^6	34	0

表3 网格独立性检验

Table 3 Mesh independence check

网格数	升力系数C_L	阻力系数C_D
77 170	0.901 96	0.014 88
90 400	0.902 62	0.014 95
143 650	0.902 57	0.014 97

表4 外形参数的概率分布

Table 4 Probability distribution of shape parameters

分布	w_U	w_L
分布类型	均匀分布	均匀分布
偏差区间	±0.05	±0.05

注：上表面外形参数w_U，下表面外形参数w_L的准确值参见表1。

准确地建立随机变量传递的代理模型，并且其系数具有重要的数学意义，在众多不确定性量化分析问题上得到了广泛应用。PCE的基本表达式为

$$Y(\boldsymbol{X})\approx M^{\mathrm{PC}}(\boldsymbol{X})=\sum_{\alpha\in A}y_\alpha\psi_\alpha \tag{8}$$

式中：M^{PC}为截断后的PC代理模型；$\boldsymbol{X}$为随机输入变量；α为正交多元多项式Ψ_α的多元标号，用于指定多项式所涉及的变量；y_α是多项式的系数；A为截断后的多元标号的集合，即$A\subset\mathbf{N}^P$，其中P是随机输入的维数。得益于分解的正交性，运用PC代理模型可以通过其多项式系数的简单运算得到输出响应的均值与方差等统计信息：

$$E[M^{\mathrm{PC}}(\boldsymbol{X})]=y_0 \tag{9}$$

$$\mathrm{Var}[M^{\mathrm{PC}}(\boldsymbol{X})]=\sum_{\substack{\alpha\in A\\ \alpha\neq0}}y_\alpha^2 \tag{10}$$

在Askey方案[17]的正交多项式中，多项式的选择应该与随机变量的分布类型相匹配，如均匀分布使用Legendre多项式，高斯分布采用Hermite多项式。多项式系数的计算是建立PC的关键环节，采用常规的投影法或回归法计算多项式系数的计算量过于庞大，对于分析随机外形这种高维问题来说比较困难。然而，高维PCE的大多数系数是接近于0的小项，因此本文采用最小角回归算法（least angle regression, LAR）[18]求稀疏多项式系数，从而大大降低计算耗费。

由于采用预测值与实际值的误差绝对值期望作为误差估计会带来过拟合的问题，本文采用如下定义的留一法（leave-one-out, LOO）交叉验证来评估代理模型的准确度：

$$\varepsilon_{\mathrm{LOO}}=\frac{\sum_{i=1}^{N}\left[M(x^{(i)})-M^{\mathrm{PC}\backslash i}(x^{(i)})\right]^2}{\sum_{i=1}^{N}\left[M(x^{(i)})-\hat{\mu}_Y\right]^2} \tag{11}$$

使用LAR求PCE系数时首先进行初始化：多项式系数设置为0，残差为输出，激活集为空集，候选集为Ψ_α。随后迭代进行以下步骤。

步骤1 寻找与当前残差最相关的回归量Ψ_{α_j}。

步骤2 向最小二乘方向移动激活集中所有回归量的系数直至这些回归量与候选集中的某些回归量和残差具有相同的相关性。

步骤3 计算并储存当前迭代的误差估计$\varepsilon_{\mathrm{LOO}}{}^{(j)}$。

步骤4 更新激活集中回归量的系数并将Ψ_{α_j}从候选集中移动至激活集。

步骤5 重复步骤1～步骤4，直至激活集的大小$m=\min(P,N-1)$或$\varepsilon_{\mathrm{LOO}}{}^{(j)}$大于已获得最小$\varepsilon_{\mathrm{LOO}}$迭代次数最大值的10%，其中$P$是回归量个数，$N$是试验次数。

本文采用2.1节获取的500个样本构建3阶PCE代理模型，代理模型的留一误差$\varepsilon_{\mathrm{LOO}}$与统计矩如表5所示。为了进一步验证PCE代理模型的泛化能力，采用2.1节所述方法重新生成了100个随机外形，并计算气动力作为测试样本，该模型预测结果与计算结果的误差如图7所示。从图7中可以看出，PCE代理模型在测试集的误差大致在0.08%范围内，该模型精度符合实际需要。

2.3 基于方差分解的敏感度分析

Sobol提出了一种基于方差分解的全局敏感度指标[13]。该敏感度指标能够描述各输入变量的方

表 5　PCE 代理模型的 LOO 误差与统计矩

Table 5　LOO error and statistical moments of the PCE proxy model

变量	升力系数	阻力系数
$\varepsilon_{\mathrm{LOO}}$	6.21×10^{-13}	1.05×10^{-11}
均值	0.893 6	0.014 9
方差	8.24×10^{-4}	1.11×10^{-7}

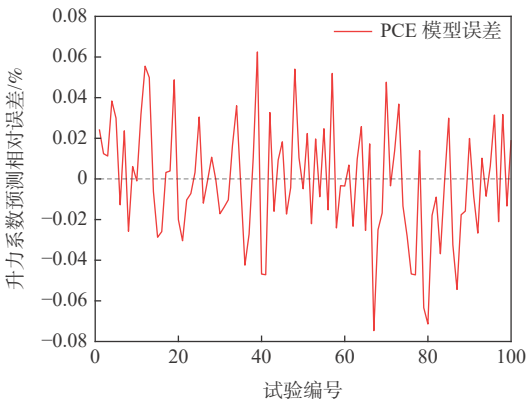


图 7　升力系数 PCE 代理模型相对误差

Fig. 7　Relative error of PCE proxy model for lift coefficient

差对输出变量方差的贡献量。假设计算模型平方可积, 将计算模型展开为不同维度的子项:

$$f(\boldsymbol{x}) = f_0 + \sum_{s=1}^{n}\sum_{i_1<\cdots<i_s}^{n} f_{i_1\cdots i_s}(x_{i_1}\cdots x_{i_s}) \tag{12}$$

该分解中除常数项外的各子项相互正交, 对式 (12) 平方后积分可以得到

$$D = \sum_{s=1}^{n}\sum_{i_1<\cdots<i_s}^{n} D_{i_1\cdots i_s} \tag{13}$$

即输出 f 的方差是由各正交子项的方差所带来的, 因此可以定义如下 Sobol 指标:

$$S_{i_1\cdots i_s} = \frac{D_{i_1\cdots i_s}}{D} \tag{14}$$

当下标仅包含一个自变量时, 该指标表示该自变量变化带来的因变量方差; 当下标包含多个自变量时, 该指标表示由几个变量交叉作用(但不包含单独作用)带来的因变量方差。

常规 Sobol 敏感度计算方法需要大量的重复试验数据, 并通过近似算子估算敏感度指标的值。然而, 得益于 PCE 正交分解的特性, Sobol 敏感度指标可以通过 PC 的系数直接求得。

Sobol 封闭指标的概念: 假设随机输入变量被分为 2 组, 即 $f(x)= f(x_v,x_w)$, 其中, $v =i_1,\cdots,i_s$, 是所有自变量标号组成的集合的子集; $w =\sim v$, 是 v 在所有自变量标号组成的集合的补集, 则输出变量 Y 关于随机输入 X_v 的封闭指标为

$$S_v = \frac{\mathrm{Var}[E(Y|X_v = x_v)]}{\mathrm{Var}(Y)} \tag{15}$$

该指标包含了所有 X_v 的独立影响与交叉影响。而式 (15) 的分母与分子可以通过 PCE 的系数来计算:

$$\mathrm{Var}[Y_{\mathrm{A}}] = \sum_{\substack{\alpha\in\mathrm{A}\\ \alpha\neq0}} \hat{y}_\alpha^2 \tag{16}$$

$$\mathrm{Var}[f_v(x_v)] = \sum_{\substack{\alpha\in A_v\\ \alpha\neq0}} \hat{y}_\alpha^2 \tag{17}$$

Sobol 总效应指标能够体现输入变量自身以及交叉影响, 是一种更常用的敏感度评价标准。该指标可以通过封闭指标的简单运算得到:

$$S_{T_i} = 1 - S_{\sim i} \tag{18}$$

应用上述计算方法对 3.2 节所生成的 PCE 代理模型进行 Sobol 敏感度计算, 计算结果如表 6 和表 7 所示。其中, C_{L}、C_{D} 分别表示升力系数、阻力系数; w_i 代表上下表面的 CST 参数。

表 6　升力系数对外形参数敏感度的计算结果

Table 6　Sensitivity results of lift coefficient with respect to shape parameters

CST参数	上表面C_{L}敏感度	下表面C_{L}敏感度
w_0	0.021	0.012
w_1	0.036	0.017
w_2	0.041	0.023
w_3	0.039	0.032
w_4	0.034	0.042
w_5	0.031	0.055
w_6	0.031	0.074
w_7	0.032	0.115
w_8	0.029	0.337

为了进一步理解气动特性对外形参数的敏感度, 本文绘制了 C_{L} 敏感外形与 C_{D} 敏感外形有相同偏差(最敏感的 2 个 CST 参数增大 0.05)时外形的变化(见图 8)以及对应的表面压力系数 C_{p} 的变化(见图 9)。

从图 8 中可以看出, 上表面 w_2 和 w_3 这 2 个参

表 7　阻力系数对外形参数敏感度的计算结果

Table 7　Sensitivity results of drag coefficient with respect to shape parameters

敏感度	w_0	w_1	w_2	w_3	w_4	w_5	w_6	w_7	w_8
上表面C_{D}敏感度	0.073	0.133	0.153	0.156	0.134	0.094	0.054	0.025	0.006
下表面C_{D}敏感度	0.002	0.000	0.000	0.000	0.001	0.004	0.011	0.028	0.130

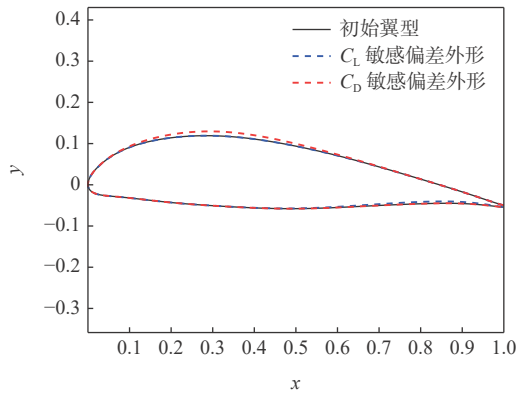


图 8 初始翼型与扰动翼型的外形

Fig. 8 Shape of original and deviated airfoil profiles

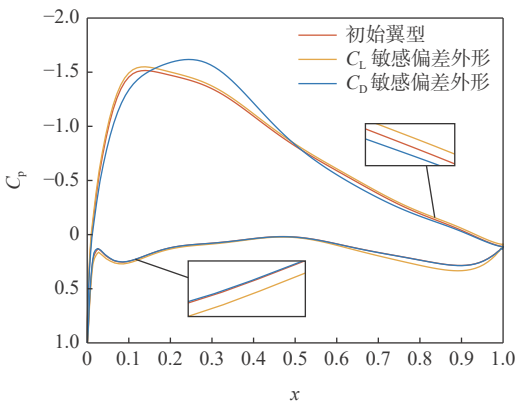


图 9 初始翼型与扰动翼型的压力分布

Fig. 9 Pressure distribution on original and deviated airfoils

数主要影响的是中部外形，体现为翼型的最大厚度及最大厚度位置；下表面 w_7 和 w_8 这 2 个参数主要影响的是后缘，体现为翼型的相对弯度和后缘下倾角。上表面 w_2 和 w_3 增加时，翼型上表面中部凸起，使吸力峰向后移动，同时增加了吸力峰后的逆压梯度。

从图 9 的压力分布图可以看出，在相对弦长 x= 0.15位置以前，原始翼型的负压更强，而该位置后偏差翼型的负压更强。这使偏差外形的压差阻力显著大于原始外形。另外，由于速度梯度的增大，最大位置后的逆压梯度更大，使上表面的边界层更快转捩，从而增大摩擦阻力，但是这部分的影响相对于压差阻力并不显著。从表 8 可以得出，压差阻力偏差占其名义值的 7.4%，而摩擦阻力偏差仅占其名义值的 0.1%。

由于下表面后缘点的 y 坐标值固定，下表面

表 8 原始外形与 C_D 敏感外形阻力系数对比

Table 8 Drag coefficient comparison between original airfoil and C_D-sensitive deviated airfoil

外形	压差阻力系数	摩擦阻力系数
原始外形	0.006 65	0.008 25
C_D敏感偏差外形	0.007 14	0.008 26

w_7 和 w_8 的偏差带来的是相对弯度和后缘下倾角两方面的变化。相对弯度的偏差会带来附着涡强度的变化，在图 9 中体现为全局的压强系数偏差。后缘下倾角则是对后缘下表面的局部压强扰动更大。在给定的外形偏差下，这两方面的影响都会使总升力偏大，使升力系数对下表面后缘的外形更敏感。

3 外形监测标准

3.1 CST 参数与外形关键点

为了便于提出工程实际中能够应用的精度控制指标，需要将 CST 参数对应为某些关键坐标点的坐标，通过监测与控制这些坐标点的偏差来间接控制翼型的整体外形，从而保障翼型的性能。确定这些关键点的方法为：单独改变各 CST 参数生成大量偏差外形，在改变各 CST 参数时筛选偏差外形中相对于原始外形坐标变化最大的点，这些点就是外形的关键点，上下表面关键点的数量与各自的形函数阶数相等。本文所研究的典型低速翼型 CST 参数对应的关键点编号为：上表面：w_0～w_8 对应点编号 1～8；下表面 w_0～w_8 对应点编号 10～18。坐标如表 9 和表 10 所示。这些关键点在翼型中的位置如图 10 所示。当 CST 参数按照前文定义的区间变化时，对应的关键点纵坐标变化范围如表 11 所示。

表 9 上表面 CST 参数对应的外形关键点

Table 9 CST parameters with corresponding shape key points on the upper surface

点编号	坐标
1	(0.047,0.063)
2	(0.159,0.108)
3	(0.262,0.119)
4	(0.365,0.115)
5	(0.468,0.100)
6	(0.586,0.074)
7	(0.686,0.047)
8	(0.786,0.018)
9	(0.901,−0.018)

3.2 基于敏感度数据的外形监测方法

以翼型的升力系数为案例，分析如何利用敏感度数据提出对外形精度的监测要求。假定升力系数不低于准确值的 95% 为良品，即 $C_L \geqslant 0.857\,5$，利用 2.2 节生成的 PC 代理模型进行 10 000 次 MC 分析，得到在给定的偏差下，良品率为 0.896。由表 6 得到的敏感度数据可知，控制下表面参数 w_7, w_8 的偏差能够有效控制升力系数的偏差，再由表 10 的对应关系可以得到需要控制 17 与 18 这 2 个点。将这 2 个点的偏差区间减小 10%，进行同样的 MC 仿真，选取其中符合外形控制范围的样本计算良品

表 10　下表面 CST 参数对应的外形关键点

Table 10　CST parameters with corresponding shape key points on the lower surface

点编号	坐标
10	(0.057,−0.028)
11	(0.153,−0.038)
12	(0.262,−0.048)
13	(0.370,−0.055)
14	(0.479,−0.058)
15	(0.576,−0.056)
16	(0.685,−0.051)
17	(0.794,−0.046)
18	(0.891,−0.045)

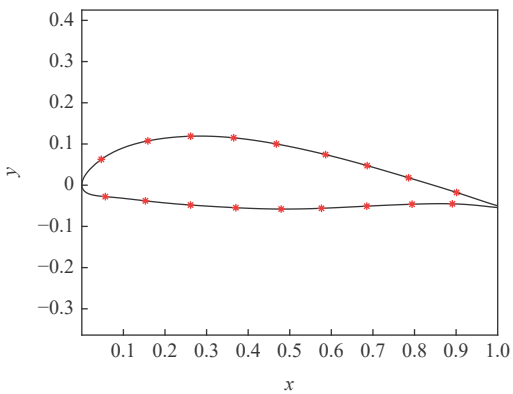


图 10　CST 参数对应的关键点

Fig. 10　Key points of corresponding to CST parameters

表 11　CST 参数变化对应的关键点纵坐标变化区间

Table 11　Intervals of change in the vertical coordinates of keypoints corresponding to changes in CST parameters

点编号	纵坐标区间	点编号	纵坐标区间
1	[0.052,0.073]	10	[−0.039,−0.017]
2	[0.091,0.124]	11	[−0.055,−0.021]
3	[0.100,0.138]	12	[−0.067,−0.029]
4	[0.096,0.134]	13	[−0.074,−0.035]
5	[0.082,0.118]	14	[−0.076,−0.040]
6	[0.058,0.090]	15	[−0.072,−0.040]
7	[0.034,0.060]	16	[−0.064,−0.038]
8	[0.009,0.028]	17	[−0.055,−0.037]
9	[−0.022,−0.013]	18	[−0.050,−0.040]

率, 与不控制外形的结果对比如表 12 和图 11 所示。可以看出, 控制关键点的外形能够有效减少翼型升力系数的离散程度, 方差相对降低了 25%, 良品率的值增加了 0.052。另外, 由于偏离优化结果的样本数量减少, C_L 的均值得到了 3.8% 的相对提升。

表 12　减小关键点 y 坐标偏差对 C_L 计算结果的影响

Table 12　Effects of reducing y-coordinate deviation of key points on C_L results

外形	点17 y坐标	点18 y坐标	样本量	C_L均值	C_L方差	良品率
不控制外形	[−0.055,−0.037]	[−0.050,−0.040]	10 000	0.894 0	8.25×10^{-4}	0.896
控制外形	[−0.050,−0.041]	[−0.047,−0.042]	8 039	0.897 4	6.18×10^{-4}	0.948

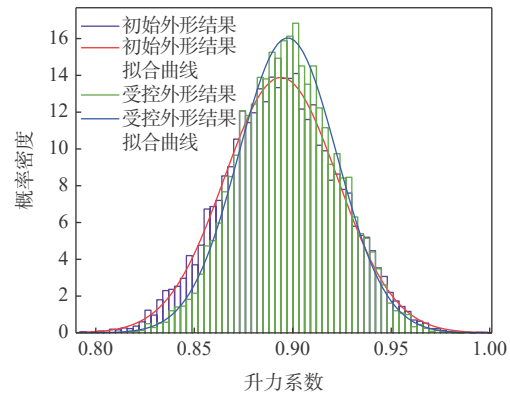


图 11　控制外形与原始数据的 C_L 分布

Fig. 11　Distribution of C_L for controlled shape and original data

4　结　论

本文分析了外形不确定性对气动特性的影响, 筛选出关键外形监测点, 并提出了指导工程实际的外形监测方法, 具体结论如下:

1) 采用 8 阶 Bernstein 多项式作为 CST 方法的形函数, 参数化描述本文研究的翼型, 这能够将总体标准差控制在 0.000 5 以内。

2) LAR 算法计算的 3 阶稀疏混沌多项式代理模型能够以低于 0.08% 的误差计算升力系数, 且进行多项式运算的时间几乎可以忽略不计。

3) 通过 PC 系数直接计算了 CST 参数对升力系数和阻力系数的敏感度, 结果表明, 升力系数对翼型后缘下表面更敏感, 阻力系数对翼型上表面最大厚度附近更敏感。

4) 探究了 CST 参数与翼型关键点的关系, 指出了每个 CST 参数对应的关键点。通过 CST 参数的敏感度, 提出了外形监测方法。算例表明, 控制 2 个关键点的外形就可以使升力系数的方差降低 25%, 良品率从 0.896 提升到 0.948。

参考文献 (References)

[1] 陈登海. 基于室内 GPS 的飞机数字化水平测量技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
CHEN D. H. Research on digital level measurement of airplane based on indoor GPS[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010(in Chinese).

[2] 张开富. 飞机部件装配误差累积分析与容差优化方法研究[D]. 西

安: 西北工业大学, 2006: 1-16.
ZHANG K. F. Assembly error stack-up analysis and optimum tolerancing for aircraft assembly[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006: 1-16(in Chinese).
[3] HICKS P M, HENNE P A. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(7): 407-412.
[4] SOBIECZKY H. Parametric airfoils and wings[M]//FUJII K, DULIKRAVICH G. Recent development of aerodynamic design methodologies. Berlin: Springer, 1999: 71-87.
[5] BOEHM W. Bézier presentation of airfoils[J]. Computer Aided Geometric Design, 1987, 4(1-2): 17-22.
[6] ROBINSON G M, KEANE A J. Concise orthogonal representation of supercritical airfoils[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 580-583.
[7] KULFAN B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142-158.
[8] KULFAN B M. A Universal parametric geometry representation method–"CST" [C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007.
[9] WIENER N. The homogeneous chaos[J]. American Journal of Mathematics, 1938, 60(4): 897-936.
[10] XIU D B, KARNIADAKIS G E. Modeling uncertainty in flow simulations via generalized polynomial chaos[J]. Journal of Computational Physics, 2003, 187(1): 137-167.
[11] GHANEM R. Ingredients for a general purpose stochastic finite elements implementation[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1999, 168(1-4): 19-34.
[12] LUTHEN N, MARELLI S, SUDRET B. Sparse polynomial chaos expansions: literature survey and benchmark[J]. SIAM/ASA Journal on Uncertainty Quantification, 2021, 9(2): 593-649.
[13] SOBOL I M. Global sensitivity indices for nonlinear mathematical models and their Monte Carlo estimates[J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2001, 55(1-3): 271-280.
[14] SUDRET B. Global sensitivity analysis using polynomial chaos expansions[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2008, 93(7): 964-979.
[15] MASTERS D A, TAYLOR N J, RENDALL T C S, et al. Geometric comparison of aerofoil shape parameterization methods[J]. AIAA Journal, 2017, 55(5): 1575-1589.
[16] KULFAN B, BUSSOLETTI J. "Fundamental" parameteric geometry representations for aircraft component shapes[C]//Proceedings of the 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2006.
[17] XIU D B, KARNIADAKIS G E. Wiener-Askey polynomial chaos for stochastic differential equations[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2002, 24(2): 619-644.
[18] BLATMAN G, SUDRET B. Adaptive sparse polynomial chaos expansion based on least angle regression[J]. Journal of Computational Physics, 2011, 230(6): 2345-2367.

Influence of airfoil uncertainty on aerodynamic characteristics and shape inspection method

WANG Guanghan[1], SONG Chen[2,*], YANG Chao[2]

(1. School of General Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: It is crucial to assess how airfoil form uncertainty affects aerodynamic properties in order to suggest shape inspection indicators throughout the aircraft's whole life cycle. The traditional shape parameterization method has many variables and the calculation of aerodynamic characteristics is complex, making it difficult to directly analyze the uncertainty propagation between shape and aerodynamic characteristics. Class shape transform (CST) is applied to reduce the necessary variables for airfoils parameterization. Uncertain shape is described with random shape parameters. Aerodynamic coefficients are calculated through computational fluid dynamics (CFD) to generate samples. To create surrogate models for aerodynamics calculations, the sparse polynomial chaos expansion approach with least angle regression (LAR) is utilized. The coefficients of the polynomial chaos are used to directly determine the global sensitivity of the shape parameters, and the sensitivity results are used to pick crucial points for shape inspection. Examples show that controlling the deviation intervals of only two key points can reduce the variance of the lift coefficient by 25% and increase the average value by 3.8%, providing a reasonable inspection method for actual processing and maintenance.

Keywords: uncertainty analysis; sensitivity analysis; class shape transform; sparse polynomial chaos expansion; shape inspection

Received: 2023-10-10; **Accepted**: 2023-11-16; **Published Online**: 2023-11-29 17:34
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231129.0917.001
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11402013)
* **Corresponding author**. E-mail: songchen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0583

考虑紧急订货的系统备件费用优化建模与求解

崔新豪[1]，杨锐意[1]，张思悦[1]，杨丽颖[2]，陈练[3]，肖依永[1,*]

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100191；2. 核工业理化工程研究院，天津 300180；
3. 中国船舶集团有限公司第七一四研究所，北京 100101)

摘 要：针对不确定需求下常规订购与紧急订货策略耦合所导致的备件总费用优化中存在的问题，提出一种结合马尔可夫链需求预测与紧急订货策略的备件订购费用优化方法。进一步针对该问题，提出了考虑紧急订货的复杂系统备件费用优化模型，并以混合整数线性规划的形式进行建模与求解。该模型考虑了紧急订货策略对复杂系统备件订购方式的影响，以备件综合费用最小化为目标，获得最佳订购模式选择与对应数量。以某复杂系统在实际应用场景中的数据为例，对所建模型进行应用验证，发现在采用紧急订货策略后，备件总成本降低了29.56万元，其中库存保管费用降低了40.63%。证明所提优化模型可以在有效降低备件成本，提升系统经济效益，为复杂系统经济性工程提供备件费用优化方面的技术方法支持。

关 键 词：备件管理；紧急订货；马尔可夫链；保障概率；优化模型；经济性
中图分类号：V37; V241.0
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3953-12

备件是后勤保障的重要构成部分，也是保障设施及其组成系统能否完成保障要求的关键因素。以航空领域为例，商用航空公司可控成本的第一组成要素就是维修保障成本。其中，备件的综合成本又在维修保障成本之中占比最高，约占60%[1]。而且在运行、资金占压等类型的成本中具有较高的占比。因此，针对多周期运行且故障模式不统一的多备件复杂系统进行费用优化，能够对企业乃至行业降低保障成本、提升经济性与生产效益起到至关重要的作用。

多周期运行下的多备件系统费用构成复杂，受到诸多因素的影响，如备件订购数量确定、购置时机决策、采购模式选择、库存策略实施，以及维修保障要求满足等。如何有效集成这些影响因素进行综合费用优化，以最大限度地降低复杂系统的备件费用，已经成为复杂系统费用优化设计的主要内容。然而，即便是同一型号复杂系统的不同部件间，故障模式都存在着较大的差异。相应地，不同部件产生的备件更换需求也难以得到统一与规律性掌握。这就决定了备件订购数量的难预测性，进而导致备件费用的不确定性。因此，通过研究系统部件维修保障与备件配置的协同规律，进而有针对性地确定随机故障模式下的备件更换需求，已成为当前备件费用优化的一大研究热点方向与亟待解决的问题。目前在工业界，上述两大热点问题均具有较广的适用范围和极高的研究价值。如果能够将不确定的备件需求经由数学手段与优化工具转化为具体的备件订购与储存措施，将能极大地节约企业资金成本、提高复杂系统的经济效益。

国内外的众多专家学者结合工程经验与理论方法对备件需求确定与综合费用优化进行了大量的研究，尝试从不同角度进行优化，并取得了阶段性的研究成果。李巧君[2]利用蚁群算法和极限学习机理论充分利用备件出库历史数据，对电子产品

收稿日期：2023-09-14；**录用日期**：2023-10-13；**网络出版时间**：2023-11-01 16:36
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231101.1526.005
基金项目：国家自然科学基金委员会-中国民用航空局民航联合研究基金(U2233214)；国家自然科学基金(71871003)
* **通信作者**. E-mail：xiaoyiyong@buaa.edu.cn

引用格式：崔新豪，杨锐意，张思悦，等. 考虑紧急订货的系统备件费用优化建模与求解[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3953-3964. CUI X H，YANG R Y，ZHANG S Y，et al. Modeling and solution of spare parts costs for complex systems considering emergency order strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3953-3964 (in Chinese).

备件需求进行了合理预测。吕川等[3]基于泊松分布理论对不同类型的产品备件需求建立了面向工程应用的计算模型,通过备件分类管理实现了备件需求确定。董彦军[4]结合航空备件消耗特点与不确定环境对航空备件需求进行了预测,并提出了两级备件保障策略,通过多级供应降低了备件库存成本。瞿红春等[5]由保障概率要求出发,根据保障要求定义了一种基于可靠性的备件更换模型,对保障要求高的易故障部件采取优先策略,并使用ARLOW算法优化计算了采购备件量,实现了备件费用优化。康子旭等[6]深入研究了飞机状态对备件需求的直接影响,提出了基于马尔可夫生灭过程的动态规划技术,对非周期性订购的产品实现了备件数量的动态调整。董骁雄等[7]基于SST和Bayes方法,综合初始失效率和后验失效率实现了备件数量的预测,为进一步的备件费用优化奠定了基础。总结上述文献对备件费用的确定目前还主要集中于单一数量问题,较少有文献将通过计算确定的备件数量需求作为模型输入,进一步进行备件费用的优化建模与求解。

在完成备件数量预测与确定的基础上,进一步对受到备件量影响的综合费用进行优化的问题也是多备件复杂系统经济性工程研究的重要内容。Hu等[8]针对目前围绕备件优化进行的研究进行了综述,总结了近百种备件费用确定与优化方法。Hartanto等[9]结合石油行业特点对关键备件的购置费用进行优化,在保证高可用度的同时降低了总备件费用。龙军等[10]将研究重点聚焦于部件服从任意寿命分布的多部件系统,提出了基于蒙特卡罗仿真与边际效益分析的备件配置优化方法,间接对备件费用实现了优化。郑长征等[11]考虑备件的随机折损效应,调整了备件订货与设备维修策略,提出了故障先修的维修策略,实现了仓储备件的最优补货供应。但上述文献对于备件费用优化的研究大多仅聚焦于备件费用的某一环节,且严重依赖于对所维修产品故障机理的掌握,较少有采用数学规划思维与方法对备件订购、储存、消耗等全链条环节所产出的费用进行综合优化。

现有文献尤其是国外文献有关备件费用的确定和优化主要是以系统工程思维展开[12],分别针对备件需求计算与订购模式选取2个重要环节分解为若干局部问题。对有关备件需求计算模型的研究总结可基本分为概率统计模型与机理分析模型[13]。统计模型大多基于历史数据,总结备件需求的分布规律,采用指数平滑[14]、贝叶斯方法[15-16]、深度学习[17]等统计学习方法,建立并完善备件需求计算模型。机理分析模型通常针对产品故障后维修引发的备件更换活动,采用可靠性基本理论,从可靠性[18]、可用度[19]、保障要求[20]等使用指标出发完成备件需求的计算。此外,在总结工程经验与应用新兴理论后,针对备件订购模式的研究也逐渐从单一的按期订购向紧急订货[21]、折旧回购[22]、多期联合订购[23-24]等模式转化。

总结上述文献后发现,现有研究在有关备件数量确定及费用优化的问题上多角度地进行了广泛探索,但仍存有部分局限:①分立地研究统计与机理两类备件数量确定模型,而未充分考虑二者的协同效益对于维修保障的关键影响;②备件数量确定和费用优化2个重要环节相对孤立,缺少从因故障提出备件需求到备件费用优化的全链条优化研究;③基于数学规划的思想和方法的现有研究中,备件费用仅涵盖订购费用、库存费用等基本构成成分,未考虑紧急订货这一常见订购模式对于备件总费用的影响。

针对以上现有问题,本文根据作者在型号经济性工作中面临的实际工程需求,提炼出了基于保障概率要求与马尔可夫链的双重备件数量计算方法,并以此作为输入建立了一种考虑紧急订货策略的多周期多部件复杂系统备件费用优化模型。该模型面向复杂系统大规模训练、新研产品批产等不确定场景,依据马尔可夫链、数学规划等理论方法,能够完成在基于故障的备件消耗模式下备件数量计算及费用优化。至于受到人为、战损、自然灾害等突发事件影响的场景,需要结合各场景的关键参数,对模型修改调试后进行使用。

具体而言,本文方法综合考虑了维修过程中对备件需求的不确定性和保障概率要求对备件库存安全界限的确定性需求,为备件费用优化模型提供了准确有效的备件消耗数量输入。此外,本文考虑了紧急订货这一高价值备件经常采用的订购模式,围绕多周期多部件系统的备件费用问题建立了混合整数线性规划模型(mixed integer linear programming, MILP),可应用商业求解器(如CPLEX, Gurobi等)直接求解。某型复杂系统设计的模拟算例表明,对于中小规模数据集,该模型可直接在较短的可允许计算时间内获得最优解。对于大规模问题,可在可接受时间(3 600 s)内获得次优可行解。

1 基于保障概率要求的备件量约束

复杂系统维修保障过程中对备件数量的确定需要综合考虑多重因素的影响,其中能够获得确定性需求的指标包括可靠性、可用度、保障概率要求等,保障概率要求作为维修保障的综合指标对备件数量确定能够起到确定性的约束,获得每期最小初

始备件数量, 并以此作为备件库存水平约束。

1.1　故障频率影响

故障通常指产品或系统不能执行规定功能的状态, 将导致停机在内的一系列损失。然而对于复杂系统, 因部件故障导致的长期停机是难以接受的。因此, 对产品或系统故障频率进行研究, 在故障点到来时刻及时提供备件, 能够极大地提高复杂系统的可用度, 减少因停机带来的经济、任务损失。

针对产品在实际使用环境中发生的故障规律及其影响, 可靠性工程领域通常使用故障概率分布来表征。工程实践中常用的分布有指数分布、韦布尔分布、正态分布、伽马分布等, 可以描述不同类型产品在不同使用保障场景下的故障状态, 对维修周期、备件供应等参数的确定具有重要参考意义。借助分布提供的可靠性参数信息, 可以计算包括故障次数不超过定值 k 次概率在内的本节关键指标。其中, 指数分布凭借通用性与易解释性常用来描述复杂系统具体部件的故障规律。

假设某复杂系统中部件发生不可修故障的频率服从指数分布, 那么可以认为在其使用期间的任意给定时间点, 其发生故障的概率是固定且已知的, 用 λ_t 表示。在 $(0,t)$ 内, 该产品每次故障的发生可视为随机过程, 那么其发生 k 次不可修故障的概率服从泊松分布, 所以故障 k 次的概率表达式可以表示为

$$F^k(t)=\frac{(\lambda_t t)^k}{k!}\mathrm{e}^{-\lambda_t t}\qquad k\in Z^+ \tag{1}$$

在研究产品维修保障时更换备件的库存数量时, 更关心的指标为产品在规定时间区间内发生故障次数不超过定值 k 次的概率, 可以计算表示为

$$F^{\leqslant k}(t)=\sum_{i=0}^{k}\frac{(\lambda_i t)^i}{i!}\mathrm{e}^{-\lambda_i t} \tag{2}$$

根据上式所求概率分布, 可以确定在固定的 $(0,t)$ 内对不可修故障进行备件更换需要准备的库存数量, 为最小初始备件数量计算提供故障层面的理论依据。

对于产品服从其他分布的情况, 可以通过统计所研究系统中该部件的装机数量 n, 结合此类分布的平均故障前时间(mean time to failure, MTTF)等需考虑的信息, 得到单位时间内故障概率 λ_t, 通用计算公式同式 (7)。

1.2　保障概率要求

备件保障概率要求是指在规定的备件供应周期内, 设备系统的备件需求能够被满足的概率。由式 (1) 可知, 指定时间区间内发生定值 k 次故障的概率会随着故障估计次数 k 的增大而趋于 0, 但始终不会达到该界限。在研究备件数量问题时, 需要事先规定一个低于 1 的备件满足率(通常取 0.9), 然后在其基础上计算每周期的备件准备数量。然而, 在复杂系统的实际应用场景中, 库存备件并非按照每周期末清零的策略执行, 而是仅用掉一部分后就需要进行补充, 以满足复杂系统达到一定的可用度与抗故障冲击能力。因此, 复杂系统中的部件更换备件的频率直接受到该型号部件发生故障频率的影响, 且由式 (2) 可知关键参数为故障率 λ_t, 以下讨论几种对于备件保障概率数值具有直接影响的常见因素。

1) 设备装机数量 n。在复杂系统中, 经常存在部件通用的情况, 服从同一种故障的部件可能存在有一固定的装机数量 n, 假设同一部件服从相同的 MTTF, 那么可以得到 $(0,t)$ 内该型号部件发生故障的次数为

$$\lambda_{1,t}=\frac{nt}{\theta_t} \tag{3}$$

2) 使用期间任务强度 w。使用期间任务强度是指在任务期间内能够表征复杂系统中部件使用频率、使用环境、服务条件等因素的综合指标。意味着在给定的使用期间, 系统某一部件的任务强度越大, 其发生故障的频率也越大, 相应的需要准备的备件数量也就越多。因此, 在固定保障周期内, 设备系统的任务强度量值 w 替代时间 t 作为自变量, 能够更符合实际地表现周期性工作系统的故障频率:

$$\lambda_{2,t}=\frac{w}{\theta_t} \tag{4}$$

3) 故障现场修复率 δ。对于复杂系统等典型外场可修系统而言, 都存在有在故障现场进行修复的机制, 对应存在有现场完成修复而不需替换备件的概率, 成为故障现场修复率。而且对于某些非关键件而言, 低等级故障也可以通过现场检修机制完成修复, 相当于降低更换备件的需求。此外, 考虑到实际情况下现场修复部件与全新备件在使用效果和故障发生率方面存在的差异, 提出修复折损系数 κ 的概念, 表示修复件相较全新部件的使用寿命损失比例。因此, 在考虑任务强度的基础上, 规定的时间区间内故障频率可以表示为

$$\lambda_{3,t}=\frac{(1-\delta)w}{\kappa\theta_t} \tag{5}$$

4) 返厂送修周期 τ。除现场维修机制外, 还可以对现场难以修复部件采取返厂送修的手段, 且修复后的故障件可以入库作为备件继续等待使用。因此返厂送修周期也会对故障频率产生影响。假定送修周期 τ 满足 $\tau\leqslant t$, 则在 $(0,\tau)$ 内部件整体工作量降低, 基于式 (5) 进行拓展, 针对返厂送修的维修方式, 同样考虑修复部件与全新备件间存在的修复折损效应, 得到其故障频率表达式为

$$\lambda_{4,t}=\frac{(1-\delta)w\tau}{\kappa\theta_t t} \tag{6}$$

1.3 最小初始备件数量约束

基于上述对于保障概率要求的叙述,本文选取目标复杂系统的实际维修保障情景,需要综合考虑故障现场修复率 δ、折损系数 κ 和返厂送修周期 τ,选取式 (6) 作为故障频率计算基本形式,得到当备件数为 k 时所能达到的备件满足率为

$$F^{\leqslant k}(\lambda_{4,t})=\sum_{i=0}^{k}\frac{\left((1-\delta)\dfrac{w\tau}{\kappa\theta_t t}\right)^{i}}{i!}\mathrm{e}^{-(1-\delta)\frac{w\tau}{\kappa\theta_t t}} \tag{7}$$

结合不同备件各自给定的保障概率要求 α,可以计算出基于保障概率要求的每期最小初始备件数量约束为

$$S_{\alpha}=\min\left\{k\left|\sum_{i=0}^{k}\frac{\lambda_i{}^{i}}{i!}\mathrm{e}^{-\lambda}\geqslant\alpha,\ \forall k\in N\right.\right\} \tag{8}$$

依据以上计算公式,可以在给定保障概率数值与设备维修保障参数后,通过确定性参数要求得到备件数量最小值约束。该最小数值约束可以作为下限辅助计算模型获得更为实际的备件量结果。

2 不确定故障下的备件数量计算

复杂系统部件的故障模式并非一成不变的,确定性模型的计算只能保证备件库存水平维持在计算得到的下限之上。第 1 节得到的理论计算结果更多是作为备件数量约束来使用。而在不确定环境下,需要通过随机过程理论对备件数量进行计算。本节使用马尔可夫链对不确定的故障状态进行建模,能够更好地透过部件故障状态间的转移识别出因部件故障产生的备件更换需求,获得更贴近实际生产应用的备件数量计算模型。

2.1 不确定环境下的备件库存策略分析

库存控制策略要解决的主要问题是通过分析备件供应与故障产生之间的关系并维持两者的相对平衡,确定最优化的保障资源存储量,以实现经济效益的最大化。对复杂系统所装载部件进行备件库存状态检测的主要方式为连续性盘点。该策略能够在固定时间区间内对库存量进行随时监控,根据备件更换需求的供应状态判断是否需要订购补充备件。因此,在研究不确定故障影响下的周期性备件费用优化模型的输入时,需要对每个周期采取连续性盘点的策略,以确定更符合具体部件故障模式的备件数量。

连续性盘点在复杂系统备件订货的应用场景下主要有 2 种常见策略,分别是 (r,Q) 策略和 (s,S) 策略,简要介绍如下:

1) (r,Q) 策略。(r,Q) 策略是一种固定订货阈值和每次订货数量的固定性订购策略。该策略需要连续地追踪备件库存数量的变化,一旦下降到阈值 r 或者更低水平,需要立即订购批量为 Q 的备件。若备件库存数量未下降至 r,则不会进行订货操作。

2) (s,S) 策略。(s,S) 策略同样属于定点订货策略,存在订货阈值点 s,但区别在于该策略在识别备件数量下降到订货点 s 或更低水平后,会将备件量补充至最大库存上限 S,因此每次订货的数量不是固定的,而是根据备件消耗状态确定的。

对于复杂系统部件而言,涉及备件种类一般能达到上百种。采用 (s,S) 策略能够更好地调控备件库存数量,为下文备件状态的建模与计算有效约束解的空间。

2.2 随机过程影响下的备件状态转移

马尔可夫过程能够描述部件在不同状态之间的转移关系,对当前状态应用随机过程理论推断未来状态。部件的当前状态包含了过去的所有故障历史信息,其相对应的待替换备件也服从马尔可夫过程。表现为下一个待替换备件的数量状态只与当前的备件数量以及当前状态下备件的使用消耗状态有关。因此,只要确定了当前的备件数量消耗状态和转移概率,即可以确定未来的备件状态量,可表示为

$$\rho\{X_{n+1}=i_{n+1}|X_n=i_n\} \tag{9}$$

在本文研究的复杂系统备件数量问题中,待求解的备件数量为离散量,等待选择的订货时机服从 (s,S) 周期性离散订货策略。因此可以将该问题的建模手段归纳为状态、时间均离散的马尔可夫过程,即马尔可夫链。

在基于离散状态的马尔可夫链中,假设使用随机变量 X 表示备件所处状态,那么 $\{X(t),t\geqslant 0\}$ 即为定义在离散备件状态集合 S:$\{D, D-1, \cdots, d\}$ 上的随机过程,其中,D 表示当前允许的最大备件数量。在每周期系统运行的初始阶段,随机变量取值为 $X=D$,随着系统的持续工作,产生备件需求,库存备件需要被取出并替换对应的故障件。库存备件数量持续减少,当备件数量减少到库存策略规定的最小值时,产生订货需求。

2.3 基于马尔可夫过程的备件状态建模

2.3.1 模型描述与假设

本文采用 (s,S) 库存策略对备件消耗状态进行建模,为了表意清晰,采用 d_i 表示备件 i 的最低库存数量,D_i 表示备件 i 的当前最大库存。假设系统中某部件发生故障,产生了备件更换需求,在识别了需要更换故障件数量 n_i 与仓库可用备件数 s_i 后,订货数量 ξ_i 可以通过公式计算:

$$\xi_i = n_i - s_i + s \tag{10}$$

对本文所研究复杂系统做如下假设: 系统由多个生产单元和非生产单元部件组成, 共包含有 k/n 冗余和串联 2 种结构; 部件间故障相互独立且均服从参数为 λ_0 的指数分布; 系统中部件故障数量为 n_0 的概率服从参数为 N 和 $1-\mathrm{e}^{-\lambda t}$ 的二项分布, 每种类型的部件发生故障后会产生实时的备件更换需求。系统框图结构示例如图 1 所示。

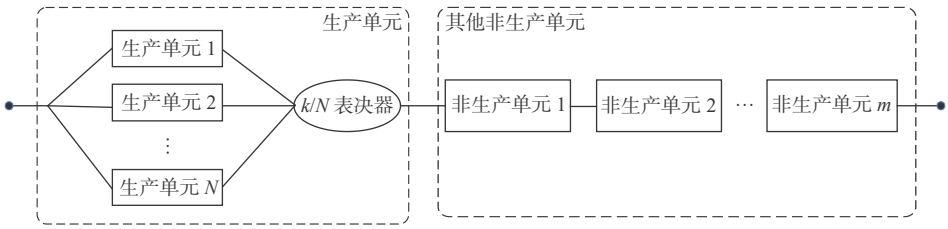


图 1　复杂系统框图结构示例

Fig. 1　Example of complex system block structure

根据系统的结构假设可以表示出在 t 时间内 2 种结构部件的可靠度函数以及系统整体可靠度函数为

$$R_1(t) = \sum_{i=k}^{N} C_N^i \left(\mathrm{e}^{-\lambda_0 t}\right)^i \left(1-\mathrm{e}^{-\lambda_0 t}\right)^{N-i} \tag{11}$$

$$R_2(t) = \mathrm{e}^{-(\lambda_1+\lambda_2+\cdots+\lambda_m)t} \tag{12}$$

$$R_s(t) = \left(\sum_{i=k}^{N} C_N^i \left(\mathrm{e}^{-\lambda_0 t}\right)^i \left(1-\mathrm{e}^{-\lambda_0 t}\right)^{N-i}\right) \mathrm{e}^{-(\lambda_1+\lambda_2+\cdots+\lambda_m)t} \tag{13}$$

用 $\pi(s_0)$ 表示系统中某部件发生故障待更换备件时, 仓库中有 s_0 个该类型可用备件的稳态概率; $P(n_0)$ 表示系统部件失效数为 n_0 的概率, 可以用以下公式表示:

$$P(n_0) = C_N^{n_0} (\mathrm{e}^{-\lambda_0 t})^{N-n_0} (1-\mathrm{e}^{-\lambda_0 t})^{n_0} \tag{14}$$

2.3.2　马尔可夫链稳态方程

第 f 次将系统内的故障部件全部拆卸并发出备件更换需求时仓库内可用备件数量为 s_i^f 且 $0 \leqslant s_i^f \leqslant D_i$, $i = 0,1,2,\cdots m$。第 f+1 次发出备件更换需求时可用备件数量 s_i^{f+1} 只与上次更换时备件数量 s_i^f 以及第 f 次的时间节点内备件的消耗与补充有关, 而与 s_i^f 之前的状态和第 f 次之前的消耗与补充无关。因此, $\{(s_0^f, s_1^f, \cdots, s_i^f), f = 1,2,\cdots\}$ 形成一个马尔可夫链。那么 $\pi(s_0, s_1, \cdots, s_i, \cdots, s_m)$ 就可以表示需求备件数量有 s_0 个, 其他备件数量分别是 $s_1, s_2, \cdots, s_m$ 个的稳态概率。

用 $P(s_0^f, s_1^f, \cdots, s_i^f) \to (s_0^{f+1}, s_1^{f+1}, \cdots, s_i^{f+1})$ 表示从第 f 次发出备件更换需求时该类型可用备件数量为 s_i^f 的状态转移到第 f+1 次可用备件数量为 s_i^{f+1} 的状态的转移概率。由马尔可夫链稳态方程可得如下关系式:

$$\pi(s_0, s_1, \cdots, s_m) = \pi(s_0, s_1, \cdots, s_m) \cdot \lim_{f\to\infty} P_{(s_0^f, s_1^f, \cdots, s_m^f)\to(s_0^{f+1}, s_1^{f+1}, \cdots, s_m^{f+1})} \tag{15}$$

$$\sum_{s_0=d_0}^{D_0} \sum_{s_1=d_1}^{D_1} \cdots \sum_{s_m=d_m}^{D_m} \pi(s_0, s_1, \cdots, s_m) = 1 \tag{16}$$

由上式所列马尔可夫链稳态方程可知, 若要得到稳态概率 $\pi(s_0, s_1, \cdots, s_m)$ 的结果, 关键是要先根据备件库存及订货情况求解状态转移概率 $P(s_0^f, s_1^f, \cdots, s_i^f) \to (s_0^{f+1}, s_1^{f+1}, \cdots, s_i^{f+1})$。

2.3.3　消耗-补充模式下的状态转移

系统运行时间达到某确定时间阈值后进行按期维修, 若有一种生产单元部件故障产生备件需求, 而其他非生产单元部件状态完好, 则没有备件的需求。可以得到消耗备件数量的状态转移规律为

$$s_0^{f+1} = \begin{cases} D_0 & s_0^f - n_0^f < d_0 \\ s_0^f - n_0^f & s_0^f - n_0^f \geqslant d_0 \end{cases} \tag{17}$$

进一步, 若系统是由多个生产单元部件发生故障导致停机的, 则仅有生产单元有备件数量需求为 $n_0^f - (N-k)$。可以得到消耗备件数量的状态转移规律为

$$s_0^{f+1} = \begin{cases} D_0 & s_0^f - (n_0^f - (N-k)) < d_0 \\ s_0^f - n_0^f & s_0^f - (n_0^f - (N-k)) \geqslant d_0 \end{cases} \tag{18}$$

上述备件数量的状态转移过程可以用图 2 来表示。

2.4　备件数量综合计算模型

在式 (11)～式 (13) 基础上计算出系统可靠度, 进而可以求得在每个期间的单位停机时间间隔 L 时系统中部件故障总量:

$$F = 1 - (N \cdot R_1(L) + m \cdot R_2(L)) \tag{19}$$

给定一组历史各类型部件故障数量记录, 可以得到经过状态转换后的备件数量预测计算结果。在每个期间总故障数即备件总需求数量不变的条件下, 可以根据历史数据计算初期各类型备件需求概率矩阵, 记为

$$\boldsymbol{q}^0 = \left(w_1^0, w_2^0, \cdots, w_N^0, \cdots, w_{N+m}^0\right) \tag{20}$$

若以 p_{ij}^f 来简化表示第 f 次产生需求时的备件状态转移概率, 则状态转移概率矩阵可以表示为

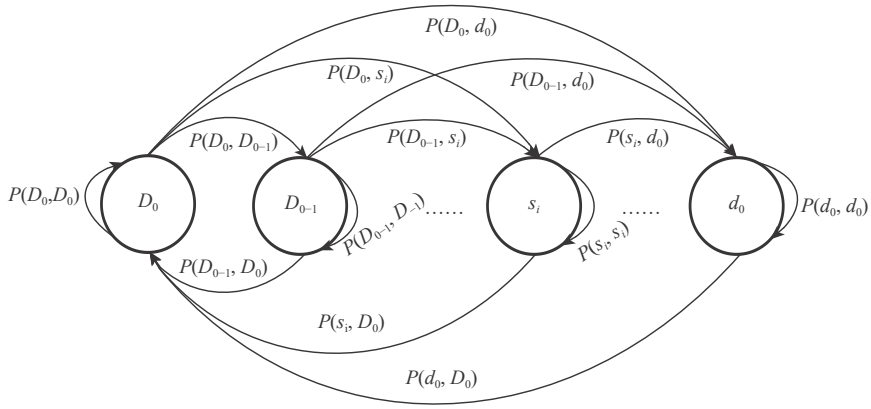


图2 备件数量状态转移图

Fig. 2 State transition of spare parts quantity

$$\boldsymbol{p}^f = \begin{bmatrix} p^f_{1,1} & \cdots & p^f_{1,N+m} \\ \vdots & & \vdots \\ p^f_{N+m,1} & \cdots & p^f_{N+m,N+m} \end{bmatrix} \tag{21}$$

基于上述矩阵，可以预测第f次集中备件消耗时的各类型备件需求概率矩阵，由全概率公式及马氏性可知：

$$\boldsymbol{q}^f = \boldsymbol{q}^0 \cdot \boldsymbol{p}^1 \cdots \boldsymbol{p}^f = \left(w_1^f, w_2^f, \cdots, w_{N+m}^f\right) \tag{22}$$

进而可以得到使用马尔可夫链计算的每期间备件数量消耗结果为

$$\boldsymbol{S}_i^f = \boldsymbol{q}^f \cdot (N+M) = \left(r_1^f, r_2^f, \cdots, r_{N+m}^f\right) \tag{23}$$

结合1.3节根据备件保障概率求得的最小备件数量要求进行比较，可以获得备件数量综合计算结果：

$$d_i^f = \max\{S_i, S_i^f\} \tag{24}$$

式中：S_i为依据备件保障概率求得的最小备件数量要求，从可靠性、维修性等定量工程指标中获得；S_i^f为依据马尔可夫链计算的每期间备件数量消耗结果，从稳态概率、状态转移等机理性指标中获得。但由于不同方法计算所得的备件消耗结果通常为临界的最小数量要求，且复杂系统因备件缺失导致的停机损失巨大，所以事实决策中需要比较多种方案后选择最稳妥的数量预测方法。故式(24)的备件数量综合计算结果是立足于上文提出的两种备件数量求解方法，通过最大值计算取数量较大者得到的。

本节的备件数量计算过程，综合考虑了保障概率和故障马尔可夫链对备件数量的要求，将备件需求的确定性与不确定性特点全面纳入数量计算指标，能够获得更可信、精确的备件费用优化输入。求解备件数量的计算流程图如图3所示。

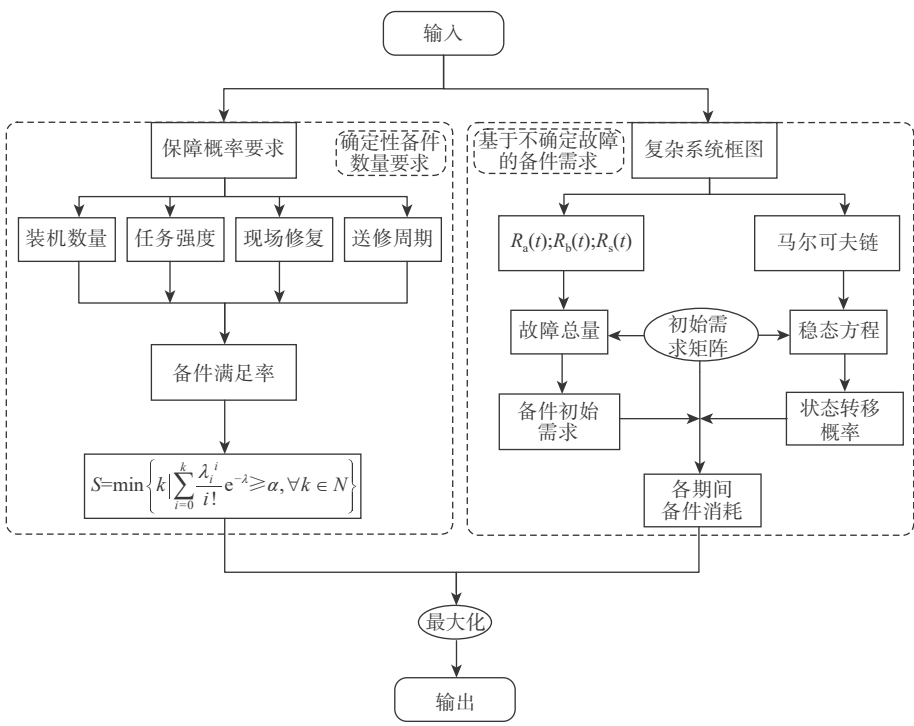


图3 备件数量计算流程图

Fig. 3 Process for calculating spare parts quantity

3　考虑紧急订货的费用优化模型

经过确定与不确定 2 种方法可以得到备件数量需求的预期结果。以计算模型得到的结果作为输入, 可以进一步优化备件相关费用, 为备件库存和订货提供优化决策。本节考虑紧急订货这一高价值产品常用的订货策略, 综合分析复杂系统备件费用构成, 构建了精确且性能优异的数学规划模型并给出其求解方法。

3.1　紧急订货策略

紧急订货, 又称二次订货, 是生产运营中常用的一种补货策略。在复杂系统维修保障的实际场景中, 每订购期间内备件的消耗数量并非固定的, 会出现备件消耗量大于库存量及订购量的问题。此时可以通过临时向备件供应商提出订购需求的方式解决“无件可换”的问题。但因为这部分紧急订货任务时间要求紧, 会影响供应商订单安排与物料配给, 还对运输时限与配套人力提出了额外要求, 所以订购方要为此付出额外的紧急订货费用。紧急订货策略示意图如图 4 所示。

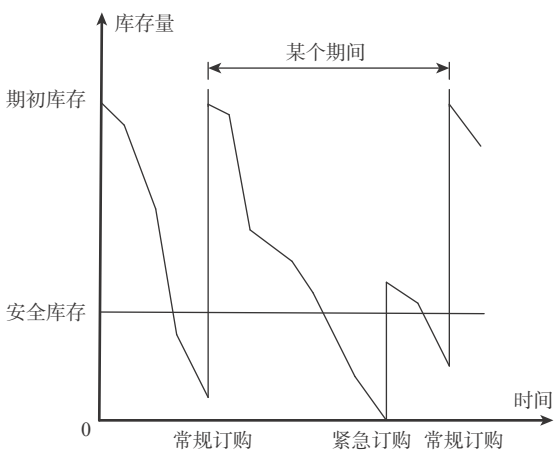


图 4　紧急订货策略示意图

Fig. 4　Emergency order strategy

3.2　备件费用构成

依据保障阶段进行划分, 复杂系统内设备所需的备件保障期通常分为初始保障和后续保障 2 个阶段, 产生备件购置费用和库存保管费用。此外, 还有采用紧急订货策略后带来的附加费用。

1) 备件购置费用。在初始保障阶段, 备件费用主要包含集中订购时产生的一次性购置费用, 由备件的数量需求和单位购置成本决定。在备件选用集合中, 若确定了某一类型备件的需求数量, 那么在已知采购单价的条件下, 即可计算备件购置费用。

2) 库存保管费用。后续保障阶段的备件费用主要包含购置后的库存保管费用, 由备件的库存时间需求和库存保管费用率决定, 其中库存保管费用率为已知参数。

3) 紧急订货费用。一旦发生部件故障引发备件数量需求, 无论备件库存数量是否足够, 总可以通过紧急订货来满足更换需求, 但紧急订货的费用通常会更高。即便如此, 如果能结合设备发生故障模式对紧急订货数量进行调整, 也会对周期性购置费用与库存保管费用产生影响, 进而优化备件总费用。具体而言, 采用紧急订货策略时能够提供更多元、稳健的备件供应途径, 以提高决策者的信心, 设置更低的安全库存水平。结合上文提到的备件数量计算方法, 可在期初仅购置与预测数量相等的备件, 避免在备件这一冗余性质设备上再次因冗余备份的原则产生额外成本。

以单备件单周期系统为例, 对上述紧急订货策略下备件费用受到的影响进行说明。备件初始数量为 I, 经计算该周期内备件消耗数量为 $d(H<d)$。常规订货下的冗余系数为 β, 单位订购价格为 c, 库存保管费率为 u, 则理论上常规订货费用 C_0 为

$$C_0=\beta(d-I)c+[a(d-I)+I]u \tag{25}$$

在紧急订货策略下, 需要维持给定的安全库存水平 SS(I<SS), 单件备件紧急订货价格为 b, 则理论上紧急订货费用 C_1 为

$$C_1=(H-I)c+Hu+(d-H)b \tag{26}$$

综合上述分析可得, 紧急订货策略使得期初常规订购数量下降为$\beta d-(\beta-1)I-H$, 进而影响购置费用与库存保管费用, 使得备件综合费用产生的差值为

$$\Delta C=(\beta d-(\beta-1)I-H)(c+u)-(d-H)b \tag{27}$$

3.3　数学规划模型建模

1) 费用优化目标函数。目标函数为多周期多备件复杂系统备件费用最低, 即基本备件费用和紧急订购费用之和最小。

$$C_{\min.\mathrm{Total}}=\sum_{i\in N}\sum_{t\in T}(c_iq_{it}+u_iI_{it}+b_ie_{it})) \tag{28}$$

式中: N 为备件类型集合; T 为订货期间集合; c_i 为备件 i 正常订货的单位订购价格; b_i 为备件 i 的紧急订货价格; u_i 为备件 i 每一期间的库存保管费率; q_{it} 作为非负连续变量, 表示期间 t 初备件 i 的订购数量; e_{it} 作为非负连续变量, 表示在期间 t 内备件 i 的缺货数量, 对应紧急订货量; I_{it} 作为非负连续变量, 表示在期间 t 初备件 i 的库存数量。

2) 约束条件。设定 x_{it} 与 q_{it} 的关系:

$$q_{it}-Mx_{it}\leqslant 0 \tag{29}$$

设定 y_{it} 与 e_{it} 的关系:

$$e_{it}-My_{it}\leqslant 0 \tag{30}$$

设定每次常规订货满足库存水平要求：

$$H_i\leqslant I_{it}+e_{it} \tag{31}$$

设定相邻期间之间的库存平衡：

$$I_{i,t-1}+q_{it}-d_{it}+e_{it-1}=I_{it},\ \forall t\geqslant 1 \tag{32}$$

首个期间数量初始化：

$$I_{i,0}=H_i,\ \forall t=0 \tag{33}$$

定义变量的值域：

$$\begin{cases} e_{it},q_{it},I_{it}\text{为非负整数} \\ x_{it},y_{it}\in\{0,1\} \end{cases} \quad \forall i\in N;\forall t\in T \tag{34}$$

式中：H_i为备件i为满足更换需求的安全库存水平；d_{it}为备件i在期间t内的消耗量；M为一个足够大的正数，用于实现逻辑线性化；x_{it}为0/1变量，表示备件i在期间t内是否进行常规订购；y_{it}为0/1变量，表示备件i在期间t内是否缺货，触发紧急订货。

上述约束条件中，约束式(29)和式(30)应用大M法实现了变量间关系的确定。约束式(29)确定了变量x_{it}与q_{it}的关系，约束式(30)确定了变量y_{it}与e_{it}的关系，表明订购数量只有在订购行为存在时才能够确定；约束式(31)设定了每次常规订货需要满足的安全库存水平要求；约束式(32)设定了相邻订购期间的库存平衡方程，即“上一期初库存数量+本期初常规订购数量−本期初消耗数量+上一期间内紧急订货数量=本期初库存数量”；约束式(33)对初始备件数量(第0期)进行初始化；约束式(34)定义了变量的值域。

3.4 模型求解

上述模型中不存在非线性成分，为混合整数线性规划(mixed integer linear programming, MILP)模型，故采用综合性代数语言AMPL对模型进行代码编写，在Linux系统的AMPL/CPLEX环境中对构建的数学模型进行转化与求解。

为本文模型构造算例。对于一个关键复杂系统，令其所包含的备件种类为k，备件订购期间为g，每类备件在每个订购期间都有不同的订购方案(是/否)，而在每个订购期间还可以选择是否进行紧急订货，故可以将问题规模表示为$4^{g\times k}$。

对于中小规模算例数据，可以直接通过CPLEX求解器在规定时间内获得最优解输出。对于大规模数据，可以采用设置计算时间上限(Timelimit)与相对差距值(R.Gap)来描述当前的最好上界值，作为问题的近似优化解输出。

4 算例分析

本节算例来源于作者在某型号经济性工作中面临的实际工程需求。该型号作为某新材料生产工艺流水线的关键设备，需要采用方便稳妥的维护手段以保障其产量与生产效率，故对设备系统的主要构成单元采用备件更换的方式进行维护。综合考虑该型号的结构与功能，可将该型号设备简化为五备件系统进行研究，由2个非生产单元(多功能投料喷口、产物催化转化器)以及一组2/3表决结构(A型折射棱镜、B型折射棱镜、C型折射棱镜)串联组成。其中，2/3表决结构有3个生产单元，至少有2个或2个以上单元正常工作时该子系统才能正常工作，该五备件系统功能逻辑图如图5所示。

简化后的五备件系统包含有原系统中绝大多数的功能、费用关键单元，具有重要的代表意义。在功能方面，多功能投料喷口、产物催化转化器分别是系统原料输入与产物催化产出两个非生产环节的主要功能单元，3个型号的折射棱镜至少有2个及以上正常工作时生产环节才能达到规定的透光率及功率以产出合格的产品；在费用方面，上述5个典型单元均为价格高昂的外购成品，备件费用占原系统备件总费用的90%以上。应用上述模型对本案例所研究的五备件系统进行备件数量计算以及费用优化。

4.1 多周期系统备件数量计算

考虑生产单元的失效时间服从λ_0=0.002h^{-1}的指数分布，非生产单元失效时间服从λ_1=0.005h^{-1}的指数分布。设定备件保障概率α=0.9，可以计算得到5种备件的最低库存水平如表1所示。

然后计算备件数量消耗。二态单元之间相互独立，故s_i的取值为{1,2}。使用第2节提出的马尔可夫链求解，能够得到稳态概率和状态转移概率结果如表2和表3所示。

结合五备件系统的生产规律，可以确定本节算例所采用的计数期间与时间跨度等信息。根据前期经济性测算与系统备件更换数据可知，该型系统的备件采购周期为每月一次，对应的月备件消耗数据更为全面可靠，因此选取“月”作为备件消耗的计数期间。此外，本型号经济性工作立足于2022年备件消耗历史数据，拟使用所提出的计算与优化方法指导备件订货实践，以期实现大幅降低备件年综合费用的降本目标，故采用12个月作为案例研究时间跨度，共计12个备件消耗期间。

在经过数据的初步收集后确定了5种备件首个期间内的备件消耗数量分别为11, 6, 4, 69, 14件。然后根据求出的状态转移矩阵进行迭代计算可以求得每种备件在系统运行的12个期间内的消耗数量如表4所示。

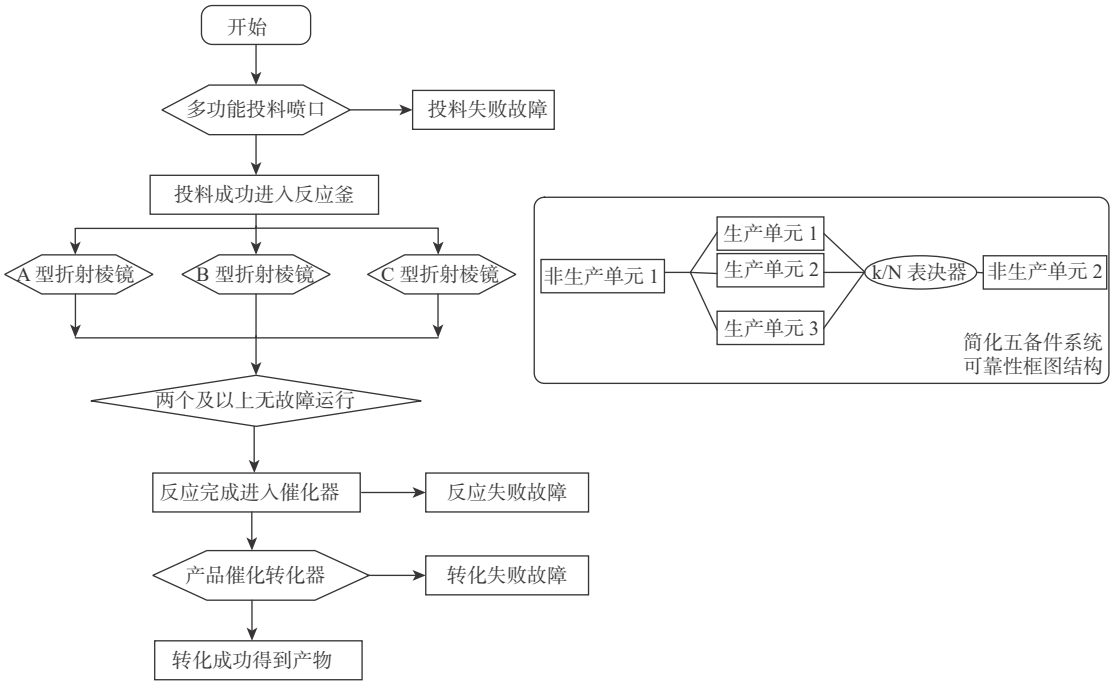


图 5　五备件系统的功能逻辑图

Fig. 5　Functional logic diagram of five spare parts system

表 1　备件最低库存水平

Table 1　Minimum inventory level of spare parts

备件类型i	最低库存水平H_i
1	5
2	5
3	5
4	30
5	10

表 2　稳态概率结果

Table 2　Steady-state probability results

$\pi(s_0, s_1)$	稳态概率值
$\pi(1, 1)$	0.25
$\pi(1, 2)$	0.25
$\pi(2, 1)$	0.25
$\pi(2, 2)$	0.25

表 3　状态转移概率结果

Table 3　State transition probability results

转移前状态(1,1)				转移前状态(1,2)				转移前状态(2,1)				转移前状态(2,2)			
转移后(1,1)	(1,2)	(2,1)	(2,2)	转移后(1,1)	(1,2)	(2,1)	(2,2)	转移后(1,1)	(1,2)	(2,1)	(2,2)	转移后(1,1)	(1,2)	(2,1)	(2,2)
0.597 7	0.037 1	0.365 1	0	0.037 1	0.597 7	0	0.365 1	0.365 1	0	0.597 7	0.037 1	0	0.365 1	0.037 1	0.597 7

表 4　备件数量消耗结果

Table 4　Consumption results of spare parts quantity

备件类型i	第1期间消耗	第2期间消耗	第3期间消耗	第4期间消耗	第5期间消耗	第6期间消耗	第7期间消耗	第8期间消耗	第9期间消耗	第10期间消耗	第11期间消耗	第12期间消耗
1	11	15	13	12	16	17	14	12	9	9	8	17
2	6	7	8	9	8	11	7	5	7	6	10	12
3	4	7	4	8	7	7	4	4	5	3	6	2
4	69	63	46	93	70	60	68	72	49	88	47	69
5	14	10	18	14	11	15	12	16	9	12	11	8

4.2　备件费用优化结果

除 4.1 节计算得到的备件最低库存水平和每个期间的消耗量外, 还需要对优化模型的输入补充库存保管费用率、常规订货单价和紧急订货单价等备件费用数据如表 5 所示。

算例中使用的 AMPL 是一种用于数学计算求解的高级代数语言, 本身并非直接用于求解的程

表 5　补充备件费用数据

Table 5　Supplementary spare parts cost data

备件类型i	库存保管费用率	常规订货单价/万元	紧急订货单价/万元
1	3.5	0.4	0.5
2	4.2	0.6	0.7
3	3.8	0.5	0.53
4	4.5	0.15	0.2
5	5.0	0.45	0.6

序，其作用是读取编写的模型文件 (.mod) 和数据文件 (.dat)，然后通过执行文件 (.sh) 调用外部求解器 (如 CPLEX、Gurobi 等，本文采用的是 CPLEX12.6.0.1) 求解。同时还可以通过编辑命令来要求具体的输出格式与样式，最终实现模型的计算与合理输出，图 6 为 AMPL 求解逻辑框架图。

将 3.3 节的优化模型用 AMPL 代码实现，建立模型文件 OrderCost.mod。然后将上述所有 AMPL 优化模型所需的数据装入到数据文件 Instance5x12.dat 中。通过 AMPL 执行脚本程序 OrderCost.sh 并调用 CPLEX 求解本算例模型得到结果输出，如表 6 所示。

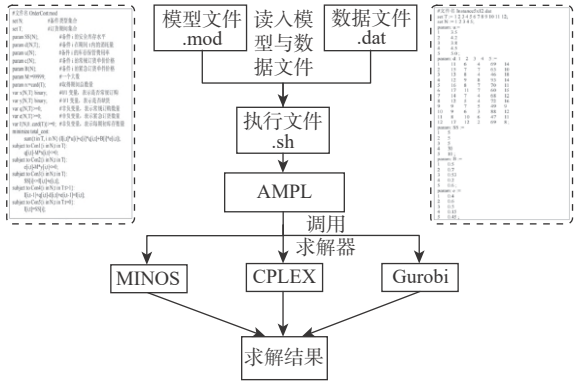


图 6 AMPL 求解逻辑框架图

Fig. 6 Solution logic framework of AMPL

表 6 优化模型输出结果

Table 6 Optimization model output

备件模型i	常规/紧急订货数量											
	第1期间	第2期间	第3期间	第4期间	第5期间	第6期间	第7期间	第8期间	第9期间	第10期间	第11期间	第12期间
1	0/0	10/0	13/0	12/0	16/0	17/0	14/0	12/0	9/0	9/0	8/0	17/0
2	0/**5**	2/**3**	5/0	9/0	8/0	11/0	7/0	5/0	7/0	6/0	10/0	12/0
3	0/**5**	2/**3**	1/**4**	4/**1**	6/0	7/0	4/0	4/0	4/**1**	2/**3**	3/**2**	0/**5**
4	0/30	33/0	46/0	93/0	70/0	60/0	68/0	72/0	49/0	88/0	47/0	69/0
5	2/**8**	2/**8**	10/0	14/0	11/0	15/0	12/0	16/0	9/**1**	11/0	11/0	8/**2**

注：黑体为备件紧急订货数量。

观测输出结果可以得到，“备件 1”和“备件 4”在订购过程中主要采用常规订货的方式（紧急订货单价过高，超出常规订货 20%），而“备件 2、备件 3、备件 5”在订购过程中混合使用了紧急订货的方式（2 种订货价格接近，紧急订货释放了库存压力，降低库存保管费用），获得了最低备件成本（目标函数）为 323.735 万元。与采用单纯常规订货方式（353.295 万元）相比，备件总成本降低了 29.56 万元 (9.13%)，其中库存保管费用降低了 40.63%。当对备件基本数据进行调整后重新计算，都可以获得与之相对应的最优结果，表明模型达到了设计的预期结果。

5 结 论

本文提出了基于马尔可夫链的备件消耗数量计算模型和考虑紧急订货策略的备件费用优化模型，并在实际场景中使用保障概率要求推导了备件最低库存水平作为模型输入，整体具有以下特点：

1）通过分析复杂系统设备的装机数量、任务强度、现场修复率、返修周期等因素对备件保障的影响，引入实际使用场景中的保障概率要求作为主要参数推导得到了备件最低库存水平计算公式。

2）在确定了复杂系统设备框图结构的基础上，基于马尔可夫链对备件系统稳态方程、转移矩阵进行分析，构建了随机故障模型下备件需求产生的备件数量计算模型，并以此作为优化模型的主要输入。

3）将紧急订货这一生产运营中常用的补货策略应用于复杂系统的备件订购中，有效降低了库存保管费用这一重要费用构成因素，并基于 AMPL 语言提出了以备件总费用最小化为目标的混合整数线性规划模型。

4）使用 CPLEX 求解器对本文模型在真实数据集上进行应用与验证。通过比较结果与实际备件支出发现，在采用紧急订货策略后，备件总成本降低了 29.56 万元 (9.13%)，其中库存保管费用降低了 40.63%。证明了本文模型可以在确保保障概率要求的前提下有效降低备件成本，提升该系统的经济效益。

此外，在实际应用场景中还可能会设计更大规模的数据，未来可基于本文模型设计相应的更高求解效率的启发式算法，以获取给定时间内的可接受次优解。同时，本文模型还可以进一步结合不同行业的工业应用，考虑纳入更多的实际要素，如考虑不确定备件需求下的分布预测、成本时间属性，以及考虑备件购置过程中的价格变动等，在未来的研究中需要进一步完善与改进。

参考文献（References）

[1] 杜燕. A 航空公司航材管理与成本优化研究[D]. 上海: 上海交通

大学, 2015.
DU Y. A Research on air material management and cost optimization of A airlines[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2015(in Chinese).

[2] 李巧君. 基于蚁群算法和极限学习机的舰船电子装备备件优化模型[J]. 舰船科学技术, 2022, 44(5): 158-161.
LI Q J. Optimization model of ship electronic equipment spare parts based on ant colony algorithm and limit learning machine[J]. Ship Science and Technology, 2022, 44(5): 158-161(in Chinese).

[3] 吕川, 赵宇, 张坚. 飞机备件需求量的确定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 1995, 21(4): 130-133.
LYU C, ZHAO Y, ZHANG J. Method for determining the spares demand of airliner[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 21(4): 130-133(in Chinese).

[4] 董彦军. 航空备件需求预测及两级供应保障策略研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2014: 9-10.
DONG Y J. Demand prediction of aircraft spare parts and guarantee strategy of two stages research[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2014: 9-10(in Chinese).

[5] 瞿红春, 姜柏松. 基于航材系统保障率的备件优化模型的研究[J]. 航空制造技术, 2004, 47(9): 79-82,87.
QU H C, JIANG B S. Study on the aeronautical material system reliability based optimization model of spare parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2004, 47(9): 79-82,87(in Chinese).

[6] 康子旭, 周栋, 李会欣, 等. 基于飞机状态的备件动态规划技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(1): 276-285.
KANG Z X, ZHOU D, LI H X, et al. Dynamic planning technology of civil spare parts based on aircraft state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(1): 276-285(in Chinese).

[7] 董骁雄, 陈云翔, 项华春, 等. 基于 SST 和 Bayes 的初始备件需求确定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 316-321.
DONG X X, CHEN Y X, XIANG H C, et al. Determination method of initial spares requirement based on SST and Bayes theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 316-321(in Chinese).

[8] HU Q W, BOYLAN J E, CHEN H J, et al. OR in spare parts management: a review[J]. European Journal of Operational Research, 2018, 266(2): 395-414.

[9] HARTANTO D, AGUSTINITA A. Model of delivery consolidation of critical spare part: case study of an oil and gas company[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Denpasar: IOP Publishing, 2018, 337(1): 012021.

[10] 龙军, 康锐, 马麟, 等. 任意寿命分布的多部件系统备件配置优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(6): 698-700.
LONG J, KANG R, MA L, et al. Algorithm for spares optimization of system with multi-items with different life distributions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(6): 698-700(in Chinese).

[11] 郑长征, 刘志学, 刘丹. 考虑备件随机折损的备件订货与设备维修策略[J]. 计算机集成制造系统, 2010, 16(10): 2129-2138.
ZHENG C Z, LIU Z X, LIU D. Replenishment and equipment maintenance policices considering stochastic spare parts deterioration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems. 2010, 16(10): 2129-2138(in Chinese).

[12] SHAFIEE M, SORENSEN J D. Maintenance optimization and inspection planning of wind energy assets: models, methods and strategies[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 192: 105993.

[13] CANTINI A, PERON M, DE CARLO F, et al. A decision support system for configuring spare parts supply chains considering different manufacturing technologies[J]. International Journal of Production Research, 2024, 62(8): 3023-3043.

[14] 毕义明, 王汉功. 武器装备损耗备件预测模型研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2004, 15(1): 1-4.
BI Y M, WANG H G. Research on the consumption standard model of weapon's equipment spare[J]. Journal of Institute of Command and Technology, 2004, 15(1): 1-4(in Chinese).

[15] YE Y, LU Y G, ROBINSON P, et al. An empirical Bayes approach to incorporating demand intermittency and irregularity into inventory control[J]. European Journal of Operational Research, 2022, 303(1): 255-272.

[16] BABAI M Z, CHEN H, SYNTETOS A A, et al. A compound-Poisson Bayesian approach for spare parts inventory forecasting[J]. International Journal of Production Economics, 2021, 232: 107954.

[17] CHANDRIAH K K, NARAGANAHALLI R V. RNN/LSTM with modified Adam optimizer in deep learning approach for automobile spare parts demand forecasting[J]. Multimedia Tools and Applications, 2021, 80(17): 26145-26159.

[18] 杜文超, 何曙光, 边德军, 等. 二维质保下基于使用强度的备件库存策略研究[J]. 工业工程与管理, 2017, 22(2): 119-124,131.
DU W C, HE S G, BIAN D J, et al. Inventory control policy for parts concerning the usage rate's effect to product reliability of two-dimensional warranty[J]. Industrial Engineering and Management, 2017, 22(2): 119-124,131(in Chinese).

[19] 陈顶, 方志耕, 刘思峰. 可修排队系统备件灰色生灭预测模型[J]. 系统工程理论与实践, 2020, 40(5): 1326-1338.
CHEN D, FANG Z G, LIU S F. Grey BD prediction model for spare parts of repairable queuing system[J]. Systems Engineering — Theory & Practice, 2020, 40(5): 1326-1338(in Chinese).

[20] 袁园, 付兴方, 吴佳康. 基于平均备件保障概率的备件库存优化模型研究[J]. 舰船电子工程, 2018, 38(10): 156-159.
YUAN Y, FU X F, WU J K. Optimization model on inventory based on average support probability of spare part[J]. Ship Electronic Engineering, 2018, 38(10): 156-159(in Chinese).

[21] TAGARAS G, VLACHOS D. A periodic review inventory system with emergency replenishments[J]. Management Science, 2001, 47(3): 415-429.

[22] 吴茜茜, 赵慧慧, 郝晶晶. 考虑退货影响的概率销售下的库存问题研究[J]. 合肥工业大学学报 (自然科学版), 2023, 46(2): 280-284.
WU Q Q, ZHAO H H, HAO J J. A Study of inventory problem for probabilistic selling with return[J]. Journal Of Hefei University of Technology (Natural Science), 2023, 46(2): 280-284(in Chinese).

[23] 肖依永, 常文兵, 周晟瀚, 等. 现代装备系统经济性工程—理论、方法与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2021: 165-173.
XIAO Y Y, CHANG W B, ZHOU S H, et al. Economic engineering of modern equipment systems-theory, method, and application [M]. Beijing: Science Press, 2021: 165-173 (in Chinese).

[24] ZHENG M M, YE H Q, WANG D, et al. Joint optimization of condition-based maintenance and spare parts orders for multi-unit systems with dual sourcing[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2021, 210: 107512.

Modeling and solution of spare parts costs for complex systems considering emergency order strategy

CUI Xinhao[1]，YANG Ruiyi[1]，ZHANG Siyue[1]，YANG Liying[2]，CHEN Lian[3]，XIAO Yiyong[1,*]

(1. School of Reliability and Systems Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. Research Institute of Physical and Chemical Engineering of Nuclear Industry，Tianjin 300180，China；
3. The 714 Research Institute of CSSC，Beijing 100101，China)

Abstract：Reducing the comprehensive cost of spare parts is one of the main objectives of cost optimization research in the support phase of complex systems. Especially in uncertain scenarios, such as large-scale equipment training and batch production of newly developed products, the demand for spare parts and the associated cost changes are harder to predict. Therefore, a Markov chain can be used to predict demand and complete the ordering process in combination with the emergency order strategy. However, there is a coupling effect between regular and emergency orders, which affects the total spare parts cost, creating a complex optimization problem. To address this issue, this paper proposes an optimization model and solves it using mixed integer linear programming. Finally, the model is applied and validated using data from a real-world scenario. The results show that the total cost is reduced by 295,600 yuan, with a 40.63% reduction in inventory storage costs. This demonstrates that the proposed model effectively lowers spare parts costs, improves system economic efficiency, and provides technical support for optimizing spare parts costs in complex systems.

Keywords：spare parts management；emergency order；Markov chain；guarantee probability；optimization model；economic efficiency

Received：2023-09-14；**Accepted**：2023-10-13；**Published Online**：2023-11-01 16：36

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231101.1526.005

Foundation items：NSFC-Civil Aviation Joint Research Fund (U2233214)；National Natural Science Foundation of China (71871003)

* **Corresponding author**. E-mail：xiaoyiyong@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0585

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
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：针对时间敏感网络（TSN）的时间触发流通信，提出了一种启发式约束转化调度方法（HCCS）。该方法依据路径和单流时序约束确定端口优先序，使流实例在高优先序端口的转发时间不受低优先序端口影响；对于经过相同端口的流实例，再考虑所属流的优先级和超周期内释放的先后关系，形成流实例的调度次序；依次将流实例的约束转化为可调度时间区间，在区间内启发式搜索足够长度的空时隙，确定相应端口中的门控转发时间。每次转化仅需考虑单个流实例的约束，且转化所得的时间区间限定了搜索范围，大幅度提高了约束求解效率；并且，约束转化使HCCS方法既可以设置单队列也可以设置多队列，既适用于零抖动也适用于抖动在一定范围内的调度。与已有的HERMES算法进行仿真对比，发现HCCS能使更大比例的流获得可调度性，且在不同的流量规模下计算速度提升3～25倍。

关 键 词：时间敏感网络；时间触发；调度；启发式方法；约束规划
中图分类号：V247; TP393
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3965-08

时间确定性信息传输的工程应用不但长期存在于航空航天领域[1-2]，而且在越来越多的工业自动化应用中得到重视[3]，并随着车载通信网络自适应功能发展，要求网络具有动态配置能力[4]。

时间敏感网络(time sensitive network, TSN)包含时钟同步协议802.1AS[5]、基于信用的整形器CBS(802.1Qav)[6]以及流预留协议SRP(802.1Qat)[7]等旨在提供实时网络解决方案的机制。2012年，TSN工作组进一步提出了支持调度流量的方法(IEEE 802.1Qbv)[8]，低临界帧抢占高关键帧(IEEE 802.1Qbu)[9]、流量过滤和监管(IEEE P802.1Qci-2017)[10]、冗余帧传输(IEEE 802.1CB)[11]以及配置方面的技术(IEEE 802.1Qcc)[12]，满足通用的实时应用需求。

IEEE 802.1Qbv标准定义的时间感知整形器提供了一种调度框架，其通过门控制列表(gate control list, GCL)来控制帧所在队列的激活和失活，从而管制帧的转发时间[8]。门控制列表需要满足时间感知整形器的功能规范和用户附加要求，其求解方法分为两类[13]：①利用通用求解器，如可满足性模理论(satisfiability modulo theories, SMT)、整数线性规划(integer linear programming, ILP)求解器；②构建专用的启发式求解方法。

文献[14-15]分别应用整数线性规划(ILP)编写了完整的调度和路由联合约束。文献[16]增加了对多播流量的支持功能。与此同时，文献[17-18]建立并完善了应用SMT的约束体系。

文献[19]提出了一种简易的启发式算法；文献[20]设计了高效的求解方法，但仅针对单个汇合点的拓扑；文献[21]面向窗口调度，并应用网络演算分析了延迟的最坏情况，但网络设置比较独特，如设定端系统不同步、允许选择多条时间触发流量；文献[22]提出了一种通过推迟释放时间以规避排队的方法；文献[23]应用多个队列来提高网络利用率，并提出了较快速和扩展性较高的算法。文

收稿日期：2023-09-14；录用日期：2023-12-15；网络出版时间：2024-02-28 15:56
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240228.0924.001
*通信作者. E-mail：avionics@buaa.edu.cn

引用格式：周子燕，李峭，时启栋. TSN网络时间触发流的启发式约束转化调度方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3965-3972. ZHOU Z Y，LI Q，SHI Q D. Heuristic constraint conversion scheduling method for time-triggered flows in TSN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3965-3972 (in Chinese).

献[24]提出一种以资源为中心的调度方法，将流路径上的空闲时间片重叠，在其中寻找流量转发的可行时刻，该方法支持非零抖动。

本文提出了一种启发式约束转化调度方法（heuristic constraint conversion scheduling method, HCCS）。通过约束表达门控制列表的设计要求，依照流路由依赖关系决定的端口次序逐端口调度，对每个单流实例执行相同步骤——将约束条件转化为时间区间，在该区间搜索足时长空时隙，得到该流实例对应的门控制条目。HCCS允许灵活配置抖动范围和队列数量，为用户提供了更大的灵活性。与文献[23]中HERMES算法对比，发现随流量规模增大，HCCS的门控制列表求解时间的增长远低于HERMES，且能够在相同网络拓扑中使更多流具有可调度性。

1 TSN网络时间触发通信建模

1.1 时间感知整形器

图1描绘了时间感知整形器功能在交换机中的作用。其中，交换结构决定输入帧被路由到哪个出端口；每个输出端口有多个优先级队列，协议规定最多支持8种优先级类别的流量。队列按照先入先出的顺序存储接收到的帧。时间触发流量作为一种业务类别，具有最高优先级，可以使用一个或多个队列。本文将时间触发流使用的队列优先级配置为相同，其余队列用于隔离其他业务类别的流量。

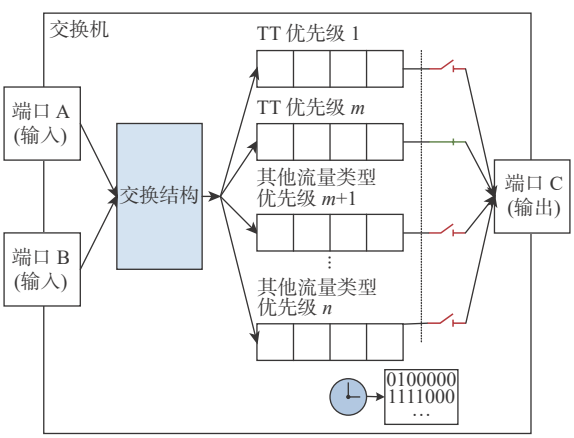


图1 具有时间感知整形器功能的交换机

Fig. 1 A switch with time-aware shaper functionality

每个队列的出口有一个门，控制队列中的帧转发，处于关闭状态的门阻止队列中的帧转发，而处于开启状态的门允许队列中的帧转发，当多个门同时开启时，根据队列优先级或其他选择过程确定受到转发的帧。但通常规定对于时间触发流量每次只有一个门开启。门控制列表指定门的打开和关闭时间，在系统运行之前离线计算并部署在各个端口。

将通信网络建模为有向图$G=(V,E)$，V为顶点的集合，E为连接顶点的有向边的集合。任意顶点v为发出消息的终端或者转发消息的交换机。本文设定终端端口、交换机端口均具有同步门控功能。定义有序数对表示有向边，其中数对的第1个顶点v_a为该边上的源节点，第2个顶点v_b为该边上的目的地节点。如果v_a，v_b之间存在物理链路，则有序数对(v_a,v_b)和(v_b,v_a)共同表示v_a，v_b之间的双工物理链路，$(v_a,v_b),(v_b,v_a)\in E$。假设链路速率和长度相同，链路传播延迟为d。

记接入链路的网络设备端口集合为P，P与E构成双射，即$(v_a,v_b)\in E$与v_a和v_b相连的端口$p_i\in P$一一对应。端口p_i包含属性$<\gamma_i,\tau_i>$，分别表示端口的调度排序和端口类型（产生消息的源端口src、消息汇聚的汇合端口conf、一般端口）。注意到门控制列表配置在网络设备的输出端口而非输入端口，因此下文中如不加说明，端口均指输出端口。

1.2 时间触发流

网络中的调度实体是流。对于时间触发业务，流是从一个终端到单个（单播）或多个终端（多播）的周期性消息，由于可以通过一定的步骤[25]将单播推广至多播，为了简化形式，本文将流限制为单播。流集合记作F，一条流$f_i\in F$由以下参数表征：①周期T_i；②帧的传输时长L_i，使用该参数的前提是整个网络链路速率相同；③最大端到端时延D_i；④路由R_i，形式为$R_i=[p_1,p_2,\cdots,p_n]$，其中，p_n为节点发出消息的端口，路由的长度$R_i.l=n$（注：文中“.”运算符功能与面向对象编程语言（如C++, C#, Java等）中的成员访问运算符“.”等价，作用是通过主体访问其属性，运算符前是被访问对象，运算符后是该对象的属性）；⑤使用的队列Q_i。整个网络最多允许使用Q个队列，$Q_i\in\{0,1,\cdots,Q-1\}$。

设使用静态路由，调度时路由是先验已知的。

将在一个超周期内流经过不同端口的帧称为流实例，例如f_{ij}^k是端口p_k中流f_i的第j个实例，其也是流f_i的一个成员，$f_{ij}^k\in f_i$；称f_{ij}是f_i的一个帧，f_{ij}^k还是流f_i的第j个帧的成员$f_{ij}^k\in f_{ij}$。流实例是生成调度表过程中的操作对象，称为调度单元。因为网络中的流周期不同，所以调度周期T_s不小于任何一个流的周期，为所有流周期的最小公倍数。流f_i在一个调度周期内发出的实例个数为T_s/T_i。流实例中包含记录转发时间的条目o和c，分别表示转发开始和结束时间。

为了计算门控列表时快速查询，端口p_i中保存

信息$<S_i, I_i>$:

1) 通过该端口的流集合S_i, S_i为F的一个子集。

2) 按转发时间排序的流实例集合I_i, I_{ij}为p_i上第j个转发的流实例。在允许使用多个队列的情况下, $I_i^{Q_i}$表示队列Q_i中按转发时间排序的流实例集合, $I_{ij}^{Q_i}$为集合$I_i^{Q_i}$中第j个流实例。

在调度结束后, 通过回看I_i成员的o和c条目获得完整的门控制列表。

1.3 调度约束

时间触发流量的行为可以由规范和应用要求导出的约束限定。其中约束 1～约束 4 是从 IEEE 802.1Qbv 协议功能导出, 任意一个可行的门控制列表应该满足这些约束; 约束 5 和约束 6 描述特定场景下实时应用的要求, 在特定解决方法中需要满足。

1) 门控制条目约束。流实例的转发时间被限制在当前调度周期内。

$$\forall p_a \in P : \forall I_{ak} \in I_a, I_{ak} = f_i : (I_{ak}.o \geqslant 0) \wedge (I_{ak}.c \leqslant T_s) \quad (1)$$

2) 时隙冲突约束。端口一次只允许一个流实例通过, 因此同一端口不同流实例的转发时间不能重叠。

$$\forall p_a \in P : \forall I_{ak}, I_{al} \in I_a, k \neq l : (I_{ak}.c \leqslant I_{al}.o) \vee (I_{al}.c \leqslant I_{ak}.o) \quad (2)$$

3) 单流时序约束。一个流的实例在其经过端口的转发时间具有天然的限制, 靠近流发送器的端口转发时间早于远离源的端口转发时间。

$$\forall I_{ak} \in I_a, I_{bk} \in I_b, I_{ak} \in f_i, I_{bl} \in f_i : I_{ak}.o < I_{bl}.o \quad (3)$$

其中, a 比 b 接近f_i的发送器。

4) 队列先入先出约束。TSN 中的队列具有先入先出性质, 对于在一个队列中排队的两个流实例, 较早进入队列的实例较早被转发。

$$\begin{aligned} &\forall I_{ak}, I_{al} \in I_a, I_{bm}, I_{bn} \in I_b : \\ &\quad \forall I_{ak}, I_{bm} \in f_{ij}, I_{al}, I_{bn} \in f_{xy}, Q_i = Q_x : \\ &\quad [(I_{ak}^{Q_i}.o > I_{al}^{Q_x}.o) \wedge (I_{bm}^{Q_i}.o > I_{bn}^{Q_x}.o)] \vee \\ &\quad [(I_{ak}^{Q_i}.o < I_{al}^{Q_x}.o) \wedge (I_{bm}^{Q_i}.o < I_{bn}^{Q_x}.o)] \end{aligned} \quad (4)$$

5) 抖动约束。实时通信通常对抖动敏感, 实时应用任务往往部署在接收器端, 所以抖动限制往往施加在接收器上。然而若抖动在途径端口未受限制, 可能会积累, 导致难以在接收器之前的单个端口将其限制在目标范围内, 因此在每一级端口对抖动加以控制。

$$\forall f_i \in S_b : \forall j \in \left[0, \frac{T_s}{T_i} - 1\right] : f_{ij}^b.o - f_{i0}^b.o \leqslant J \quad (5)$$

式中, b 为f_i的接收端口; J为最大可接受抖动。

6) 端到端延迟约束。实时通信需要保证有界的端到端延迟, 端到端延迟约束规定了流在接收器处的接收时间与发送器处的发送时间的差值小于或等于给定的最大端到端延迟。

$$\forall f_i \in F : \forall j \in \left[0, \frac{T_s}{T_i} - 1\right] : f_{ij}^b.c - f_{ij}^a.o \leqslant D_i \quad (6)$$

式中: a 和 b 分别为f_i的发送器发送端口和接收器接收端口。

2 流实例的调度次序

在启发式调度中, 首先进行端口排序, 对于含有多个流实例的转发端口, 再根据流优先级、释放时间为流实例排序。该调度次序保证每个流实例的约束都能够转化为确定的时间区间, 称为转发时间搜索区间, 流实例可以在该区间内搜索到可调度的转发时间。

2.1 端口排序

定义端口依赖关系, 如果流实例在某端口p_b的转发时刻受到其上游端口p_a转发时刻的约束, 则称p_b依赖p_a, 令p_a的优先序高于p_b。例如, p_a和p_b依次为流f串行路径上的 2 个端口, 承载流实例f_{ij}^a的帧经过p_a的时刻为t, 该帧在p_b转发的时刻必然晚于t, 可行的转发时间存在于$(t, +\infty)$范围, p_b的转发时间表受到p_a的制约, 因此称p_b依赖p_a。

端口依赖关系决定调度中的端口顺序, 算法 1 使用遍历搜索排定各端口的优先序, 使得高优先序端口对低优先序端口没有依赖关系。

该方法不适用于环形流量路径, 因为这种情况会造成端口依赖关系循环。

算法 1　排序算法。

1. for $p_i \in P$ do
2. γ_i = null
3. end for
4. $\phi = 0$
5. while $\exists p_i \in P : \gamma_i ==$ null do
6. $p = p_i$
7. for $\forall f_i \in F_{TT}$ do
8. if $\exists R_{ix} == p_i$ & $\exists R_{iy}.\gamma ==$ null, $y < x$ then
9. $p = R_{iy}$
10. end if
11. end for
12. $p.\gamma = \phi$
13. $\phi = \phi + 1$
14. end while

2.2 端口内排序

经过同一端口的多个流实例具有相同的端口优先序, 此时进一步根据各个流实例所属流由高到低的优先级确定流实例调度的先后顺序。

流的优先级可由紧急程度 U_i 确定：

$$U=\frac{R_i.l\times d}{D_i} \tag{7}$$

紧急程度反映转发时间所占截止期限的比例，U_i 越大，调度中能够容忍的排队延迟就越小，因此使具有较大 U_i 的流实例对应较高优先级。

对于经过相同端口、属于同一流的流实例，按照在一个超周期内源端发送器的释放时间进行排序，将释放较早的流实例排在前面。

3 约束转化与时隙搜索

依据流实例顺序对每个流实例确定转发时间，即求流实例所有约束的一个可行解，求解过程分为约束转化和时隙搜索2个步骤。约束转化步骤将除时隙冲突约束以外的约束转化为一个时间区间，称长度足够容纳流实例的空时隙为足时空时隙，时隙搜索步骤进一步在约束转化得到的区间内搜索最早的足时空时隙，指定流实例在该空时隙开始的时刻被转发。

将端口分成三类：源端口、汇合端口和一般端口。汇合端口不能是流的源端，要求在由其转发的流中，至少有两条来自不同的上一跳端口；除去源端口和汇合端口，其他端口作为一般端口。

逐端口调度必须分别考虑3种端口中流实例的约束转化和时隙搜索步骤。

3.1 源端口

算法2按照流实例的顺序，依次对单个流实例进行约束转化和时隙搜索。

算法2：源端口的约束转化和时隙搜索。

1. for $\forall f_i\in S_k$ do
2. for $j:=0$ to $\frac{T_s}{T_i}-1$ do
3. find lowerbound, upperbound
4. if $\exists m: I_{km}.o-I_{k(m-1)}.c\geqslant L_i$ & $(I_{k(m-1)}.x, I_{k(m-1)}.c+L_i)\subseteq$ (lowerbound, upperbound) then
5. $f_{ij}.o=I_{k(m-1)}.c$
6. $f_{ij}.c=f_{ij}.o+L_i$
7. insert f_{ij} between $I_{k(m-1)}, I_{km}$
8. end if
9. end for
10. end for

1）约束转化：门控制条目约束、单流时序约束、队列先入先出约束和抖动约束分别限制流实例转发时间的搜索范围，通过取上述约束对应时间区间的交集，可得该流实例转发时间的搜索区间。源端口是流的路径中第一个接受调度的端口，不需要考虑与路径中前一端口相关的约束，即单流时序约束和队列先入先出约束。源端口 p_b 中，流实例 f_{ij}^b 的单个约束对应的时间区间如下。

门控制条目约束：$t\in[0,T_s]$；

抖动约束：$t\in[f_{i0}.o, f_{i0}.o+j\cdot T_i+J]$；

流实例 f_{ij}^b 在 $t=j\times T_i$ 时产生，所以转发时间 $t>j\times T_i$；

取交集：lowerbound = max(0，$f_{i0}.o+j\cdot T_i, j\cdot T_i$)；upperbound = min($T_s$，$f_{i0}.o+j\cdot T_i+J$)。

2）时隙搜索：在 (lowerbound, upperbound) 区间搜索最早的足时空时隙。

图2为 f_{ij}^b 搜索最早足时空时隙的过程。在 (lowerbound, upperbound) 区间有2个空时隙。紧邻 lowerbound 的时刻，端口被已经调度的其他流实例占用，第一个无冲突时隙从 t_1 开始，终止于 t_0，长度小于 L_i，不足以转发 f_{ij}^b。下一个空时隙长度为 t_3-t_2，大于 L_i，是最早的足时空时隙。将 f_{ij}^b 的转发时间配置为 t_2。

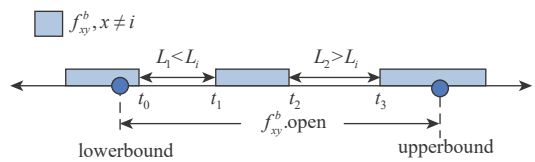


图2 足时空时隙搜索

Fig. 2 Sufficiently long empty time slot search

在为优先级较低的流实例搜索足时空时隙时，受到已调度的高优先级流实例的影响，排队延迟的期望变大。这表明，为需要小排队延迟的流设定高优先级的方法能有效减小实际排队延迟。

3.2 汇合端口

按照流实例的顺序，对单个流实例进行约束转化和时隙搜索。

约束转化：汇合端口需要考虑所有的约束条件。流实例 f_{ij}^b 的单个约束对应的时间区间如下，其中 p_a 是流 f_i 路由中当前端口 p_b 的上一端口，$f_{ij}^a=I_{ax}^{Q_i}$，$I_{a(x-1)}^{Q_i}\in f_{kl}, I_{a(x+1)}^{Q_i}\in f_{mn}$。

门控制条目约束：$t\in[0,T_s]$；

单流时序约束：$t\in[f_{ij}^a.o+d,+\infty]$；

队列先入先出约束：$t\in[f_{kl}^b.c, f_{mn}^b.o-L_i]$；

抖动约束：$t\in[f_{i0}^k.o+jT, f_{i0}^k.o+jT_i+J]$；

取交集：lowerbound=max(0, $f_{ij}^a.o+d, f_{kl}^b.c, f_{i0}^k.o+jT_i$)；upperbound=min($T_s,+\infty, f_{ij}^a.o, f_{mn}^b.o-L_i, f_{i0}^k.o+jT_i+J$)。

在允许使用多条队列的情况下，若无法为流实例找到约束区间内的足时空时隙，则尝试变更队列。变更队列后，流实例需要满足与新队列中其他实例的先入关系，队列先入先出约束发生变化，进而约束转化的时间区间发生变化，可能在新的时间区间内找到足时空时隙。执行“变更队列—约束转

化—搜索足时空时隙”循环(见算法 3 的第 4～6 行), 直到确定流实例的转发时间, 或者使用队列数达到最大限制, 后者表示调度该流实例失败。

算法 3：汇合端口的约束转化和时隙搜索。

1. for $\forall f_i \in S_k$ do
2. for $j := 0$ to $\frac{T_s}{T_i} - 1$ do
3. find lowerbound, upperbound
4. while $\nexists m : I_{km}.o - I_{k(m-1)}.c > L_i$ & $(I_{k(m-1)}.c, I_{k(m-1)}.c + L_i) \subseteq$(lowerbound, upperbound) & f_i.queue < Q do
5. f_i.queue++
6. end while
7. if $\exists m$ then
8. $f_{ij}.o = I_{k(m-1)}.C$
9. $f_{ij}.c = f_{ij}.o + L_i$
10. insert f_{ij} between $I_{k(m-1)}, I_{km}$
11. else
12. return false
13.end if
14. end for
15. end for

时隙搜索：足时空时隙搜索方法与源端口相同。

3.3　一般端口

一般端口中, 约束转化和时隙搜索步骤得到简化, 如算法 4 所示。

约束转化: 一般端口需要考虑所有的约束条件, 因此约束转化后的区间与汇合端口相同。

时隙搜索: 考虑特定时刻 $t_0 = f_{ij}^a.o + d$, 其中 p_a 是流 f_i 路由中当前端口的上一端口。t_0 显然满足门控制条目约束和单流时序约束。

一般端口 p_b 中的流全部来自同一端口 p_a, 若使得 $\forall f_{ij}^b \in I_b, f_{ij}^b.o = f_{ij}^a.o + d$, 则任意经过 p_a、p_b 的两帧, 其在 p_a 的转发顺序与在 p_b 中的转发顺序相同, 即先入先出关系得到保证; 任意经过 p_a、p_b 的流, 其在 p_b 中实例的抖动与在 p_a 中相同:

$$f_{ij}^b.o - f_{i0}^b.o = (f_{ij}^a.o + d) - (f_{i0}^a.o + d) = f_{ij}^a.o - f_{i0}^a.o$$

p_a 中流实例已经被调度, 故其中流实例满足抖动约束, 则 p_a 中实例也可以满足抖动约束。因此, $\forall f_{ij}^b \in I_b, f_{ij}^b.o = f_{ij}^a.o + d$ 是配置一般端口中流实例转发时间的简便方法。

若在 t_0 时刻转发 f_{ij}^b 导致实际延迟超出最大端到端延迟, 则调度失败。

算法 4：一般端口的约束转化和时隙搜索。

1. for $\forall f_i \in S_k$ do
2. for $\forall j := 0$ to $\frac{T_s}{T_i} - 1$ do
3. $f_{ij}.o = f_{ij}^{k-1\text{former}}.o + d$
4. $f_{ij}.c = f_{ij}^{k-\text{former}}.c + d$
5. if $f_{ij}^k.c > T_s \| f_{ij}^k.c + d > D_i$ then
6. return false
7. end if
8. end for
9. end for

4　仿真实验与性能评价

4.1　实验设置

选取同为启发式算法的 HERMES 作为对照组[23], 并在本文中选取该文献中的网络拓扑(见图 3)作为对比基准, 设定不同规模的流量配置, 将 HCCS 与 HERMES 进行对比分析。如图 3 所示, 该基准拓扑为线星形网络, 由 9 个终端和 3 台交换机组成, 全网链路带宽为 1 Gbit/s。在图 3 中, 圆形表示终端, 矩形表示交换机。在仿真实验中, 时间触发流量的帧长在 64～1 518 B 随机选取, 周期取值为 $2^x \cdot 3^y$ ms, 其中, $x, y \in \{1,2,3\}$ 并等概率随机选取, 端到端延迟上界设置为与周期相同。将 0.5 μs 归一化为 1 时间单位, 帧的传输时长为 1～24 的随机整数。流量由端系统发送, 经过交换机转发后被另一端系统接收, 为了使流量集合中均包含跨越 1 台、2 台和 3 台交换机的情况, 设流量的起点在图 3 所示的 1～6 号终端中等概率随机选取, 终点在 7～9 号终端中等概率随机选取, 当起终点选定后路径为最短路径。

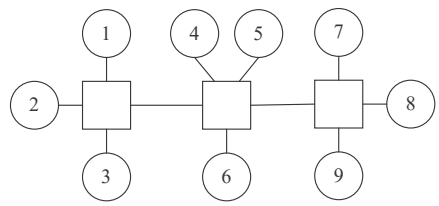


图 3　实验所用网络拓扑

Fig. 3　Network topology used in the experiment

软件仿真实验运行在 AMD EPYC 7F52 CPU 主机上。

4.2　可调度时间触发流

4.2.1　队列数量

HCCS 和 HERMES 均可以对时间触发流在端口使用的队列数量进行配置, 图 4 显示队列数量设置为 1、2、3 时, 2 种方法最多可以调度的流数量。任意两次随机生成的流特性不完全相同, 当流量数目仅相差个位数时, 对比调度成功率的细小差异会受到随机的流特性的影响, 流量数目以 10 为倍数设置可屏蔽该影响, 便于比较 2 种方法的在可调度流的数量方面的性能差异。选取 10 的倍数条流量进行实验, 发现 HCCS 调度能力优于 HERMES。

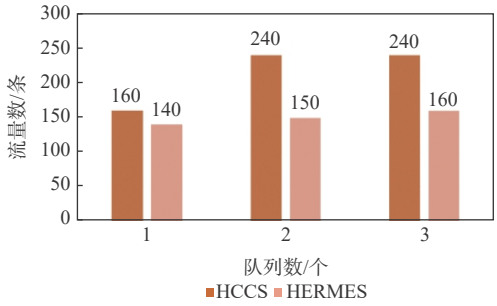


图4 零抖动条件下HERMES和HCCS使用队列数量对可调度流的数量的影响

Fig. 4 Influence of the number of queues used by HERMES and HCCS on the number of schedulable flows under zero-jitter conditions

如图4所示，在零抖动设置下增加允许使用的队列数目，HCCS可调度流的数量始终多于HERMES。HCCS使用2个队列时可调度流的数量大幅度增加，使用3个队列时可调度流的数量不变；HERMES使用2、3个队列时可调度流的数量缓慢均匀增加；而HCCS仅由单队列到双队列就使得可调度流数量大幅度增加，且接近饱和的可调度数量，说明HCCS可以使用更少的队列达到更好的调度效果。HCCS可调度流量数量饱和时，其可调度流的数量增长不再与队列数量有关，而是受到网络利用率和抖动范围的限制。

4.2.2 抖动容忍

HERMES不具有主动控制抖动的机制。仅将HCCS使用队列数量为1和2情况下，不同抖动范围对应的最大可调度流数进行对比，如图5所示。

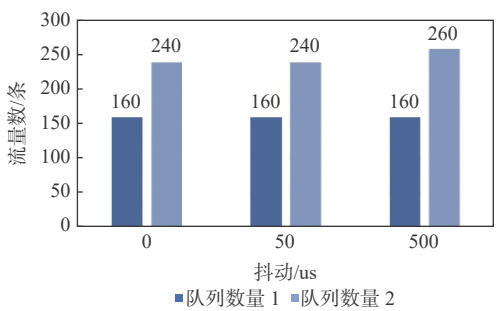


图5 使用1和2条队列时HCCS抖动范围对可调度流的数量的影响

Fig. 5 Influence of HCCS jitter range on the number of schedulable flows when using 1 and 2 queues

图5中，横坐标的时间单位为1 μs，随着抖动从0扩大到500 μs，2种队列配置下HCCS可调度流的数量增长都不明显。可见使用更多的队列比扩大抖动容忍范围更有助于提升网络容纳流数量。

4.3 计算效率

HCCS和HERMES的输入均为网络拓扑和一组时间触发流。HERMES的抖动限制为0，因此只能在零抖动条件下进行比较。

将2种方法的使用队列数量设置为1。以20为步长从20到140（该配置下HERMES最多可调度的流数量）选择流数量，在每个流数量条件下重复生成5组时间触发流。图6为运行在AMD EPYC 7F52 CPU的主机上时，HCCS和HERMES搜索门控制列表的时间随流数量变化关系的对比。

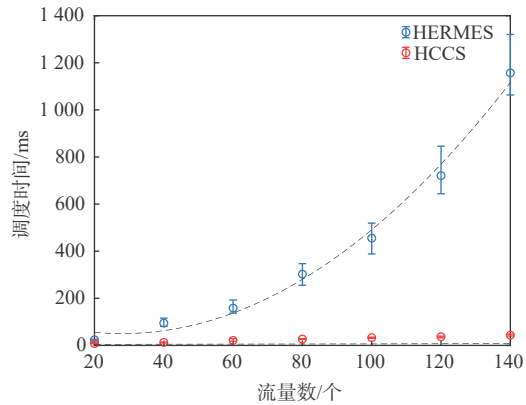


图6 HCCS和HERMES的计算时间-流数量变化曲线

Fig. 6 Calculation time vs. flow quantity variation curve for HCCS and HERMES

采用HCCS方法，门控制列表求解时间大幅度降低。随着流量规模增加，HCCS方法计算时间的增长率显著小于HEMRES方法。对于相同的拓扑和流量，HCCS和HERMES都会遍历全部端口的全部流。计算效率的差异主要体现在对于单个流实例的调度，HERMES需要检查当前流实例与所有已调度的流实例是否发生时隙冲突，有可能尝试逐时间单位的调整；HCCS则只需检查转发时间小于upperbound的已调度流实例，且约束转化使得只需判断时隙长度不小于当前流实例的长度，不需要逐时间单位尝试。

5 结 论

HCCS方法能够快速计算可容纳大量时间触发流量的门控制列表，并通过使用多条队列和放宽抖动限制进一步提升流量容纳量，适用于航空航天和工业自动化领域大量实时性数据交换场景。

1）使用单条队列时，HCCS方法比HERMES方法可以使更多时间触发流获得可调度性。

2）使用多条队列显著提升HCCS方法可调度流的数目；其中，在零抖动限制下，使用2条队列，HCCS可调度流的数量比使用一条队列增加50%。

3）放宽抖动限制使得HCCS可调度流的数量增加，但效果弱于增加队列，例如，容忍抖动500 μs时，比零抖动情况增加约20条。

4）HCCS方法求解门控列表的时间随流量规

模线性增长, 增长率显著小于 HEMRES 方法, 当流量规模超过 100 条时, 所需计算时间小于后者的 1/10。

参考文献（References）

[1] KOPETZ H, GRUNSTEIDL G. TTP - A time-triggered protocol for fault-tolerant real-time systems[C]//Proceedings of the FTCS-23 The Twenty-Third International Symposium on Fault-Tolerant Computing. Piscataway: IEEE Press, 2002: 524-533.

[2] CRACIUNAS S S, SERNA OLIVER R , STEINER W. Demo abstract: slate XNS: an online management tool for deterministic TSN Networks[C]//Proceedings of the 2018 IEEE Real-Time and Embedded Technology and Applications Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2018: 103-104.

[3] LARRANAGA A, LUCAS-ESTAN M C, MARTINEZ I, et al. Analysis of 5G-TSN integration to support industry 4.0[C]//Proceedings of the 2020 25th IEEE International Conference on Emerging Technologies and Factory Automation. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1111-1114.

[4] ALI SYED A A, AYAZ S, LEINMULLER T, et al. Fault-tolerant dynamic scheduling and routing for TSN based in-vehicle networks [C]//Proceedings of the 2021 IEEE Vehicular Networking Conference. Piscataway: IEEE Press, 2021: 72-75.

[5] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-timing and synchronization for time-sensitive applications in bridged local area networks-corrigendum 2: technical and editorial corrections: IEEE Std 802.1AS-2011/Cor 2-2015[S]. Piscataway: IEEE, 2016: 1-13.

[6] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-virtual bridged local area networks amendment 12: forwarding and queuing enhancements for time-sensitive streams: 802.1Qav-2009[S]. Piscataway: IEEE, 2010: 1-72.

[7] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-virtual bridged local area networks amendment 14: stream reservation protocol: 802.1Qat-2010[S]. IEEE, 2010: 1-119.

[8] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-bridges and bridged networks-amendment 25: enhancements for scheduled traffic: 802.1Qbv[S]. Piscataway: IEEE, 2015: 1-57.

[9] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-bridges and bridged networks-amendment 26: frame preemption: 802.1Qbu-2016[S]. Piscataway: IEEE, 2016: 1-52.

[10] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-bridges and bridged networks-amendment 28: per-stream filtering and policing: 802.1Qci-2017[S]. Piscataway: IEEE, 2017: 1-65.

[11] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-frame replication and elimination for reliability: 802.1CB[S]. Piscataway: IEEE, 2017: 1-102.

[12] IEEE. IEEE standard for local and metropolitan area networks-bridges and bridged networks-amendment 31: stream reservation protocol enhancements and performance improvements: 802.1Qcc-2018[S]. Piscataway: IEEE, 2018: 1-208.

[13] LO BELLO L, STEINER W. A perspective on IEEE time-sensitive networking for industrial communication and automation systems [J]. Proceedings of the IEEE, 2019, 107(6): 1094-1120.

[14] SCHWEISSGUTH E, DANIELIS P, TIMMERMANN D, et al. ILP-based joint routing and scheduling for time-triggered networks [C]//Proceedings of the 25th International Conference on Real-Time Networks and Systems. New York: Association for Computing Machinery, 2017: 8-17.

[15] FALK J, DÜRR F, ROTHERMEL K. Exploring practical limitations of joint routing and scheduling for TSN with ILP[C]//Proceedings of the 2018 IEEE 24th International Conference on Embedded and Real-Time Computing Systems and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2018: 136-146.

[16] SCHWEISSGUTH E, TIMMERMANN D, PARZYJEGLA H, et al. ILP-based routing and scheduling of multicast realtime traffic in time-sensitive networks[C]//Proceedings of the 2020 IEEE 26th International Conference on Embedded and Real-Time Computing Systems and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-11.

[17] CRACIUNAS S S, OLIVER R S, CHMELÍK M, et al. Scheduling real-time communication in IEEE 802.1 Qbv time sensitive networks[C]//Proceedings of the 24th International Conference on Real-Time Networks and Systems. New York: Association for Computing Machinery, 2016: 183-192.

[18] SERNA OLIVER R, CRACIUNAS S S, STEINER W. IEEE 802.1 Qbv gate control list synthesis using array theory encoding[C]//Proceedings of the 2018 IEEE Real-Time and Embedded Technology and Applications Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2018: 13-24.

[19] RAAGAARD M L, POP P, GUTIERREZ M, et al. Runtime reconfiguration of time-sensitive networking (TSN) schedules for fog computing[C]//Proceedings of the 2017 IEEE Fog World Congress (FWC). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[20] ANSAH F, ABID M A, DE MEER H. Schedulability analysis and GCL computation for time-sensitive networks[C]//Proceedings of the 2019 IEEE 17th International Conference on Industrial Informatics. Piscataway: IEEE Press, 2019, 1: 926-932.

[21] REUSCH N, ZHAO L, CRACIUNAS S S, et al. Window-based schedule synthesis for industrial IEEE 802.1 Qbv TSN networks [C]//Proceedings of the 2020 16th IEEE International Conference on Factory Communication Systems. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-4.

[22] KIM H J, CHOI M H, KIM M H, et al. Development of an Ethernet-based heuristic time-sensitive networking scheduling algorithm for real-time in-vehicle data transmission[J]. Electronics, 2021, 10(2): 157.

[23] BUJOSA D, ASHJAEI M, PAPADOPOULOS A V, et al. HERMES: heuristic multi-queue scheduler for TSN time-triggered traffic with zero reception jitter capabilities[C]//Proceedings of the 30th International Conference on Real-Time Networks and Systems. Paris: Association for Computing Machinery, 2022: 70-80.

[24] LEE D J. Incremental routing and scheduling using multipath and nonzero jitter bound for IEEE 802.1 Qbv time aware shaper[J]. IEEE Access, 2023, 11: 25035-25049.

[25] CRACIUNAS S S, OLIVER R S. Combined task-and network-level scheduling for distributed time-triggered systems[J]. Real-Time Systems, 2016, 52(2): 161-200.

Heuristic constraint conversion scheduling method for time-triggered flows in TSN

ZHOU Ziyan，LI Qiao*，SHI Qidong

(School of Electronic Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：In this paper, a heuristic constraint conversion scheduling method (HCCS) is presented for time-triggered flows in time-sensitive networks (TSNs). The HCCS method establishes a port scheduling order based on path and per-flow temporal constraints, ensuring that the transmission time of flow instances through high-priority ports is unaffected by low-priority ports. For flow instances passing through the same port, their scheduling order is determined by the flow priorities and their release times within the hyper-period. The constraints of flow instances are then converted into schedulable time intervals, within which heuristic searches are conducted to identify a time slot of sufficient length to determine the gate-controlled forwarding times of the corresponding ports. Each conversion addresses the constraints of individual flow instances, so the resulting time intervals confine the search space, significantly improving constraint-solving efficiency. Moreover, constraint conversion allows the HCCS method to be applied to both single-queue and multi-queue configurations, making it suitable for both zero-jitter and jitter-limited scheduling scenarios. Comparative simulations with the existing heuristic multi-queue scheduler (HERMES) algorithm show that HCCS increases the proportion of schedulable flows and achieves a computation speedup of approximately 3 to 25 times over HERMES, depending on the traffic scale.

Keywords：time-sensitive network；time-triggered；scheduling；heuristic method；constraint programming

Received：2023-09-14；**Accepted**：2023-12-15；**Published Online**：2024-02-28 15：56

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240228.0924.001

* **Corresponding author**. E-mail：avionics@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0607

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
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：无线局域网是航空电子机内无线通信(WAIC)机舱内无线互连的候选技术之一。借鉴IEEE 802.11ax标准定义的接入机制，并对上行多用户正交频分多址接入(OFDMA)进行改进，提出了一种基于比例公平的最小填充开销(PF-MPO)方法。该方法对多用户进行分簇管理，在保证簇之间比例公平性的条件下提高系统吞吐量，且能够通过调整簇内节点的传输持续时间减小填充开销；还可以在该方法基础上扩展形成设置排队延迟阈值的PF-MPO (WD-PF-MPO)方法，使排队延迟高于阈值的用户立即传输。仿真结果表明：与单纯追求平均吞吐量最大化的最大载干比(MAX C/I)方法相比，PF-MPO方法及WD-PF-MPO方法将系统的Jain公平指数提升至0.9以上，PF-MPO方法使最大传输延迟降低至少25%，且WD-PF-MPO方法能够在保证公平性的条件下使最大传输延迟进一步降低。

关 键 词：航空电子机内无线通信；正交频分多址接入；比例公平；填充开销；传输延迟
中图分类号：V243.1；TN92
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3973-09

现有大中型飞机的航空电子系统采用大量的光缆、电缆进行互连，维护成本高，存在体积、质量和功耗问题[1]。航空电子机内无线通信(wireless avionics intra-communication, WAIC)有望替代部分有线互连，降低维护成本的同时，提高机内航空电子设备之间多路信息访问的及时性和灵活性[2]。2015年，国际电信联盟(international telecommunication union, ITU)宣布WAIC的频带为4.2～4.4 GHz[3]。

对于机内高数据速率通信场景，ITU建议使用商用现成协议。对于ECMA-368定义的超宽带(ultra wide band, UWB)技术，文献[4]提出了一种将其与交换式以太网相结合的混合架构，以减少通信延迟和电磁敏感性，并提高可扩展性。文献[5]评估了小型客舱模型内UWB网络的可靠性。借鉴5G个人移动通信，文献[6]基于射线追踪仿真分析了航电舱室场景下60 GHz的信道特性。更多可供参考的实现借鉴了成熟的IEEE 802.11协议[7]：美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的航天飞机使用基于IEEE 802.11的无线传感器进行健康监测[8]；文献[9]进行了真实的现场实验，验证了真实飞机环境中IEEE 802.11协议在WAIC频段的航空电子设备传感器网络内的可行性。

当前，无线媒体接入控制(media access control, MAC)层的多址访问方式可分为随机接入和确定性接入2类。典型的随机接入协议为类ALOHA接入协议及IEEE 802.11标准中CSMA/CA协议，但其在高流量负载下存在稳定性问题，而且出现碰撞后的退避重传操作会造成不确定的延迟[10]，影响了航电互连中的应用性能。对于确定性接入协议，包含时分多址接入(time division multiple access, TDMA)、最大载干比(maximum carrier-to-interference, MAX C/I)调度、比例公平(proportional fairness, PF)调度

收稿日期：2023-09-25；**录用日期**：2023-12-07；**网络出版时间**：2023-12-13 11:41
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231212.1616.003
基金项目：国家自然科学基金(62071023)
*通信作者. E-mail：avionics@buaa.edu.cn

引用格式：吴亚武，李峭，王彤，等. WAIC网络上行多用户分簇比例公平访问方法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3973-3981. WU Y W，LI Q，WANG T，et al. Proportional fair access method for uplink multi-user clustering in WAIC networks[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3973-3981 (in Chinese).

等。TDMA 以固定的接入等待延迟为代价在高流量负载下具有较好的确定性；MAX C/I 选择信道速率最高的用户接入，虽然实现了高吞吐量，但牺牲了公平性；比例公平则在容量利用率和公平性之间实现了可控的权衡[1]。IEEE 802.11ax[11] 的上行用户接入可采用上行多用户随机接入机制和基于触发帧的正交频分多址接入（orthogonal frequency division multiple access, OFDMA）调度接入机制，后者本质上是一种确定性接入协议，能在避免冲突的条件下保证高吞吐量，在满足 WAIC 网络带有延迟限制的图像/语音/视频等数据传输需求方面具有优势。

本文研究机舱内上行多用户基于 OFDMA 的传输方案。无线接入毕竟不是信道状态稳定的有线链路，用户节点的信道条件有差异且衰落起伏，而且同一时刻接入的用户数有限制（最多 9 个），则分簇易于在 MAC 层和物理层的联合设计中“分而治之”地应对这些限制条件。文献 [12] 对多用户进行分簇，提出了一种基于 OFDMA 的动态调度传输时间的算法，并行考虑填充开销和用户功率，在资源分配框架中动态地确定调度持续时间。文献 [13] 提出一种比例公平的效用函数，即用户瞬时速率与平均速率之比，选择效用函数较高的用户可以在最大化系统吞吐量和保持用户公平性之间取得平衡。文献 [14] 针对比例公平效用函数中平均速率的更新提出一种指数移动平均方法，并且提出加权因子应与用户的最大可容忍延迟和信道条件的突然恶化有关。文献 [15] 提出了一种带饥饿阈值的比例公平调度方法，为每个用户设置一个饥饿阈值以避免部分用户长时间饥饿。文献 [16] 提出了一种以 OFDMA 帧为基础的比例公平分组调度方法，将调度资源定义为每 OFDMA 子信道的固定持续时间的时隙，并且在用户队列非积压的流量模式下提出一种简单的更新比例公平平均速率的方法。

本文对 IEEE 802.11ax 无线局域网技术进行适用性改造；应用于 WAIC 网络上行多用户通信系统，基于用户簇进行调度传输，综合考虑系统填充开销、簇之间的公平性及系统的最大传输延迟，提出一种基于比例公平的最小填充开销（proportional fairness-based-minimum padding overhead, PF-MPO）方法；该方法还允许接入点设置系统负载阈值，使排队延迟高于阈值的用户得以立即传输，以进一步降低系统的最大传输延迟。

1 多用户访问控制

本文研究的 WAIC 网络上行多用户分簇访问方案建立在如图 1 所示 WAIC 网络系统架构的基础上，航空电子系统的用户节点将数据上传到所属的接入点（access point, AP），再与全双工交换式以太网（avionics full duple switched Ethernet, AFDX）骨干网络进行连接。文献 [17] 提出一种 IEEE 802.11e[18] 与 AFDX 结合的混合网络，利用 IEEE 802.11e 的混合控制信道接入机制增强确定性，并支持 AFDX 业务的服务质量（quality of service, QoS）要求，其本质上是一种点名轮询的调度。随着无线技术的发展，IEEE 802.11ax 引入基于触发帧的调度接入机制，并且以空分和正交频分物理层极大地扩展了系统容量和多址接入能力，但需要发展与之相适应的确定性多用户访问方案。

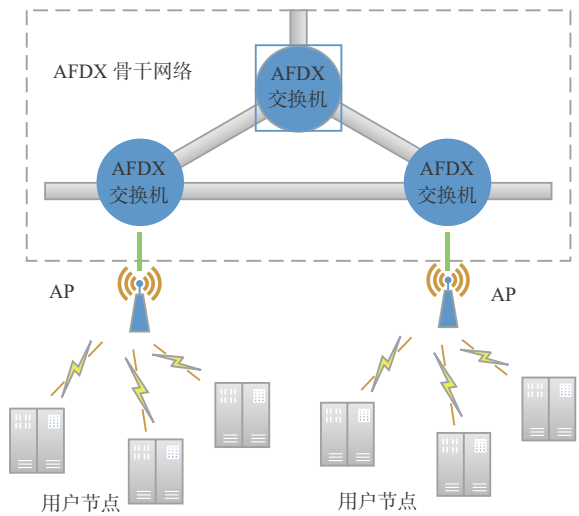


图 1 WAIC 网络系统架构

Fig. 1 System architecture of WAIC network

IEEE 802.11ax 定义的上行 OFDMA 调度接入过程如图 2 所示。AP 在获得接入信道的机会后，可以主动发送缓存状态请求轮询（buffer status report poll, BSRP）帧请求各站点（station, STA）在等待段帧间间隔（short interframe space, SIFS）后通过 BSR 帧上报缓冲区信息及信道状态信息（channel state information, CSI）；AP 发送基于多用户的请求发送（multi-user request to send, MU-RTS）帧，用于指示资源块（resource unit, RU）的分配方案、发射功率、调制编码方案、传输机会（transmission opportunity, TXOP），其中，TXOP 为本次传输持续时间；各 STA 在等待 SIFS 后回复允许发送（clear to send, CTS）帧；AP 在接收到 CTS 帧之后发送基本触发（trigger）帧开启数据传输，各 STA 在 TXOP 内发送上行协议数据单元（uplink protocol data unit, UL-PPDU），一次 TXOP 需要所有 STA 同时开始和同时结束，因此不同步的 STA 在数据倾尾添加 0 进行填充（padding, PAD）传输结束后发送对应的多用户确认 (multi-user acknowledgment, MU-ACK) 帧。

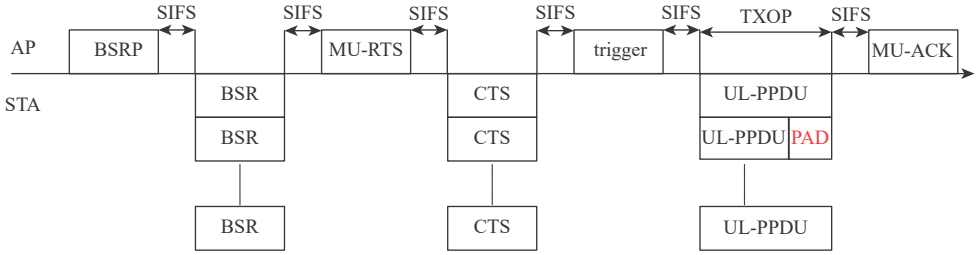


图 2　基于 OFDMA 的调度接入机制

Fig. 2　OFDMA-based scheduling access mechanism

设舱内存在M个用户, 信道总带宽为B, 将其划分为G个用户簇。用户簇是指一次上行传输中被安排接入到 AP 的所有用户节点集合。设每个簇包含至多K个用户节点。部署时, 使簇内节点的空间位置分散, 有利于降低每次占用空间流的用户的相关性, 避免一次深度衰弱造成整簇节点的中断。

本文研究基于用户簇的舱内多用户上行 OFDMA 传输, 考虑了基于 MAX C/I 的用户簇选择方法, 选择吞吐量最大的簇进行传输。另外, 对图 2 所示的接入机制进行剪裁, AP 仅对缓冲区信息未知的用户在调度传输前发送 BSRP 帧。AP 依据簇内待传输的用户数量选择合适的 RU 划分方式。

设子载波划分为N个 RU, 资源块$n\in\{1,2,\cdots,N\}$, 在某次 TXOP 中, AP 选择第g簇进行传输, $g\in\{1,2,\cdots,G\}$。依据簇内用户的发射功率$p_{k,n}^{g}$、接收端的 CSI 信息和 RU 分配值的指示变量$\alpha_{k,n}^{g}$, 用户节点$k\in\{1,2,\cdots,K\}$在资源块n上的信噪比可以记为

$$\gamma_{k,n}^{g}=\frac{\left|\boldsymbol{h}_{k,n}^{g}\right|^{2}p_{k,n}^{g}}{\sigma_{k,n}^{2}} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{h}_{k,n}^{g}$和$\sigma_{k,n}^{2}$分别为用户节点k在资源 CRn上的信道脉冲响应和噪声功率。

用户节点k的可达传输速率为

$$R_{k}^{g}=\sum_{n=1}^{N}\alpha_{k,n}^{g}\log_{2}\left(1+\gamma_{k,n}^{g}\right) \tag{2}$$

式中: $\alpha_{k,n}^{g}$表示资源 CRn是否分配给用户节点k。

给定的误比特率(bit error rate, BER)和期望达到的单位带宽数据传输速率r, 在实际系统中必须考虑调制解调方案确定有效的信噪比。有效信噪比与香农容量下的理论信噪比γ之间的差值为功率损耗, 被称为信噪比差距[19], 记为Γ, 则有

$$r=\log_{2}\left(1+\frac{\gamma}{\Gamma}\right) \tag{3}$$

对于多进制正交振幅调制(multi-level quadrature amplitude modulation, M-QAM)系统, 当多进制值$M\geqslant 4$, $0\leqslant\gamma\leqslant 30$时, BER 界限近似表达为[20]

$$C_{\mathrm{BER}}\approx 0.2\mathrm{e}^{-1.5\gamma/(M-1)} \tag{4}$$

式中: 单位带宽的传输速率r等价于每符号的比特数, 即$M=2^{r}$。

联立式 (3) 和式 (4), 得到以 BER 界限表达的信噪比差距:

$$\Gamma=\frac{-\ln(5C_{\mathrm{BER}})}{1.5} \tag{5}$$

考虑实际系统中的信噪比差距[19], 式 (2) 可以改写为

$$R_{k}^{g}=\sum_{n=1}^{N}\alpha_{k,n}^{g}\log_{2}\left(1+\frac{\gamma_{k,n}^{g}}{\Gamma}\right) \tag{6}$$

设 AP 进行决策调度、开启 TXOP 的时刻为$t_0,t_1,t_2,\cdots$, 使用指示变量$I^{g}(t_i)$来表示第g簇在t_i时刻的调度状态, $I^{g}(t_i)$表示该簇被调度进行传输。用$q_{k}^{g}(t_i)$表示t_i时刻第g簇中第k个用户节点在 AP 记录的缓冲区队列长度, 在每次调度结束后, 下一次 TXOP 前, 更新 AP 记录的各个用户节点缓冲区队列长度, 表示为

$$q_{k}^{g}(t_{i+1})=\left[q_{k}^{g}(t_i)-R_{k}^{g}(t_i)T_{\mathrm{s}}I^{g}(t_i)\right]^{+} \tag{7}$$

式中: $[y]^{+}=\max(y,0)$; T_{s}为t_i时刻 TXOP 的传输持续时间。

用T_{k}^{g}表示用户节点k将 AP 记录的缓冲区队列全部发送所需的时间, 记为

$$T_{k}^{g}=\frac{q_{k}^{g}(t_i)}{R_{k}^{g}(t_i)} \tag{8}$$

对于给定的T_{s}, 用$d_{k}^{g}(t_i)$表示用户节点k发送的数据大小:

$$d_{k}^{g}(t_i)=\min\left(R_{k}^{g}(t_i)T_{\mathrm{s}},q_{k}^{g}(t_i)\right) \tag{9}$$

用$D_{\mathrm{cluster}}^{g}(t_i)$来表示第$g$簇全部用户节点吞吐量之和, 表示为

$$D_{\mathrm{cluster}}^{g}(t_i)=\sum_{k=1}^{K}\frac{d_{k}^{g}(t_i)}{T_{\mathrm{s}}} \tag{10}$$

2　比例公平与最小填充开销准则

MAX C/I 用户簇选择方法单纯地提高系统的

吞吐量，但没有考虑用户簇之间的公平性。本文提出 PF-MPO 方法，是在保证簇之间比例公平的条件下提高系统吞吐量，同时通过调整簇内用户的传输持续时间减小填充开销。对于舱内的G个簇，根据各个簇内用户节点的T_k^g，设置每次 TXOP 的传输持续时间$T_\mathrm{s}=\min T_k^g$，此时簇内全部用户节点的吞吐量之和重新表示为

$$D_{\max}^g(t_i)=\sum_{k=1}^{K}R_k^g(t_i) \tag{11}$$

理想的公平性无法实现，调度器可容忍的非公平范围被称为滑动窗口。在传输结束后，用指数平均移动方法[13]更新簇的平均吞吐量$\bar{D}^g(t_i)$，表示为

$$\bar{D}^g(t_{i+1})=\left(1-\frac{1}{L}\right)\bar{D}^g(t_i)+\frac{D_{\max}^g(t_i)\cdot I^g(t_i)}{L} \tag{12}$$

式中：滑动窗口L为无量纲的系数，其值越大，簇容忍的非公平排队等待时间越长。如果 TXOP 持续时间为定长，则L以时隙数为单位[13]；但 PF-MPO 方法用于 TXOP 持续时间可变的场景，则L使用 TXOP 的次数作为可容忍非公平范围的度量。

用户簇的选择问题可以表示为

$$g_{\text{PF-MPO}}=\arg\max_{\forall g\in G}\frac{D_{\max}^g(t_i)}{\bar{D}^g(t_i)} \tag{13}$$

约束条件为

$$\mathrm{C1}:0\leqslant\sum_{n=1}^{N}\alpha_{k,n}^g p_{k,n}^g\leqslant p_{\max}^g \tag{14}$$

$$\mathrm{C2}:\sum_{n=1}^{N}\alpha_{k,n}^g\leqslant 1,\alpha_{k,n}^g\in\{0,1\} \tag{15}$$

$$\mathrm{C3}:\sum_{g=1}^{G}I^g(t_i)\leqslant 1 \tag{16}$$

3 设置排队延迟阈值的 PF-MPO 方法

PF-MPO 方法保证了用户簇之间的公平性，但会导致部分用户经历过长的排队等待延迟。在此基础上，提出一种设置排队延迟阈值的基于比例公平的最小化填充开销（waiting delay-PF-MPO, WD-PF-MPO）方法。

AP 通过 BSR 帧获取用户缓冲区队列信息的同时记录该帧的到达时间，记为A_k^g。在t_i时刻的 TXOP 前，AP 更新各个用户队列的排队等待延迟E_k^g，可以表示为

$$E_k^g=t_i-A_k^g \tag{17}$$

AP 根据 WAIC 网络接入的用户节点数量设置不同的阈值S，为用户簇选择问题（13）增加新的约束条件：

$$\mathrm{C4}:E_k^g\leqslant S \tag{18}$$

当第g簇存在用户节点k的D_k^g不满足式（18），对于该时刻的 TXOP，则有$I^g(t_i)=1$，$N=1$，$\alpha_{k,1}^g=1$，T_s按照式（8）设置，记该簇为$g_{\text{WD-PF-MPO}}$，在传输结束后更新簇的平均传输速率，具体流程如图 3 所示。

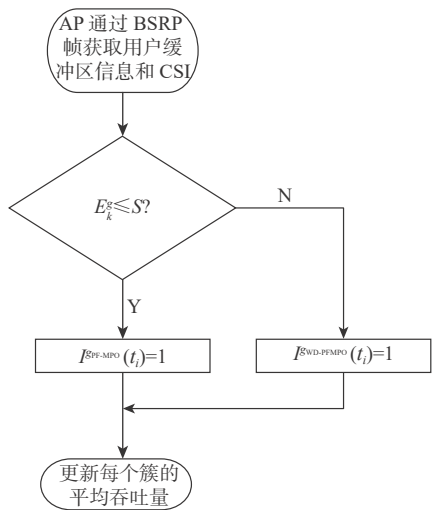


图 3 设置排队延迟阈值的 PF-MPO 方法流程

Fig. 3 PF-MPO method with queue delay threshold

4 仿真实验与结果分析

调用 MATLAB 的 WLAN 工具箱，考虑机舱内信道参数，创建 WAIC 网络上行多用户仿真模型。采用对数正态阴影路径损耗模型描述机舱内无线信道的大尺度衰弱，表示为

$$P_{\mathrm{dB}}=P_0+10n_{\text{loss}}\log_{10}d+X_\sigma \tag{19}$$

式中：d为参考距离；n_{loss}为路径损耗指数；X_σ表示均值为 0、标准差为σ的高斯随机变量。

在文献 [21] 中，对参数σ统计并得到经验公式为

$$\sigma=0.05f^2-1.47f+5.80 \tag{20}$$

式中：f为信号频率，GHz。PL_0和σ的单位为 dB。

舱内存在大量金属材料和空腔，接收端信号由反射、绕射和散射的多径分量叠加而成，采用 S-V 模型描述舱内无线信道的小尺度衰弱[21]，表示为

$$h(t)=\sum_{k=0}^{\infty}\sum_{l=0}^{\infty}\beta_{k,l}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\theta_{k,l}}\delta\left(t-T_k-\tau_{k,l}\right) \tag{21}$$

式中：$\beta_{k,l}$和$\theta_{k,l}$分别为第k个簇中第l条径的幅度和相位；T_k为第k个簇中第 1 条径的到达时间；$\tau_{k,l}$为第k个簇中第l条径的到达时间。T_k和$\tau_{k,l}$为 2 个相互独立的泊松过程，簇和径的到达率分别为Λ和λ。

表 1 给出了仿真实验中参数的取值，其中，簇、径到达率采取了文献 [22] 仿真得到的实验结果。

每个用户的缓冲区队列采用泊松达到过程的变长流模型，即每个用户流量的数据包到达时间间隔服从指数分布。到达时间间隔平均值分别取

表 1　仿真实验参数

Table 1　Simulation experimental parameters

网络空间半径/m	噪声功率谱密度/$(\text{dBm}\cdot\text{Hz})^{-1}$	中心频率/GHz	带宽/MHz	簇到达率/ns^{-1}	径到达率/ns^{-1}	路径损耗指数
15	−174	4.3	20	0.13～0.25	1.67～2.88	2

0.2 ms、0.4 ms、0.8 ms 和 1.6 ms; 数据包长度的均值分别取 125 Bytes、250 Bytes、500 Bytes、1 000 Bytes, 且在±50 Bytes 范围内均匀分布。

使用 Jain's 公平指数(Jain's fainess index, JFI)评价-系统的公平性[23], 定义如下:

$$J=\left[\sum_{g=1}^{G}T_g\right]^2\Big/G\sum_{g=1}^{G}\left[T_g\right]^2 \tag{22}$$

式中: T_g为第g个簇占用的传输时间。

4.1　最大传输延迟

考虑具有M个用户节点的 WAIC 网络仿真案例, 设每个簇包含至多 4 个用户, 用户与 AP 之间的距离在 1～15 m 内服从均匀随机分布, 每次仿真时长设置为 1 s。

图 4 给出了 MAX C/I、PF-MPO 和 WD-PF-MPO 这 3 种方法在不同数据包长度和到达时间间隔下, 系统仿真得出的最大传输延迟值。从图中可见, 当数据包长度为 125 Bytes 时, 3 种方法的最大传输延迟差距最小; 当用户数量增大到 32 时, MAX C/I 方法得出的传输延迟最大值为 981 ms; 相比之下, PF-MPO、WD-PF-MPO 方法得到的最大传输延迟分别为 736 ms 和 670 ms, 相比于 MAX C/I 方法分别降低约 25% 和 31.7%; 当数据包长度为 500 Bytes 时, PF-MPO 和 WD-PF-MPO 这 2 种方法的最大传输延迟差距最小, 约为 2%; 当数据包长度为 125 Bytes 时, 2 种方法的最大传输延迟差距最大, 约为 10%。

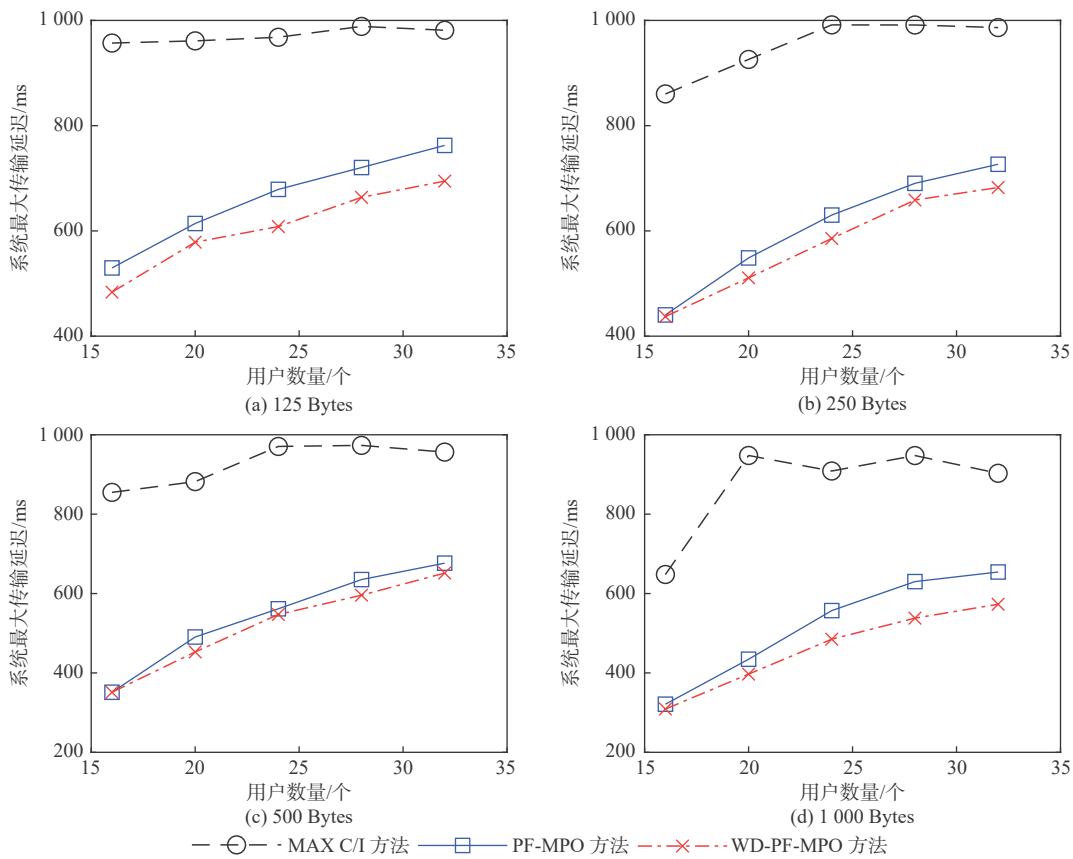


图 4　最大传输延迟与用户数量的变化曲线

Fig. 4　Curves of maximum transmission delay vs. number of users

4.2　系统资源公平性

图 5 展示了 MAX C/I、PF-MPO 和 WD-PF-MPO 这 3 种方法在不同用户节点数量下的 Jain's 公平指数分析结果。可见, 随着用户节点数量的增多, MAX C/I 方法的 Jain's 公平指数持续降低, PF-MPO 方法表现出最好公平性。相比而言, WD-PF-MPO 方法下 Jain's 公平指数有所降低, 但始终维持在 0.9 以上, 说明其在降低最大传输延迟和保持公平性方面进行了权衡。

用户簇最大饥饿时间是簇在仿真时长中相邻 2 次获得 TXOP 的最大时间间隔。提高系统公平性的优势是避免等待时间过长使簇"饿死"。图 6 给

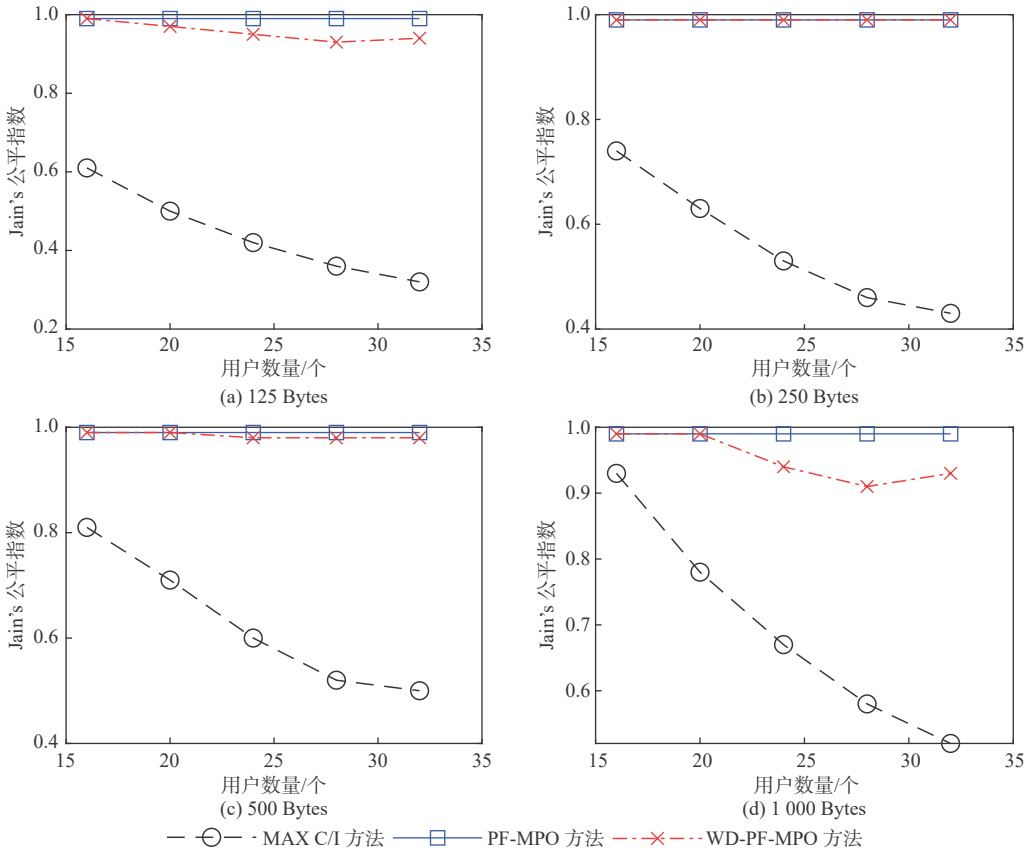


图 5 Jain's 公平指数与用户数量的变化曲线

Fig. 5 Curves of Jain's fairness index vs. number of users

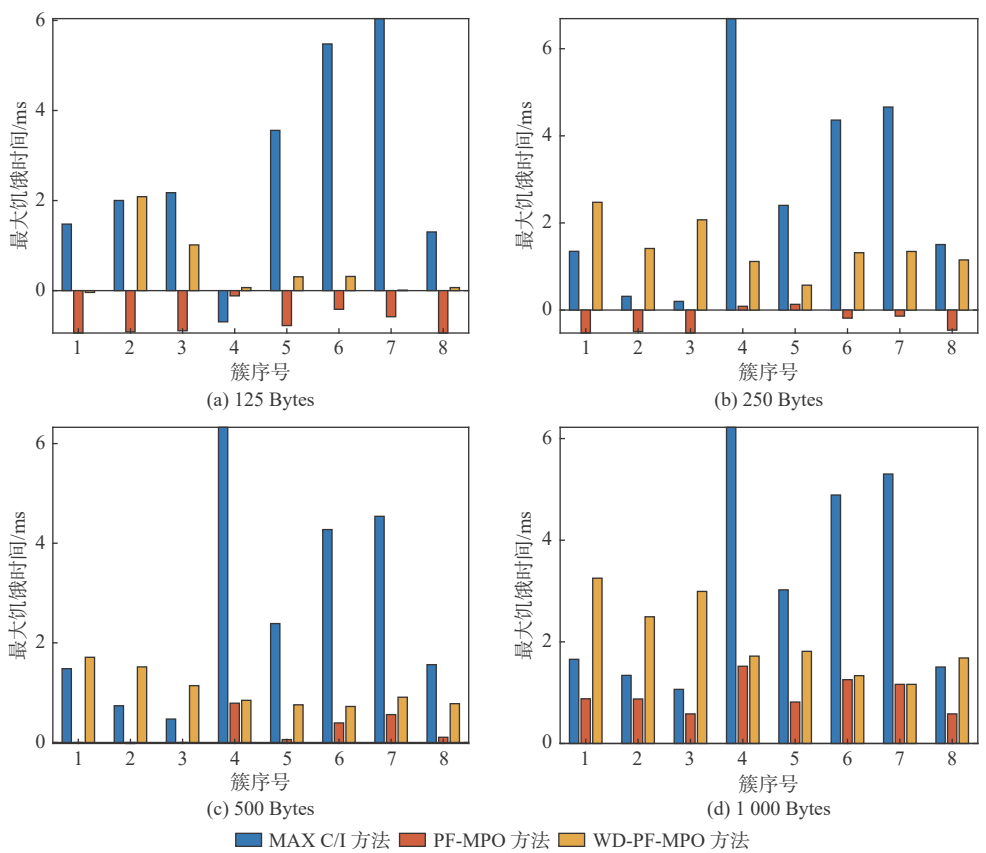


图 6 用户簇最大饥饿时间的对数分布情况

Fig. 6 Logarithmic distribution of maximum hunger times for user clusters

出了不同数据包长度均值下, 用户节点数量 $M=32$时, 用户簇最大饥饿时间的对数分布情况。在 MAX C/I 方法中, 均存在由于个别用户信道衰落而导致某些簇相邻 2 次 TXOP 间隔过长的情况。与之相比, 本文 2 种方法使得每个簇的饥饿时间显著减小。在设定其他用户数量的实验中也有类似结果。

避免饥饿的代价是系统平均传输延迟的增大和吞吐量的下降。图 7 仿真给出了 3 种方法在不同用户节点数量下系统的平均传输延迟。MAX C/I 方法下系统的平均传输延迟最小; 当数据包长度为 500 Bytes 时, WD-PF-MPO 方法的平均传输延迟相比于 PF-MPO 方法约降低 3%; 当数据包长度为 1 000 Bytes 时, WD-PF-MPO 方法的平均传输延迟相比于 PF-MPO 方法约降低 8%。图 8 给出了 3 种方法在不同用户节点数量下系统的吞吐量。MAX C/I 方法下系统的吞吐量最大, WD-PF-MPO 方法下系统的吞吐量最小, PF-MPO 方法介于两者之间。

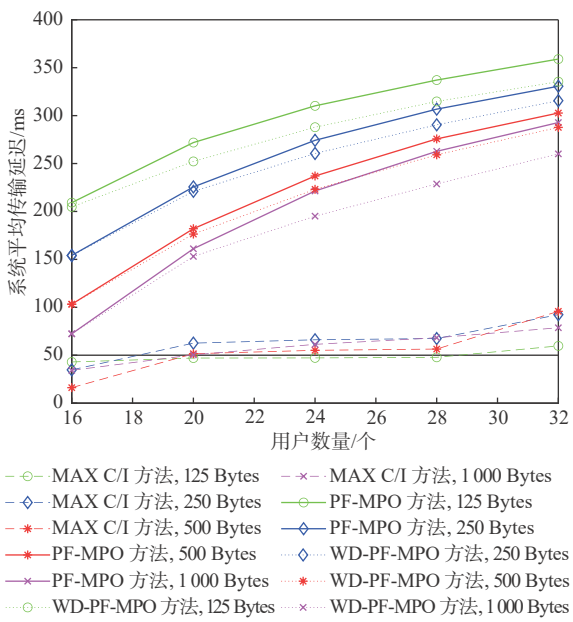


图 7　平均传输延迟与用户数量的变化曲线

Fig. 7　Curves of average transmission delay vs. number of users

参考 ITU-R 2283-0[24] 报告, 高数据速率内部应用中, 用于传输驾驶舱和机组人员静态图像的节点数量最高可至 50 个, 每个节点的平均传输速率为 1.6 Mbit/s, 本文仿真案例中将用户数量设置为 48, 数据速率为 2 Mbit/s。图 9 给出了不同数据发送周期下系统的最大传输延迟和 Jain's 公平指数。可见, 相比于 MAX C/I 方法, PF-MPO 与 WD-PF-MPO 方法得到的最大传输延迟更小, 同时将系统 Jain's 公平指数维持在 0.9 以上。

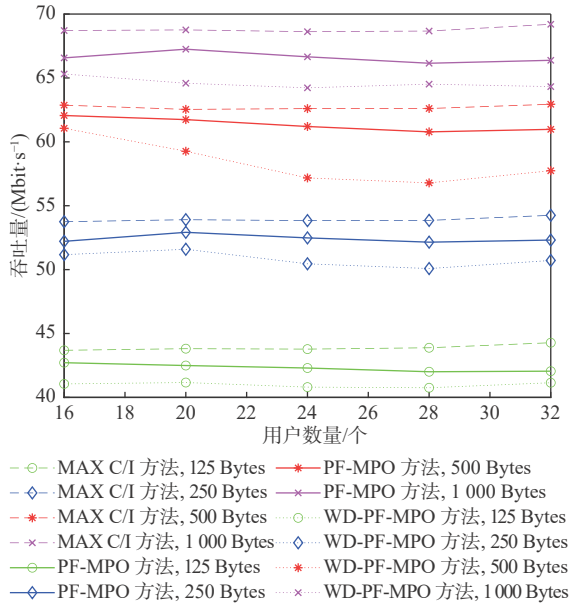


图 8　吞吐量与用户数量的变化曲线

Fig. 8　Curves of throughput vs. number of users

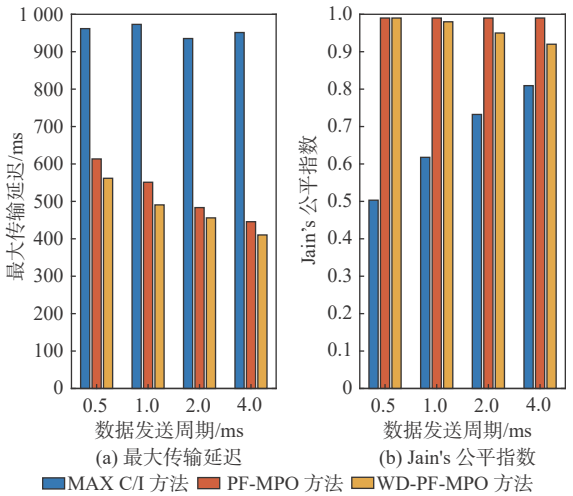


图 9　最大传输延迟与 Jain's 公平指数在不同数据发送周期的分布情况

Fig. 9　Distribution of maximum transmission delay and Jain's fairness index in different data transmission periods

5　结　论

针对 WAIC 网络多用户上行接入问题, 提出了一种基于比例公平的最小填充开销传输方案, 采用比例公平算法及 IEEE 802.11ax 中引入的 OFDMA 和触发帧机制, 达到了在保证系统公平性条件下降低最大传输延迟的效果。

1) 在不同数据包长度均值下, PF-MPO、WD-PF-MPO 方法相较于 MAX C/I 方法将最大传输延迟降低至少 25%。

2) 相比于 MAX C/I 方法, PF-MPO 方法和 WD-PF-MPO 方法均将系统公平性提高至 0.9 以上。以

32用户为例，本文提出的2种方法均将用户簇相邻2次TXOP的最大时间间隔大大降低，避免了MAX C/I方法中最大饥饿时间过长的情况。

3）相比于PF-MPO方法，WD-PF-MPO方法在保证公平性的情况下，将最大传输延迟进一步降低约2%～10%，将平均传输延迟降低约3%～8%。

参考文献（References）

[1] SÁMANO-ROBLES R, TOVAR E, CINTRA J, et al. Wireless avionics intra-communications: current trends and design issues [C]//Proceedings of the 2016 11th International Conference on Digital Information Management. Piscataway: IEEE Press, 2016: 266-273.

[2] RAMANATT P R, NATARAJAN K, SHOBHA K R. Challenges in implementing a wireless avionics network[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 92: 482-494.

[3] PARK P, DI MARCO P, NAH J, et al. Wireless avionics intracommunications: a survey of benefits, challenges, and solutions[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2021, 8(10): 7745-7767.

[4] DANG D K, MIFDAOUI A, GAYRAUD T. Fly-by-wireless for next generation aircraft: challenges and potential solutions[C]//Proceedings of the 2012 IFIP Wireless Days. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-8.

[5] NEUHOLD D, SCHMIDT J F, KLAUE J, et al. Experimental study of packet loss in a UWB sensor network for aircraft[C]//Proceedings of the 20th ACM International Conference on Modelling, Analysis and Simulation of Wireless and Mobile Systems. New York: ACM, 2017: 137-142.

[6] ZHANG Y, GUO X, CHEN L, et al. Propagation characterization for 5G networks in an avionics compartment at 60 GHz band [C]//Proceedings of the 2022 IEEE Conference on Antenna Measurements and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2022: 1-5.

[7] IEEE. Information technology−Telecommunications and information exchange between systems Local and metropolitan area networks−Specific requirements Part 11: Wireless LAN Medium Access Control (MAC) and Physical Layer (PHY) Specifications [S].Piscataway: IEEE, 2012.

[8] CHAMPAIGNE K. Techniques for improving reliablility of wireless sensor networks in flight applications[C]//Proceedings of the CANEUS/NASA Fly Wireles Workshop. Piscataway: IEEE Press, 2007: 1-25.

[9] BANG I, NAM H, CHANG W, et al. Channel measurement and feasibility test for wireless avionics intra-communications[J]. Sensors, 2019, 19(6): 1294.

[10] DIMIC G, SIDIROPOULOS N D, ZHANG R F. Medium access control-physical cross-layer design[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2004, 21(5): 40-50.

[11] IEEE. Information technology--Telecommunications and information exchange between systems Local and metropolitan area networks--Specific requirements Part 11: Wireless LAN Medium Access Control (MAC) and Physical Layer (PHY) Specifications Amendment 1: Enhancements for High-Efficiency WLAN[S]. Piscataway: IEEE, 2021.

[12] KARACA M, BASTANI S, PRIYANTO B E, et al. Resource mana-gement for OFDMA based next generation 802.11 WLANs [C]//Proceedings of the 2016 9th IFIP Wireless and Mobile Networking Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 57-64.

[13] KELLY F P, MAULLOO A K, TAN D K H. Rate control for communication networks: shadow prices, proportional fairness and stability[J]. Journal of the Operational Research Society, 1998, 49(3): 237-252.

[14] JALALI A, PADOVANI R, PANKAJ R. Data throughput of CDMA-HDR a high efficiency-high data rate personal communication wireless system[C]//Proceedings of the IEEE 51st Vehicular Technology Conference. Piscataway: IEEE Press, 2000: 1854-1858.

[15] QIU J, HUANG T. Packet scheduling scheme in the next generation high-speed wireless packet networks[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Wireless and Mobile Computing, Networking and Communications. Piscataway: IEEE Press, 2005: 224-227.

[16] RUANGCHAIJATUPON N, JI Y S. Simple proportional fairness scheduling for OFDMA frame-based wireless systems[C]//Proceedings of the IEEE Wireless Communications and Networking Conference. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1593-1597.

[17] SAMBOU B, PEYRARD F, FRABOUL C. Scheduling avionics flows on an IEEE 802.11e HCCA and AFDX hybrid network[C]//Proceedings of the IEEE Symposium on Computers and Communications. Piscataway: IEEE Press, 2011: 205-212.

[18] IEEE. Information technology--Local and metropolitan area networks--Specific requirements--Part 11: Wireless LAN Medium Access Control (MAC) and Physical Layer (PHY) Specifications - Amendment 8: Medium Access Control (MAC) Quality of Service Enhancements[S]. Piscataway: IEEE, 2005.

[19] SADR S, ANPALAGAN A, RAAHEMIFAR K. Radio resource allocation algorithms for the downlink of multiuser OFDM communication systems[J]. IEEE Communications Surveys & Tutorials, 2009, 11(3): 92-106.

[20] GOLDSMITH A J, CHUA S G. Variable-rate variable-power MQAM for fading channels[J]. IEEE Transactions on Communications, 1997, 45(10): 1218-1230.

[21] JACOB M, CHEE K L, SCHMIDT I, et al. Influence of passengers on the UWB propagation channel within a large wide-bodied aircraft[C]//Proceedings of the 2009 3rd European Conference on Antennas and Propagation. Piscataway: IEEE Press, 2009: 882-886.

[22] 左沅君, 李峭, 熊华钢, 等. 航空电子MB-OFDM-UWB无线互连信道分析与仿真[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 322739.
ZUO Y J, LI Q, XIONG H G, et al. Analysis and simulation of avionics MB-OFDM-UWB wireless interconnection channel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7): 322739(in Chinese).

[23] SEDIQ A B, GOHARY R H, SCHOENEN R, et al. Optimal tradeoff between sum-rate efficiency and Jain's fairness index in resource allocation[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2013, 12(7): 3496-3509.

[24] ITU. Technical characteristics and spectrum requirements of wireless avionics intra-communications systems to support their safe operation: ITU-R Report M2283-0[S]. Geneva: ITU, 2013.

Proportional fair access method for uplink multi-user clustering in WAIC networks

WU Yawu，LI Qiao*，WANG Tong，WU Junjie

(School of Electronic Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Wireless local area network (WLAN) is one of the candidate technologies for wireless interconnection in wireless avionics intra-communications (WAIC) cabins. Drawing from the access mechanism defined by the IEEE 802.11ax standard and improving the uplink multi-user orthogonal frequency division multiple access (OFDMA), a proportional fairness-based minimum padding overhead (PF-MPO) method is proposed. This method clusters multiple users and improves system throughput while ensuring proportional fairness between clusters. In addition, it can reduce padding overhead by adjusting the transmission duration of nodes within the clusters. Moreover, a waiting delay PF-MPO (WD-PF-MPO) method is extended from the PF-MPO method by setting a waiting delay threshold to allow users with high delays to transmit immediately. Simulation results show that, compared with the maximum carrier-to-interference (MAX C/I) method, which focuses solely on maximizing average throughput, PF-MPO and its extension can increase the system's Jain fairness index to above 0.9, while reducing the maximum transmission delay by at least 25% compared to MAX C/I. Furthermore, WD-PF-MPO can further decrease the maximum transmission delay while maintaining fairness.

Keywords：wireless avionics intra-communication; orthogonal frequency division multiple access; proportional fairness; padding overhead; transmission delay

Received：2023-09-25；**Accepted**：2023-12-07；**Published Online**：2023-12-13 11：41

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231212.1616.003

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (62071023)

* **Corresponding author**. E-mail：avionics@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0608

基于 POD-LSTM 网络的平流层风场短期预测

文博群[1,2]，苗景刚[1,*]，卢莹[1]，周书宇[1]

(1. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 100049)

摘 要：平流层风场对平流层浮空器的升空及长航时驻空有重要影响。利用再分析数据，建立基于长短期记忆（LSTM）网络的再分析风场预测模型，利用本征正交分解（POD）对风场进行特征分解，提升模型对风场特征的检测和提取能力，在实际探空数据上检测再分析风场预测模型的泛化性。以喀什地区连续4年的再分析风场数据为研究对象，对比分析仅基于LSTM的预测模型与基于POD-LSTM的预测模型。结果表明：基于POD-LSTM的预测模型能有效检测到风场特征，提供更准确的风场预测；同时，基于POD-LSTM的预测模型对于探空风场具有更为显著的预测泛化性。研究结果可以在缺少历史实际风场数据的背景下，为实现准确的平流层风场短期预测提供解决途径。

关 键 词：平流层风场建模；平流层飞行器；本征正交分解；时间序列；长短期记忆网络
中图分类号：V221$^+$.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3982-09

平流层指的是对流层顶部延伸至中间层底部的大气层，海拔高度为10～55 km，层结稳定，以水平运动为主，很少有剧烈的数值运动[1]，是高空气球和平流层飞艇等平流层浮空器实现长航时驻空、进行对地监测、中信通继及科学研究等任务的理想环境[2]。对于无动力的高空气球和动力系统控制能力有限的平流层飞艇，其升空轨迹受升空过程中的平流层风场影响较大。借助风场，可以完善对浮空器的升空过程运动建模[3]，从而有助于浮空器的升空轨迹预测，因此，可靠的平流层风场预测具有十分重要的研究意义。

国内外学者最早采用模式预测法对气象要素进行预测，即利用天气学、动力学等气象理论，在初始条件和边界条件下探究相应要素的变化规律。文献[4]早在1963年就从大气流体力学的角度对线性和非线性系统预测方程进行了思考，还原其物理过程。文献[5]通过分析气压涡度方程实现对地表有限区域24 h的预测。不过，上述这类模型的建立需要运用大量假设，存在许多限制，与实际情况具有一定差异。

有文献基于统计思想，引入了机器学习算法。这类算法通过统计某一现象在过去一段时间内特殊情况下出现的频率，推测未来一段时间内相似环境下这种现象出现的概率。如文献[6]使用改进的贝叶斯算法对气象数据进行处理，文献[7]探讨基于Fisher算法的短期负荷预测，很好地利用了气象因素的累积效应。但各气象要素之间的相关性难以用单个方程拟合出。文献[8]用TIMED卫星上SABER探测器的数据计算地转风和梯度风，并与英国气象机构Met office提供的风场数据进行了对比分析，存在不小误差。可见，此类算法会出现一些由统计本身带来的误差，使预测精度受到一定影响。

随着相关观测设施不断升级，观测所得数据呈

收稿日期：2023-09-25；**录用日期**：2024-04-05；**网络出版时间**：2024-04-29 16:40
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240429.1131.002
基金项目：国家重点研发计划 (2022YFB3207300)
* **通信作者**. E-mail：miaojg@aircas.ac.cn

引用格式：文博群，苗景刚，卢莹，等. 基于POD-LSTM网络的平流层风场短期预测[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51（11）：3982-3990.
WEN B Q，MIAO J G，LU Y，et al. Short-term prediction of stratospheric wind field based on POD-LSTM network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51（11）：3982-3990（in Chinese）.

几何级数增长[8]。巨大的数据量导致传统机器学习算法已无法满足人们对于气象要素预测实时性越来越高的要求。深度学习为进行气象预测提供了新的解决途径[9]。

文献 [10] 使用人工神经网络进行风力预测。文献 [11] 结合季节性差分自回归滑动平均 (seasonal autoregressive integrated moving average, SARIMA) 模型和反向传播 (back propagation, BP) 神经网络对气象要素进行预测。文献 [12] 首先利用 K-Means 算法对原始气象数据聚类, 然后, 利用欠采样方法对数据进行平衡采样, 最后, 利用随机森林构建 PM2.5 浓度等级预测模型。华为云盘古大模型研发团队使用三维神经网络进行精准全球中期天气预报, 并利用再分析数据进行检测[13]。文献 [14] 考虑到气象要素之间的相关性, 提出一种基于双门控循环单元 (gate recurrent unit, GRU) 网络的多项气象要素预测算法, 由多项气象要素的历史数据预测未来时刻多项气象要素。

针对风场数据是天然的时序数据这一特点, 采用基于长短期记忆(long short-term memory, LSTM)网络进行时序预测方法, 文献 [15] 在台风踪迹的临近预测中, 通过使用 LSTM 与主观经验法及区域数值模拟法进行对比, 发现在 24 h 间隔时 LSTM 的预测误差低于后两者。

本文以处于 8.5×10^4～5.0×10^3 Pa 之间的高空风场为研究目标, 以 12 h 为时间尺度, 与低纬度地区的平流层风场变化缓慢不同, 本文研究的高纬度地区的平流层风场变化迅速, 采用基于 LSTM 的平流层风场时序预测方法。针对风场的各维度具有相关性, 通过本征正交分解(proper orthogonal decomposition, POD), 对风场进行特征分解。针对实际中缺少历史探空数据, 以再分析数据为研究对象建立预测模型, 并检测模型对实际风场预测的泛化性, 为获得更加准确的浮空器升空轨迹预测提供技术支撑。

1　数据来源及数据集制作

本文采用中国喀什地区的高空气象站点所处位置(站点编号为 51709, 经纬度为(39.47, 75.98)在 23 个气压层上的连续 4 年的历史再分析数据, 组成与各气压层(8.5×10^4～5.0×10^3 Pa)对应的风场, 并提取历史数据, 数据来源为欧洲中期天气预报中心(European centre for medium-range weather forecasts, ECMWF)发布的 EAR5 数据集, 由于 EAR5 数据经纬度精度的限制, 本文采用经纬度(39.5, 76.0)处的再分析数据近似替代。

在协调世界时(universal time coordinated, UTC)时间每日 0: 00 和 12: 00 在各气压层上的东西风和南北风, 组成各自的数据集。设每个数据集拥有 N 个历史样本数据, 每个风场样本的维度为 23, 与 23 个气压层对应, 每个维度存储对应气压层的风速数据。

从样本角度理解风场数据集, 记:

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}=\left(\boldsymbol{x}^{(1)}\cdots\boldsymbol{x}^{(j)}\cdots\boldsymbol{x}^{(N)}\right) \\ \boldsymbol{x}^{(j)}=\left(x_1^{(j)}\cdots x_i^{(j)}\cdots x_p^{(j)}\right)^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^p, p=23 \end{cases} \tag{1}$$

式中: N 为样本数; $\boldsymbol{x}^{(j)}$ 为第 j 个风场样本; p 为与气压层对应的样本维度; $x_i^{(j)}$ 为样本 $\boldsymbol{x}^{(j)}$ 在第 i 个气压层上的风速数据。相邻样本在时间上间隔 12 h。

从维度角度理解风场数据集, 记:

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}_1\\ \boldsymbol{X}_2\\ \vdots\\ \boldsymbol{X}_p\end{bmatrix} \\ \boldsymbol{X}_i=\left(x_i^{(1)}\cdots x_i^{(j)}\cdots x_i^{(N)}\right)\in\mathbf{R}^{1\times N}, \\ \quad i=0,1,\cdots,p \end{cases} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{X}_i$ 为数据集的第 i 个维度, 表示第 i 个气压层的历史数据。

2　本文方法

2.1　基于 LSTM 的风场时序预测模型

LSTM 单元在每个时刻的输入为: 细胞状态 $\boldsymbol{C}_{t-1}$, 隐层状态 $\boldsymbol{h}_{t-1}$, t 时刻输入向量 $\boldsymbol{x}_t$。输出为: 细胞状态 $\boldsymbol{C}_t$, 隐层状态 $\boldsymbol{h}_t$, 且 $\boldsymbol{h}_t$ 还作为下一时刻的输入。LSTM 细胞单元的结构如图 1 所示, 包括门结构如下。

1) 忘记门: 决定从细胞状态中丢弃什么信息。

2) 输入门: 用于更新细胞状态。

3) 输出门: 用来确定下一个隐藏状态的值。

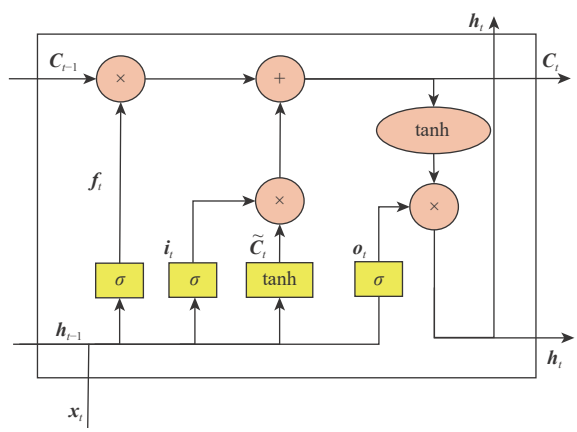


图 1　LSTM 细胞单元

Fig. 1　Cell unit of LSTM

$$\begin{cases} \boldsymbol{f}_t=\sigma\left(\boldsymbol{W}_f\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_f\right)\\ \boldsymbol{i}_t=\sigma(\boldsymbol{W}_i\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_i)\\ \tilde{\boldsymbol{C}}_t=\tanh(\boldsymbol{W}_C\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_C)\\ \boldsymbol{C}_t=\boldsymbol{f}_t\cdot\boldsymbol{C}_{t-1}+\boldsymbol{i}_t\cdot\tilde{\boldsymbol{C}}_t\\ \boldsymbol{o}_t=\sigma(\boldsymbol{W}_o\cdot[\boldsymbol{h}_{t-1},\boldsymbol{x}_t]+\boldsymbol{b}_o)\\ \boldsymbol{h}_t=\boldsymbol{o}_t\cdot\tanh(\boldsymbol{C}_t) \end{cases} \tag{3}$$

式(3)是对图1的数学描述。

基于LSTM的风场时序预测的实验流程如下。

步骤1 数据集划分。将样本集合分为2组：$\hat{\boldsymbol{X}}$是训练集，用于训练模型找到最优超参数，$\tilde{\boldsymbol{X}}$是测试集，用于测试最优超参数的泛化性。利用连续的4个风场数据，前3个作输入，最后1个作输出，构建输入输出集合。

步骤2 训练模型获得最优超参数。利用$\hat{\boldsymbol{X}}$进行交叉验证得到多组测试集和验证集，计算在各个验证集上的平均误差，取平均，视作模型的泛化性。

步骤3 测试集检测最优超参数的泛化性。本实验在测试集上的目标函数为模型在测试集上的平均误差，表示为

$$l_{\text{oss}}=\frac{1}{N_2-3}\sum_{j=4}^{N_2}\|\tilde{\boldsymbol{z}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\|_2^2 \tag{4}$$

式中：N_2为$\tilde{\boldsymbol{X}}$的样本规模；$\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}$为$\tilde{\boldsymbol{X}}$上的样本；$\tilde{\boldsymbol{z}}^{(j)}$为根据输入序列对下一时刻实际风场的预测。

步骤4 测试模型对探空数据的泛化性。根据探空数据集制作输入输出集合，制作方法同步骤1中所述，计算风场预测结果的平均误差，分析预测效果。

2.2 基于POD-LSTM的风场时序预测模型

POD是对数据进行特征提取的方法[16]，其原理和熟知的主成分分析(principal component analysis, PCA)、经验正交分解(empirical orthogonal function, EOF)一致。风场在各个维度(气压层)的风速是具有相关性的，直接利用LSTM对风场进行预测容易导致模型无法高效识别出风场数据的特征。

针对上述问题，考虑对风场数据集进行本征正交分解，对数据集在各个相互正交的特征上的历史坐标数据进行单独训练，构建多个坐标预测模型，通过风场和坐标数据的关系，实现对风场的时序预测，具体实验步骤如下。

步骤1 获取数据集的相关矩阵并计算其特征值及对应特征向量。

$$\begin{cases} \boldsymbol{R}=\boldsymbol{X}\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{p\times p}\\ \text{rank}(\boldsymbol{R})=\text{rank}(\boldsymbol{X})=l\leqslant p\\ \lambda_1\geqslant\lambda_2\geqslant\cdots\geqslant\lambda_l>\lambda_{l+1}=\cdots\lambda_p=0\\ \boldsymbol{P}=\left(\boldsymbol{P}_1\cdots\boldsymbol{P}_l\cdots\boldsymbol{P}_p\right)\in\mathbf{R}^{p\times p} \end{cases} \tag{5}$$

式中：rank($\boldsymbol{R}$)表示相关矩阵$\boldsymbol{R}$的秩；向量$\boldsymbol{P}_i$是$\boldsymbol{R}$的特征值λ_i对应的单位特征向量，各特征向量相互正交。

步骤2 计算数据集在所选q个非零特征值对应的特征向量上的坐标集合。

$$\begin{aligned} \boldsymbol{Y}&=\begin{bmatrix}\boldsymbol{P}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}\\ \boldsymbol{P}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}\\ \vdots\\ \boldsymbol{P}_q^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{Y}_1\\ \boldsymbol{Y}_2\\ \vdots\\ \boldsymbol{Y}_q\end{bmatrix}=\left[\boldsymbol{y}^{(1)}\cdots\boldsymbol{y}^{(j)}\cdots\boldsymbol{y}^{(N)}\right]=\\ &\begin{bmatrix} y_1^{(1)} & \cdots & y_1^{(j)} & \cdots & y_1^{(N)}\\ y_2^{(1)} & \cdots & y_2^{(j)} & \cdots & y_1^{(N)}\\ \vdots & & \vdots & & \vdots\\ y_q^{(1)} & \cdots & y_q^{(j)} & \cdots & y_q^{(N)}\end{bmatrix}=\\ &\begin{bmatrix} \boldsymbol{P}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(1)} & \cdots & \boldsymbol{P}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(j)} & \cdots & \boldsymbol{P}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(N)}\\ \boldsymbol{P}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(1)} & \cdots & \boldsymbol{P}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(j)} & \cdots & \boldsymbol{P}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(N)}\\ \vdots & & \vdots & & \vdots\\ \boldsymbol{P}_q^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(1)} & \cdots & \boldsymbol{P}_q^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(j)} & \cdots & \boldsymbol{P}_q^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}^{(N)}\end{bmatrix}\end{aligned} \tag{6}$$

式中：$y_i^{(j)}$为样本$\boldsymbol{x}^{(j)}$在特征$\boldsymbol{P}_i$上的坐标，且矩阵$\boldsymbol{Y}$满足：$\boldsymbol{Y}\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{I}_q$。

上述过程理解为编码降维过程。

步骤3 利用所选q个特征及对应坐标数据对原始数据进行重构。

$$\begin{aligned} \boldsymbol{X}_{\text{appro}}&=\left[\boldsymbol{P}_1\quad\boldsymbol{P}_2\quad\cdots\quad\boldsymbol{P}_q\right]\boldsymbol{Y}=\\ &\left[\sum_{i=1}^{q}\boldsymbol{P}_i y_i^{(1)}\cdots\sum_{i=1}^{q}\boldsymbol{P}_i y_i^{(j)}\cdots\sum_{i=1}^{q}\boldsymbol{P}_i y_i^{(N)}\right]=\\ &\left[\boldsymbol{x}_{\text{appro}}^{(1)}\cdots\boldsymbol{x}_{\text{appro}}^{(j)}\cdots\boldsymbol{x}_{\text{appro}}^{(N)}\right]\end{aligned} \tag{7}$$

$\boldsymbol{X}_{\text{appro}}$为POD对$\boldsymbol{X}$的重构，$\boldsymbol{x}_{\text{appro}}^{(j)}$为POD对$\boldsymbol{x}^{(j)}$的重构，此过程所得重构风场相较于原始风场存在能量损失：

$$\begin{cases} l_{\text{ossPOD}}=\dfrac{1}{N}\displaystyle\sum_{j=1}^{N}\left\|\boldsymbol{x}_{\text{appro}}^{(j)}-\boldsymbol{x}^{(j)}\right\|_2^2\\ E=\dfrac{1}{N}\displaystyle\sum_{j=1}^{N}\left\|\boldsymbol{x}^{(j)}\right\|_2^2 \end{cases} \tag{8}$$

式中：l_{ossPOD}表示正交分解的平均能量损失；E表示原始风场的平均能量。在降维维度(或特征阶数)q固定的条件下，找到使得l_{ossPOD}最小的特征们，取前q个特征值对应的特征向量即可：

$$\begin{cases} e_i=\lambda_i\Big/\displaystyle\sum_{k=1}^{p}\lambda_k=\lambda_i\Big/\sum_{k=1}^{l}\lambda_k\\ i=1,2,\cdots,q;\qquad q=1,2,\cdots,l\\ E_q=1-l_{\text{ossPOD}}/E=\displaystyle\sum_{k=1}^{q}e_k\Big/\sum_{k=1}^{p}e_k=\sum_{k=1}^{q}\lambda_k\Big/\sum_{k=1}^{l}\lambda_k \end{cases} \tag{9}$$

其中：e_i为第i个特征的坐标数据对原始数据的能量保存率，称作特征能量保留率；E_q为选择前q个特征对原始数据进行特征分解并重构后，所得重构风场

数据对原始数据的能量保留率, 称作累计能量保留率。

步骤 4　对原始数据在各个空间特征上的坐标数据进行数据集划分并各自进行训练。各坐标数据集的划分方式同 2.1 节的步骤 1, 模型的训练方式同 2.1 节的步骤 2, 模型的泛化性验证同 2.1 节的步骤 3, 最终得到各特征的坐标预测模型。

步骤 5　根据特征预测模型建立风场预测模型。

分析本实验的目标函数与各特征的坐标预测模型的目标函数之间的联系:

$$l_{\mathrm{oss}i}=\frac{1}{N_2-3}\sum_{j=4}^{N_2}\|\tilde{\gamma}_i^{(j)}-\tilde{y}_i^{(j)}\|_2^2 \tag{10}$$

式中: $\tilde{\gamma}_i^{(j)}$为对测试集样本$\tilde{y}_i^{(j)}$的预测结果; $l_{\mathrm{oss}i}$为第i个特征的坐标预测模型在其测试集上的目标函数。

分析本实验的目标函数与 POD 后各特征的坐标数据之间的关系, 由式(4), 以某时刻的风场误差为例:

$$\begin{aligned}&\left\|\tilde{\boldsymbol{z}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\right\|_2^2=\left\|\tilde{\boldsymbol{\pi}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\right\|_2^2=\\&\left\|\tilde{\boldsymbol{\pi}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}+\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\right\|_2^2=\\&\left\|\sum_{i=1}^{q}\boldsymbol{P}_i\left(\tilde{\gamma}_i^{(j)}-\tilde{y}_i^{(j)}\right)+\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\right\|_2^2\leqslant\\&2\left\|\sum_{i=1}^{q}\boldsymbol{P}_i\left(\tilde{\gamma}_i^{(j)}-\tilde{y}_i^{(j)}\right)\right\|_2^2+2\left\|\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\right\|_2^2=\\&2\sum_{i=1}^{q}\left\|\left(\tilde{\gamma}_i^{(j)}-\tilde{y}_i^{(j)}\right)\right\|_2^2+2\left\|\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\right\|_2^2\end{aligned} \tag{11}$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{\pi}}^{(j)}$为对$\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}$的预测结果, 对将式(8)、式(9)和式(11)引入式(4), 得:

$$\begin{aligned}&l_{\mathrm{oss}}=\frac{1}{N_2-3}\sum_{j=4}^{N_2}\|\tilde{\boldsymbol{z}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\|_2^2\leqslant\sum_{i=1}^{q}\frac{2}{N_2-3}\sum_{j=4}^{N_2}\|\tilde{\gamma}_i^{(j)}-\tilde{y}_i^{(j)}\|_2^2+\\&\frac{2}{N_2-3}\sum_{j=4}^{N_2}\|\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}-\boldsymbol{x}^{(j)}\|_2^2\leqslant 2\sum_{i=1}^{q}l_{\mathrm{oss}i}+\\&\frac{2}{N_2-3}\sum_{j=1}^{N}\|\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}-\boldsymbol{x}^{(j)}\|_2^2=2\sum_{i=1}^{q}l_{\mathrm{oss}i}+\\&\frac{2N}{N_2-3}l_{\mathrm{ossPOD}}=2\sum_{i=1}^{q}l_{\mathrm{oss}i}+\frac{2N}{N_2-3}\left(1-E_q\right)E\end{aligned} \tag{12}$$

由此得到l_{oss}的一个上界, 第 1 部分$2\sum_{i=1}^{q}l_{\mathrm{oss}i}$由各个特征的坐标预测模型在各自测试集上的目标函数产生, 称为累计模型误差, 第 2 部分$\frac{2N}{N_2-3}\left(1-E_q\right)E$是 POD 分解和重构造成的能量损失, 称为特征分解误差。通过分析此上界可以定性分析模型误差和特征分解对实验的目标函数的影响。

当q增大时, 选取的特征变多, 累计模型误差增大, POD 的能量保留率E_q增大, 特征分解误差减少。因此, 通过合理调节q, 确定使得上界较小的q的取值范围, 从而确定q的取值范围。

$$E_q\geqslant 99.9\% \tag{13}$$

通过实验发现, 当q满足式(13)时, 累计模型误差和特征分解误差基本达到折衷最优, 基本不再受q的变化影响, 此时, 定义: $\tilde{\boldsymbol{z}}^{(j)}=\tilde{\boldsymbol{\pi}}^{(j)}$更加合理, 可以认为$\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{appro}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\approx\boldsymbol{0}$, 从而:

$$\left\|\tilde{\boldsymbol{z}}^{(j)}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(j)}\right\|_2^2\approx\sum_{i=1}^{q}\left\|\tilde{\gamma}_i^{(j)}-\tilde{y}_i^{(j)}\right\|_2^2 \tag{14}$$

代入式(2), 得

$$l_{\mathrm{oss}}\approx\sum_{i=1}^{q}l_{\mathrm{oss}i} \tag{15}$$

式(15)建立了l_{oss}和$l_{\mathrm{oss}i}$之间的近似关联。因此, 为确保l_{oss}尽可能小, 在满足式(13)的条件下, 选取最小的q, 构建风场预测模型。

选择所需特征的坐标预测模型, 根据输入的风场序列在各个特征上的坐标序列得到下一时刻的风场在各个特征上的预测坐标, 进而通过 POD 得到风场预测数据。

步骤 6　测试模型在探空数据集上的泛化性。计算探空数据在各个特征上的坐标(编码降维), 制作各模型的输入序列, 得到风场在各主成分上的坐标预测结果, 根据式(7)中重构方法, 计算实际的风场预测结果(解码还原), 并计算预测结果的平均误差,分析模型的预测效果。

3　结果与分析

3.1　POD 的能量保留率分析

根据式(9)及相应描述, 本节主要从特征能量保留率和累计能量保留率这 2 个角度对 POD 进行分析。

如图 2 所示, 在东西方向上, 当 POD 特数阶数q = 18时, 才能满足式(13), 此时的累计能量保留率E_q = 99.94%。如图 3 所示, 以 5 月底某时刻的再分析风场样本为例, 基于 POD 还原得到的风场与实际风场在各气压层上的平均误差为 0.112 m/s, 可认为基本一致。

如图 4 所示, 在南北方向上, 当 POD 特征阶数q = 18时, 才满足式(13), 此时重构风场的累计能量保留率E_q = 99.92%, 如图 5 所示, 以 5 月底某时刻的再分析风场样本为例, 基于 POD 还原得到的风场与实际风场在各气压层上的平均误差为 0.106 m/s, 可认为基本一致。

3.2　对再分析测试集的预测结果分析

本节主要根据 2 个模型在单点的预测结果及在整个测试集上的平均预测误差来对比分析 2 个模型的预测效果。

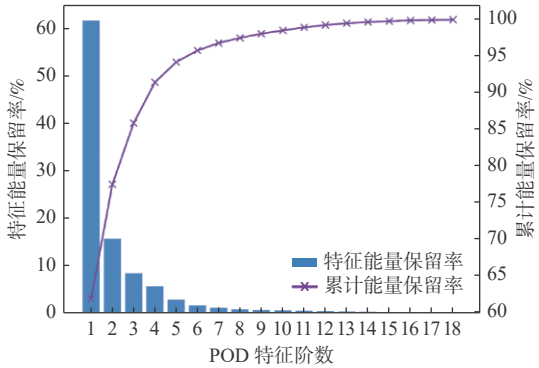


图 2 东西风场在 POD 后的特征能量保留率和累计能量保留率

Fig. 2 Feature energy retention rate and cumulative energy retention rate of east-west wind field after POD

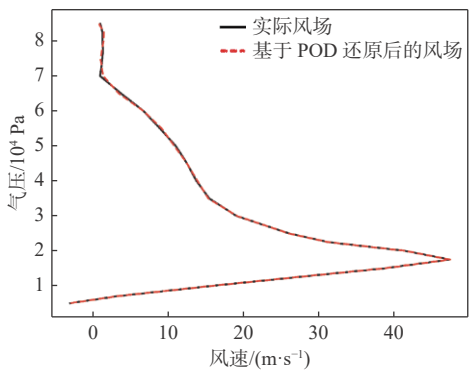


图 3 东西方向的实际风场和基于 POD 还原后的风场

Fig. 3 Real east-west wind field and reconstructed east-west wind field based on POD

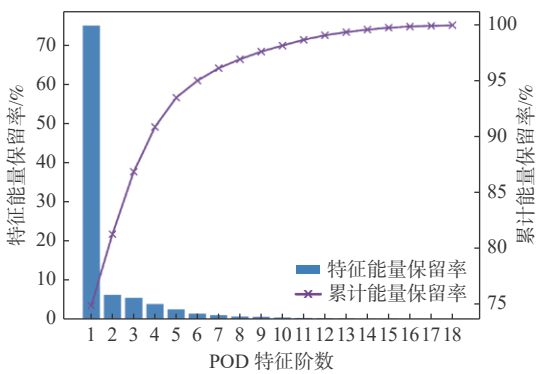


图 4 南北风场在 POD 后的特征能量保留率和累计能量保留率

Fig. 4 Feature energy retention rate and cumulative energy retention rate of south-north wind field after POD

3.2.1 东西方向的风场预测结果

图 6 和图 7 为 2 个模型在某样本上的预测结果，基于 LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 4.41 m/s, 基于 POD-LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 1.47 m/s, 预测效果更好。图 8 为 2 个模型在整个测试集上的平均预测误差，基于 LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 4.64 m/s, 基于 POD-LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 3.13 m/s, 对再分析风场的预测效果更好。

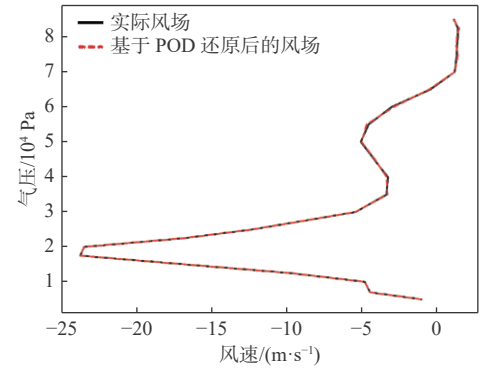


图 5 南北方向的实际风场和基于 POD 还原后的风场

Fig. 5 Real south-north wind field and reconstructed south-north wind field based on POD

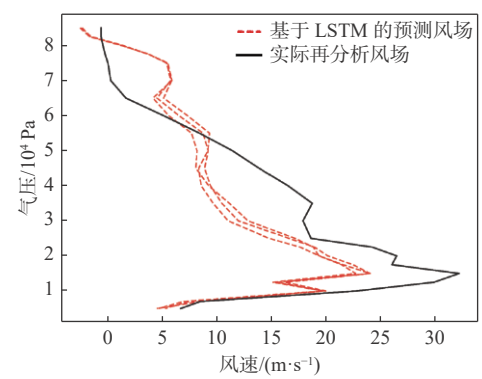


图 6 测试集上东西方向的实际再分析风场与基于 LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 6 Real east-west reanalysis wind field from test set and predicted wind field by LSTM-based prediction model

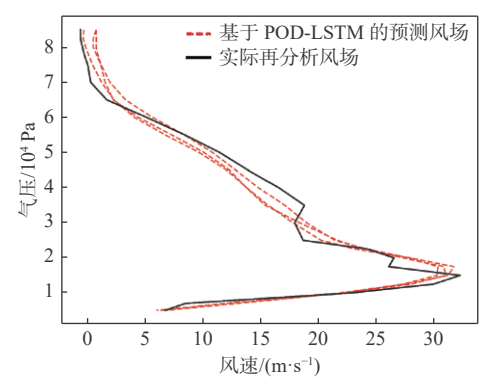


图 7 测试集上东西方向的实际再分析风场与基于 POD-LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 7 Real east-west reanalysis wind field from test set and predicted wind field by POD-LSTM-based prediction model

3.2.2 南北方向的风场预测结果

图 9 和图 10 为 2 个模型在某样本上的预测结果，基于 LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 2.99 m/s, 基于 POD-LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 1.69 m/s, 预测效果更好。图 11 为 2 个模型在整个测试集上的平均预测误差，基于 LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 4.45 m/s, 基于 POD-

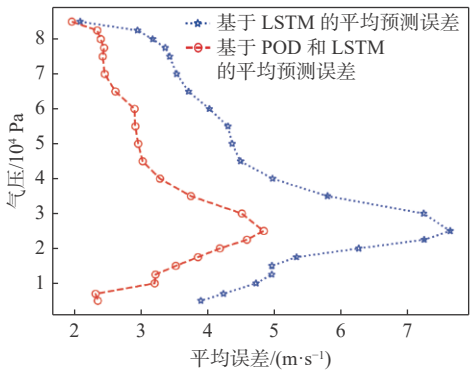


图 8　测试集上东西方向再分析风场的平均预测误差

Fig. 8　Mean prediction error of east-west reanalysis wind field in test set

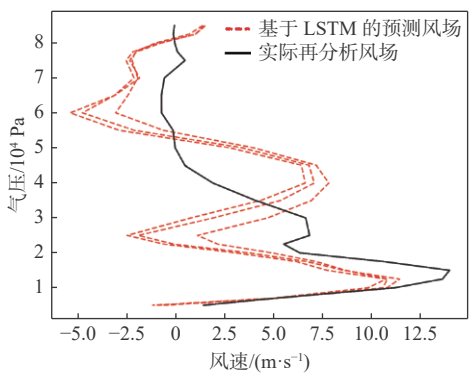


图 9　测试集上南北方向的实际再分析风场与基于 LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 9　Real south-north reanalysis wind field from test set and predicted wind field by LSTM-based prediction model

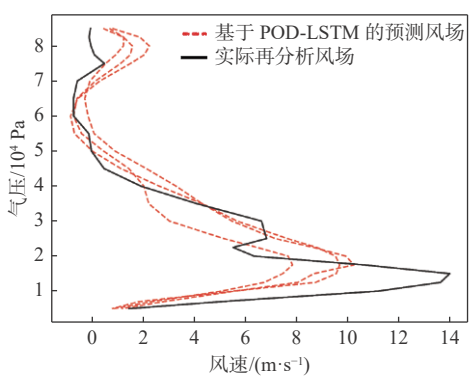


图 10　测试集上南北方向的实际再分析风场与基于 POD-LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 10　Real south-north reanalysis wind field from test set and predicted wind field by POD-LSTM-based prediction model

LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 3.16 m/s, 对再分析风场拥有更好的预测效果。

3.3　对探空数据集的预测泛化性分析

本节主要根据 2 个模型在实际数据上某时间点的预测结果及在整个探空数据集上的平均预测误差来对比分析 2 个模型对实际探空风场的预测泛化性, 数据来自 (39.47, 75.98)处探空站点在

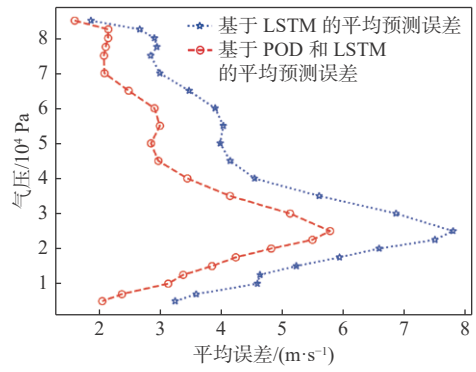


图 11　测试集上南北方向再分析风场的平均预测误差

Fig. 11　Mean prediction error of south-north reanalysis wind field in test set

2022 年 8 月～2022 年 9 月的探空数据。

3.3.1　探空数据集上的东西方向风场预测

图 12 和图 13 为 2 个模型在某样本上的预测结果, 基于 LSTM 的预测误差为 4.71 m/s, 基于 POD-LSTM 的预测误差为 2.44 m/s, 预测效果更好。图 14 为 2 个模型在整个测试集上的平均预测误差, 基于 LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 6.51 m/s, 基于 POD-LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 3.93 m/s, 具有更好的泛化性。

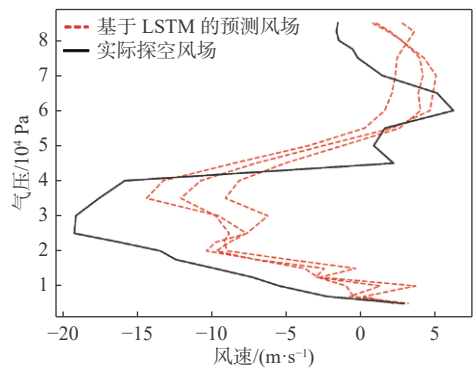


图 12　探空数据集上东西方向的实际风场与基于 LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 12　Real east-west wind field from radiosonde dataset and predicted wind field by LSTM-based prediction model

3.3.2　探空数据集上的南北方向风场预测

图 15 和图 16 为 2 个模型在某样本上的预测结果, 基于 LSTM 的预测误差为 6.38 m/s, 基于 POD-LSTM 的预测误差为 2.89 m/s, 预测效果更好。图 17 为 2 个模型在整个测试集上的平均预测误差, 基于 LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 10.07 m/s, 基于 POD-LSTM 的预测误差 (平均到各气压层) 为 5.89 m/s, 具有更好的泛化性。且相对于东西风场, 2 个模型对南北方向风场的预测泛化性均有所降低, 考虑是高纬度地区的南北方向大气运动比较复杂导致。

同时, 2 个模型对探空数据在东西方向和南北

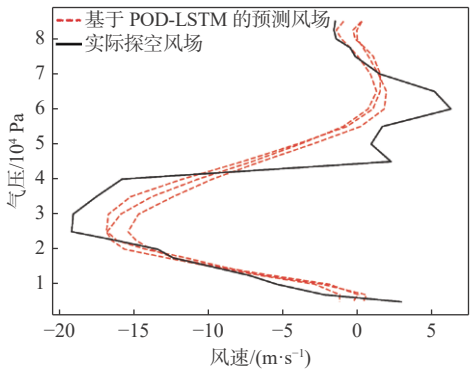


图 13 探空数据集上东西方向的实际风场与基于 POD-LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 13 Real east-west wind field from radiosonde dataset and predicted wind field by POD-LSTM-based prediction model

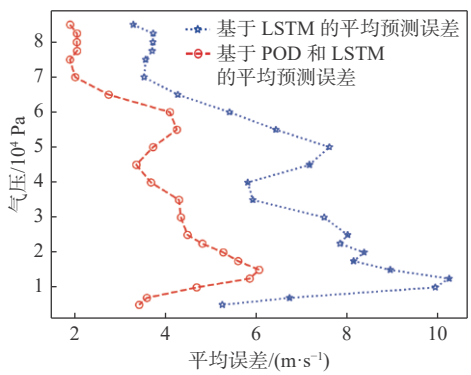


图 14 探空数据集上东西方向风场的平均预测误差

Fig. 14 Mean prediction error of east-west wind field in radiosonde dataset

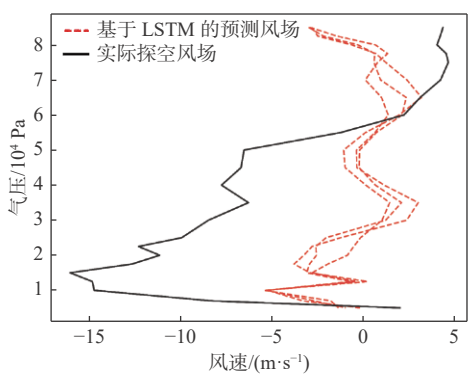


图 15 探空数据集上南北方向的实际风场与基于 LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 15 Real south-north wind field from radiosonde dataset and predicted wind field by LSTM-based prediction model

方向的预测效果相较于再分析数据，都有所降低，考虑是再分析风场和实际探空风场的数据集或特征之间存在差别导致的预测泛化性一般。但综合来说，基于 POD-LSTM 的再分析风场预测模型对实际探空风场的预测具有更为显著的泛化性。

3.4 升空轨迹的预测结果分析

图 18 为 3 个升空轨迹仿真结果发现，基于 POD-

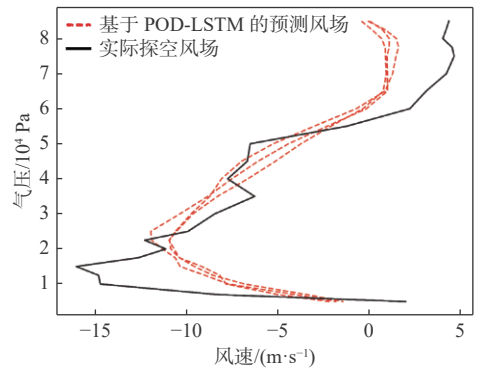


图 16 探空数据集上南北方向的实际风场与基于 POD-LSTM 的预测模型的预测风场

Fig. 16 Real south-north wind field from radiosonde dataset and predicted wind field by POD-LSTM-based prediction model

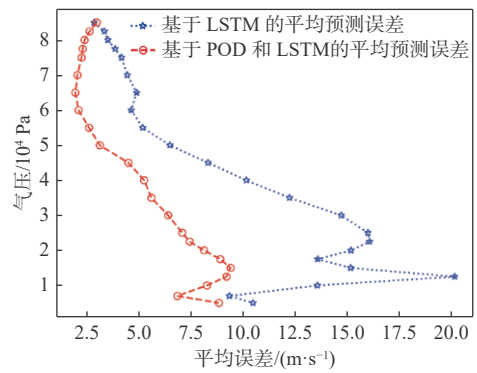


图 17 探空数据集上南北方向风场的平均预测误差

Fig. 17 Mean prediction error of south-north wind field in radiosonde dataset

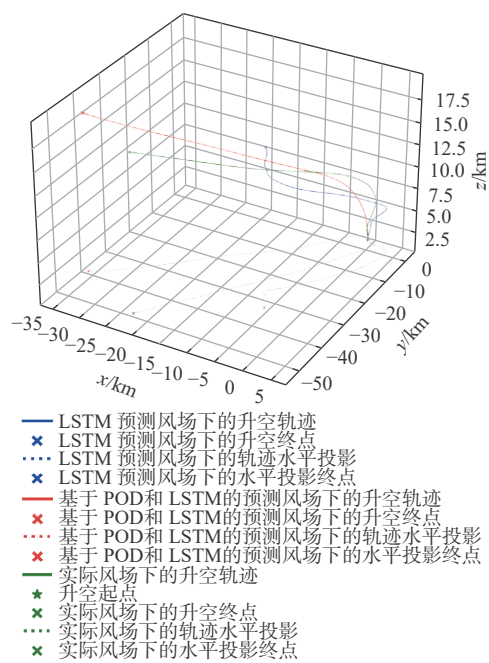


图 18 基于实际探空风场和 2 个模型的预测风场所得各自升空轨迹仿真结果

Fig. 18 Simulated liftoff trajectories based on real radiosonde wind field and predicted wind fields from the two models

LSTM 的再分析预测模型所得预测风场, 得到的升空轨迹仿真结果与实际升空轨迹较为拟合, 水平位移误差为 16.12 km, 相对误差为 28.7%, 相较基于 LSTM 模型所得 23.18 km 的水平位移误差, 相对误差为 41.2%, 预测误差降低明显。

4　结　论

论文采用 POD 解决风场各维度的相关性问题, 使用再分析数据解决缺少实际数据的问题, 利用 LSTM 构建再分析预测模型, 并检测对实际探空数据的预测泛化性。

1) 利用 POD 得到的相互正交的空间特征和对应历史坐标对原始风场进行重构, 实现对原始风场各维度去相关, 且通过 POD 重构得到的东西方向的风场和南北方向的风场分别保留了各自原始风场99.94%和99.92%的能量, 重构风场近似等于原始风场。

2) 通过对比预测结果可知, 基于 POD-LSTM 的再分析风场预测模型在东西方向风场和南北方向风场上的预测效果均提升明显, 说明了利用历史风场构建时序数据, 基于 LSTM 对平流层风场进行时序预测的可行性, 以及进行 POD 后在能显著提升风场预测效果。

3) 通过对比在探空数据集上的预测结果可知, 基于 POD-LSTM 的再分析风场预测模型对东西方向风场和南北方向风场上的实际探空数据均具有较为明显的预测泛化性, 说明了基于 POD-LSTM 的再分析风场预测模型对实际探空风场预测具有较好的实际应用能力。

4) 通过对比实际风场和 2 个再分析模型的预测风场下的升空轨迹仿真结果, 说明了利用基于 POD-LSTM 的再分析风场预测模型对浮空器升空轨迹预测具有较好的实际应用能力。

再分析预测模型并未考虑再分析数据和实际风场之间的差别, 因此, 针对实际风场的预测泛化性一般, 之后工作将围绕提升基于 POD-LSTM 的再分析风场预测模型对实际探空风场的预测泛化性展开, 进一步提升其工程应用性能。

参考文献（References）

[1] 田文寿, 黄金龙, 郄锴, 等. 平流层大气环流的典型系统及变化特征综述[J]. 气象科学, 2020, 40(5): 628-638.
TIAN W S, HUANG J L, QIE K, et al. Review of the general atmospheric circulation in the stratosphere and its variation features[J]. Journal of the Meteorological Sciences, 2020, 40(5): 628-638(in Chinese).

[2] 杨燕初, 张航悦, 赵荣. 零压式高空气球球形设计与参数敏感性分析[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(1): 58-64.
YANG Y C, ZHANG H Y, ZHAO R. Shape design of zero pressure high altitude balloon and sensitivity analysis of key parameters[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 58-64(in Chinese).

[3] 郭建国, 周军. 临近空间低动态飞行器控制研究综述[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 320-331.
GUO J G, ZHOU J. Review of the control of low dynamic vehicles in near space[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 320-331(in Chinese).

[4] 曾庆存. 大气运动的特征参数和动力学方程[J]. 气象学报, 1963, 21(4): 472-483.
ZENG Q C. Characteristic parameters and dynamic equations of atmospheric motion[J]. Acta Meteorologica Sinica, 1963, 21(4): 472-483 (in Chinese).

[5] CHARNEY J G, FJÖRTOFT R, VON NEUMANN J. Numerical integration of the barotropic vorticity equation[J]. Tellus, 1950, 2(4): 237-254.

[6] 张晨阳, 马志强, 刘利民, 等. Hadoop 下基于粗糙集与贝叶斯的气象数据挖掘研究[J]. 计算机应用与软件, 2015, 32(4): 72-76.
ZHANG C Y, MA Z Q, LIU L M, et al. Research on rough set and Bayes-based meteorological data mining on hadoop platform[J]. Computer Applications and Software, 2015, 32(4): 72-76(in Chinese).

[7] 蔡舒平, 孙华辰. 短期负荷预测中气象因素的 Fisher 信息建模方法[J]. 科学技术创新, 2018(17): 35-36.
CAI S P, SUN H C. Fisher information modeling method of meteorological factors in short-term load forecasting[J]. Scientific and Technological Innovation, 2018(17): 35-36(in Chinese).

[8] REMSBERG E, LINGENFELSER G, HARVEY V L, et al. On the verification of the quality of SABER temperature, geopotential height, and wind fields by comparison with Met Office assimilated analyses[J]. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2003, 108(D20): 4628.

[9] 徐熙超, 杨铮, 马廷淮. 基于 HBase 的气象结构化数据查询优化[J]. 计算机工程与应用, 2017, 53(9): 80-84.
XU X C, YANG Z, MA T H. Optimization of meteorological structured data based on HBase[J]. Computer Engineering and Applications, 2017, 53(9): 80-84(in Chinese).

[10] KWONG K M, WONG M H Y, LIU J N K, et al. An artificial neural network with chaotic oscillator for wind shear alerting[J]. Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 2012, 29(10): 1518-1531.

[11] 黄豪南, 郑祥, 韦勇凤. 基于 BP 神经网络-SARIMA 组合模型对气象要素预测与天气多因子期权的估值[J]. 投资研究, 2018, 37(5): 82-97.
HUANG H N, ZHENG X, WEI Y F. Forecasting of meteorological elements time series and pricing of weather multi-factor options: integrating BP neural network and SARIMA model[J]. Review of Investment Studies, 2018, 37(5): 82-97(in Chinese).

[12] 任才溶, 谢刚. 基于随机森林和气象参数的 $PM_{2.5}$ 浓度等级预测[J]. 计算机工程与应用, 2019, 55(2): 213-220.
REN C R, XIE G. Prediction of $PM_{2.5}$ concentration level based on random forest and meteorological parameters[J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(2): 213-220(in Chinese).

[13] BI K F, XIE L X, ZHANG H H, et al. Accurate medium-range

global weather forecasting with 3D neural networks[J]. Nature, 2023, 619(7970): 533-538.

[14] 王怡婷, 陈曦, 鞠兴旺, 等. 基于 GRU 网络的气象要素预测算法[J]. 计算机仿真, 2021, 38(7): 419-423.
WANG Y T, CHEN X, JU X W, et al. A meteorological element prediction algorithm based on GRU network[J]. Computer Simulation, 2021, 38(7): 419-423(in Chinese).

[15] GAO S, ZHAO P, PAN B, et al. A nowcasting model for the prediction of typhoon tracks based on a long short term memory neural network[J]. Acta Oceanologica Sinica, 2018, 37(5): 8-12.

[16] ANINDYA C. An introduction to the proper orthogonal decomposition[J]. Current Science, 2000, 78(7): 808-817.

Short-term prediction of stratospheric wind field based on POD-LSTM network

WEN Boqun[1, 2], MIAO Jinggang[1, *], LU Ying[1], ZHOU Shuyu[1]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The stratospheric wind field has an important effect on the liftoff and long-endurance station-keeping of stratospheric aerostats. By using the reanalysis data, a wind field prediction model based on long short-term memory (LSTM) network is built. Proper orthogonal decomposition (POD) is applied to extract key features of the wind field, enhancing the model's ability to detect and represent wind field characteristics. The generalization ability of the reanalysis-based prediction model is evaluated using actual radiosonde data. Taking four consecutive years of reanalysis wind field data from the Kashgar region as a case study, a comparative analysis is conducted between the LSTM-based model and the POD-LSTM-based model. The results show that the POD-LSTM model effectively captures wind field features and provides more accurate predictions. Moreover, the POD-LSTM model demonstrates stronger generalization ability when predicting real wind field conditions. These findings offer a practical approach for accurate short-term stratospheric wind field prediction in scenarios where historical real wind data are limited.

Keywords: stratospheric wind field modeling; stratospheric aerostat; proper orthogonal decomposition; time series; long short-term memory network

Received: 2023-09-25; **Accepted**: 2024-04-05; **Published Online**: 2024-04-29 16:40

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240429.1131.002

Foundation item: National Key Research and Development Program of China (2022YFB3207300)

* **Corresponding author**. E-mail: miaojg@aircas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0613

融合多策略改进的侏儒猫鼬算法

于明洋[1]，李婷[2,3,*]，许静[1]
(1. 南开大学 人工智能学院，天津 300350；2. 南开大学 计算机学院，天津 300350；3. 天津津航技术物理研究所，天津 300350)

摘 要：针对侏儒猫鼬优化算法(DMO)易陷入局部最优和收敛效率低的问题，提出一种多策略融合的增强型侏儒猫鼬算法(EDMO)。该算法引入随机反向学习策略增强猫鼬种群的多样性和质量，以增强其全局搜索能力和提高收敛速度。同时，采用自适应的方式更新保姆交换系数，以平衡全局探索与局部开发的需求。在迭代的后期，算法利用黏菌觅食行为，在局部与全局最优解之间进行优化。通过对CEC2017测试函数集的求解，对不同的算法进行比较。结果表明：融合3种策略的EDMO在寻优精度、寻优速度和鲁棒性方面均优于对比的先进算法。通过对无人机三维路径规划的实验验证，EDMO在局部搜索方面表现优于原始DMO算法，同时生成的飞行路径也更为稳定。

关 键 词：侏儒猫鼬优化算法；多策略融合；随机反向学习；自适应；黏菌觅食行为；三维路径规划
中图分类号：V221+.3; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2025)11-3991-12

伴随工程和理论领域中的优化问题不断受到关注，群体智能优化算法因其简明、高效且易于执行的特性，已逐渐跻身研究热点[1-2]。近期提及的群体智能优化算法如：樽海鞘群优化算法(salp swarm algorithm, SSA)[3]、蛇优化算法(snake optimizer, SO)[4]、鲫鱼优化算法(remora optimization algorithm, ROA)[5]，以及灰狼优化算法(grey wolf optimizer, GWO)[6]等，在图像分割[7]及路径规划[8]等众多领域中已展现出其良好应用，并获得了令人瞩目的效果[9]。

侏儒猫鼬优化算法(dwarf mongoose optimization algorithm, DMO)是基于模拟猫鼬寻找食物及探索睡眠丘休息行为而设计的一种群体智能优化方法，于2022年首次提出[10]。DMO以其简单的结构、较少的参数和出色的勘探与探索能力而著称，广泛应用于高维特征选择、数据聚类等领域的优化问题求解[11]。然而，尽管如此，DMO算法仍然存在一些缺点，包括收敛速度较慢和容易陷入局部最优解等问题。文献[12]针对DMO算法的缓慢收敛问题提出先进的侏儒猫鼬优化算法(advanced dwarf mongoose optimization, ADMO)算法，通过引入捕食、土丘保护、繁殖和群体分裂行为，增强了DMO算法的优化性能。随后，文献[13]进一步改进了DMO算法，特别是在解决约束工程设计问题方面，显著提高了DMO算法的勘探和开发能力。此外，文献[14]将DMO与模拟退火算法(simulated annealing, SA)相结合，形成了一种二进制变体，增强了DMO算法的有限利用机制。为了提高DMO算法的性能，文献[15]提出精英池侏儒猫鼬优化算法(improved dwarf mongoose optimization, IDMO)，利用透镜成像反向学习，加速了DMO算法的收敛速度，增强了其探索能力。而文献[16]提出一种多目标侏儒猫鼬优化算法，该算法基于领导者引导与支配

收稿日期：2023-09-26；**录用日期**：2023-12-15；**网络出版时间**：2024-01-19 08:48
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1037.003
基金项目：天津市自然科学基金(21JCYBJC00110)
*通信作者. E-mail：t24725@126.com

引用格式：于明洋，李婷，许静. 融合多策略改进的侏儒猫鼬算法[J]. 北京航空航天大学学报，2025，51(11)：3991-4002.
YU M Y，LI T，XU J. Enhanced dwarf mongoose optimization algorithm with multi-strategy fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2025，51(11)：3991-4002 (in Chinese).

解动态缩减进化，用于挖掘多目标问题的潜在前沿，并提高了算法的多样性。此外，文献 [17] 将人工生态优化与 DMO 相结合，开发了一种高效的特征选择算法。文献 [18] 对 DMO 的搜索过程进行了改进，引入非线性控制和探索策略，提高了收敛速度，同时保持了高精度。文献 [19] 则通过结合 Nelder-Mead 单纯形法和生成不同解向量的方法，有效地改进了 DMO 算法，以在迭代过程中寻找高质量的解，并成功将其应用于未知参数的识别问题。文献 [20] 将 DMO 算法与学习策略相结合，显著提升了算法跳出局部最优的能力，并将改进后的算法应用于特征选择问题。

为提高 DMO 算法的收敛速度，增强其探索能力，本文提出一种融合多策略改进的 DMO 算法 (enhanced multi-strategy dwarf mongoose optimization algorithm, EDMO)。本文主要创新点如下：

1）在迭代前期引入随机反向学习以更新侏儒猫鼬 Alpha 组，提高了算法的收敛能力与整体鲁棒性。

2）设计自适应更新的保姆交换参数，实现了全局搜索与局部开发之间的平衡。

3）在迭代后期融入黏菌觅食行为，有助于跳出局部最优，并进一步拓展搜索范围。

4）性能验证：在 29 个 CEC2017 基准函数上表现出显著的全局优化能力提升，并在无人机三维路径规划任务中展现出良好的工程适用性。

1 侏儒猫鼬算法

DMO 算法是模拟侏儒猫鼬半游牧式生活的一种群体优化算法。侏儒猫鼬群体按照职能分为 Alpha 组、Scout 组、Babysitter 组。Alpha 组负责觅食和指导觅食方向。当达到保姆交换标准时，Alpha 组和 Babysitter 组的成员进行交换，并由 Scout 组开始负责寻找睡眠丘，以保持群体的生存平衡。Babysitter 组的数量会影响算法的行为，从而对算法的性能产生影响。此外，Babysitter 组还负责调整一些参数，这些参数的变化将改变算法的行为，以适应不同的问题和条件。

1.1 Alpha 组

每个成员通过式 (1) 进行初始化，初始化完成后，通过式 (2) 计算每个猫鼬的种群适应度概率值，以此选择 Alpha 组首领 α。

$$x_{i,j} = u_{\text{nfrnd}}(l, u, D) \tag{1}$$

$$\alpha = f_i \Big/ \sum_{i=1}^{N} f_i \tag{2}$$

式中：$x_{i,j}$ 为初始位置；u_{nfrnd} 为一个均匀分布的随机数；u 和 l 为问题的上下边界；D 为决策变量维度；f_i 为第 i 个个体的适应度；N 为种群规模。设置保姆的数量为 b，则 Alpha 组个体数量 n 为 N–b，觅食路径由 α 选择并受到 p_{eep} 的影响，食物源新位置建模如下：

$$x_{i+1} = x_i + pp_{\text{eep}}\,(x_i - x_{\text{rand}}) \tag{3}$$

式中：x_{i+1} 为找到的食物源新位置；x_i 为雌性首领的当前位置；p 为均匀分布在 [−1,1] 之间的随机数，根据文献 [10]，本文中 p_{eep} 选取为 2，初始的睡眠土堆设为 $\varnothing$，x_{rand} 为 Alpha 组中的随机个体的位置。评估 x_{i+1} 的阿尔法组适应度 f_{i+1}，并根据式 (4) 计算睡眠丘值 s_i。

$$s_i = \frac{f_{i+1} - f_i}{\max\{|f_{i+1}|, f_i|\}} \tag{4}$$

根据式 (5) 和式 (6) 计算睡眠丘的平均值 φ 和决定猫鼬移动到新睡眠丘的方向向量 $\boldsymbol{M}$。

$$\varphi = \frac{\sum_{i=1}^{n} sm_i}{n} \tag{5}$$

$$\boldsymbol{M} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\boldsymbol{X}_i \times s_i}{\boldsymbol{X}_i} \tag{6}$$

当满足保姆交换条件 $C \geqslant L$ 时，将交换 Alpha 组和 Babysitter 组的成员，重新初始化保姆组 b 的位置并计算适应度值，并激活侦察阶段。其中，C 为时间计数器，L 为保姆交换参数。

1.2 Scout 组

当 Alpha 组找到充分的食物并接收到保姆的交换信号时，Scout 组启动并开始寻找新的睡眠丘。如果探索到了足够远的位置，那么可能会发现一个新的睡眠丘。根据式 (7) 和式 (8) 模拟寻找新的睡眠丘的位置 x_s。

$$C_{\text{F}} = (1 - t/T)^{(2t/T)} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{x}_s = \begin{cases} \boldsymbol{x}_i - C_{\text{F}} pr[\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{M}] & \varphi_{i+1} > \varphi \\ \boldsymbol{x}_i + C_{\text{F}} pr[\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{M}] & \text{其他} \end{cases} \tag{8}$$

式中：r 为 0 到 1 之间的随机数；C_{F} 为猫鼬种群移动能力的参数，它会随着迭代次数线性递减；t 为当前迭代次数；T 为最大迭代次数。

1.3 Babysitter 组

Babysitter 组通常由次级群体成员组成，负责照顾幼崽，并定期轮换，以便雌性首领 α 能够领导其他群体成员进行日常觅食。Babysitter 组的成员数量取决于种群的大小，影响算法的一种方法是通过改变种群规模的比例。对 Babysitter 组交换参数 L 的调整允许重新整理和利用其他家族成员之前收

集的侦查和食物来源数据。将 Babysitter 组的适应度值设定为 0 有助于降低下一轮迭代中 Alpha 组的平均权重, 进而抑制整个群体的活动范围, 这反映了现实中动物群体因照看幼崽而活动受限的情景。

由上述寻优过程可知: 受种群个体属性及位置更新因子制约, 该算法重点通过个体间的互动和跟随来刷新解决方案。但由于缺乏变异策略, 当其进入局部最优状态时, 跳出当前局部搜索范围变得困难。

2　改进的侏儒猫鼬算法

考虑到前述分析, 对 DMO 算法从 3 个角度进行改进: ①结合随机反向学习策略, 拓宽算法的全局探索范围, 并提升避免局部最优和收敛速率; ② 设计非线性比例因子, 自适应更新保姆交换参数, 达到全局探索与局部寻优的均衡; ③ 加入黏菌觅食策略, 增强侏儒猫鼬种群跨越局部最优的能力。

2.1　随机反向学习策略

现有算法普遍采用伪随机数初始化候选解, 这种配置方式可最大程度上增强算法的全局性能, 然而, 强随机性使得算法无法保持稳定的目标优化精度; 此外, 依赖伪随机数的初始方式也易导致种群遍历性不足, 种群多样性将下降。为增强探索性能并提升种群的多样性水准[21], 基于反向学习[22] 推出了随机反向学习策略 (random opposition-based learning, ROL)[23]。这一方法对反向解加入了随机成分, 有力地提高了搜索空间的种群多样性, 有效地规避了局部最优解的问题。计算式如下:

$$\tilde{X}_{\text{rand}} = l + u - pX \tag{9}$$

式中: l、u 分别为解空间的下界和上界; X 和 $\tilde{X}_{\text{rand}}$ 分别为当前解和随机反向解的位置; p 为 [0,1] 之间的随机数。

在本文中, 每次迭代前期时使用 ROL 策略对每轮迭代的 Alpha 种群个体进行反向扰动, 刺激侏儒猫鼬 Alpha 组个体在更广的范围中实现全局搜索并拥有跳出局部最优的能力, 同时这种策略能为 DMO 积累更加多样化和高质量的搜索经验, 从而极大地增强算法的全局性能。

2.2　非线性比例因子

在 DMO 中, Alpha 组引导种群开发, 而 Babysitter 组作为 Alpha 组的储备, 与其进行个体交换。Babysitter 组的规模及交换参数直接影响种群间信息交流效率。当交换能力不足时, 种群开发则始终受 Alpha 组牵引, 根据式 (2) 描述, 若 Alpha 组个体普遍陷入局部最优, 雌性首领的引导有可能导致次级群体盲目聚集。此外, 若 Babysitter 组作为 Alpha 组交流过于频繁, 则易导致 Alpha 组的搜索无法兼顾全局性和局部性。标准的 DMO 中, Babysitter 组的规模为初始设定的常值, 这种固定赋值的设定模式显然无法赋能 DMO 的搜索平衡。对此, 本文提出一种基于自适应因子的 Alpha 组参数更新方式, 具体如下:

$$\gamma = 0.4 - 0.2 \times [(\mathrm{e}^{t/T} - 1)/(\mathrm{e} - 1)]^k \tag{10}$$

式中: T 和 k 分别为 500 和 2。γ 为 Babysitter 组的非线性比例因子, 该在搜索前中期取值较大, 有利于 Babysitter 组和 Alpha 组信息交流, 为后续搜索保存历史经验; 寻优后半段, 该值迅速衰减到较低水平, 能够加速算法快速收敛, 具体衰减过程如图 1 所示。非线性比例因子 γ 可以根据算法的当前状态和问题的特性来动态调整阈值 L。这意味着在优化过程中, L 的值可以根据需要进行适度的增加或减少, 以更好地适应问题的性质。这有助于加速算法的收敛速度, 特别是在接近最优解时, 可以减小 L 以增加局部搜索的精度; α 根据问题的复杂性和不同阶段的搜索需求来自适应地调整 L, 有助于防止算法陷入局部最优解, 即使在面对复杂的问题时也能够更好地保持全局搜索的能力, 增强算法的鲁棒性。

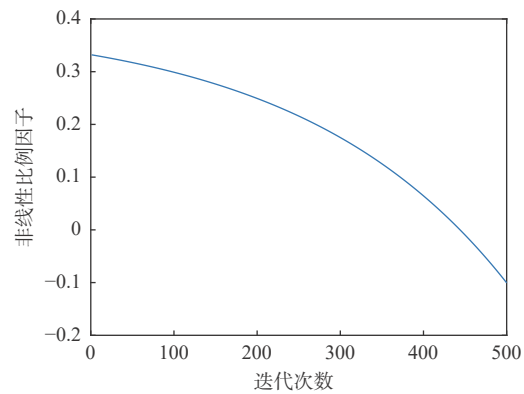


图 1　非线性比例因子 γ

Fig. 1　Nonlinear scaling factor γ

2.3　黏菌变异机制

对于低维测试函数, 上述策略的引入在一定程度上平衡了全局勘探和局部开发过程, 然而, 当应用于大规模复杂优化问题时, 因 DMO 搜索模式单一, 易导致侏儒猫鼬种群陷入局部极值陷阱。因此, 丰富随机个体的搜索模式是改进启发式算法全局搜索性能的另一个重要途径。黏菌算法 (slime mould algorithm, SMA) 是受黏菌觅食行为启发而提出的一种优化算法[24]。黏菌群体向食物源蠕动并将其覆盖的过程是黏菌算法的核心, 也是其全局搜索能力优秀的主要原因[25-26]。对此, 效仿黏菌觅食

过程，本文将其引入以补充DMO的搜索模式，该阶段猫鼬-黏菌位置的计算式为

$$X(t+1)=\begin{cases} r(u-l)+l & r'<z \\ X_{\mathrm{b}}(t)+v_{\mathrm{b}}(WX_{\mathrm{A}}(t)-X_{\mathrm{B}}(t)) & r'<p \\ v_{\mathrm{c}}X(t) & r'\geqslant p \end{cases} \tag{11}$$

式中：r和r'都为在0至1范围内产生的随机数；u与l分别为搜索空间的上限和下限；z为用于在搜索和开发阶段之间达到平衡的参数；$X(t+1)$为Alpha组个体更新后的位置；$X_{\mathrm{b}}(t)$为历史最优解位置；v_{b}和v_{c}为基于随机数的系数，用于控制位置更新的幅度和方向。根据文献[24]，本文将z设定为0.03。

2.4 EDMO算法描述

在改进的侏儒猫鼬算法EDMO中，个体的位置更新不仅依赖于其Alpha组、Scout组或Babysitter组的运动方式，还受到群体中其他个体的影响和协作，以实现更好的全局搜索性能。为了提高单个体在避免陷入局部最优解时的效能，算法在位置更新之后采用了模拟黏菌觅食模式的策略。这一策略是通过应用式(12)来实现的，目的是探索更优的位置点，从而达到更高的适应度评价。这种方法借鉴了黏菌在自然环境中寻找食物的行为，以提高算法在搜索过程中的效率和有效性。EDMO具体流程如图2所示，执行步骤如下：

1）根据式(1)初始化侏儒猫鼬算法参数，设定种群规模N、保姆的数量b、Alpha组个体数量n、保姆交换参数L、最大迭代次数T、空间搜索维度D等相关的开发参数；

2）根据式(9)使用ROL策略更新Alpha组个体，计算种群个体适应度，设置时间计数器C，根据式(2)选择Alpha组首领α；

3）根据式(3)产生候选食物位置，根据式(4)计算当前睡眠丘值；

4）根据式(5)和式(6)计算睡眠丘的平均值φ，并确定猫鼬种群向新睡眠丘迁移的方向矢量$\boldsymbol{M}$；

5）根据式(10)自适应更新姆交换参数L，当满足保姆交换条件$C\geqslant L$时，交换Alpha组和Babysitter组的成员，重新初始化Babysitter组b的位置并计算适应度值，根据式(7)和式(8)寻找新的睡眠丘的位置$\boldsymbol{X}_s$；

6）根据式(11)进一步寻求Alpha组首领α的最优解；

7）判断是否达到指定的停止条件(即是否满足$t\geqslant M$)，若没有，重复步骤2)～步骤6)。否则输出最优结果：最终得到的雌性首领的位置即为最优解，对应的适应度值为最优解的优劣程度。

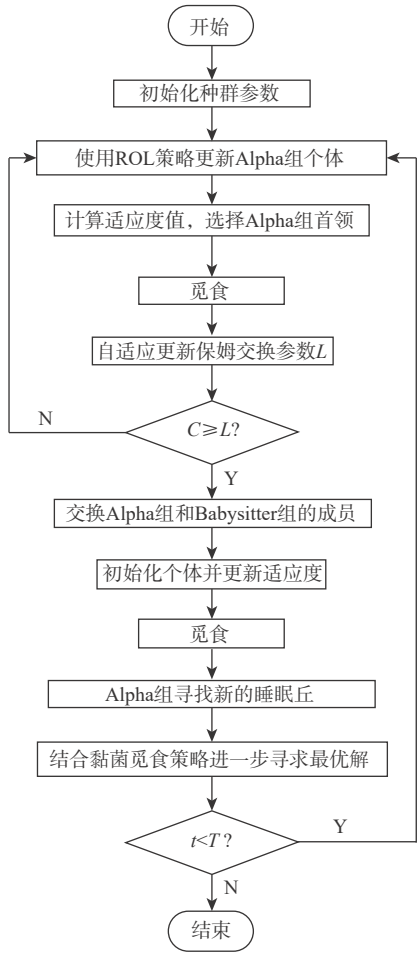


图2 EDMO流程

Fig. 2 Flow of EDMO

3 算法性能测试与分析

本文的仿真环境运行在Windows10 64位操作系统上，CPU型号为AMD Ryzen 74800H，主频为2.30 GHz，配备16 GB RAM。所用算法在MATLAB 2018b平台上进行实现。

3.1 测试函数及参数设置

为验证本文EDMO的有效性，采用CEC2017-测试函数集对其进行测试。其中，CEC系列函数是由多种基本测试函数混合构成，不仅常被用作比较不同优化算法性能的基准，而且广泛应用于模拟实际问题的复杂性。上述函数的基本信息如表1所示。其中，29个CEC2017测试函数是由多种基本测试函数混合构成，其中f_1、f_3为单峰函数，f_4～f_{10}为多峰函数，f_{11}～f_{20}为混合函数，f_{21}～f_{30}为复合函数，f_2函数由于高维的不稳定性已被剔除。CEC-2017测试函数集的搜索范围均为[−100, 100]。

实验中，设置算法的种群数量N为50，最大迭代次数T为500，空间搜索维度D为30，分别独立运行30次并记录每组实验的最优适应度值。

表 1　29 个 CEC2017 测试函数

Table 1　29 CEC2017 test functions

函数	函数名称	最优适应度值	函数	函数名称	最优适应度值
f_1	Shifted and Rotated Bent Cigar Function	100	f_{17}	Hybrid Function 6(N=4)	1 700
f_3	Shifted and Rotated Zakharov Function	300	f_{18}	Hybrid Function 6(N=5)	1 800
f_4	Shifted and Rotated Rosenbrock's Function	400	f_{19}	Hybrid Function 6(N=5)	1 900
f_5	Shifted and Rotated Rastrigin's Function	500	f_{20}	Hybrid Function 6(N=6)	2 000
f_6	Shifted and Rotated Expanded Scaffer's F6 Function	600	f_{21}	Composition Function 1(N=3)	2 100
f_7	Shifted and Rotated Lunacek Bi-Rastrigin Function	700	f_{22}	Composition Function 2(N=3)	2 200
f_8	Shifted and Rotated Non-Continuous Rastrigin's Function	800	f_{23}	Composition Function 3(N=4)	2 300
f_9	Shifted and Rotated Lévy Function	900	f_{24}	Composition Function 4(N=4)	2 400
f_{10}	Shifted and Rotated Schwefel's Function	1 000	f_{25}	Composition Function 5(N=5)	2 500
f_{11}	Hybrid Function 1(N=3)	1 100	f_{26}	Composition Function 6(N=5)	2 600
f_{12}	Hybrid Function 2(N=3)	1 200	f_{27}	Composition Function 7(N=6)	2 700
f_{13}	Hybrid Function 3(N=3)	1 300	f_{28}	Composition Function 8(N=6)	2 800
f_{14}	Hybrid Function 4(N=4)	1 400	f_{29}	Composition Function 9(N=3)	2 900
f_{15}	Hybrid Function 5(N=4)	1 500	f_{30}	Composition Function 10(N=3)	3 000
f_{16}	Hybrid Function 5(N=4)	1 600			

3.2　消融实验

为进一步阐明 ROL 策略、自适应更新策略和黏菌觅食机制分别对 DMO 的影响, 本文对此开展了消融对比实验。将 EDMO 分别删除 ROL 改进策略、自适应更新策略、黏菌觅食机制的算法依次命名为 EDMO1、EDMO2、EDMO3, 利用 CEC2017 函数测试集对其进行测试。运行次数、种群规模、测试维度及迭代最大次数均与 4.1 节保持一致, 对上述算法进行重复实验。定义消融因子 γ 定量评估缺失策略的重要程度, 其计算式为

$$\gamma = f_{\mathrm{EDMO}} / f_{\mathrm{EDMOi}} \tag{12}$$

式中: f_{EDMOi} 和 f_{EDMO} 分别为不完全改进 DMO 与 EDMO 的最佳适应度平均值; γ 越小, 表明对照算法的寻优性能越差, 即所缺少策略对于改善原始算法性能的作用越大。消融实验结果如表 2 所示, RDMO、ADMO、SDMO 的 γ 值普遍大于 DMO, 表明任意 2 种策略的叠加均可改善 DMO 的寻优性能。

本文策略在单峰、多峰及混合函数上都展现明显的优势。相对而言, 自适应策略在 f_1 和 f_3 函数性能提升并不显著, ADMO 的 γ 值分别是 RDMO 和 SDMO 的 4.1 倍和 2.2 倍, 这主要是因为黏菌觅食策略是一种偏向全局性的改进策略[25], 在这意味着, 当面对那些需要精细局部搜索的特定测试函数时, 这种全局搜索可能不如其他针对性更强的策略来得有效, 而 f_1 和 f_3 主要评估的是算法精细化搜索的能力。不过这并不意味着黏菌觅食策略没有其独特的价值, 在宽阔的搜索空间或那些需要广泛探索的问题上, 黏菌觅食策略可能会展现出强大的搜索能力和韧性[26]。在 f_{14} 中, RDMO 的 γ 值为 8.33, 相比之下, ADMO 仅占 RDMO 的 25.69%, SDMO 仅占 RDMO 的 1.56%, 而 DMO 仅占 RDMO 的 0.48%, 表明 ROL 改进策略对该函数的适应性较差。总之, 各策略对 DMO 的提升效果没有显著差异 ($\Delta\gamma$< 0.3), 而算法整体性能的提升依赖于各策略之间的相互配合。

表 2　消融实验结果 γ 值对比

Table 2　Comparison of ablation results of γ

函数	DMO[10]	EDMO1	EDMO2	EDMO3	函数	DMO[10]	EDMO1	EDMO2	EDMO3
f_1	0.00	0.32	0.72	0.03	f_{17}	0.84	0.95	0.96	0.88
f_3	0.51	0.52	0.92	0.31	f_{18}	0.02	0.78	0.77	0.32
f_4	0.83	0.85	0.88	0.88	f_{19}	0.39	0.53	0.78	0.48
f_5	0.88	0.92	0.94	0.88	f_{20}	0.88	0.95	0.94	0.91
f_6	0.98	0.97	0.98	1.00	f_{21}	0.99	0.98	0.98	0.95
f_7	0.84	0.93	0.88	0.87	f_{22}	0.57	0.68	1.04	0.77
f_8	0.95	0.96	0.97	0.90	f_{23}	0.97	0.98	0.97	0.97
f_9	0.33	0.51	0.49	0.67	f_{24}	1.00	0.96	1.01	0.98
f_{10}	0.54	0.61	0.52	0.55	f_{25}	0.98	0.98	0.99	0.99
f_{11}	1.05	1.12	1.11	1.12	f_{26}	0.79	0.81	0.77	0.72
f_{12}	0.39	0.65	0.46	0.43	f_{27}	0.93	0.99	0.99	0.98
f_{13}	0.31	0.41	0.45	0.55	f_{28}	0.92	0.96	0.97	0.99
f_{14}	2.14	8.33	0.13	0.04	f_{29}	0.83	0.91	0.89	0.91
f_{15}	0.12	0.21	0.23	0.24	f_{30}	0.06	0.43	0.21	0.43
f_{16}	0.83	0.88	0.88	0.79					

3.3　EDMO 与其他算法对比分析

CEC 系列函数可对实际问题的复杂性进行模拟, 这对新算法的研究具有指导意义。为体现本文算法的优越性, 将其与另外 3 种竞赛算法 CMA-ES[27]、

LSHADE_cnEpsin[28]、LSHADE[29]、原始DMO及文献[15]中改进的IDMO进行对比，为保证内置参数的一致性，实验时运行次数、种群规模、测试维度及迭代最大次数均与4.1节保持一致，独立运行30次并记录每组实验的最优适应度值。最优适应度值即测试函数值，优化算法的目的是寻求函数极小值。表3给出了CMA-ES、LSHADE_cnEpsin、LSHADE、DMO、IDMO与EDMO重复30次实验的最优适应度均值和标准差，对每组测试函数中均值和标准差最优的算法加粗显示。同时采用Wilcoxon秩和检验评估EDMO在显著性水平为5%时与其他算法的显著程度，当检验结果p<5%时，表明2种算法之间差异显著，否则差异不明显。采用秩和检验对测试结果进行评估，其中，“+”、“–”和“=”分别表示EDMO寻优效果强于、弱于和接近于其他算法。

表3 CEC2017测试结果

Table 3 Test results for CEC 2017

函数	CMA-ES[27] 均值(标准差)	LSHADE_cnEpsin[28] 均值(标准差)	LSHADE[29] 均值(标准差)	DMO[10] 均值(标准差)	IDMO[15] 均值(标准差)	EDMO 均值(标准差)
f_1	$1.32\times10^{10}(4.86\times10^{9})$/+	$1.73\times10^{10}(5.77\times10^{9})$/+	$2.38\times10^{7}(2.23\times10^{7})$/+	$5.26\times10^{6}(1.13\times10^{7})$/+	$1.98\times10^{4}(3.53\times10^{4})$/+	**$5.71\times10^{2}(7.02\times10^{2})$**
f_3	$6.35\times10^{4}(9.89\times10^{3})$/+	$4.19\times10^{4}(1.02\times10^{4})$/+	$6.44\times10^{4}(1.05\times10^{4})$/+	$4.21\times10^{4}(9.81\times10^{3})$/+	**$1.62\times10^{4}(4.67\times10^{3})$/–**	$2.05\times10^{4}(2.01\times10^{3})$
f_4	$1.37\times10^{3}(7.52\times10^{2})$/+	$2.30\times10^{3}(1.59\times10^{3})$/+	$5.35\times10^{2}(31.4)$/+	$5.20\times10^{2}(32.0)$/+	$5.21\times10^{2}(33.2)$/+	**$4.39\times10^{2}(36.9)$**
f_5	$7.12\times10^{2}(48.2)$/+	$7.73\times10^{2}(37.4)$/+	$6.83\times10^{2}(31.9)$/+	$6.31\times10^{2}(30.5)$/+	$6.54\times10^{2}(33.9)$/+	**$5.57\times10^{2}(8.73)$**
f_6	$6.38\times10^{2}(6.68)$/+	$6.62\times10^{2}(8.40)$/+	$6.43\times10^{2}(10.4)$/+	$6.22\times10^{2}(8.73)$/+	$6.33\times10^{2}(10.6)$/+	**$6.02\times10^{2}(2.49\times10^{-13})$**
f_7	$1.08\times10^{3}(61.4)$/+	$1.28\times10^{3}(54.7)$/+	$1.05\times10^{3}(52.4)$/+	$9.40\times10^{2}(59.5)$/+	$9.97\times10^{2}(67.7)$/+	**$7.75\times10^{2}(6.11)$**
f_8	$9.87\times10^{2}(39.5)$/+	$9.96\times10^{2}(26.0)$/+	$9.58\times10^{2}(25.7)$/+	$9.18\times10^{2}(19.6)$/+	$9.16\times10^{2}(24.7)$/+	**$8.65\times10^{2}(10.6)$**
f_9	$5.54\times10^{3}(1.40\times10^{3})$/+	$5.86\times10^{3}(5.75\times10^{2})$/+	$3.88\times10^{3}(4.76\times10^{2})$/+	$3.45\times10^{3}(1.65\times10^{3})$/+	$3.14\times10^{3}(8.49\times10^{2})$/+	**$1.14\times10^{3}(1.13\times10^{2})$**
f_{10}	$6.64\times10^{3}(1.43\times10^{3})$/+	$5.34\times10^{3}(3.92\times10^{2})$/+	$5.65\times10^{3}(2.85\times10^{2})$/+	$5.73\times10^{3}(9.75\times10^{2})$/+	$5.02\times10^{3}6.75\times10^{2})$/+	**$3.15\times10^{3}(2.67\times10^{2})$**
f_{11}	$3.75\times10^{3}(1.57\times10^{3})$/+	$2.13\times10^{3}(6.78\times10^{2})$/=	**$1.23\times10^{3}(40.5)$/=**	$1.32\times10^{3}(65.6)$/=	$1.27\times10^{3}(54.4)$/=	$1.35\times10^{3}(22.7)$
f_{12}	$9.57\times10^{8}(1.13\times10^{9})$/+	$1.28\times10^{9}(1.26\times10^{9})$/+	$1.63\times10^{6}(1.18\times10^{6})$/+	$1.28\times10^{6}(9.25\times10^{5})$/+	$8.78\times10^{5}(8.12\times10^{5})$/=	**$4.56\times10^{5}(2.58\times10^{5})$**
f_{13}	$4.76\times10^{8}(1.33\times10^{9})$/+	$1.85\times10^{7}(5.16\times10^{7})$/=	$1.75\times10^{4}(1.37\times10^{4})$/=	$4.38\times10^{4}(2.86\times10^{4})$/+	$2.08\times10^{4}(1.97\times10^{4})$/=	**$1.26\times10^{4}(6.56\times10^{3})$**
f_{14}	$1.18\times10^{6}(1.19\times10^{6})$/+	$2.37\times10^{4}(2.42\times10^{4})$/–	$2.76\times10^{4}(3.20\times10^{4})$/–	$4.97\times10^{4}(5.13\times10^{4})$/–	**$1.50\times10^{4}(2.18\times10^{4})$/–**	$1.07\times10^{5}(6.23\times10^{4})$
f_{15}	$1.58\times10^{7}(3.31\times10^{7})$/+	$5.16\times10^{4}(4.74\times10^{4})$/+	$5.66\times10^{3}(3.55\times10^{3})$/+	$1.98\times10^{4}(2.24\times10^{4})$/+	$9.73\times10^{3}(1.08\times10^{4})$/+	**$2.21\times10^{3}(1.63\times10^{3})$**
f_{16}	$2.95\times10^{3}(3.88\times10^{2})$/+	$3.14\times10^{3}(3.98\times10^{2})$/+	$2.88\times10^{3}(1.62\times10^{2})$/+	$2.74\times10^{3}(4.02\times10^{2})$/+	$2.76\times10^{3}(2.83\times10^{2})$/+	**$2.24\times10^{3}(1.35\times10^{2})$**
f_{17}	$2.34\times10^{3}(2.12\times10^{2})$/+	$2.26\times10^{3}(1.84\times10^{2})$/+	$2.03\times10^{3}(1.35\times10^{2})$/+	$2.27\times10^{3}(1.65\times10^{2})$/+	$2.38\times10^{3}(1.98\times10^{2})$/+	**$1.94\times10^{3}(88.2)$**
f_{18}	$1.67\times10^{6}(1.94\times10^{6})$/+	$4.97\times10^{5}(5.87\times10^{5})$/=	$2.43\times10^{5}(1.94\times10^{5})$/=	$2.07\times10^{7}(1.03\times10^{8})$/+	$1.57\times10^{5}(1.55\times10^{5})$/=	**$1.46\times10^{5}(5.52\times10^{4})$**
f_{19}	$1.26\times10^{7}(3.22\times10^{7})$/+	$1.63\times10^{6}(1.73\times10^{6})$/+	$8.34\times10^{3}(7.38\times10^{3})$/+	$9.64\times10^{3}(1.32\times10^{4})$/+	$9.96\times10^{3}(1.13\times10^{4})$/+	**$3.61\times10^{3}(1.57\times10^{3})$**
f_{20}	$2.63\times10^{3}(1.89\times10^{2})$/+	$2.52\times10^{3}(1.55\times10^{2})$/+	$2.46\times10^{3}(1.05\times10^{2})$/+	$2.60\times10^{3}(2.17\times10^{2})$/+	$2.58\times10^{3}(2.28\times10^{2})$/+	**$2.25\times10^{3}(1.05\times10^{2})$**
f_{21}	$2.48\times10^{3}(41.2)$/+	$2.55\times10^{3}(73.6)$/+	$2.44\times10^{3}(25.7)$/+	$2.41\times10^{3}(22.6)$/+	$2.43\times10^{3}(30.2)$/+	**$2.35\times10^{3}(44.4)$**
f_{22}	$6.28\times10^{3}(2.67\times10^{3})$/+	$5.76\times10^{3}(1.64\times10^{3})$/+	**$2.32\times10^{3}(31.0)$/–**	$4.24\times10^{3}(2.81\times10^{3})$/+	$4.92\times10^{3}(2.38\times10^{3})$/+	$2.38\times10^{3}(39.4)$
f_{23}	$2.92\times10^{3}(63.4)$/+	$3.06\times10^{3}(91.5)$/+	$2.82\times10^{3}(32.4)$/+	$2.82\times10^{3}(75.3)$/+	$2.84\times10^{3}(45.5)$/+	**$2.72\times10^{3}(11.1)$**
f_{24}	$3.12\times10^{3}(71.5)$/+	$3.22\times10^{3}(67.6)$/=	$2.97\times10^{3}(34.5)$/=	$2.97\times10^{3}(77.8)$/=	$2.97\times10^{3}(57.5)$/+	**$2.95\times10^{3}(25.3)$**
f_{25}	$3.11\times10^{3}(1.25\times10^{2})$/+	$3.35\times10^{3}(1.83\times10^{2})$/+	$2.97\times10^{3}(24.7)$/+	$2.95\times10^{3}(22.8)$/+	$2.94\times10^{3}(18.4)$/+	**$2.88\times10^{3}(0.879)$**
f_{26}	$6.18\times10^{3}(6.04\times10^{2})$/+	$7.22\times10^{3}(1.45\times10^{3})$/+	$5.19\times10^{3}(1.70\times10^{3})$/+	$4.72\times10^{3}(9.84\times10^{2})$/+	$5.66\times10^{3}(1.47\times10^{3})$/+	**$3.71\times10^{3}(8.32\times10^{2})$**
f_{27}	$3.42\times10^{3}(79.2)$/+	$3.37\times10^{3}(65.6)$/+	$3.22\times10^{3}(16.4)$/+	$3.46\times10^{3}(24.2\times10^{2})$/+	$3.27\times10^{3}(38.8)$/+	**$3.23\times10^{3}(4.97)$**
f_{28}	$3.92\times10^{3}(2.99\times10^{2})$/+	$4.12\times10^{3}(4.07\times10^{2})$/+	$3.33\times10^{3}(36.7)$/+	$3.56\times10^{3}(1.13\times10^{3})$/+	$3.27\times10^{3}(25.6)$/+	**$3.20\times10^{3}(10.5)$**
f_{29}	$4.26\times10^{3}(2.46\times10^{2})$/+	$4.58\times10^{3}(4.43\times10^{2})$/+	$4.14\times10^{3}(2.23\times10^{2})$/+	$4.22\times10^{3}(4.15\times10^{2})$/+	$4.20\times10^{3}(2.81\times10^{2})$/+	**$3.52\times10^{3}(76.7)$**
f_{30}	$4.06\times10^{7}(3.28\times10^{7})$/+	$1.18\times10^{7}(8.86\times10^{6})$/+	$2.94\times10^{4}(3.28\times10^{4})$/+	$1.37\times10^{5}(2.82\times10^{5})$/+	$2.13\times10^{4}(1.12\times10^{4})$/+	**$7.58\times10^{3}(1.22\times10^{3})$**

统计结果表明，EDMO在与CMA-ES的对比中取得绝对优势，仅在不超过2个基准函数的寻优效果稍微逊色于LSHADE_cnEpsin、LSHADE、DMO、IDMO。经多策略联合改进后，EDMO的收敛精度与稳定程度均明显强于DMO，从而初步验证了改进策略的有效性。进一步通过Wilcoxon符号秩检验验证了这些结果的统计显著性，EDMO在CEC2017测试函数中相较于CMA-ES、LSHADE_cnEpsin、LSHADE、DMO以及IDMO分别取得了29/0/0、24/4/1、23/4/2、26/2/1和23/4/2的胜/平/负(+/=/–)分布。表明本文算法在大多数函数上显著优于对比算法。

EDMO在测试单峰函数时，表现在f_1上取得了最优的均值和标准差，f_3的效果略逊。具体，EDMO算法在f_3上的性能仅稍低于最优算法，其均值和标

准差分别比最优算法高出约 26.54% 和 57.17%。这一结果表明 EDMO 算法在处理单峰函数时整体表现接近于最优, 仅在 f_3 函数上略有不足。在多峰函数 f_4~f_{10} 中, EDMO 寻优效果一直处于领先地位, 平均值和标准差都小于对比算法, 凸显其强大的避免局部最优的能力; 混合函数 f_{11}~f_{20} 与复合函数 f_{21}~f_{30} 旨在测试算法应对复杂问题时的表现, 其中, 除函数 f_{11}、f_{14}、f_{22} 外, EDMO 在其余函数上均展示了最优的均值和标准差。EDMO 在 f_{11} 和 f_{22} 上虽然效果不是最佳, 但其平均收敛精度与最优算法的差距并不明显, 其中, 均值差异小于 130, 标准差差异小于 20, 并且在 f_{11} 上与其他算法均有相似的寻优成果, 但对 f_{14} 的处理水平普遍逊色于其他算法, 除 CMA-ES 算法外, 均值和标准差均高于其他算法。

考虑到 f_{14} 是由 4 个基本函数组合而成, 并且其全局最优点位于一个狭窄的抛物线底部, 这显然为算法带来了挑战。尽管黏菌觅食策略的引入增强了侏儒猫鼬的全局勘探能力, 但这也可能在某种程度上削弱了其对局部解的精确挖掘能力。特此针对 f_{14} 进行敏感性测试, 探究 α 值与 f_{14} 的收敛性之间的关系, 并据此求得 α 值和 f_{14} 的拟合曲线如图 3 所示。

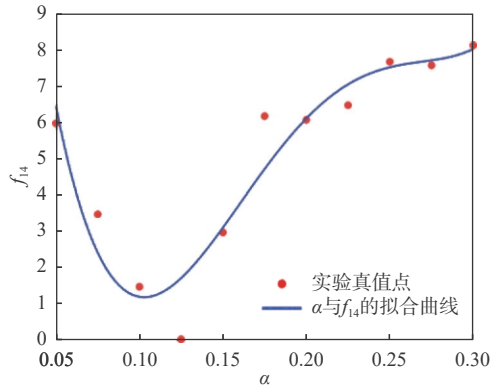


图 3　α 和 f_{14} 拟合曲线

Fig. 3　Fitted curve with α and f_{14}

由图 3 可知, 当值从 0.3 等间隔降低至 0.125 时, 最终收敛值从 8.05 逐渐降低到 0.04。然而, 当值超过 0.125 继续降低到 0.05 时, 最终收敛值逐渐劣化到 6.09。因此, 合理的值能够显著提高优化性能, 解释了消融实验中删除自适应更新策略 ADMO 算法表现欠优的原因, 进一步验证了自适应调整机制的独特优势。为进一步分析上述算法的收敛速度及迭代进程, 选取 8 个不同类型的测试函数进行比较。如图 4 所示, EDMO 不论在收敛速度及精度上都有优于其他算法, 其收敛曲线在迭代前中期迅速下降, 在前 60% 迭代次数内实现了 95% 以上的收敛, 这得益于通过 ROL 和自适应更新策略等多策略的引导, 使得算法能够更快地探索解空间的不同区域, 找到候选解, 使得搜索过程高效进行。综上可知, EDMO 是一种高效的智能优化算法, 其不仅能够提供高质量的解决方案, 而且具备显著的稳定性、快速的收敛速度、高度的收敛精度及强大的避免陷入局部最优的能力。这些特性使得 EDMO 在各种优化问题中表现出色, 特别是在那些需要快速、准确解决方案的场景中。

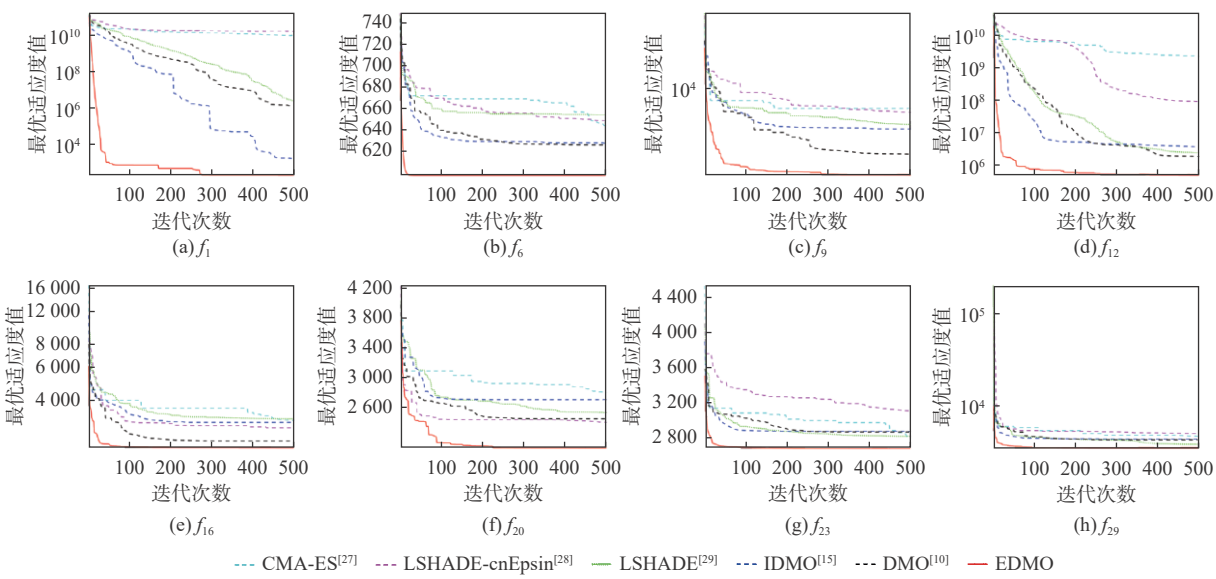


图 4　收敛曲线对比

Fig. 4　Convergence curves comparison

4　本文算法实际工程应用

在本文中, 采用无人机三维路径规划问题探讨 EDMO 算法的实际应用效果。通过在复杂的山地模型中模拟无人机的飞行路径, 展现了 EDMO 算法在应对当下热门的路径规划问题上, 所具备的出色

应用潜力。

4.1 无人机路径规划代价函数

4.1.1 飞行距离代价

飞行距离代价是评估无人机执行飞行任务时的一个重要指标，主要涉及燃油消耗。当假定无人机在执行任务时能够达到并维持一个恒定速度，其燃油消耗量与飞行的总距离呈正比关系。这意味着无人机飞行的距离越长，其燃油消耗也会相应增加，这是无人机运行成本和效率评估中的一个关键因素[30]。飞行距离代价的计算式如下：

$$f_{\text{range}}=\frac{\varepsilon}{Q_{\text{r}}}\sum_{i=1}^{n}L_i \tag{13}$$

式中：ε 为单位飞行距离的燃油消耗量，衡量无人机每飞行一定距离所需燃油量的指标；Q_{r} 为无人机携带燃油总量，是无人机能够在不加油的情况下飞行的最大限度；L_i 表示第 i 段航迹长度。

4.1.2 飞行海拔代价

在无人机飞行中，考虑到机体受低温影响的概率与飞行高度直接相关，而地形威胁的风险则与飞行高度成反比，因此，设定了最大飞行高度 $h_{\max}$ 和最低飞行高度 $h_{\min}$ 来确保无人机的安全飞行。在这种情况下，假设无人机当前的飞行高度为 h_i，那么飞行高度的代价函数可以用于量化在特定高度下飞行的整体风险。该代价函数将考虑到在 $h_{\min}$ 和 $h_{\max}$ 范围内，随着高度变化，低温影响和地形威胁如何平衡和影响无人机的安全性和效能。假设当前的飞行高度为 h_i，则飞行高度的代价函数可以表示为

$$f_{h_i}=\begin{cases}\dfrac{h_i-h_{\min}}{h_{\max}-h_{\min}} & h_{\min}<h_i<h_{\max}\\ \infty & \text{其他}\end{cases} \tag{14}$$

$$f_{\text{altitude}}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}f_{h_i} \tag{15}$$

4.1.3 飞行风险代价

在无人机的航迹规划中，考虑到环境地形、极端天气、军事行动等飞行风险区的影响，飞行环境中的风险代价成为一个关键因素。假设在规划的第 i 段航迹中，无人机接近某个飞行风险点 k，如果将这段航迹 L_i 划分为 m 个小段，那么针对飞行风险点 k 对这段航迹 L_i 的飞行风险代价函数可以设定：

$$f_{n_i,k}=\frac{1}{m}(P_k(d_{k,1})+P_k(d_{k,2})+\cdots+P_k(d_{k,m})) \tag{16}$$

式中：n_i 为航迹规划中的第 i 段航迹 L_i；P_k 为第 k 个威胁点无人机的毁伤概率；$d_{k,m}$ 为第 k 个威胁点到航迹段 L_i 中第 m 小段的距离。无人机航迹规划受到的总威胁代价可以表示为

$$f_{\text{risk}}=\frac{1}{n}\cdot\frac{1}{k}\sum_{i=1}^{n}\sum_{i}^{k}f_{n_i,k} \tag{17}$$

4.2 无人机协同路径规划的性能度量函数

在无人机航迹规划中，综合考虑飞行距离代价、飞行海拔代价和飞行风险代价这3种关键因素，每种代价对航迹规划的影响程度不同。为有效地平衡这些因素，可以为其分别设定权重系数，分别为 ω_1、ω_2、ω_3，无人机协同航迹规划的目标函数可以表达为

$$f=\omega_1 f_{\text{range}}+\omega_2 f_{\text{altitude}}+\omega_3 f_{\text{risk}} \tag{18}$$

4.3 无人机三维路径规划仿真与分析

4.3.1 算法应用与实验仿真

为展现新算法的效果，在MATLAB环境下对无人机的三维航迹进行模拟。仿真环境设定在一个 100 km × 150 km × 30 km 的空间里，起点坐标为 (10, 90)，终点为 (130, 10)。风险区域的位置信息如表4所示，而在仿真图像中，这些区域以粉红色显示，具体如图5所示。

表4 风险区域二维坐标参数

Table 4 2D coordinate parameters of risk area

风险区域	中心点坐标/km	风险半径/km
1	(10,60)	5
2	(40,50)	6
3	(60,50)	5
4	(100,30)	8

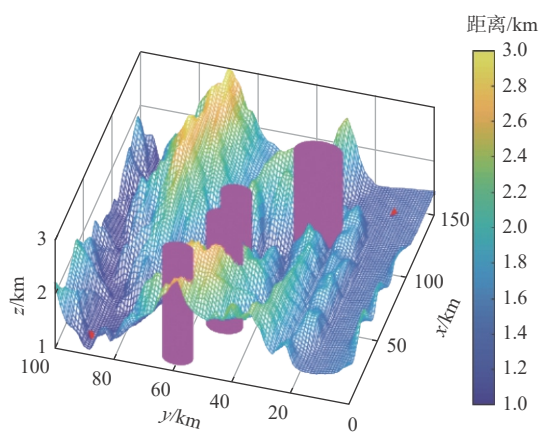


图5 三维威胁地图

Fig. 5 Three-dimensional threat topographic map

采用DMO算法对前述问题进行三维路径规划的求解时，作为参考的参数设置如下：算法的种群规模 N 设为30，最大迭代次数 T 定为200。仿真结果如图6～图8所示。

EDMO算法参数设置与4.1节中保持一致，EDMO算法在无人机3维路径规划实验仿真结果如图9～图11所示。

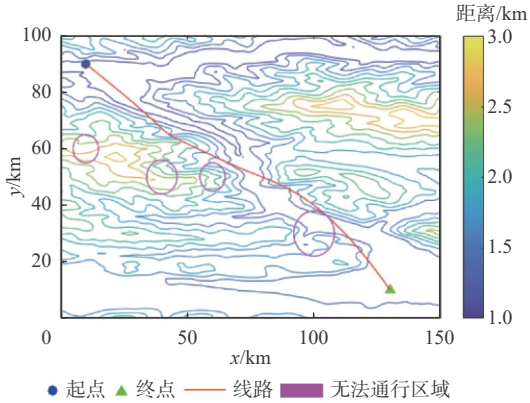


图 6　二维航迹规划(DMO)

Fig. 6　Two-dimensional track plan (DMO)

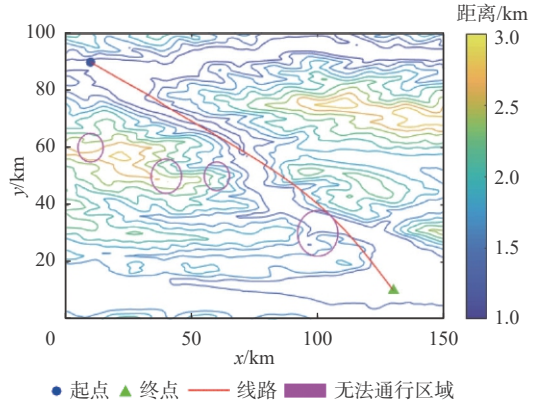


图 9　二维航迹规划(EDMO)

Fig. 9　Two-dimensional track plan (EDMO)

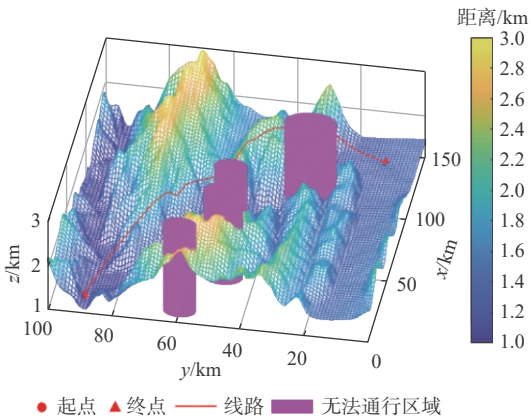


图 7　三维航迹规划(DMO)

Fig. 7　Three-dimensional track plan (DMO)

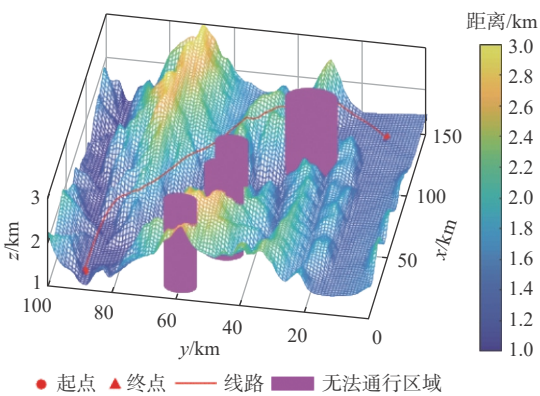


图 10　三维航迹规划(EDMO)

Fig. 10　Three-dimensional track plan (EDMO)

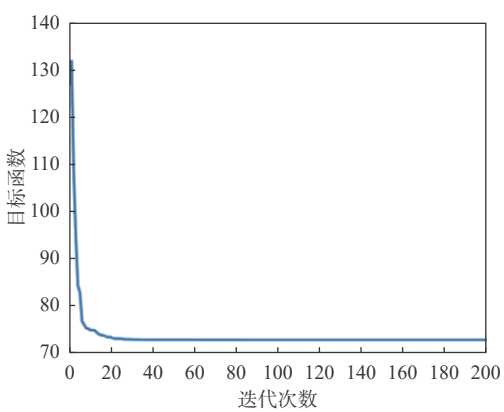


图 8　适应度变化曲线(DMO)

Fig. 8　Fitness change curve (DMO)

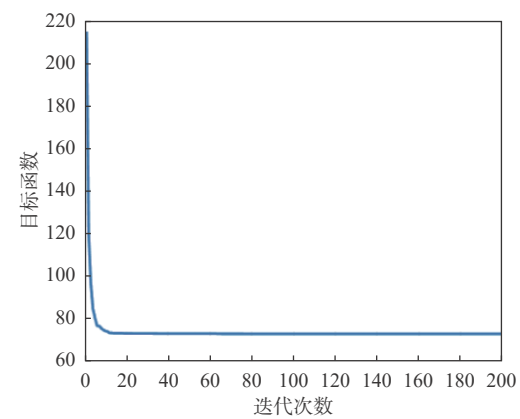


图 11　适应度变化曲线(EDMO)

Fig. 11　Fitness change curve (EDMO)

4.3.2　仿真结果分析

通过对实验结果的分析, 对比图 6 和图 9 可知, DMO 算法所规划的航线飞行距离更长, 燃油消耗更多。同时, 通过 DMO 算法规划出的航迹相对靠近风险区域 2 和区域 3, 这种规划方式带来了较大的风险隐患。而改进后的 EDMO 算法成功地规避了这一问题。与 DMO 算法相比, EDMO 算法在最大限度地避开风险区域的同时, 实现了更短的飞行距离和更平滑的飞行轨迹, 表明其路径规划更加合理和高效。此外, 改进后的 EDMO 算法所规划的飞行高度更低, 使无人机能够更贴近山体飞行, 有效避免了由于高空低温和缺氧带来的飞行风险。

观察适应度曲线的变化, 可以发现经过改进的 EDMO 算法执行了更多次迭代。尽管该算法在初始阶段的目标函数值较高, 但它最终收敛到了与原始算法类似的结果。这种现象表明改进后的 EDMO 算法在搜索空间中进行了更为广泛的探索, 反映其

在全局搜索能力方面的卓越表现。综合来看，对于无人机的三维路径规划，经过多策略融合改进的EDMO算法表现得更为优越，进一步验证了本文改进策略的成果。

在相同的测试条件下，本文对2种算法各进行了30次独立的仿真实验。为深入分析和比较这2种算法的性能，研究还包括了对综合代价模型进行的统计分析。相关的统计数据汇总如表5所示。

表5 无人机三维路径规划结果统计

Table 5 Statistics of UAV three-dimensional path planning results

实验算法	最优代价	最差代价	平均代价	标准差	平均迭代次数	平均运行时间/s
EDMO	72.92	72.97	72.96	0.03	124.53	37.41
DMO[10]	72.96	73.07	73.01	0.08	117.60	39.77

通过比较2组实验数据可见，尽管2种算法在无人机轨迹规划上的最优代价和最差代价相近，从统计数据来看，DMO算法在平均代价及标准差方面均明显高于改进后的EDMO算法。这一结果说明在进行航迹规划时，EDMO算法在寻优的稳定性方面表现更佳。此外，EDMO算法的平均迭代次数也明显超过DMO算法，这表明EDMO算法在搜索过程中探索的范围更广泛，具有更强的全局搜索能力。

尽管在平均运算耗时方面，改进前后的2个算法表现相似，但综合考虑其他性能指标，EDMO算法似乎更适合用于无人机的三维路径规划。这主要归因于在代价、稳定性和全局搜索能力方面的优势，使其成为处理这类复杂优化问题的更有效工具。

5 结 论

1）经过对DMO算法的计算流程和结构限制的系统分析，本文通过集成随机反向学习策略、自适应保姆交换参数更新及黏菌觅食机制，对该算法进行了优化。这些改进措施有效提升了算法在全局搜索能力和局部开发精度方面的性能。

2）应用改进的EDMO算法对CEC2017函数集进行优化测试，结果显示其在精度和效果方面均优于其他比较算法，且具有更快的收敛速度和更高的稳定性与鲁棒性。

3）将EDMO算法应用于无人机三维路径规划问题，结果表明其优化效果显著优于原始DMO算法，验证了EDMO算法的有效性和适用性。

参考文献（References）

[1] 宋立钦, 陈文杰, 陈伟海, 等. 基于混合策略的麻雀搜索算法改进及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(8): 2187-2199.
SONG L Q, CHEN W J, CHEN W H, et al. Improvement and application of hybrid strategy-based sparrow search algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(8): 2187-2199(in Chinese).

[2] 李全耀, 沈艳霞. 一种基于教与学的混合灰狼优化算法[J]. 控制与决策, 2022, 37(12): 3190-3196.
LI Q Y, SHEN Y X. A hybrid gray wolf optimization algorithm based on the teaching-learning optimization[J]. Control and Decision, 2022, 37(12): 3190-3196(in Chinese).

[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] HASHIM F A, HUSSIEN A G. Snake Optimizer: a novel meta-heuristic optimization algorithm[J]. Knowledge-Based Systems, 2022, 242: 108320.

[5] JIA H M, PENG X X, LANG C B. Remora optimization algorithm[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 185: 115665.

[6] MIRJALILI S, MIRJALILI S M, LEWIS A. Grey wolf optimizer[J]. Advances in Engineering Software, 2014, 69: 46-61.

[7] ABD ELAZIZ M, LU S F, HE S B. A multi-leader whale optimization algorithm for global optimization and image segmentation[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 175: 114841.

[8] ZHANG L, ZHANG Y J, LI Y F. Mobile robot path planning based on improved localized particle swarm optimization[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(5): 6962-6972.

[9] 柴岩, 朱玉, 任生. 多策略协同的改进鲸鱼优化算法[J]. 计算机工程与科学, 2023, 45(7): 1308-1319.
CHAI Y, ZHU Y, REN S. An improved whale optimization algorithm based on multi-strategy coordination[J]. Computer Engineering & Science, 2023, 45(7): 1308-1319(in Chinese).

[10] AGUSHAKA J O, EZUGWU A E, ABUALIGAH L. Dwarf mongoose optimization algorithm[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2022, 391: 114570.

[11] ALDOSARI F, ABUALIGAH L, ALMOTAIRI K H. A normal distributed dwarf mongoose optimization algorithm for global optimization and data clustering applications[J]. Symmetry, 2022, 14(5): 1021.

[12] AGUSHAKA J O, AKINOLA O, EZUGWU A E, et al. Advanced dwarf mongoose optimization for solving CEC 2011 and CEC 2017 benchmark problems[J]. PLoS One, 2022, 17(11): e0275346.

[13] AGUSHAKA J O, EZUGWU A E, OLAIDE O N, et al. Improved dwarf mongoose optimization for constrained engineering design problems[J]. Journal of Bionic Engineering, 2023, 20(3): 1263-1295.

[14] AKINOLA O A, EZUGWU A E, OYELADE O N, et al. A hybrid binary dwarf mongoose optimization algorithm with simulated annealing for feature selection on high dimensional multi-class datasets[J]. Scientific Reports, 2022, 12(1): 14945.

[15] 贾鹤鸣, 陈丽珍, 力尚龙, 等. 透镜成像反向学习的精英池侏儒猫鼬优化算法[J]. 计算机工程与应用, 2023, 59(24): 131-139.
JIA H M, CHEN L Z, LI S L, et al. Optimization algorithm of elite pool dwarf mongoose based on lens imaging reverse learning[J]. Computer Engineering and Applications, 2023, 59(24): 131-139(in Chinese).

[16] 赵世杰, 张红易, 马世林. 领导者引导与支配解进化的多目标矮猫鼬算法[J]. 计算机科学与探索, 2024, 18(2): 403-424.
ZHAO S J, ZHANG H Y, MA S L. Multi-objective dwarf mongoose optimization algorithm with leader guidance and dominated solution evolution mechanism[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2024, 18(2): 403-424(in Chinese).

[17] AL-SHOURBAJI I, KACHARE P, FADLELSEED S, et al. Artificial ecosystem-based optimization with dwarf mongoose optimization for feature selection and global optimization problems[J]. International Journal of Computational Intelligence Systems, 2023, 16(1): 102.

[18] FU S W, HUANG H S, MA C, et al. Improved dwarf mongoose optimization algorithm using novel nonlinear control and exploration strategies[J]. Expert Systems with Applications, 2023, 233: 120904.

[19] RIZK-ALLAH R M, EL-FERGANY A A, GOUDA E A, et al. Characterization of electrical 1-phase transformer parameters with guaranteed hotspot temperature and aging using an improved dwarf mongoose optimizer[J]. Neural Computing and Applications, 2023, 35(19): 13983-13998.

[20] 罗淑媛, 张家豪, 宋美佳, 等. 改进矮猫鼬优化算法的特征选择[J]. 龙岩学院学报, 2023, 41(2): 40-46.
LUO S Y, ZHANG J H, SONG M J, et al. Improved dwarf mongoose optimization algorithm for feature selection[J]. Journal of Longyan University, 2023, 41(2): 40-46(in Chinese).

[21] 何加文, 许贤泽, 高波. 多策略融合改进的飞蛾火焰优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(9): 2862-2871.
HE J W, XU X Z, GAO B. Improved moth-flame optimization algorithm with multi-strategy integration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(9): 2862-2871(in Chinese).

[22] TIZHOOSH H R. Opposition-based learning: a new scheme for machine intelligence[C]//Proceedings of the International Conference on Computational Intelligence for Modelling, Control and Automation and International Conference on Intelligent Agents, Web Technologies and Internet Commerce. Piscataway: IEEE Press, 2005: 695-701.

[23] LONG W, JIAO J J, LIANG X M, et al. A random opposition-based learning grey wolf optimizer[J]. IEEE Access, 2019, 7: 113810-113825.

[24] LI S M, CHEN H L, WANG M J, et al. Slime mould algorithm: a new method for stochastic optimization[J]. Future Generation Computer Systems, 2020, 111: 300-323.

[25] 郭雨鑫, 刘升, 张磊, 等. 精英反向与二次插值改进的黏菌算法[J]. 计算机应用研究, 2021, 38(12): 3651-3656.
GUO Y X, LIU S, ZHANG L, et al. Elite opposition-based learning quadratic interpolation slime mould algorithm[J]. Application Research of Computers, 2021, 38(12): 3651-3656(in Chinese).

[26] 任丽莉, 王志军, 闫冬梅. 结合黏菌觅食行为的改进多元宇宙算法[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2021, 51(6): 2190-2197.
REN L L, WANG Z J, YAN D M. Improved multi-verse algorithm with combined slime mould foraging behavior[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2021, 51(6): 2190-2197(in Chinese).

[27] HANSEN N. The CMA evolution strategy: a tutorial[EB/OL]. (2016-04-04)[2025-08-18]. https://arxiv.org/abs/1604.00772.

[28] TANABE R, FUKUNAGA A S. Improving the search performance of SHADE using linear population size reduction[C]//Proceedings of the IEEE Congress on Evolutionary Computation. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1658-1665.

[29] AWAD N H, ALI M Z, SUGANTHAN P N. Ensemble sinusoidal differential covariance matrix adaptation with Euclidean neighborhood for solving CEC2017 benchmark problems[C]//Proceedings of the IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC). Piscataway: IEEE Press, 2017: 372-379.

[30] 蔺文轩, 谢文俊, 张鹏, 等. 基于分组优化改进粒子群算法的无人机三维路径规划[J]. 火力与指挥控制, 2023, 48(1): 20-25.
LIN W X, XIE W J, ZHANG P, et al. UAV 3D path planning based on grouping optimization improved particle swarm algorithm[J]. Fire Control & Command Control, 2023, 48(1): 20-25(in Chinese).

Enhanced dwarf mongoose optimization algorithm with multi-strategy fusion

YU Mingyang[1], LI Ting[2, 3, *], XU Jing[1]

(1. College of Artificial Intelligence, Nankai University, Tianjin 300350, China;
2. College of Computer Science, Nankai University, Tianjin 300350, China;
3. Tianjin Jinhang Institute of Technical Physics, Tianjin 300350, China)

Abstract: The enhanced multi-strategy dwarf mongoose optimization algorithm (EDMO) is a proposed solution to the dwarf mongoose optimization algorithm's (DMO) low convergence efficiency and susceptibility to local optima. This algorithm employs a random opposite learning strategy to amplify the diversity and quality of the mongoose population, bolstering its global search capability and enhancing convergence accuracy. Concurrently, an adaptive approach is deployed to update the babysitter exchange coefficient, striking a balance between global exploration and local exploitation. In the latter stages of iteration, the algorithm capitalizes on the foraging behavior of the slime mold, optimizing between local and global optimal solutions. By solving the CEC2017 test function set, different algorithms are compared. The findings demonstrate that in terms of optimization accuracy, optimization speed, and resilience, EDMO which combines the three strategies performs better than the sophisticated algorithms under comparison. Through the experimental verification of UAV three-dimensional path planning, the EDMO algorithm performs better than the original DMO algorithm in local search, and the flight path generated is more stable.

Keywords: dwarf mongoose optimization algorithm; multi-strategy fusion; random reverse learning; adaptive; fungal foraging behavior; three-dimensional path planning

Received: 2023-09-26; **Accepted**: 2023-12-15; **Published Online**: 2024-01-19 08:48
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240118.1037.003
Foundation item: Natural Science Foundation of Tianjin Municipality (21JCYBJC00110)
* **Corresponding author**. E-mail: t24725@126.com

《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11期　2025年11月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.51 No.11　November 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

微信公众号　超星电子书

国内定价：50.00元／期