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

2023-04
Vol.49 No.4

北京航空航天大学学报

第 49 卷　第 4 期　（总第 362 期）　2023 年 4 月

目　　次

聚合物基复合材料凸头螺栓连接研究进展 …… 董慧民，李小刚，马绪强，程丽君，李跃腾，钱黄海（745）
基于干涉接触的前缘缝翼尾缘结构设计与分析 …… 冯蕴雯，张家乐，薛小锋，毛艺皓，袁坚锋（761）
高分辨率立体测绘相机系统热控设计及验证 …… 鲁盼，赵振明，高腾，连新昊，夏晨晖，王玉强（768）
基于 DW-MEE 的不停航施工情境下机场安全风险预警 …… 潘丹，罗帆，李永周，肖琴，张攀科，徐瑞华（780）
基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法 …… 蒲磊，李海龙，侯志强，冯新喜，何玉杰（792）
考虑安全性的 BWB 民机飞行控制系统设计 …… 马立群，孙晓哲（804）
基于液滴参数检测的涡街湿气过读预测模型 …… 李金霞，丁红兵，王超，孙宏军（815）
地基北斗 GEO 卫星直反信号功率测量偏差分析 …… 阮宏梁，洪学宝，王永宁，汉牟田，杨东凯（825）
共轴刚性旋翼直升机着舰飞行特性 …… 苏大成，汪正中，吴令华，黄水林（832）
固定时间收敛的三维制导控制一体化设计 …… 张宽桥，周旋风，门星火，周含冰（842）
一种面向空间飞行器视觉导航的椭圆检测算法 …… 陆婷婷，邓志均，顾鑫，费智婷，吴新峰，王华（853）
卫星不足情况下低成本 MEMS-INS/GPS 伪松组合导航 …… 李灿，沈强，汪立新，左凯，田颖（869）
无人直升机 LPV 控制律设计 …… 段镖，杨庶，李爱军（879）
Q345 钢两相流冲蚀实验研究 …… 王志杰，姚军，熊家志，赵彦琳，常笑，董士刚（891）
基于 DM-DSC 的舰载机着舰自动复飞控制算法 …… 崔凯凯，韩维，刘玉杰，刘洁，褚达文，崔荣伟（900）
基于多特征融合的电磁换向阀故障模式识别 …… 马栋，刘志浩，高钦和，黄通（913）
曲率连续造型方法对激波噪声的影响机理 …… 赵天铭，侯杰萱，柳阳威（922）
航空电子限时令牌太赫兹互连的实时性能分析 …… 李佳，李峭，左沅君，熊华钢（932）
薄膜热电偶热氧化可靠性及结构优化 …… 王一丹，孙宇锋，雷东阳，薛雨晴（943）
基于光场成像的燃烧颗粒粒径与速度测量方法 …… 张弛，黄益智，王长健，仪建华，许传龙（949）
狭长型封闭舱室内非定常流动模拟的湍流模型比较 …… 韩逸飞，胡雪松，高盈，张永志（957）
分子筛氧气浓缩器多因素退化试验设计 …… 孙宏达，景博，章余，焦晓璇（965）
平流层艇载风速计非接触供电系统的设计 …… 袁明昱，周江华，郝勇，张晓荣，秦慧娴（972）
考虑环境干扰的大型贮液箱结构安全评估模型 …… 陈媛，周志杰，王杰，明志超，李改灵，李亚鹏（981）
新型自适应起落架的单支腿落震性能研究 …… 孙浩，尹乔之，魏小辉，陈帅，聂宏（990）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 254 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 25 * 2023-04

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　卞欢欢　王　茜　李亚泰　李艳霞　苏　磊）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 49 No. 4 （Sum 362） April 2023

CONTENTS

Research progress in mechanically fastened polymer-matrix composite joints with protruding-head bolts
…… DONG Huimin，LI Xiaogang，MA Xuqiang，CHENG Lijun，LI Yueteng，QIAN Huanghai （745）
Structural design and analysis of leading edge slat interference trailing edge
…… FENG Yunwen，ZHANG Jiale，XUE Xiaofeng，MAO Yihao，YUAN Jianfeng （761）
Thermal control design and verification for high resolution stereo mapping camera system
…… LU Pan，ZHAO Zhenming，GAO Teng，LIAN Xinhao，XIA Chenhui，WANG Yuqiang （768）
Airport safety risk early warning under circumstance of non-suspend air construction based on DW-MEE
…… PAN Dan，LUO Fan，LI Yongzhou，XIAO Qin，ZHANG Panke，XU Ruihua （780）
Siamese network tracking based on high level semantic embedding
…… PU Lei，LI Hailong，HOU Zhiqiang，FENG Xinxi，HE Yujie （792）
Design of flight control system for BWB civil aircraft considering safety
…… MA Liqun，SUN Xiaozhe （804）
A new overreading model for wet gas vortex metering considering entrained droplet flow parameters
…… LI Jinxia，DING Hongbing，WANG Chao，SUN Hongjun （815）
Power measurement deviations of direct and reflected signals from BDS GEO satellites in ground-based GNSS-R applications
…… RUAN Hongliang，HONG Xuebao，WANG Yongning，HAN Mutian，YANG Dongkai （825）
Flight characteristics of coaxial-rigid-rotor helicopter during deck landing
…… SU Dacheng，WANG Zhengzhong，WU Linghua，HUANG Shuilin （832）
Three-dimensional integrated guidance and control design with fixed-time convergence
…… ZHANG Kuanqiao，ZHOU Xuanfeng，MEN Xinghuo，ZHOU Hanbing （842）
An ellipse detection algorithm for spacecraft optical navigation
…… LU Tingting，DENG Zhijun，GU Xin，FEI Zhiting，WU Xinfeng，WANG Hua （853）
Pseudo loosely-integrated navigation of low-cost MEMS-INS/GPS with insufficient observable satellites
…… LI Can，SHEN Qiang，WANG Lixin，ZUO Kai，TIAN Ying （869）
Design of LPV control law for unmanned helicopter
…… DUAN Biao，YANG Shu，LI Aijun （879）
Experimental research on erosion of Q345 steel under two-phase flow condition
…… WANG Zhijie，YAO Jun，XIONG Jiazhi，ZHAO Yanlin，CHANG Xiao，DONG Shigang （891）
Automatic wave-off control algorithm for carrier aircraft based on DM-DSC
…… CUI Kaikai，HAN Wei，LIU Yujie，LIU Jie，CHU Dawen，CUI Rongwei （900）
Solenoid directional control valve fault pattern recognition based on multi-feature fusion
…… MA Dong，LIU Zhihao，GAO Qinhe，HUANG Tong （913）
Influence mechanism of continuous curvature shaping method on buzz-saw noise
…… ZHAO Tianming，HOU Jiexuan，LIU Yangwei （922）
Real-time performance analysis on Terahertz interconnection with timed token protocol in avionics
…… LI Jia，LI Qiao，ZUO Yuanjun，XIONG Huagang （932）
Thermal oxidation reliability and structure optimization of thin film thermocouple
…… WANG Yidan，SUN Yufeng，LEI Dongyang，XUE Yuqing （943）
Simultaneous measurement of size and velocity of burning particles based on light field imaging
…… ZHANG Chi，HUANG Yizhi，WANG Changjian，YI Jianhua，XU Chuanlong （949）
Comparison of turbulence models for unsteady flow simulation in a long and narrow cabin
…… HAN Yifei，HU Xuesong，GAO Ying，ZHANG Yongzhi （957）
Multi-factor degradation test design for molecular sieve oxygen concentrator
…… SUN Hongda，JING Bo，ZHANG Yu，JIAO Xiaoxuan （965）
Design of contactless power supply system for stratospheric airship anemometer
…… YUAN Mingyu，ZHOU Jianghua，HAO Yong，ZHANG Xiaorong，QIN Huixian （972）
Structural safety assessment model of large liquid tanks considering environmental disturbance
…… CHEN Yuan，ZHOU Zhijie，WANG Jie，MING Zhichao，LI Gailing，LI Yapeng （981）
Research of single leg drop performance of new adaptive landing gear
…… SUN Hao，YIN Qiaozhi，WEI Xiaohui，CHEN Shuai，NIE Hong （990）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0682

聚合物基复合材料凸头螺栓连接研究进展

董慧民，李小刚，马绪强，程丽君，李跃腾，钱黄海*
(中国航发北京航空材料研究院，北京 100095)

摘 要：机械连接是聚合物基复合材料最典型的连接方式，因其在连接工艺性和可靠性方面的优势，使其在航空航天制造领域得到了广泛应用。对凸头螺栓连接聚合物基复合材料接头的研究进展进行综述。回顾了复合材料接头的机械连接形式，讨论了在拉伸加载下的失效过程，详细论述了复合材料接头的损伤模式；重点讨论了复合材料接头力学性能影响因素的研究进展，包括复合材料性能（纤维类型、增强体结构形式、纤维与金属混杂层板、铺层角度及比例、固化工艺、初始材料缺陷）、紧固件性能（紧固件刚度、钉头型式、螺栓直径、螺纹密封、间隙配合、干涉配合、紧固件缺失）、连接板性能、侧向约束（拧紧力矩、预紧面积、补偿垫片、接触面摩擦因素）、几何效应（复合材料板尺寸、板厚与孔直径比、层合板宽度与孔直径比、孔端距与孔直径比、螺孔形状、螺孔质量、螺孔位置误差）、载荷（静载荷、动态载荷、疲劳载荷、蠕变、松弛、温湿载荷）等；对聚合物基复合材料凸头螺栓连接的未来研究方向进行了展望。

关 键 词：聚合物基复合材料；机械性能；凸头螺栓；连接；失效分析
中图分类号：TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0745-16

复合材料因其比强度高、比刚度佳、抗疲劳性能优异和力学性能可设计性等特点，被广泛应用于航天航空领域。通常，飞行器结构的整体化设计是提高结构效率与实现结构轻量化的有效手段，但是由于制造工艺水平和成本的制约及后期维护、拆装、运输的需要，不可避免要使用连接结构[1]。机械连接是复合材料常用的连接方式之一，其适用于承载较大载荷和高可靠性要求的情况。在实际使用中，复合材料应用场景已由最初的非承力结构发展到主承力部件，尤其大量采用机械连接方式将各承受高载荷的复合材料部件连接起来，如机翼与机身的连接、蒙皮与翼梁/翼肋的连接等[2]。

复合材料机械连接结构中，紧固孔部位的纤维将不可避免被切断，造成纤维不连续，同时相比具有弹塑性特征的金属材料，复合材料因各向异性而呈本征脆性，孔边应力分布较金属构件复杂，无法通过局部区域塑性变形来缓解孔边应力集中。而飞机结构中连接强度直接影响飞机的安全和使用寿命。可见，复合材料的机械连接质量是限制其结构应用主要的薄弱环节之一。经研究发现，复合材料结构破坏中，60%～80% 发生在机械连接处[3-6]。

复合材料连接按紧固件种类可主要分为沉头连接和凸头连接。其中，凸头螺栓连接结构具有承受载荷大、拆卸方便等优点，其应用越来越广泛。国内外研究者对复合材料凸头螺栓机械连接结构做了大量工作，主要通过数值[3]或试验[4]方法研究复合材料性能、连接板性能、紧固件性能、连接区的几何参数和载荷因素等对连接挤压及破坏模式的影响[5-6]。

本文针对聚合物基复合材料凸头螺栓连接接头的研究进展进行了全面深入的综述。首先，分析了复合材料机械连接接头损伤机理的研究现状；然

收稿日期：2022-08-03；录用日期：2022-09-23；网络出版时间：2022-11-07 09:16
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221104.1641.004.html
*通信作者. E-mail：huanghai.qian@biam.cn

引用格式：董慧民，李小刚，马绪强，等. 聚合物基复合材料凸头螺栓连接研究进展[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：745-760.
DONG H M，LI X G，MA X Q，et al. Research progress in mechanically fastened polymer-matrix composite joints with protruding-head bolts[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：745-760 (in Chinese).

后，在此基础上，对复合材料接头挤压性能和失效影响因素的研究现状，包括复合材料性能、紧固件性能、连接板性能、侧向约束、几何效应、载荷等方面进行了较为全面的讨论；最后，对复合材料机械连接接头未来的研究方向进行了展望。

1 复合材料机械连接接头损伤机理分析

1.1 机械连接形式

复合材料结构的机械连接形式[7-8]按有无搭接板可分为对接和搭接2类[9]；按受力形式可分为双剪（双搭连接）和单剪（单搭连接）2类，此外，每类又有变厚度和等厚度2种情况；按紧固件数量可分为单螺栓（单钉）连接和多螺栓（多钉）连接，其中，多钉接头又可分为平行排列与交错排列[7-10]；按紧固件类型可分为凸头（见图1）和沉头，凸头承载能力强于沉头，当前研究多聚焦于凸头连接，而沉头多用于隐身性或气动性要求较高的场景。

复合材料多钉连接需要额外考虑载荷分配的问题。在实际设计环节，多排紧固件连接因碳纤维树脂基复合材料本征脆性，表现为钉载分配严重不均，多排紧固件连接时尽量不要多于2排；而钉孔尽可能采用平行方式，避免交错排列，以提高连接强度，特别是疲劳强度[8]。

复合材料机械连接结构中几何参数定义如图1所示，参数有宽度 W、长度 L、孔心至试样端部距离 e、孔直径 d、厚度 t、螺栓直径 D。

评价复合材料螺栓机械连接性能的方法包括挤压强度试验、螺孔试验、填孔试验、拉脱试验、挤压疲劳响应试验等[1]。其中，最主要的方法为螺栓挤压强度试验。该方法中，单向拉伸是材料科学

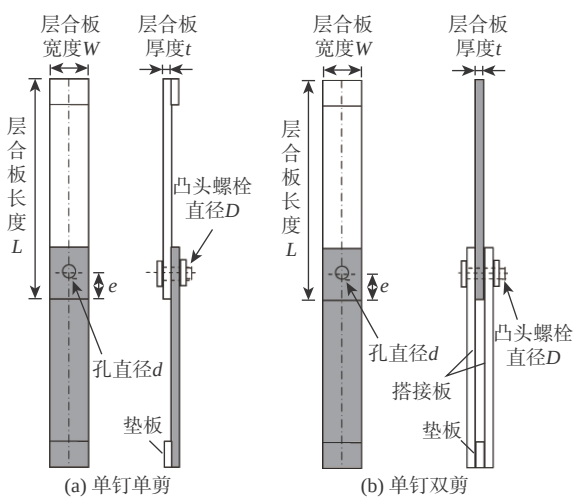


图1 复合材料凸头螺栓接头几何参数

Fig. 1 Geometry parameters of composite joints with protruding-head bolts

研究中常用的试验方法[8]，具体是通过准静态拉伸的方法对复合材料机械连接结构进行试验，试验过程中可使用肉眼或普通光学照相机、红外热成像、三维数字散斑技术（digital image correlation, DIC）来监控试验件的变形现象，利用线性可变差动变压器（linear variable differential transformer, LVDT）或引伸计来测量孔周的位移，获得应力-应变数据，并计算接头破坏强度；还可以通过光学显微镜、X射线、CT等研究复合材料的挤压破坏机理。

此外，由于螺栓挤压强度试验中，复合材料层合板沿厚度方向上的应力场极其复杂，应变分布通常不均，而当前的测量手段往往只能监测表面应变场，难以准确计算出每个螺栓承载的载荷；同时，由于影响复合材料接头的因素众多，甚至包括试验件的加工精度[5]，难以同时分析诸多因素对复合材料接头性能的影响。综上，大多数研究者先建立有限元模型，再用试验数据验证模型准确性，最终基于有限元模型来研究复合材料接头的性能。

1.2 螺栓挤压力学响应历程

复合材料螺栓典型的静拉伸试验载荷-位移曲线如图2所示[11]。可见，接头挤压过程可分为以下几个阶段：

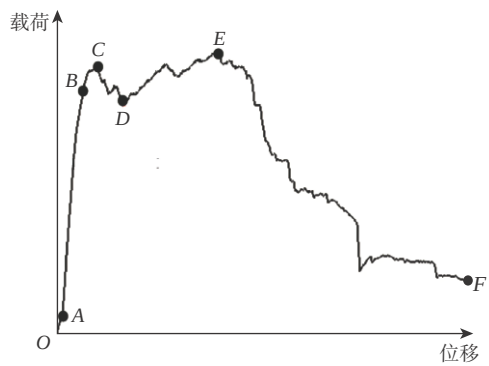


图2 复合材料接头的损伤扩展阶段[11]

Fig. 2 Stages of failure progression in a composite joint[11]

1）滑移阶段（$O\rightarrow A$）。加载初期，螺栓与孔壁、螺栓与垫圈或试样间存在间隙，随着拉伸载荷上升，这些部位开始缓慢接触。

2）挤压阶段（$A\rightarrow B$）。接头承载起始时表现为螺栓承受剪切力，载荷主要通过因预紧所致的板间静摩擦力而传递。随着载荷的增加，一旦完全克服了静摩擦力，材料之间开始相对滑移，表现出滑动摩擦，载荷传递由原来的静摩擦力转变为动摩擦力，各接头单元紧密接触并传递载荷，紧固件开始承载。该阶段，接头的载荷-位移曲线近似为直线，接近线弹性，直线的斜率为失效前的接头挤压刚度。通常，在拉伸载荷达到峰值载荷的90%左右时，连接件会发出“啪啪”的异响声音，此时接头在

接近螺栓孔周边发生局部碎裂，产生较小损伤，复合材料中纤维发生断裂，并伴随树脂破碎。

3）初始损伤阶段（$B\rightarrow C$）。该阶段复合材料接头发生初始损伤，通常定义初始挤压破坏载荷为载荷-位移曲线中首个斜率下降点所对应的载荷值。此时当连接板为金属时，主要体现在金属的塑性变形。该阶段复合材料结构因受载发生屈曲损伤和基体破裂而表现出非线性行为。

4）显著损伤阶段（$C\rightarrow D$）。当进一步加载时，材料开始出现明显损伤，表现为屈曲、劈裂和纤维部分损伤，在垫圈（如有）下方的区域，可能出现塞形损伤。因为复合材料的失效呈渐进演化特征，所以试样并未断裂。加载曲线的涨落反映了复合材料螺栓接头复杂的失效模式。

5）损伤稳定增大阶段（$D\rightarrow E$）。该阶段曲线表现出锯齿型（zigzag）增大模式，挤压载荷缓慢稳步增大到最大失效载荷。定义极限挤压破坏载荷为失效前的最大载荷。这种力学行为被称为挤压模式，这是接头最期望的失效模式，反映其优异的承载能力。该过程中接头的失效是非灾难性的，主要表现为基体破裂、层合板内分层、纤维断裂、纤维-基体界面变形及纤维屈曲等。

6）破坏阶段（$E\rightarrow F$）。该阶段内刚度显著下降，接头发生了局部断裂，直至完全失效。

1.3　螺栓挤压损伤演化历程

1.3.1　宏观失效模式

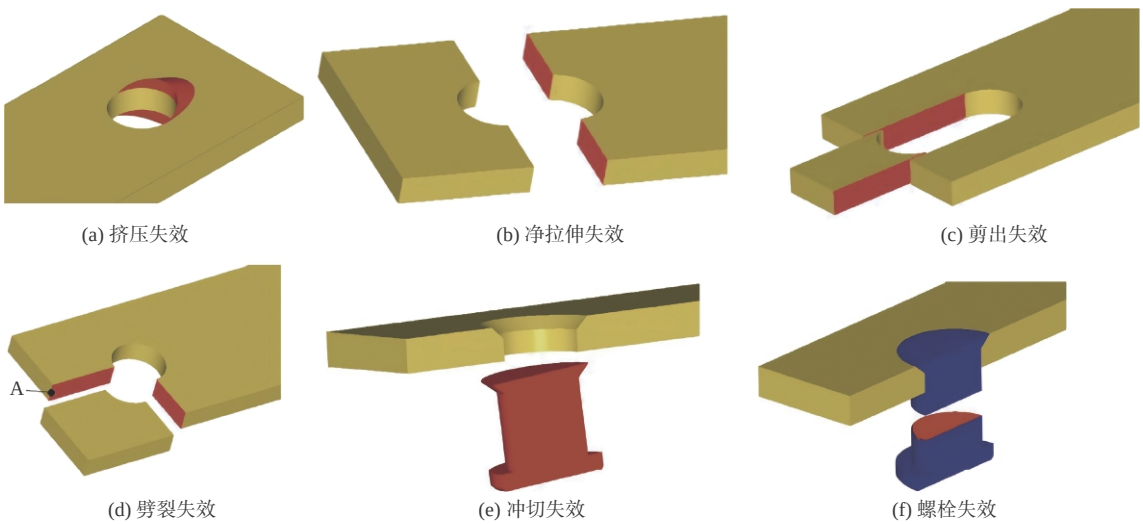
受拉伸力作用破坏的凸头复合材料接头通常有 6 种失效模式[12]。

1）挤压失效（bearing failure）（见图 3（a））发生于螺栓与孔的接触区域，此处通常存在高的局部应力。对于复合材料接头，挤压失效造成的灾难性后果要弱于其他失效模式（如拉伸或剪切失效）。对于多排螺栓接头，还可发生另外一种称为块剪切（block shear）[13] 的失效模式，具体表现为板的部分结构分离。这是由于结构受到垂直于截面的正应力，以及平行于螺栓剪切方向的剪切应力共同作用的结果。

2）净拉伸失效（net tension failure）（见图 3（b））。复合材料的挤压强度是复合材料本体强度及接头几何参数的函数。假定接头受孔边的剪切或压缩应力而失效，则当层合板宽度/孔直径比（W/d）较小，或旁落-挤压载荷比较高时，将发生该种失效。在这种情况下，裂纹扩展方向垂直于加载方向。

3）剪出失效（shear-out failure）（见图 3（c））。一般当孔端距 e 较小时，复合材料因受剪切应力作用而发生剪出失效。剪出失效可被视为一种特殊的挤压失效。然而，对于高度各向异性的复合材料，即使当孔端距 e 非常大时，也会发生剪出失效。剪出失效是面内剪切失效和层间剪切失效联合作用的结果。当层合板表观横向拉伸强度低于相应的面内剪切强度时，剪出失效还可以表征为单一的面内劈裂失效。通常，设计螺栓连接复合材料接头需避免这种脆性失效模式。

4）劈裂失效（cleavage failure）（见图 3（d））是另外一种低强度的接头失效，又称劈裂-拉伸失效（cleavage-tension failure），其发生归因于螺孔太接近接头宽度边缘。在大多数情况下，劈裂失效是不完整的净拉伸失效继续发展的结果。受拉伸和剪切失效的联合作用所致，这种失效通常初始引发于接头宽度边缘而非临近螺栓孔的部位。设计中，可以通过选择合适的边距，以及优化层合板的接头构造来避免劈裂失效，包括适量增大 90°铺层



(a) 挤压失效　(b) 净拉伸失效　(c) 剪出失效

(d) 劈裂失效　(e) 冲切失效　(f) 螺栓失效

图 3　复合材料接头的典型失效模式[12]

Fig. 3　Typical failure modes of composite bolted joints[12]

比例。

5）冲切失效(punching failure)(见图 3(e))是指螺栓沿着层合板发生拔出破坏。

6）螺栓失效(bolt failure)(见图 3(f))是指当螺栓的剪切应力超过其屈服应力导致紧固件发生剪切失效。McCarthy 等[14]研究表明，当接头中螺栓先于层合板失效，其极限挤压强度很大程度上将依赖于螺栓的强度而非复合材料层合板。

1.3.2 微观失效模式

复合材料接头常见的微观损伤包括基体拉伸/压缩损伤、纤维拉伸/压缩损伤、纤维-基体界面脱黏、层间拉伸/压缩损伤等[15]。图 4 基于渐进损伤模型，给出了复合材料接头的整个拉伸失效历程，红色代表损伤区域。可见，所有 6 种类型的损伤均起始于螺栓孔处，并逐步扩展至相邻单元。在损伤后期，大量接近孔的单元已发生了失效。

从复合材料机械连接接头损伤机理研究现状可以看出，单搭连接接头的结构力学行为较双搭连接接头更加复杂且更具有工程指导意义，国内外研究多聚焦单搭连接接头研究。复合材料多钉连接需要额外考虑载荷分配的问题。国内外学者主要采用有限元数值模拟和试验研究方法对螺栓挤压损伤过程、损伤形式和宏/微观失效模式进行研究。

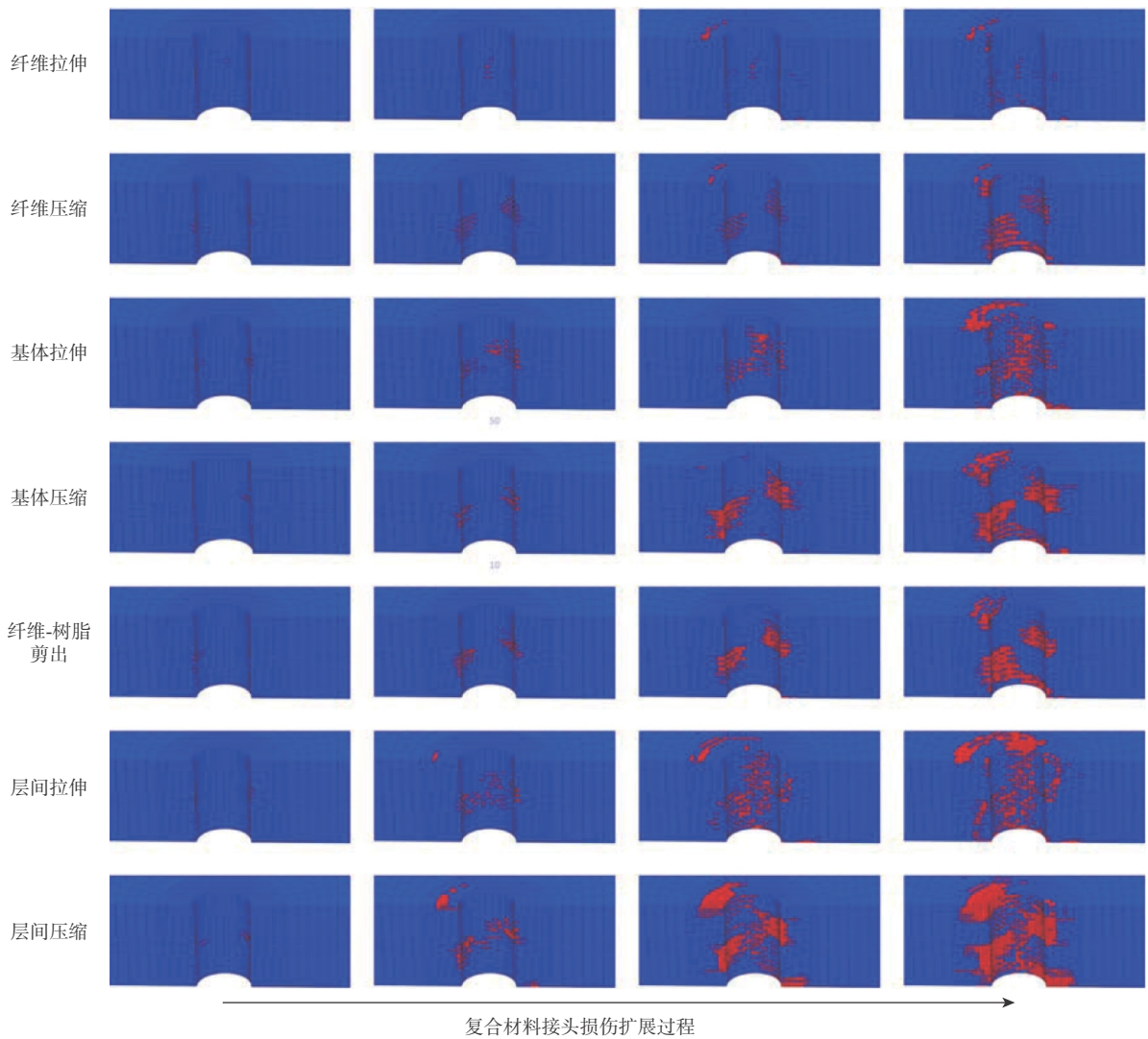


图 4 复合材料接头的微观结构失效模式[15]

Fig. 4 Microstructural progressive failure progress of composite bolted joints[15]

2 影响螺栓连接性能的因素

影响复合材料螺栓连接的因素主要有复合材料性能[8](纤维类型、增强体结构形式、纤维与金属混杂层板、铺层角度及比例、固化工艺、初始材料缺陷)、紧固件性能[1](紧固件刚度、钉头型式、螺栓直径、螺纹密封、间隙配合、干涉配合、紧固件缺失)、几何效应[5-6](复合材料板尺寸、板厚与孔直径比、层合板宽度与孔直径比、孔端距与孔直径比、螺孔形状、螺孔质量、螺孔位置误差)、连接板

性能、侧向约束(拧紧力矩、预紧面积、补偿垫片、接触面摩擦因素)、载荷[7](静载荷、动态载荷、疲劳载荷、蠕变、松弛、温湿载荷)。

2.1　复合材料性能

2.1.1　纤维类型

复合材料常用的增强纤维品种很多，既包括已广泛使用的碳纤维、玻璃纤维，还包括各种植物纤维，也包括各种新型高性能有机纤维，如芳纶纤维等。其中，碳纤维复合材料比玻璃纤维复合材料和芳纶纤维复合材料刚度更大，表现出更高的挤压强度[9]。

此外，除了使用单一纤维外，还进行纤维混杂。纤维混杂是将 2 种或 2 种以上纤维作为增强体，其可以综合多种纤维的优点，弥补单一纤维复合材料性能上的不足，由其增强的复合材料表现出不同于单一复合材料的机械连接性能。Oh 等[16]研究了由玻璃纤维/环氧(简称 G)和碳纤维/环氧(简称 C)混杂复合材料的螺栓接头性能，结果表明，对于所研究的 2 种铺层模式 $[0C/\pm45G/\pm45C/90C]_s$ 和 $[0G/\pm45C/90G]_s$，混杂复合材料挤压强度随玻璃纤维含量增大而发生下降。

2.1.2　增强体结构形式

复合材料增强体除单向织物外，还可通过纺织成型方法，将增强纤维加工成二维或三维的纺织结构，使纤维束按照一定的规律相互交织和缠结，在纺织复合材料接头中，螺栓孔边的纺织结构还可抑制孔在承载过程的局部屈曲，进而改善螺栓挤压强度[17]。

Saleh 等[18]研究了圆形缺口对浅交弯联(AI)、浅交直联(LTL)与三维正交机织(ORT)3 种复合材料螺栓连接结构偏轴(45°)拉伸性能的影响，结果显示，ORT 抵抗变形和损伤扩展能力较强，其对缺口敏感度最弱，相比无缺口试样，缺口强度下降小于 10%，所研究 3 种结构在损伤过程中的失效应变次序为：ORT(～140 %)>AI(～105 %)>LTL(～85 %)，吸收能量的次序为：ORT(～760 MJ/m^3)>AI(～590 MJ/m^3)>LTL(～490 MJ/m^3)，X 射线 CT 分析显示，ORT 中的全尺寸 Z 向纱有助于抑制分层，并延迟最终的挤压失效。

Warren 等[19]也制备了 2 种 AI 与 LTL 织物，经、纬向纱线丝束分别为 12 K 和 24 K(简写为 12 K/24 K)与 24 K 和 24 K(简写为 24 K/24 K)，还制备了一种正交机织织物(orthogonal woven)，研究了 3D 编织碳纤维纺织体增强复合材料的螺栓连接性能，结果表明，即使挤压加载方向与纺织体的经纬向呈一定角度，复合材料也表现出优异的挤压强度。

2.1.3　纤维与金属混杂层板

众所周知，金属材料螺栓连接的极限静强度很高。因此，基于金属材料的力学特性，发展了纤维与金属材料混杂增强复合材料的螺栓接头。

GLARE 层合板是一种工业界广泛使用的高性能复合材料。Xu 等[20]对 GLARE 层合板进行了单钉单剪测试，结果表明，由于铝合金与玻璃纤维增强复合材料间层间强度较弱，分层是失效的主要模式，失效主要发生在螺栓孔边，位于 90°方向的铺层要比 0°方向更易发生损伤。

对航空应用而言，混杂增强材料中金属层的耐腐蚀性、金属与复合材料间的电化学相容性和热膨胀系数是影响其应用效果的关键性能。常用金属材料有钛合金和耐腐蚀不锈钢材料。通常，钛合金由于其更高的比强度、与碳纤维良好的电兼容型及更低的热膨胀系数，相比不锈钢，更适于作为金属增强材料。

Kolesnikov 等[21]研究表明，在碳纤维复合材料层合板中埋入钛合金薄层显著改善了螺栓连接结构的性能，这种改善不仅表现在增大了剪切和挤压强度，而且由于整体结构并未增厚，还可避免孔的不同心度，以及额外引发的二次弯曲应力。在进行纤维/钛合金混杂复合材料接头设计时，这些性能的改善有助于减少紧固件的尺寸、数量与接头几何参数及结构的复杂性，从而带来减重和直接制造成本的显著降低。

2.1.4　铺层角度及次序

复合材料螺栓连接结构的铺层角度及次序对连接强度、损伤类型、可靠性具有重要影响[22]。

Lim 和 Kim[23]通过单钉双剪接头试验得到 $[90_2/0]_s$ 层合板的极限挤压强度为 $[0_2/\pm45_3/90_2]_s$ 层合板的 60%，但 2 种铺层在 100 万次循环下的疲劳强度相近，而前者在 300 万次循环下的螺栓连接疲劳强度保持率超过 90%。

章继峰等[24]分析了复合材料拉伸接头的损伤过程，对于 0°铺层，主要损伤为材料主方向纤维断裂，对于±45°铺层，初始损伤包括基体开裂、分层、纤维基体剪切脱黏等，继续加载导致纤维最终断裂，对于 90°铺层，沿螺栓孔剪切方向出现明显的基体裂纹及纤维基体界面剪切破坏，而沿挤压方向，出现部分纤维断裂及少量分层损伤，在孔最大应力集中处出现明显纤维断裂，沿板宽方向，以纤维基体剪切变形及其诱发的基体裂纹为主。

2.1.5　铺层比例

不同角度的铺层比例也影响着复合材料螺栓连接性能，通常对于含 0°、±45°及 90°铺层的接头层合板，如果铺层比例均衡，其静强度一般比其他铺

层接头层合板静强度高[25]。

何柏灵等[26]研究了铺层比例对T800级碳纤维增强复合材料螺栓连接力学性能的影响，结果表明，随0°铺层比例增加，复合材料面内等效拉伸弹性模量和连接刚度增大，随±45°铺层比例增加，复合材料面内剪切模量、剪切极限应力和2%偏移挤压强度提高，且铺层比例对复合材料单钉双剪接头的损伤形式也有影响，而铺层顺序对损伤形式无显著影响。

孟毛毛和王文智[27]利用ABAQUS有限元软件二次开发方法建立了考虑材料损伤退化的复合材料层合板螺栓连接结构三维渐进损伤模型，分析认为复合材料接头在螺栓孔边应力集中区的抗挤压和抗剪切能力受±45°层比例影响显著，提高±45°层比例至50%之后，接头连接强度将不再显著提高，合理确定±45°层比例可有效改善连接结构的破坏模式。何旺[28]基于Hashin失效准则的结果给出了使对层合板具有较高连接性能的0°、±45°及90°单向铺层比例的范围分别为[20%,50%]、[40%,60%]及[10%,30%]。

2.1.6 固化工艺

常用的复合材料成型工艺包括一次固化成型与二次胶接成型。通常，一次固化复合材料的力学性能要优于二次胶接，这是由于二次胶接成型会导致复合材料残余应力有所增大。何柏灵等[26]研究表明，相比热压罐二次胶接成型，一次固化T800碳纤维增强复合材料螺栓连接接头的连接刚度和2%偏移挤压强度均较高，但极限挤压强度基本一致，这是由于最终接头破坏均为螺栓断裂。

2.1.7 初始材料缺陷

分层损伤是复合材料层板结构中主要缺陷形式之一，其会造成结构的强度和刚度大幅降低。含分层损伤的复合材料连接件的研究目前尚未引起足够的重视。

李跃宇[29]采用圆形聚四氟乙烯薄膜(厚度0.02～0.04 mm)插铺方法制造人工模拟分层损伤缺陷，对含分层损伤的复合材料螺栓连接件在静载疲劳载荷下进行了试验研究，结果表明，分层损伤对连接件最大挤压强度影响不大，但对孔口局部失稳载荷有较大的影响，分层损伤直径越大，失稳载荷越低，失稳载荷与相应的最大挤压破坏载荷之比也越小，分层损伤对疲劳强度有较大的影响，分层损伤直径越大，疲劳强度越低。

从复合材料性能对接头力学性能的影响研究现状可以得到以下结论和初步工程设计建议：①混杂纤维增强复合材料能够弥补单一纤维复合材料性能上的不足，一定程度上可以提升机械连接性能；②增强体纺织结构形式可抑制孔在承载过程的局部屈曲，进而改善螺栓挤压强度；③纤维/钛合金混杂复合材料接头有助于减少紧固件的尺寸、数量、接头几何参数及结构的复杂性，具有减重和降成本的优势；④铺层方向和比例对接头力学性能影响显著，可根据接头所需的刚度、强度等指标设计最优的铺层方向和比例；⑤分层损伤对连接件最大挤压强度影响不大，对孔口局部失稳载荷和疲劳强度有较大的影响。

2.2 连接板性能

实际应用中，复合材料往往要同金属结构或复合材料连接起来使用，而连接结构刚度对复合材料接头性能有较大影响。Riccio[4]研究表明，由于铝合金板易发生塑性变形，复合材料/铝合金接头性能要弱于复合材料/复合材料接头。复合材料/复合材料接头中损伤沿厚度方向的分布不均匀，损伤引发于接头板的界面处，在此处观察到更多的局域化损伤。相反，在复合材料/铝合金界面接头中，沿厚度观察到更加均匀的损伤分布。

宋恩鹏等[30]通过双搭接试验，研究了连接结构刚度对复合材料/钢连接多钉连接钉载分配的影响规律，具体方法是将每组接头试件的复合材料板厚度固定，改变钢板厚度来控制连接结构的刚度，试验结果表明，从总体上看，随连接结构刚度增加，首排钉载呈上升趋势。

Caccese等[31]研究了不同螺栓接头，包括复合材料/铝合金接头(C/Al)、复合材料/不锈钢接头(C/St)、铝合金/铝合金接头(Al/Al)和复合材料/复合材料接头(C/C)单钉接头的预紧扭矩随温度循环的变化效应，具体步骤是先对接头进行预紧作用，再将其松弛650 h，相比其他接头，C/C载荷损失最显著。

2.3 紧固件性能

2.3.1 紧固件刚度

为保证螺栓接头设计有效，复合材料结构中大多数关键紧固件所受剪切应力要尽可能低。通常认为使用强度更高的紧固件，将导致更高的接头挤压强度，但对复合材料凸头接头而言，其更倾向于使用强度相对低的螺栓，从而产生适当的挤压强度。

王富生等[32]分别对比了45#钢和铜合金材料螺栓对复合材料层合板连接性能的影响，研究表明，与铜合金螺栓相比，采用45#钢螺栓可明显提高复合材料接头的挤压应力。

Sun等[33]研究了螺栓刚度对T800H/3900-2(石墨/环氧)复合材料板单钉双剪挤压强度的影响，螺栓分别为铝合金、钛合金和不锈钢弹性材料，尽管螺栓刚度越大，对接头所施加的预紧扭矩也越大，但螺栓刚度对复合材料接头挤压强度影响较小。

2.3.2　钉头型式

凸头螺栓和沉头螺栓是 2 种常见的钉头形式, 其中, 钉头形式对复合材料接头的力学特性也有影响[34]。

贾云超等[34]通过有限元分析与试验研究发现, 相比沉头螺栓, 凸头螺栓连接的承载能力更好, 连接强度更高, 相同试验条件下, 凸头螺栓连接的单钉单剪和双钉单剪接头强度分别提高了 37.86% 和 25.31%, 这是由于凸头螺栓复合材料接头中钉孔沿整个厚度方向均受到挤压, 而对于沉头螺栓连接, 挤压载荷主要集中在划窝处, 此处应力集中现象更加明显[35]。

不过, Riccio[4,36]研究发现, 沉头与凸头连接层合板的失效载荷间没有显著的差异。可是凸头螺栓的承载能力更高, 其在损伤起始时可以承受更多的载荷, 但其失效演化更加激进。沉头螺栓接头达到失效载荷时的最大位移要大于凸头螺栓。凸头螺栓接头中, 由于螺杆与复合材料板之间的接触, 损伤几乎均匀分布于孔周边, 而沉头螺栓的损伤则分布于孔与板的边缘之间。

Qin 等[37]研究发现, 相比凸头螺栓复合材料接头, 尽管沉头螺栓复合材料接头的非线性起始挤压强度要低 32%, 但沉头螺栓压头接触孔边的挤压损伤更大。然而不同紧固件对复合材料接头极限挤压强度的影响很小, 凸头仅比沉头高约 4.5%。在损伤起始前, 凸头螺栓复合材料接头与沉头螺栓复合材料接头的起始刚度相同; 随损伤扩展, 沉头螺栓复合材料接头的切向刚度要稍高于凸头螺栓。

2.3.3　螺栓直径

在复合材料螺栓接头中, 裂纹可能引发于高度应力集中的螺栓孔边。因此, 有必要减少螺栓孔的数量以避免结构过早失效, 其中一个途径是增大螺栓的直径。

何柏灵等[26]研究表明, 螺栓直径对 T800 碳纤维增强复合材料螺栓连接的失效模式无影响, 但对连接刚度呈非线性的正相关效应。

Riccio[4]研究发现, 大直径的接头表现出与小直径相似的力学挤压行为, 但前者的最大失效载荷更高, 螺栓直径增大 23%, 失效载荷增大了 31%。

2.3.4　螺纹密封

聚四氟乙烯生料带(Teflon 生料带)是一种具有最佳化学稳定性、物理低摩擦系数的塑料, 将其缠绕于螺栓螺纹处, 可以避免螺栓锁紧时与螺母直接接触, 防止螺纹表面受损, 同时利用其具有的自润滑性和表面不黏性, 防止螺栓紧固时的锁死现象。

Thoppul 等[38]使用 Teflon 生料带对复合材料接头的螺纹进行密封, 拉伸过程中观察到了螺纹滑移和/或黏弹松弛, 螺栓预紧力发生了显著的松弛下降(见图 5); 然而, 随着起始螺栓预紧载荷增大, 螺栓

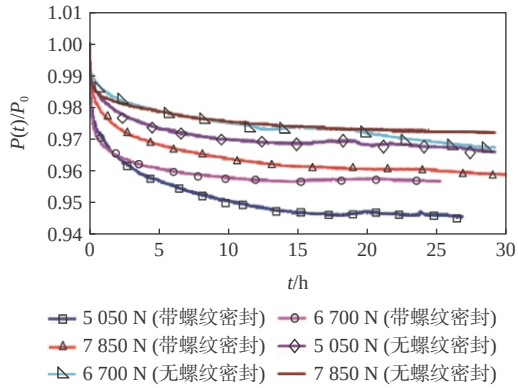


图 5　有无螺纹密封复合材料接头的螺栓预紧力松弛[38]

Fig. 5　Measured bolt load relaxation in composite joints with and without thread seal[38]

松弛现象变得不那么明显。相比不锈钢接头, 复合材料接头中, 螺栓螺纹的滑移和/或松弛效应可能要比沿厚度的结构黏弹松弛更加重要。其中: P_0 为起始螺栓预紧力, $P(t)$ 为时间 t 时的松弛预紧力。

2.3.5　间隙配合

在实际工程中, 因机加精度和装配误差等因素, 以及为便于装卸和维修等考虑, 螺栓连接往往采用间隙配合(clearance fit)。

姜云鹏和岳珠峰[39]基于有限元分析方法研究表明, 配合间隙对复合材料接头的连接强度产生负面影响, 配合间隙越大, 复合材料结构的连接强度越小, 配合间隙的大小对复合材料接头的损伤位置有影响, 配合间隙较小时, 最大损伤出现在远离螺栓孔中心线处, 配合间隙较大时, 最严重损伤出现在靠近螺栓孔中心线位置, 配合间隙越大, 损伤峰值越高。

Lawlor 等[40]研究了螺栓间隙对 HTA/6376(碳纤维/环氧)复合材料单钉单剪接头的性能影响, 装配间隙分别为 0 μm(净装配)、80 μm、160 μm、240 μm, 研究表明, 相比接头刚度, 装配间隙对挤压强度的影响更大, 装配间隙越大, 其挤压失效应变越高, 这被认为是由于更大的间隙导致了层合板更加集中的载荷, 产生更广泛的层合板损伤, 因此, 层合板吸收了更多的能量, 最终留下较少的能量为螺栓的塑性变形所吸收, 从而延迟了极限失效的发生。

2.3.6　干涉(过盈)配合

Chen 等[41]研究了理想装配(无间隙)、间隙装配(G7/h6)与干涉装配(U7/h6)对螺栓接头的影响, 干涉配合(interference fit)中复合材料接头的螺栓最大等效应力和层合板内部应力要小于理想装配和间隙装配, 但其在 yz 和 xz 方向的剪切应力要高于后两者, 相比于间隙装配 G7/h6, 干涉装配 U7/h6 更加可靠。

目前, 复合材料干涉连接结构通常采用的压入

法或锤入法均会在复合材料连接孔处造成不同程度的冲击损伤。为了避免该情况,研究人员开发了单面抽钉干涉配合连接紧固件系统,以在整个夹层长度上保持均匀的干涉量,确保在复杂循环载荷条件下复合材料结构的可靠性。

魏景超等[42]对T700/9916复合材料层合板单面螺纹抽钉紧固件干涉配合连接结构和高锁螺栓间隙配合(H9/119)连接结构的连接强度进行了试验研究,结果显示,适量的干涉量可提高复合材料连接结构的挤压强度,然而过量的干涉则恶化了接头挤压性能,相比高锁螺栓的间隙配合连接,单面抽钉0.5%与3%干涉量的连接结构的极限挤压强度分别提高1.51%与下降1.85%。

武涛[43]对复合材料多钉干涉连接的孔周应力及损伤萌生开展研究,分析了干涉变形对拉伸载荷传递路径的影响规律,发现干涉连接可以减小拉伸载荷造成的应力增量,材料属性对周边应力影响更大,孔周损伤以基体损伤为主,在各孔均使用干涉配合对减小应力增量、均衡载荷分配最为有效。

2.3.7 紧固件缺失

在多钉紧固件安装时,紧固件的缺失也会影响复合材料的连接性能。Zhuang和Chen[44]制备不同螺栓数量(1×3, 2×3, 3×3)的复合材料双剪接头,研究了紧固件缺失对接头性能的影响,结果表明,紧固件缺失将降低接头整体刚度,对于较少排数的螺栓接头,这种降低程度更加明显,紧固件缺失将导致多排螺栓的极限载荷显著降低,但是对单排螺栓几乎无影响,紧固件缺失后还将导致相邻排间不均匀的载荷转移,当缺失中央紧固件时,与缺失孔同排或者相邻排螺栓的承载将显著增大,当缺失外侧紧固件时,其对接头整体刚度、极限强度和载荷分布的影响相比于内侧更大,这是因为在原始接头中外侧紧固件承载更多的载荷。

从紧固件性能对接头力学性能的影响研究现状可以得到以下结论和初步工程设计建议:①复合材料凸头接头更倾向使用强度相对较低的螺栓,从而产生适当的挤压强度;②相比沉头螺栓,凸头螺栓连接的承载能力更好,连接强度更高,增大螺栓的直径可以减少螺栓孔的数量;③钉孔配合间隙对复合材料接头的连接强度产生负面影响,配合间隙越大,连接强度越小;④复合材料接头采样适当干涉量的干涉装配可提高连接结构的极限挤压强度;⑤紧固件缺失将导致多排螺栓的极限载荷显著降低,但是对单排螺栓几乎无影响。

2.4 侧向约束

2.4.1 拧紧力矩

在实际结构装配中,会对螺栓施加预紧力,从而将载荷传递方式由螺栓传递转变为连接结构材料之间的摩擦力传递[44-46]。

王佳宁等[47]研究表明,相比于无预紧力的连接结构,当预紧力由6 kN增大到14 kN时,连接结构的极限拉伸载荷先显著增大再明显降低,这是由于预紧力可明显提高连接结构受载滑移阶段的刚度,并改变了复合材料接头的损伤模式。施加适量预紧力是改善接头可靠性的积极手段。黄志超等[48]也得到了相似的结论。

Lim和Kim[23]研究表明,预紧扭矩对螺栓接头的失效模式也有影响,在高预紧扭矩下,挤压失效从螺栓孔周边转移至垫圈外侧,抑制了垫圈下方结构的失效,X射线结果显示,在垫圈下方,产生了沿±45°纤维方向扩展的基体裂纹及层间劈裂,且随预紧应力增大,疲劳寿命发生下降,100万次疲劳寿命的疲劳强度为静强度的50%。

王景泽[49]以典型的T300/AG80复合材料机械连接为研究对象,提出了针对复合材料机械连接的预紧力在线监测方法,可以在线测量并直观显示复合材料机械连接的预紧力衰减情况。

2.4.2 接触面摩擦因素

复合材料连接结构中,螺栓挤压面粗糙程度会对螺栓连接的强度和最终破坏形式产生重要影响。

王佳宁等[47]对比了垫片与复合材料搭接板、螺栓杆与复合材料搭接板、复合材料上下搭接板之间的摩擦对复合材料连接性能的影响,其中上下搭接板之间的摩擦占主导地位。

Olmedo和Santiuste[45]建立了参数化的有限元模型,研究了摩擦系数对接头挤压性能的影响,试验结果显示,当接头位移较小时,随连接板间摩擦系数的增大,接头强度提高,如图6所示,FEA模型证实了这一现象,一旦相对位移高于螺栓与孔的间隙,载荷-位移曲线的斜率将不依赖于摩擦系数μ。

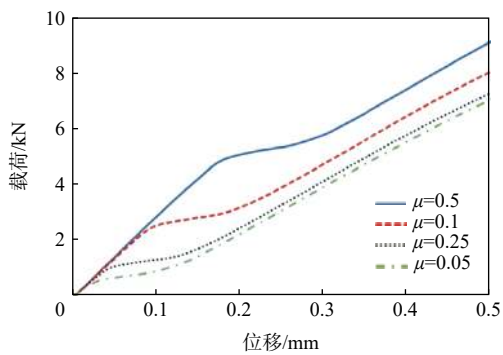


图6 摩擦系数对载荷-位移曲线的影响[45]

Fig. 6 Influence of friction coefficient on load-displacement curves[45]

2.4.3 预紧面积

增加螺栓垫片会影响摩擦接触面积,分担螺栓

传递的载荷，对复合材料接头性能有很大影响。Sun 等[33]研究了销钉接头、螺栓有垫圈与无垫圈接头的挤压性能，对于没有任何侧向支撑的销钉接头，其挤压失效载荷最低，当垫圈提供了侧向约束后，接头表现出更高的挤压失效载荷，垫片的存在显著增大了螺栓接头的失效载荷，一般而言，随夹持面积的增加，失效载荷增大，损伤分析表明，挤压损伤发生在层合板内部远离螺栓挤压接触区域。

研究表明，中央松动的垫圈对挤压失效具有显著的作用。然而，垫圈在中央孔处径向不均匀分布对挤压失效的影响仍不清晰。Tong[50]将 2 组垫片分别置于螺孔的 2 个极端位置处，如图 7 所示。图 7(a)中，假定垫圈的轴线沿着施加载荷方向进行偏移，这时垫圈的内侧上表面与螺栓的上表面形成间隙，称为正补偿效应。图 7(b)中，垫圈的轴线向载荷加载方向的反方向进行偏移，因此，在垫圈的内侧下表面与螺栓孔的下表面之间形成了间隙，称为负补偿效应。这 2 种极端位置反映了真实发生在实际组件装配中的 2 种情况。结果表明，图 7(a)情形时螺栓接头看起来相比图 7(b)情形表现出更低的起始失效载荷，然而，两者螺栓接头的极限失效载荷间却没有明显差异。

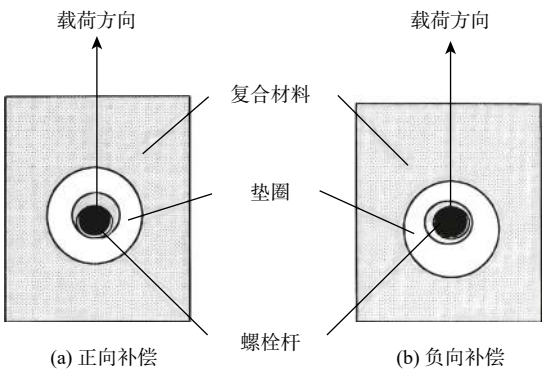


图 7　复合材料、垫圈、螺栓杆的 2 种排列[50]

Fig. 7　Two types of arrangements of composite laminate, washer and boltshank[50]

2.4.4　补偿垫片

现代飞机是一个高科技产品，其要求各个组件装配时具有非常高的精度(装配容限在相对基础上低至 3×10^{-4})。在装配大尺度结构时，结合表面常常会存在间隙，这种问题对复合材料更加突出，因为相比金属制品，复合材料结构的几何外形更难控制。这些间隙会导致预应力及装配应力，可能会导致复合材料分层损伤的扩展，最终影响结构的性能。为了避免该问题，通常使用补偿垫片来消除装配应力导致的预应力。

Dhoe 等[51]研究表明，相比于未使用液体垫片的接头，使用厚度为 2 mm 和 4 mm 液体垫片的接头刚度分别下降了 20% 和 35%，即刚度下降的比例与液体垫片的厚度呈正比，此外，使用液体垫片后，接头承受的最大挤压载荷发生下降，三维数字散斑观察显示，挤压过程中液体垫片的承载路径非常复杂，加载过程中螺栓的倾斜度增大，而更高的斜度将导致层合板的拉应变增大，导致结构二次和三次弯矩增大，从而降低了接头刚度。

不过，Liu 等[52]取得了与 Dhoe 等[51]相反的研究结果，观察厚度为 0.5 mm 与 1 mm 的液体垫片对复合材料接头的拉伸破坏失效试样，发现液体垫片不仅粘在复合材料板上，而且还有一些粘在金属板上，这导致使用液体垫片的接头承载能力和刚度要高于未使用垫片，然而，随着液体垫片厚度增大，试样的失效载荷和刚度都发生下降。

除液体垫片外，贾云超等[34]还分析了固体补偿垫片对复合材料机械连接性能的影响，研究表明，使用固体补偿垫片是改善连接件承载能力的有效方法，分析认为补偿垫片的作用相当于增大了复合材料板和螺栓的接触面积，且垫片可直接承载，从而缓解连接结构的应力集中，提高了复合材料机械连接结构的承载能力，这一现象与试验结果相符。

从侧向约束对接头力学性能的影响研究现状可以得到以下主要结论和初步工程设计建议：①适量预紧力可以显著改善接头可靠性；②适当增大螺栓连接板间摩擦系数可以提高接头强度；③垫片影响摩擦接触面积，分担螺栓传递的载荷，可显著增大螺栓接头的失效载荷；④补偿垫片可消除装配应力导致的预应力，使用固体补偿垫片是改善连接件承载能力的有效方法。

2.5　几何效应

2.5.1　复合材料板尺寸

Olmedo 等[9]研究发现，由于复合材料板长度 L_c 影响接头的面内刚度及二次弯曲刚度，增大 L_c 导致接头刚度下降，如图 8 所示。

2.5.2　板厚与孔直径比

Kelly 和 Hallström[2]研究了层合板厚度对挤压强度的影响，结果显示，$[0/45/90/-45]_s$ 层合板挤压强度的变化要大于 $[0/45/90/-45]_{s2}$ 层合板，这可能归因于更薄的层合板接头对内部纤维排列的无序度更加敏感，极限挤压强度随着板厚与孔直径比(t/d)的增大而增大，同时 t/d 对极限挤压强度的影响可通过在孔边施加高的预紧力来进行平衡。

Mounien 等[17]研究表明，对于偏轴加载的复合材料接头，挤压强度是 t/d 平方根的非线性增函数。

2.5.3　层合板宽度与孔直径比及孔端距与孔直径比

普遍认为合适的层合板宽度与孔直径比(W/d)或孔端距与孔直径比(e/d)能够有效改善复合材料

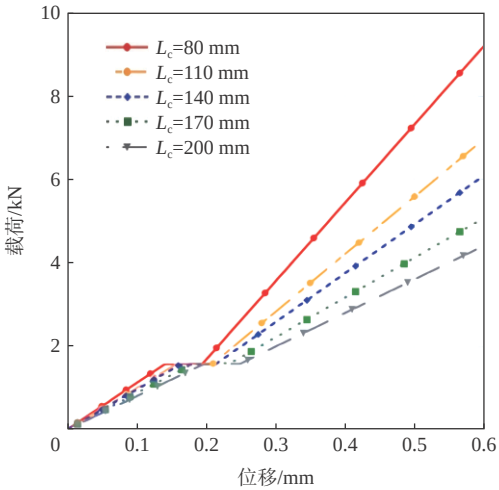


图 8 不同连接板长度的复合材料接头的载荷-位移曲线[9]

Fig. 8 Load-displacement curves of composite joints with different composite plate lengths[9]

的连接强度[53]，但随着 W/d 或 e/d 增大，复合材料接头的损伤模式将由拉伸或剪切损伤转变为挤压损伤[54]；超过该临界值后，继续增加 W/d 或 e/d，连接强度无明显提高[55]。

Sen 等[56]研究发现，层合板挤压强度随着 e/d、W/d 值增大而增大，当 $e/d \geqslant 3$ 时，挤压或者混合失效是主要模式，其为抵御接头破坏的最佳模式，当 $e/d=1$ 时，失效模式大体上是净拉伸、劈裂或者剪出。周松[57]和刘博凯[58]采用 ABAQUS 有限元结合试验的方法研究了复合材料螺栓连接接头的渐进损伤失效机制，定量研究了 W/d 或 e/d 几何参数对复合材料螺栓连接单接接头的影响规律，得到了类似的结论。

2.5.4 螺孔形状

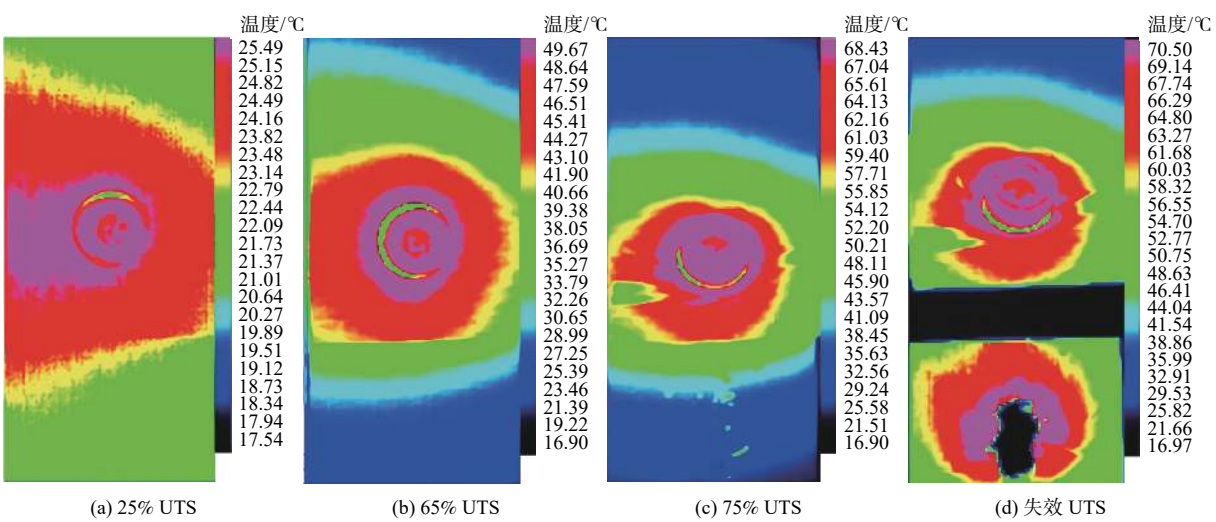
王富生等[59]分析了螺孔形状（椭圆孔、圆孔）对复合材料层合板单钉螺栓连接力学性能的影响，结果表明，螺孔形状采用椭圆孔 1（椭圆孔 1：长轴平行于载荷方向，半长轴均为 2.2 mm、半短轴均为 2 mm）时，载荷-位移曲线表现为显著的非线性效应，这归因于椭圆孔 1 的螺栓为间隙配合，从提高连接强度角度，圆孔>椭圆孔 1>椭圆孔 2，在位移载荷作用下，圆孔（孔径为 4 mm）和椭圆孔 2（椭圆孔 2：长轴垂直于载荷方向，半长轴均为 2.2 mm、半短轴均为 2 mm）几乎同时首先出现损伤，而椭圆孔 1 相对推迟。

2.5.5 螺孔质量

Saleem 等[60]研究了钻孔工艺对螺栓接头疲劳行为的影响，测试疲劳应力为 65% 最终拉伸强度（UTS），所用的工艺为微磨料水射流钻孔（AWJM）和机加钻孔（CM），结果表明，基于 AWJM 技术的接头，在承载过程中损伤累积要比基于 CM 技术的接头高 25%，IR 结果证实了该结论，对于铺层为 $[\pm 45]_{2s}$ 的接头，使用 CM 技术比 AWJM 技术的耗散热要高 23%，如图 9 和图 10 所示，此外，AWJM 制孔工艺相较于机加钻孔工艺增大了螺栓接头的高周疲劳强度及疲劳寿命。

2.5.6 螺孔位置误差

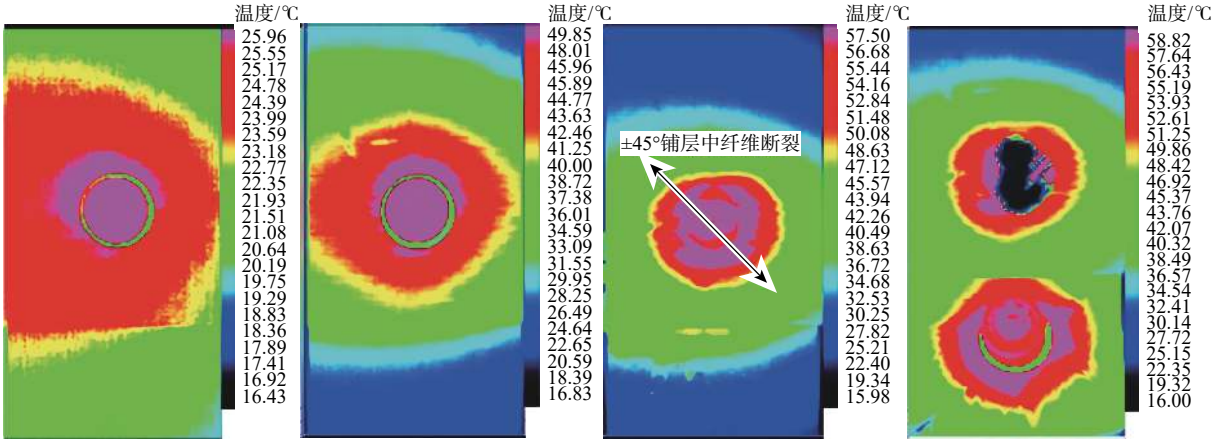
在航空工业设计金属-复合材料接头的方法主要是基于保守的金属计算准则以保证高的安全系数，而较少有研究关注制造导致的孔位置误差对复合材料接头性能的影响。Lecomte 等[61]提出了一种多钉双搭接的钉载分配模型，其可以同时考虑挤压损伤、孔位置错误及螺栓-孔间隙导致的刚度损失，设计接头参数包括带有不同间隙值（0.025 mm 和 0.150 mm）和孔位置误差值（0 mm 和 0.15 mm），基于试验和理论分析给出了一个可以应用于工业界的分析模型。西北工业大学李想[62]开展了复合材料多钉连接失效强度理论与试验研究，建立了规



(a) 25% UTS (b) 65% UTS (c) 75% UTS (d) 失效 UTS

图 9 CM 处理准各向同性试样在 7 000 次循环下不同载荷加载时的热成像图片[60]

Fig. 9 Temperature maps for CM quasi-isotropic assembly specimens at different loads at 7 000 cycles[60]



(a) 25% UTS　(b) 65% UTS　(c) 75% UTS　(d) 失效 UTS

图 10　AWJM 处理准各向同性试样在 2 000 次循环下不同载荷加载时的热成像图片[60]

Fig. 10　Temperature maps for AWJM quasi-isotropic assembly specimen at different loads at 2 000 cycles[60]

则排列复合材料多钉连接失效强度预测模型，同时发现减小首钉直径、降低首钉的钉载比例及减小接头宽度等可以显著提高接头的拉伸失效强度。

从接头几何参数对接头力学性能的影响研究现状可以得到以下主要结论和初步工程设计建议：①增大连接板的长度导致接头刚度下降；②极限挤压强度随着 t/d 值的增大而增大；③合适的 W/d 或 e/d 能够有效改善复合材料的连接强度；④先进钻孔工艺可以获得更好的螺孔质量，有助于提升螺栓接头的高周疲劳强度。

2.6　载　荷

复合材料接头在服役过程中常常要遭受各种单轴或多轴载荷作用，包括静载荷（拉伸载荷、压缩载荷、弯曲载荷等）、动态载荷、疲劳载荷、温湿载荷等[58-67]。

2.6.1　静 载 荷

复合材料金属接头由于各向异性的材料组份，其在升高温度时将产生内应力。在飞机接头中，热诱导的螺栓载荷通常垂直于加载方向，这导致了双轴挤压载荷状态。Kapidžić等[65] 使用特殊设计的测试环，在升温环境中，测试了碳-环氧复合材料在单轴和双轴准静态下的挤压失效试验，微观分析表明，尽管在结构中也观察到了广泛的基体裂纹和分层，但失效模式主要是纤维屈曲，有限元分析证实了失效结构中存在层内损伤和分层，试验和有限元结果对比，在单轴测试中误差为 1.7%，在双轴测试中误差为 2.1%。

2.6.2　疲劳载荷

Wei 等[66] 进行了干涉装配对复合材料单钉双搭接接头疲劳寿命影响的试验，分别考察了 4 种干涉装配尺寸，即 0%（净装配）、0.5% 干涉装配量、1.8% 干涉装配量、3% 干涉装配量，测试载荷中拉-压应力比为−1，试验结果表明，相比于净装配，干涉装配能够改善接头的疲劳寿命，当在较低的疲劳挤压应力（低于 540 MPa）时，3% 干涉量的接头表现出最佳的疲劳性能，然而，在更高的疲劳挤压应力（高于 660 MPa）下，最佳干涉装配量为 1.8%。Schon[67] 研究发现，接头所受加载低于疲劳阈值载荷时，其疲劳寿命几乎没有下降。

2.6.3　蠕　变

Ahmad 等[68] 对 IM7/PETI-5（碳纤维/苯乙炔封端的聚酰亚胺）双剪接头进行高温 177 ℃ 下挤压蠕变研究，所进行蠕变测试应力水平应高于对 IM7/PETI-5 的极限设计挤压应力（207 MPa），研究发现，在时长 250 h 的短期蠕变测试中，测试应力低于 383 MPa 时，IM7/PETI-5 没有表现出孔拉伸变形现象，而 IM7/K3B（碳纤维/热塑性聚酰亚胺）在测试应力低于 317 MPa 时才出现无孔拉伸变形现象，可见，IM7/PETI-5 相比于 IM7/K3B 表现出更好的高温力学性能，在时长 10 000 h 的长期蠕变测试中，当测试应力为 383 MPa 时，IM7/PETI-5 在 6 168 h（257 d）后发生挤压失效，然而，当测试应力为 306 MPa 与 358 MPa 时，IM7/PET I-5 在超过 10 000 h 蠕变时长内均无孔拉伸变形现象，总体上，在所研究的短期或长期蠕变测试中，接头发生挤压失效前，均较少观察到孔拉伸变形现象，因而，对于孔拉伸变形较少但仍发生挤压失效的接头，应该予以重点关注，这是由于这些接头存在潜在的失效风险而无可视证据，很难对其进行可视化检查。

2.6.4　松　弛

Thoppul 等[38] 研究了起始预紧力为 4 200，5 050，6 700，7 850 N 时的复合材料/不锈钢螺栓接头应力松弛，结果表明，对复合材料接头，随着螺栓预紧力增大，松弛幅度降低，对于不锈钢接头，对于所研究的预紧力范围内，应力松弛幅度接近相同，不过其松弛时间 27 h 后的预紧力要低于复合材料接头。

2.6.5　动态载荷

测试加载速率也是影响复合材料机械连接结

构挤压强度和其失效形式的重要因素。

Nazari 和 Safarabadi[69] 进行复合材料接头的动态加载研究，结果显示，以半静态加载速度测试（2 mm/min）的接头失效区域表观较为光滑，但是进行动态加载测试的接头具有更多的裂纹、纤维拔出、粗糙变形，随着加载速度从 2 mm/min 增大到 32 mm/min，复合材料接头的平均极限挤压强度增大了 25%，同时，加载速度为 32 mm/min，复合材料接头表现出从韧性到半脆性的响应行为，如图 11 所示，这反映了在所研究的加载速率下，基体树脂对应变速率存在依赖性，复合材料接头中环氧树脂可能存在韧-脆转变，其对基体中纤维的滑移及失效模式有重要影响，进而接头挤压性能。

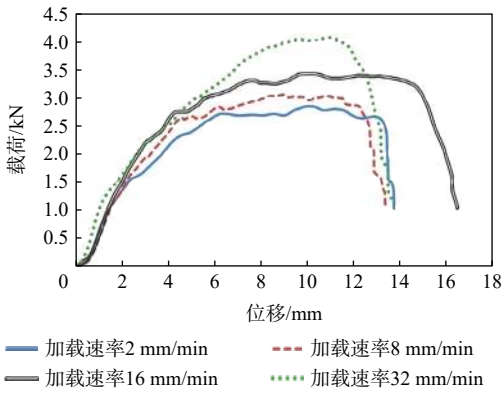


图 11 不同加载速率下的平均载荷-位移曲线[69]

Fig. 11 Average load-displacement curves of specimens loaded at different speeds[69]

2.6.6 温湿载荷

湿热效应及其导致的材料性能退化对螺栓接头的强度起着非常关键的作用。

潘文革等[70] 试验研究了室温和湿热环境对螺栓连接挤压强度的影响，结果表明，吸湿后复合材料结构连接性能发生严重退化，在 70 ℃、相对湿度 85% 的湿热环境平衡吸湿下，挤压强度保持平均率为 54.22%。

程小全等[71] 对国产 CCF300/GW300 复合材料层合板与铝合金板单钉连接结构在常温及 200 ℃、300 ℃ 高温环境下的拉伸性能进行试验研究，结果发现，温度越高其挤压强度保持率越低，300 ℃ 时条件挤压强度仅为常温的 30%，90°铺层比例越高，试件的高温连接性能越低，由于非±45°斜铺层面内剪切模量和强度较低，表面采用这些铺层的层合板容易发生高温挤压分层破坏。

Soykok 等[72] 发现，温度对螺栓接头的失效特征有影响，研究了 6 个温度载荷水平，即−40, −30, −20, −10, 0, 20 ℃（室温），对比室温数据可见，随温度降低，载荷-位移曲线斜率增大，表明接头刚度增大，接头的承受载荷能力越高，不过，尽管最大失效载荷因测试温度发生变化，但是失效位移并没有显著改变。众所周知，温度影响树脂基体的屈服应力和柔顺性，因此基体材料性能的改变造成了复合材料接头整体拉伸强度和刚度的增大。

从载荷因素对接头力学性能的影响研究现状可以得到以下主要结论和初步工程设计建议：①静载荷和疲劳载荷是考核复合材料连接接头力学性能的主要载荷形式；②对于孔拉伸变形较少却发生挤压失效的接头，应该予以重点关注蠕变失效；③在较高加载速率下，复合材料接头中环氧树脂可能存在韧-脆转变，其对基体中纤维的滑移及失效模式有重要影响，进而影响接头挤压性能；④湿热效应及其导致的材料性能退化对螺栓接头的强度起着非常关键的作用。

3 结束语

复合材料层合板凸头螺栓连接结构具有承受大载荷、可拆卸等优点，其应用越来越广泛。当前，国内外学者综合利用试验研究与有限元分析手段对影响复合材料层合板凸头螺栓连接的力学性能和损伤失效的各个因素展开了卓有成效的分析研究，具体影响因素包括复合材料性能、紧固件性能、连接板性能、侧向约束、几何效应、载荷等。在综述与分析的基础上，本文分段总结了各个影响因素的研究进展，并给出了复合材料层合板凸头螺栓连接的初步工程设计建议。

未来复合材料层合板凸头螺栓连接研究的重点领域或发展趋势如下：①当前的研究主要集中于简单外形的热固性复合材料层压板接头的挤压响应，对无规纤维增强复合材料、热塑性复合材料接头及具复杂工程外形复合材料结构的研究较少；②目前接头受载研究主要集中于单种载荷，对多种复合载荷的研究还较少，如拉伸与弯曲循环载荷的联合作用等；③随着复合材料在海洋环境应用的增多，还应加强复合材料接头在湿热、盐雾及交互环境下的耐久性研究；④现螺栓机械连接研究主要集中在凸头螺栓连接，关于沉头螺栓连接的内容较少，建议加强在沉头螺栓接头方面的工作。

致谢 感谢北京航空航天大学耿大喜教授对论文内容所做的有价值讨论。

参考文献（References）

[1] 方海, 徐超, 孙慧明, 等. 复合材料拉挤方管型材螺栓节点承载力试验[J]. 复合材料学报, 2014, 31(3): 809-817.
FANG H, XU C, SUN H M, et al. Experiment on bearing capacity of bolted joints for pultruded composite square profile[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 809-817(in Chinese).

[2] KELLY G, HALLSTRÖM S. Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: Effects of bolt-hole clearance[J]. Composites Part B: Engineering, 2004, 35(4): 331-343.

[3] SAJID Z, KARUPPANAN S, SALLIH N, et al. Role of washer size in mitigating adverse effects of bolt-hole clearance in a single-lap, single-bolt basalt composite joint[J]. Composite Structures, 2021, 266: 113802.

[4] RICCIO A. Effects of geometrical and material features on damage onset and propagation, in single-lap bolted composite joints under tensile load. Part I: Experimental studies[J]. Journal of Composite Materials, 2005, 39(23): 2071-2090.

[5] 尹玉, 李小强, 李东升, 等. 复合材料层合板机械连接研究进展[J]. 航空制造技术, 2016, 59(11): 72-77.
YIN Y, LI X Q, LI D S, et al. Research development on mechanical connection of composite laminate[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(11): 72-77(in Chinese).

[6] 孙涛, 周金宇. 碳纤维复合材料螺栓连接性能综述[J]. 现代制造工程, 2018, 456(9): 160-166.
SUN T, ZHOU J Y. Summary for the connection performance of carbon fiber composite bolt[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2018, 456(9): 160-166(in Chinese).

[7] SAJID Z, KARUPPANAN S, KEE K E, et al. Carbon/basalt hybrid composite bolted joint for improved bearing performance and cost efficiency[J]. Composite Structures, 2021, 275: 114427.

[8] 谢鸣九. 复合材料连接技术[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.
XIE M J. Joints for composites materials[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2016(in Chinese).

[9] OLMEDO A, SANTIUSTE C, BARBERO E. An analytical model for the secondary bending prediction in single-lap composite bolted-joints[J]. Composite Structures, 2014, 111: 354-361.

[10] GAO Y, ZHANG D, LI F, et al. Bearing strength and failure behaviour of composite pre-tightened multi-tooth joint[J]. Composite Structures, 2021, 272: 114208.

[11] CROXFORD A M, DAVIDSON P, WAAS A M. Influence of hole eccentricity on failure progression in a double shear bolted joint (DSBJ)[J]. Composites Science and Technology, 2018, 168: 179-187.

[12] IRVING P E, SOUTIS C. Polymer composites in the aerospace industry[M]. Cambridge: Woodhead Publishing, 2015: 295-334.

[13] PRABHAKARAN R, DEVARA S. Load and resistance factor design (LRFD) approach for bolted joints in pultruded composites[J]. Composites Part B:Engineering, 1996, 27(3-4): 351-360.

[14] MCCARTHY M A, LAWLOR V P, STANLEY W F, et a1. Bolt hole clearance effects and strength criteria in single bolt single lap, composite joints[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(10-11): 1415-1431.

[15] LIU W S, YU F, HE Z P, et a1. A progressive damage model introducing temperature field for bolted composite joint with preload[J]. Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering, 2019, 27(6): 065011.

[16] OH J H, KIM Y G, LEE D G. Optimum bolted joints for hybrid composite materials[J]. Composite Structures, 1997, 38(1-4): 329-341.

[17] MOUNIEN R, FAGIANO C, PAULMIER P, et al. Experimental characterization of the bearing behavior of 3D woven composites[J]. Composites Part B:Engineering, 2017, 116: 369-376.

[18] SALEH M N, WANG Y, YUDHANTO A, et al. Investigating the potential of using off-axis 3D woven composites in composite joints' applications[J]. Applied Composite Materials, 2016, 24(2): 377-396.

[19] WARREN K C, LOPEZ-ANIDO R A, GOERING J. Behavior of three-dimensional woven carbon composites in single-bolt bearing[J]. Composite Structures, 2015, 127: 175-184.

[20] XU P, ZHOU Z, LIU T, et al. Propagation of damage in bolt jointed and hybrid jointed glare structures subjected to the quasi-static loading[J]. Composite Structures, 2019, 218: 79-94.

[21] KOLESNIKOV B, HERBECK L, FINK A. CFRP/titanium hybrid material for improving composite bolted joints[J]. Composite Structures, 2008, 83(4): 368-380.

[22] 刘长喜, 周振功, 王晓宏, 等. 结合改进单胞模型的单钉双剪层合板螺栓连接结构挤压性能的多尺度表征分析[J]. 复合材料学报, 2016, 33(3): 650-656.
LIU C X, ZHOU Z G, WANG X H, et al. Multi-scale characterization analysis combined with improved cells model for bearing performance of double-shear single bolted joint laminate structures[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(3): 650-656(in Chinese).

[23] LIM T S, KIM B C. Fatigue characteristics of the bolted joints for unidirectional composite laminates[J]. Composite Structures, 2006, 72(1): 58-68.

[24] 章继峰, 谢永刚, 曹子振. 铺层角度及螺栓-孔间隙对复合材料连接的影响[C]//第17届全国复合材料学术会议, 2012, 36: 290-305.
ZHANG J F, XIE Y G, CAO Z Z. Effects of stacking sequence and clearance on the performance of joints in composite laminates[C]//17th National Conference on Composite Materials, 2012, 36: 290-305(in Chinese).

[25] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛. 复合材料单钉接头三维逐渐损伤破坏分析[J]. 复合材料学报, 2005, 22(3): 168-174.
WANG D Y, WEN W D, CUI H T. Three-dimensional progressive damage analysis of single fastener joints in composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(3): 168-174(in Chinese).

[26] 何柏灵, 葛东云, 莫与明, 等. T800 碳纤维增强复合材料双剪单钉连接的拉伸试验及强度估算铺层顺序[J]. 复合材料学报, 2016, 33(7): 1540-1552.
HE B L, GE D Y, MO Y M, et al. Tensile tests and strength estimation for double-lap single-bolt joints in T800 carbon fiber reinforced composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(7): 1540-1552(in Chinese).

[27] 孟毛毛, 王文智. 铺层比例对层合板连接结构损伤特性影响分析[J]. 航空工程进展, 2016, 7(3): 332-337.
MENG M M, WANG W Z. Analysis of the lay proportion influence on the damage properties of connecting structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(3): 332-337(in Chinese).

[28] 何旺. 复合材料层合板机械连接损伤机理分析及性能优化[D]. 大连: 大连理工大学, 2014.
HE W. Damage mechanism analysis and performance optimization for mechanical joints in composite laminates[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014(in Chinese).

[29] 李跃宇. 含分层损伤复合材料连接件的挤压强度试验研究[J]. 机械工程材料, 2000, 24(4): 4-7.
LI Y Y. Experimental study on bearing strength of composite joints with delamination[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2000, 24(4): 4-7(in Chinese).

[30] 宋恩鹏, 刘文, 谢鸣九, 等. 刚度比对复合材料多钉连接钉载分配影响研究[J]. 飞机设计, 2005(4): 29-32.
SONG E P, LIU W, XIE M J, et al. Investigation of the influence of jointed member stiffness on fastener load distribution for composite multiple-bolted joint[J]. Aircraft Design, 2005(4): 29-32(in Chinese).

[31] CACCESE V, BERUBE K A, FERNANDEZ M, et al. Influence of stress relaxation on clamp-up force in hybrid composite-to-metal bolted joints[J]. Composite Structures, 2009, 89(2): 285-293.

[32] 王富生, 岳珠峰, 张红运. 基于三维模型的复合材料层合板单钉螺栓连接件力学性能分析[J]. 航空制造技术, 2010(4): 814-818.
WANG F S, YUE Z F, ZHANG H Y. Analysis on mechanical property of single-bolted composites laminate based on three-dimensional model[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(4): 814-818(in Chinese).

[33] SUN H T, CHANG F K, QING X. The response of composite joints with bolt-clamping loads. Part II: Model verification[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(1): 69-92.

[34] 贾云超, 关志东, 宋晓君. 复合材料-金属机械连接性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(4): 66-71.
JIA Y C, GUAN Z D, SONG X J. Study on performance of composite-metal mechanical joints[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2015(4): 66-71(in Chinese).

[35] IREMAN T. Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints[J]. Composite Structures, 1998, 43(3): 195-216.

[36] RICCIO A. Effects of geometrical and material features on damage onset and propagation in single-lap bolted composite joints under tensile load. Part II: Numerical studies[J]. Journal of Composite Materials, 2005, 39(23): 2091-2112.

[37] QIN T L, ZHAO L B, ZHANG J Y. Fastener effects on mechanical behaviors of double-lap composite joints[J]. Composite Structures, 2013, 100: 413-423.

[38] THOPPUL S D, GIBSON R F, IBRAHIM R A. Phenomenological modeling and numerical simulation of relaxation in bolted composite joints[J]. Journal of Composite Materials, 2008, 42(17): 1709-1729.

[39] 姜云鹏, 岳珠峰. 复合材料层合板螺栓连接失效的数值模拟[J]. 复合材料学报, 2005, 22(4): 177-182.
JIANG Y P, YUE Z F. Numerical failure simulation of bolt-loaded composite laminate[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(4): 177-182(in Chinese).

[40] LAWLOR V P, MCCARTHY M A, STANLEY W F. Experimental study on effects of clearance on single bolt, single shear, composite bolted joints[J]. Plastics, Rubber and Composites, 2002, 31(9): 405-411.

[41] CHEN C, HU D, LIU Q, et al. Evaluation on the interval values of tolerance fit for the composite bolted joint[J]. Composite Structures, 2018, 206: 628-636.

[42] 魏景超, 贾普荣, 矫桂琼. 干涉对复合材料层合板连接系统的极限挤压强度影响[J]. 材料开发与应用, 2011, 26(3): 66-77.
WEI J C, JIA P R, JIAO G Q. An experimental study on ultimate bearing strength of composite bolt joint with interference-fit[J]. Development and Application of Materials, 2011, 26(3): 66-77(in Chinese).

[43] 武涛. 复合材料多钉干涉连接应力分布及损伤萌生研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
WU T. Stress distribution and damage initiation analysis of composite multi-pin joints with interference fit[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017(in Chinese).

[44] ZHUANG F, CHEN P. Effects of missing fasteners on the mechanical behavior of double-lap, multi-row composite bolted joints[J]. Journal of Composite Materials, 2018, 52(28): 3919-3933.

[45] OLMEDO A, SANTIUSTE C. On the prediction of bolted single-lap composite joints[J]. Composite Structures, 2012, 94(6): 2110-2117.

[46] MURAT P. The effect of preload on failure response of glass-epoxy laminated composite bolted-joints with clearance[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2007, 26(12): 1239-1251.

[47] 王佳宁, 赵美英, 周银华. 预紧力对层合板螺栓连接强度的影响研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(2): 189-194.
WANG J N, ZHAO M Y, ZHOU Y H. Research on influence of pre-tightening force to laminate bolt joint strength[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(2): 189-194(in Chinese).

[48] 黄志超, 卢能芝, 吕世亮, 等. 复合材料与铝板螺栓连接强度试验研究[J]. 锻压技术, 2014, 39(12): 115-119.
HUANG Z C, LU N Z, LV S L, et al. Experimental study on bolts connection strength between composite and aluminum sheets[J]. Forging & Stamping Technology, 2014, 39(12): 115-119(in Chinese).

[49] 王景泽. 复合材料机械连接湿热效应及预紧力衰减规律研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
WANG J Z. The research of hygrothermal effects and clamp force degradation for the composite bolted joints[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017(in Chinese).

[50] TONG L. Bearing failure of composite bolted joints with non-uniform bolt-to-washer clearance[J]. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 2000, 31(6): 609-615.

[51] DHOE J X, COMER A J, STANLEY W F, et al. Study of the effect of liquid shim on single-lap joint using 3D digital image correlation[J]. Composite Structures, 2013, 96: 216-225.

[52] LIU L, ZHANG J, CHEN K, et al. Experimental and numerical analysis of the mechanical behavior of composite-to-titanium bolted joints with liquid shim[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 100(49): 167-172.

[53] ESENDEMIR Ü. An experimental study of mechanically fastened composite joints with clearance[J]. International Journal of Damage Mechanics, 2011, 20(3): 464-480.

[54] ZHOU S, WANG Z, ZHOU J, et al. Experimental and numerical investigation on bolted composite joint made by vacuum assisted resin injection[J]. Composites Part B:Engineering, 2013, 45(1): 1620-1628.

[55] KRETSIS G, MATTHEWS F L. The strength of bolted joints in glass fibre/epoxy laminates[J]. Composites, 1985, 16(2): 92-102.

[56] SEN F, PAKDIL M, SAYMAN O, et al. Experimental failure analy-

sis of glass-epoxy laminated composite bolted-joints with clearance under preload[J]. International Journal of Damage Mechanics, 2011, 20(2): 163-178.

[57] 周松. 复合材料螺栓连接渐进损伤的实验及数值分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
ZHOU S. Experimental and numericial investigation on progressive failure response of composite bolted joint[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013(in Chinese).

[58] 刘博凯. 复合材料连接结构失效强度及影响因素研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
LIU B K. Study on the failure strength and influencing factors of composite connecting structure[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017(in Chinese).

[59] 王富生, 刘洋, 岳珠峰. 复合材料层合板连接件力学性能影响因素分析[J]. 材料科学与工程学报, 2010, 28(1): 58-61.
WANG F S, LIU Y, YUE Z F. Analysis of the influence factors on the mechanical properties of single-bolted composite laminates[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2010, 28(1): 58-61（in Chinese）.

[60] SALEEM M, ZITOUNE R, SAWI I E, et al. Role of the surface quality on the mechanical behavior of CFRP bolted composite joints[J]. International Journal of Fatigue, 2015, 80: 246-256.

[61] LECOMTE J, BOIS C, WARGNIER H, et al. An analytical model for the prediction of load distribution in multi-bolt composite joints including hole-location errors[J]. Composite Structures, 2014, 117: 354-361.

[62] 李想. 复合材料多钉连接强度预测方法及其关键技术[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
LI X. Strength prediction method of multi-bolt composite joint and its key technologies[D]. Xi ’an: Northwestern Polytechnical University, 2017(in Chinese).

[63] LUO C, YANG B, XUAN F Z, et al. Experimental investigation of double-lap bolted composite joints with different outer plates subjected to bending loads[J]. Polymers & Polymer Composites, 2018, 26(7): 408-419.

[64] ZHOU S, SUN Y, GE J, et al. Multiaxial fatigue life prediction of composite bolted joint under constant amplitude cycle loading[J]. Composites Part B: Engineering, 2015, 74: 131-137.

[65] KAPIDŽIĆ Z, ANSELL H, SCHÖN J, et al. Quasi-static bearing failure of CFRP composite in biaxially loaded bolted joints[J]. Composite Structures, 2015, 125: 60-71.

[66] WEI J, JIAO G, JIA P, et al. The effect of interference fit size on the fatigue life of bolted joints in composite laminates[J]. Composites, 2013, 53: 62-68.

[67] SCHON J. Spectrum fatigue loading of composite bolted joints-small cycle elimination[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(1): 73-78.

[68] AHMAD H, JOHNSON W S, COUNTS W A. Evaluation of bolt bearing behavior of highly loaded composite joints at elevated temperature[J]. Journal of Composite Materials, 2003, 37(6): 559-571.

[69] NAZARI F, SAFARABADI M. Experimental and numerical investigation of loading speed effect on the bearing strength of glass/epoxy composite joints[J]. Composite Structures, 2018, 195: 211-218.

[70] 潘文革, 矫桂琼, 杨杰. 二维机织复合材料湿热环境下挤压和断纹剪切强度研究[J]. 机械强度, 2007, 29(5): 848-851.
PAN W G, JIAO G Q, YANG J. Experimental studies of bearing strength and punch-type strength of woven-fiber iaminate composites in hygrothermal environment[J]. Journal of Mechanical Strength, 2007, 29(5): 848-851（in Chinese）.

[71] 程小全, 杨琨, 范舟. 国产炭纤维复合材料层合板高温单钉连接性能试验[J]. 高分子材料科学与工程, 2011, 27(7): 118-121.
CHENG X Q, YANG K, FAN Z. Experiment on tensile properties of domestic carbon fiber reinforced composite laminates with single bolt joint under high temperature[J]. Polymer Materials Science & Engineering, 2011, 27(7): 118-121（in Chinese）.

[72] SOYKOK I F, SAYMAN O, OZEN M. Low temperature and tightening torque effects on the failure response of bolted glass fiber/epoxy composite joints[J]. Journal of Composite Materials, 2013, 47(26): 3257-3268.

Research progress in mechanically fastened polymer-matrix composite joints with protruding-head bolts

DONG Huimin，LI Xiaogang，MA Xuqiang，CHENG Lijun，LI Yueteng，QIAN Huanghai*

(AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials，Beijing 100095，China)

Abstract：The present article attempts a more comprehensive review of recent literature in the broader area of mechanically fastened polymer-matrix composite joints with protruding-head bolts. The article begins with a review of the mechanical configurations of composite joints. A study of the mechanical configurations of composite joints opens the topic. This is followed by a discussion of the failure progression of composite joints in tensile loading. The remaining sections are devoted to the influence of composite properties (fiber type, reinforcement structure, fiber and metal mixed laminates, ply angle and proportion, curing process, initial material defects), fastener performance (fastener stiffness, bolt head type, bolt diameter, thread seal, gap fit, interference fit, fastener missing), connection plate performance, lateral constraints (tightening moment,bearing area, compensation gasket, contact surface friction factors), geometric effects (composite plate size, plate thickness to hole diameter ratio, specimen width to hole diameter ratio, hole end distance to hole diameter ratio, hole shape, hole quality, hole position error) as well as loads (static load, dynamic load, fatigue load, creep, relaxation, warm and wet load) on joint strength and failure. Finally, comments are offered regarding the most important remaining problems in this area, along with recommendations for future work.

Keywords：polymer-matrix composites；mechanical properties；protruding-head bolts；joining；failure analysis

Received：2022-08-03；**Accepted**：2022-09-23；**Published Online**：2022-11-07 09：16

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221104.1641.004.html

* **Corresponding author**. E-mail：huanghai.qian@biam.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0353

基于干涉接触的前缘缝翼尾缘结构设计与分析

冯蕴雯[1]，张家乐[1,*]，薛小锋[1]，毛艺皓[2]，袁坚锋[2]

(1. 西北工业大学 航空学院，西安 710072；2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院，上海 201210)

摘 要：前缘缝翼是大型飞机起飞与降落阶段重要的增升装置，但受自身结构刚度及其支持刚度影响，承受气动载荷时缝翼易发生翘曲变形，与翼盒产生缝隙，影响到机翼的气动效率。为消除巡航状态缝翼的变形，提高机翼气动效率，提出前缘缝翼干涉尾缘结构设计技术。对影响前缘缝翼结构法向和弦向变形的主要因素进行理论分析。以国内某大型飞机前缘缝翼为研究对象，针对蒙皮等各结构尺寸对前缘缝翼本体刚度的影响，从质量和变形两方面进行详细论述。在保持原有前缘缝翼结构尺寸、质量的前提下，进行前缘缝翼干涉尾缘结构的设计。结果表明：所提的前缘缝翼干涉尾缘结构在巡航工况气动载荷下，可以保持与机翼不分离的状态，提高气动性能，且有效避免了质量的增加。

关 键 词：干涉尾缘；前缘缝翼；变形因素；本体刚度；结构设计

中图分类号：V222

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0761-07

前缘缝翼是安装在机翼前缘沿展向布置的一段或多段狭长小翼，是一种改善气流状况、提高升力的增升装置[1-4]。波音公司从B757开始，空客公司从A300到现在的A380，一直采用前缘缝翼的形式[5-7]，且前缘增升装置在不断的发展变化过程中，机构逐渐简化，在提高机构可靠性的同时有效降低了机构的质量[5,8-9]。

国内外学者从不同方面对前缘缝翼的结构优化、气动设计等进行了研究。Pagani等[10]测试了10种不同缝翼结构，包括翼型、角度等，从缝翼结构对噪声的影响方面做出了详细的分析。杨小权等[11]针对缝翼噪声的产生特征，提出了缝翼凹腔波纹噪声控制技术，且该措施能够在降低噪声水平的同时提升气动力性能。邓一菊等[12]对5种不同缝翼内型进行分析，从气动、结构的角度对缝翼内型的选择和缝翼内型修型设计给出了详细说明。Olson等[13]提出了一种确定前缘缝翼位置的数值方法和翼型的设计方法，研究结果可以保证结构有较大的升力。王红建[14]和钟园[15]等分别对缝翼的几何位置、结构变形参数、气动布局和翼型的设计进行分析，有效降低了噪声辐射和飞机不稳定现象。蒙皮是前缘缝翼承受气动载荷的重要部件，Wang等[16]提出了一种可以给出蒙皮刚度分布的优化方案，有效减小了气动力对缝翼的影响。何志全[17]对缝翼的压缩稳定性进行了强度校核，并对某型飞机缝翼的蒙皮厚度进行了优化。张振辉等[18]研究了前缘缝翼微型后缘装置在多段翼型被动流动控制中的应用，结论表明，后缘装置对多段翼型气动性能的影响主要取决于前缘缝翼缝道参数。许可等[19]通过数值模拟和风洞试验2种手段研究了大飞机缝翼滑轨对飞机气动性能的影响。前缘缝翼无论是在国内还是国外都有了较为成熟的设计技术，但目前对其的研究大多是从某个角度对结构进行优化求解，如翼型、蒙皮等，但这无疑会在其他方面削弱相关结构的性能(如质量等)。

与现有技术相比，前缘缝翼尾缘干涉技术在不

收稿日期：2021-06-29；录用日期：2021-09-26；网络出版时间：2021-10-09 10:09
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211008.1715.001.html
基金项目：国家自然科学基金(51875465)
*通信作者. E-mail：zhangjiale_work@163.com

引用格式：冯蕴雯，张家乐，薛小锋，等. 基于干涉接触的前缘缝翼尾缘结构设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：761-767. FENG Y W，ZHANG J L，XUE X F，et al. Structural design and analysis of leading edge slat interference trailing edge[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：761-767 (in Chinese).

改变结构件相关尺寸的基础上，对尾缘进行干涉量的设置，可在一定程度上消除飞机巡航时，前缘缝翼尾缘翘曲变形带来的增升装置气动效率降低的影响，提高气动性能，且有效避免了质量的增加，在工程上也是一种可行的方法。目前，空客公司在新型飞机A350XWB[5]的设计中已经引入了类似的概念，然而对于干涉量的设计尚缺乏有效的结构设计分析支撑。

本文以国内某大型飞机前缘缝翼为研究对象，开展了前缘缝翼干涉尾缘结构设计研究，通过对前缘缝翼变形影响因素和尾缘干涉量的分析，设计出了巡航工况下与翼盒不分离的干涉尾缘结构，并对其有效性（即巡航工况尾缘变形大小）进行了分析。

1 前缘缝翼变形理论分析

前缘缝翼尾缘主要用于缝翼打开时保持其与翼盒的外形衔接连续，并承受局部气动载荷，巡航状态前缘缝翼收起，缝翼尾缘受结构局部刚度弱且远离支持点的影响，容易产生较大的翘曲变形，降低机翼的气动效率。

前缘缝翼在气动载荷作用下的变形主要包括法向变形和弦向变形。从前缘缝翼本身来看，弦向变形受缝翼本体刚度的影响较大，而法向变形除本体刚度外还受到加强肋位置的影响。为降低气动载荷对前缘缝翼尾缘变形的影响，本文提出了前缘缝翼干涉尾缘设计技术。

1.1 前缘缝翼干涉尾缘设计流程

前缘缝翼干涉尾缘结构设计流程如图1所示。首先，根据国内某飞机前缘缝翼翼型给出缝翼结构的相关尺寸，主要包括蒙皮、梁和肋板。同时，为了保证前缘缝翼法向方向变形最小，对加强肋位置进行限定。然后，针对蒙皮、梁和肋板的各个尺寸对前缘缝翼变形和质量的影响大小进行详细论述。最后，在不改变相关结构件尺寸的基础上，对前缘缝翼尾缘进行干涉量的设计，并在巡航工况气动载荷的作用下进行仿真，以前缘缝翼尾缘是否与翼盒分离[20]，即尾缘变形是否小于或等于0作为判据，判断是否满足设计要求。

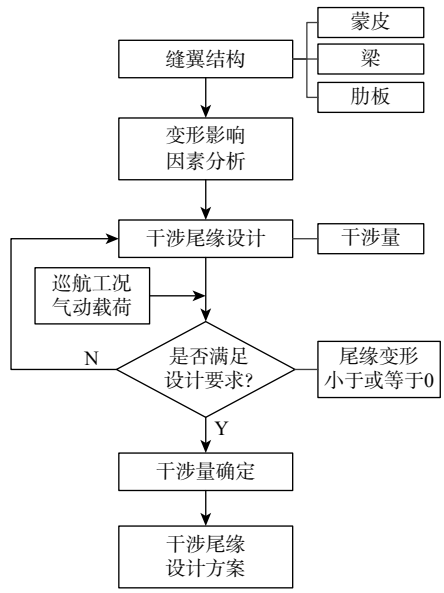


图1 前缘缝翼干涉尾缘设计流程

Fig. 1 Design flow chart of leading edge slat interference trailing edge

1.2 前缘缝翼法向变形分析

前缘缝翼在气动载荷作用下的法向变形，因加强肋在缝翼展向的不同位置有不同的效果，为找到对前缘缝翼变形影响最小的加强肋的位置，对加强肋的展向站位进行分析。在前缘缝翼的各个工况，与加强肋相连的滑轨固定不动，因此，将加强肋简化为固定铰支座，同时考虑前缘缝翼各结构件和所受气动载荷沿展向近似为均布，将前缘缝翼简化为双支点梁模型[21]，如图2所示，l为展向总长，a为支点A距离原点距离，F_A为支点A处支反力，F_B为支点B处支反力，q为均布气动载荷。

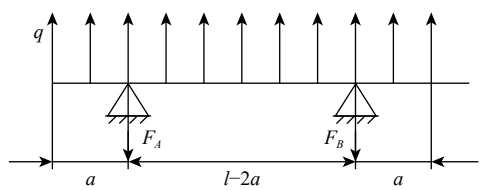


图2 前缘缝翼双支点梁受力图[21]

Fig. 2 Stress diagram of leading edge slat double fulcrum beam[21]

根据图2分析得到梁的挠度和转角方程分别为

$$y(x)=\begin{cases}\dfrac{1}{EI(x)}\left(\dfrac{q}{24}x^4+C_1x+D_1\right) & 0\leqslant x<a\\ \dfrac{1}{EI(x)}\left(\dfrac{q}{24}x^4-\dfrac{ql}{12}x^3+\dfrac{qla}{4}x^2+C_2x+D_2\right) & a\leqslant x<l-a\\ \dfrac{1}{EI(x)}\left(\dfrac{q}{24}x^4-\dfrac{ql}{6}x^3+\dfrac{ql^2}{4}x^2+C_3x+D_3\right) & l-a\leqslant x\leqslant l\end{cases} \tag{1}$$

$$\theta(x)=\begin{cases}\dfrac{1}{EI(x)}\left(\dfrac{q}{6}x^3+C_1\right) & 0\leqslant x<a\\ \dfrac{1}{EI(x)}\left(\dfrac{q}{6}x^3-\dfrac{ql}{4}x^2+\dfrac{qla}{2}x+C_2\right) & a\leqslant x<l-a\\ \dfrac{1}{EI(x)}\left(\dfrac{q}{6}x^3-\dfrac{ql}{2}x^2+\dfrac{ql^2}{2}x+C_3\right) & l-a\leqslant x\leqslant l\end{cases} \tag{2}$$

式中: $y(x)$ 为长度 x 处挠度; $\theta(x)$为长度 x 处转角; E 为结构弹性模量; $I(x)$ 为长度 x 处截面惯性矩。

从上述三段挠度曲线方程可知共 6 个未知量, 分别根据边界条件和变形协调[21]条件来建立补充方程。根据刚度连续变形协调的设计要求, 可知:

$$\begin{cases} y_1(a)=0 \\ \theta_{A-}=\theta_{A+} \\ y_2(a)=0 \\ y_2(l-a)=0 \\ y_3(l-a)=0 \\ \theta_{B-}=\theta_{B+} \end{cases} \tag{3}$$

将式(3)分别代入挠度方程(1)和转角方程(2), 6 个方程求解 6 个未知数, 可得出积分常数值。取 q=24 N/m, l=1 m, 经过计算可得

$$\begin{cases} D_1=-a^4-6a^3+6a^2-a \\ D_2=-a^4-4a^3+6a^2-a \\ D_3=-a^4-6a^3+12a^2-7a+2 \\ C_1=6a^2-6a+1 \\ C_2=1-6a \\ C_3=-6a^2+6a-5 \end{cases} \tag{4}$$

在均布气动载荷作用下, 梁的挠度如图 3 所示。可以看出, 梁在两端和中间处会有最大的变形量, 则 x=0 m 和 x=0.5 m 时 2 处的变形量分别为



图 3　双支点梁挠度

Fig. 3　Deflection of double fulcrum beam

$$\begin{cases} y(0)=\dfrac{1}{EI(x)}(-a^4-6a^3+6a^2-a) \\ y(0.5)=\dfrac{1}{EI(x)}(-a^4-4a^3+6a^2-2.5a+0.312\,5) \end{cases} \tag{5}$$

经计算可得, 当 a=0.223 m 时, 最大变形处的挠度有最小值。因此, 2 个加强肋可以分别布置在前缘缝翼沿展向比例的 22.3% 和 77.7% 处。

2　前缘缝翼本体刚度影响因素分析

无论是前缘缝翼的法向变形还是弦向变形, 其本身的刚度都会产生较大的影响, 为探索前缘缝翼各主要结构件对其本体刚度和结构总重的影响, 基于某大型飞机前缘缝翼设计方案, 共构建了 7 组主结构截面尺寸组合来开展研究, 如表 1 所示。相比于方案 1, 方案 2～方案 6 分别将蒙皮厚度和肋板的截面尺寸扩大 2 倍, 其余保持不变。方案 7 相比于方案 6 将加强肋的缘条厚度缩小了一倍, 其余保持不变。

表 1　不同前缘缝翼本体刚度相关结构尺寸

Table 1　Structural dimensions of different leading edge slat body stiffness　　mm

方案	蒙皮厚度	梁			普通肋			端肋			加强肋		
		腹板厚度	缘条宽度	缘条厚度	腹板厚度	缘条宽度	缘条厚度	腹板厚度	缘条宽度	缘条厚度	腹板厚度	缘条宽度	缘条厚度
1	1.6	1.6	20	1.6	2	12	2	2	30	2	8	45	2
2	3.2	1.6	20	1.6	2	12	2	2	30	2	8	45	2
3	1.6	3.2	40	3.2	2	12	2	2	30	2	8	45	2
4	1.6	1.6	20	1.6	4	24	4	2	30	2	8	45	2
5	1.6	1.6	20	1.6	2	12	2	4	60	4	8	45	2
6	1.6	1.6	20	1.6	2	12	2	2	30	2	16	90	4
7	1.6	1.6	20	1.6	2	12	2	2	30	2	16	45	2

对上述 7 种方案在气动载荷的作用下进行仿真分析, 得到各方案的最大应力和最大变形量, 方案 7 的应力云图和变形云图如图 4 和图 5 所示。

综合考虑最大应力、最大变形和质量的影响, 分析结果如表 2 所示。

根据表 2 中的 7 种结构方案仿真结果, 方案 2 相较于方案 1 最大应力减小 27.9%, 最大变形减小 46.5%, 但质量增加 68.5%; 方案 7 相较于方案 1 最大应力减小 17.8%, 最大变形减小 6.4%, 但质量仅增加 3.1%; 方案 6 与方案 7 相比变化量不大; 方案 3～方案 5 与方案 1 相比, 结构质量增加不多, 前缘缝翼尾缘最大变形量未发生大的改变。

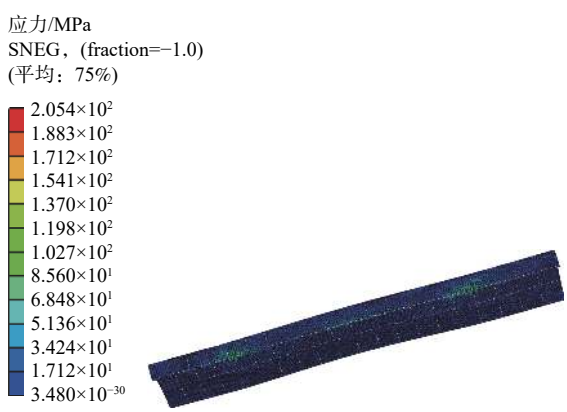


图 4　气动载荷下方案 7 的应力云图

Fig. 4　Stress nephogram of scheme 7 under aerodynamic load

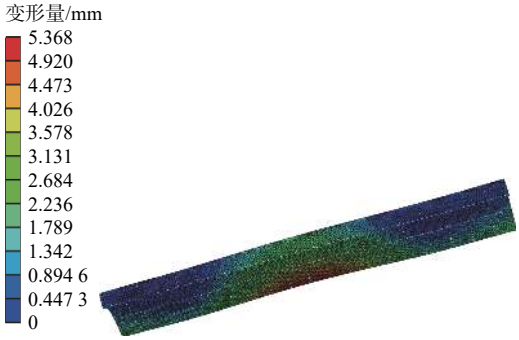


图 5 气动载荷下方案 7 的变形云图

Fig. 5 Deformation nephogram of scheme 7 under aerodynamic load

表 2 不同方案结果对比分析

Table 2 Comparative analysis of results of different schemes

方案	最大应力/MPa	应力相对变化/%	最大变形/mm	变形相对变化/%	质量/kg	质量相对变化/%
1	250.0		5.733		19.18	
2	180.2	−27.9	3.065	−46.5	32.32	68.5
3	233.5	−6.6	5.302	−7.5	23.35	21.7
4	249.7	−0.1	5.274	−8.0	23.40	22.0
5	250.3	0.1	5.667	−1.2	19.78	3.1
6	199.2	−20.3	5.245	−8.5	19.79	3.2
7	205.4	−17.8	5.368	−6.4	19.78	3.1

3 前缘缝翼干涉尾缘结构设计与分析

既然前缘缝翼受载后的尾缘变形量成为关键控制参数，在不改变缝翼原有结构尺寸的基础上，需研究是否可通过干涉装配以实现变形量控制的目的。因此，考虑在缝翼原有结构的基础上，对缝翼尾缘人为向下弯曲，与机翼翼盒发生“干涉”，如图 6 所示。

前缘缝翼尾缘与机翼翼盒“干涉”接触后，翼盒抬起尾缘条，尾缘产生一个恢复自身形状的向下“回复力”，抵消部分气动力，实现减小缝道的目标。因此，在干涉量设计过程中，先在巡航工况气动载荷、重力条件下找出满足设计要求的回复力，

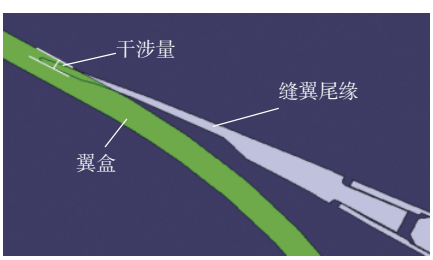


图 6 前缘缝翼尾缘与机翼翼盒理论干涉

Fig. 6 Theoretical interference between leading edge slat trailing edge and wing box

再根据此回复力确定出具体的干涉量大小。

根据飞机巡航工况缝翼所受气动载荷，对前缘缝翼尾缘分别施加 6 000，7 000，8 000，8 500 N 的回复力进行仿真分析。前缘缝翼在 8 000 N回复力、重力和气动载荷作用下重力方向的变形云图如图 7 所示，4 种方案分析结果如表 3 所示。

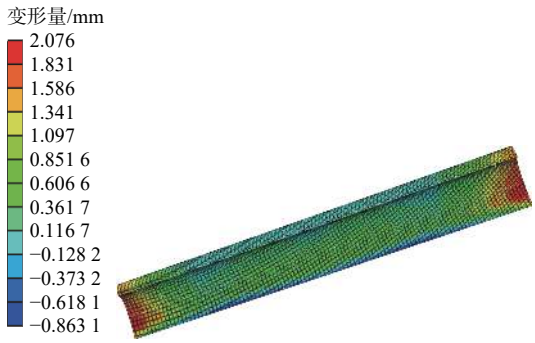


图 7 8 000 N 回复力下前缘缝翼重力方向的变形云图

Fig. 7 Deformation nephogram of leading edge slat in gravity direction under 8 000 N recovery force

表 3 四种仿真结果分析

Table 3 Analysis of four simulation results

回复力/N	尾缘重力方向最大变形/mm	尾缘重力方向最小变形/mm
6 000	2.372	0.863
7 000	1.867	0.198
8 000	1.365	–0.466
8 500	0.959	–1.139

根据表 3 分析结果可以看出（负号表示向下弯曲），在 4 个不同大小的回复力、气动载荷和重力作用下，前缘缝翼尾缘重力方向的最大变形均大于 0，不满足设计要求，且尾缘重力方向的最大变形和最小变形相差较大。根据图 5 可以看出，气动载荷作用下前缘缝翼尾缘在两端和中点变形量大小有较大差异。因此，考虑对前缘缝翼尾缘两端和中部施加不同大小的回复力。其中，回复力施加点如图 8 所示，不同方案的回复力如表 4 所示。

对前缘缝翼分别施加上述 4 种方案的回复力、气动载荷和重力，所有方案仿真结果如表 5 所示。

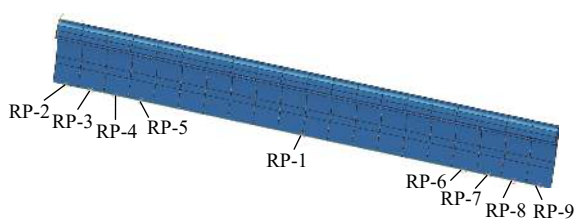


图 8 尾缘各段耦合结果

Fig. 8 Coupling results of each segment of trailing edge

表 4　尾缘各段回复力结果

Table 4　Recovery force of each segment of trailing edge　　N

施加点	回复力			
	方案a	方案b	方案c	方案d
RP2	400	450	450	650
RP3	400	400	400	500
RP4	375	375	375	400
RP5	375	375	375	375
RP1	4 200	4 200	4 500	4 500
RP6	375	375	375	375
RP7	375	375	375	400
RP8	400	400	400	500
RP9	400	450	450	650
总计	7 300	7 400	7 700	8 350

表 5　八种仿真结果分析

Table 5　Analysis of eight simulation results

回复力/N	尾缘重力方向最大变形/mm	尾缘重力方向最小变形/mm
6 000	2.372	0.863
7 000	1.867	0.198
7 300(方案a)	1.563	0.273
7 400(方案b)	1.306	0.266
7 700(方案c)	1.286	−0.025
8 000	1.365	−0.455
8 350(方案d)	−1.194	−0.073
8 500	0.959	−1.139

由表 5 分析结果可以看出(负号表示向下弯曲), 只有方案 d 的重力方向最大变形小于 0, 该方案下尾缘重力方向变形曲线如图 9 所示。

由图 9 可以看出, 该方案下尾缘的变形均小于 0, 因此选取该方案作为目标方案, 即方案 d 回复力施加时的巡航卡位尾缘重力方向变形量作为目标干涉量, 分析结果和尾缘变形量曲线分别如图 10 和图 11 所示。

根据图 10 和图 11 可知, 巡航卡位在方案 d 回

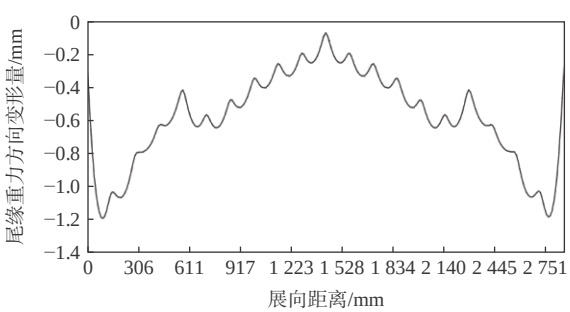


图 9　方案 d 尾缘重力方向变形曲线

Fig. 9　Deformation curve of trailing edge in gravity direction of scheme d

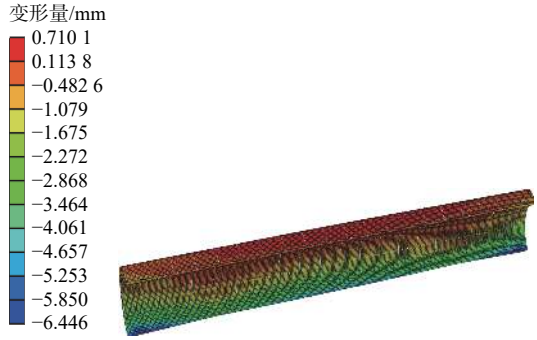


图 10　方案 d 前缘缝翼重力方向的变形云图

Fig. 10　Deformation nephogram of leading edge slat in gravity direction under scheme d

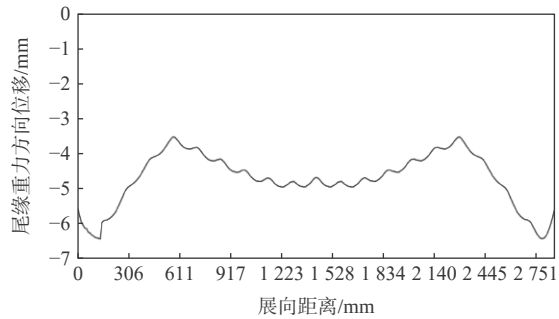


图 11　尾缘重力方向变形曲线

Fig. 11　Gravity deformation curve of trailing edge

复力下前缘缝翼尾缘重力方向的最大变形量为−6.446 mm, 最小变形量为−3.560 mm(负号表示向下弯曲), 因此, 尾缘的干涉量设置大小最小应为 4 mm, 最大应为 6.5 mm。但是考虑到前缘缝翼结构与机构不同的布置方式, 以及实际情况下气动载荷的变化, 干涉量在前缘缝翼沿展向也不仅仅拘泥于定值, 本文仅基于该缝翼结构给出干涉量的设计方法。

4　结　论

1) 在不改变前缘缝翼原有结构尺寸的基础上, 提出了满足变形要求的前缘缝翼干涉尾缘结构设计与分析方法, 所提方法可为未来大型飞机前缘缝翼的设计提供支持。

2) 在不改变前缘缝翼原有结构尺寸的基础上, 通过对不同大小回复力的分析, 设计出 4～6.5 mm 干涉量的干涉尾缘结构, 可有效减小尾缘因气动载荷带来的翘曲变形, 提高气动性能。

3) 通过对前缘缝翼 7 组主结构截面尺寸组合的研究, 在质量增加较少的情况下, 增加加强肋的腹板厚度能够有效减小缝翼的最大应力和变形。

4) 通过将前缘缝翼简化为双支点梁模型, 在满足连续变形协调的基础上, 2 个加强肋布置在展向比例 22.3% 和 77.7% 处时缝翼有较小的法向变形。

参考文献（References）

[1] 翟晨. 大型高抗浪水陆两栖飞机增升装置设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019: 3-5.
ZHAI C. Aerodynamic design of high-lift devices for a large-scale amphibious aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019: 3-5(in Chinese).

[2] 李正洲. 某型客机增升装置的气动/机构优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013: 1-5.
LI Z Z. Aero-mechanical optimization design of a civil aircraft's high-lift system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 1-5(in Chinese).

[3] 刘明. 支线客机增升装置气动分析与优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 3-5.
LIU M. Aerodynamic analysis and optimization design of regional jet's high-lift device[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 3-5(in Chinese).

[4] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册. 第9册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 428-428.
General Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual. Volume 9[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 428-429(in Chinese).

[5] RECKZEH D. Aerodynamic design of the high-lift-wing for a Megaliner aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2003(2): 107-119.

[6] DIMINO I, AMENDOLA G, AMOROSO F, et al. Morphing technologies: Adaptive ailerons[J/OL]. Recent Progress in Some Aircraft Technologies, 2016(2016-09-08)[2021-06-01]. https://www.intechopen.com/chapters/50748.

[7] 仪志胜, 何景武. 民用飞机后缘襟翼机构设计仿真计算研究[J]. 飞机设计, 2010, 30(1): 43-46.
YI Z S, HE J W. Mechanical design and research of trailing edge flap for civil aircraft[J]. Aircraft Design, 2010, 30(1): 43-46(in Chinese).

[8] FRANCOIS C, EDMUND K. Actuation system for deploying high-lift device on leading edge of aircraft wing: U. S. Patent WO2009056873-A1[P]. 2010-07-29.

[9] POTT-POLLENSKE M, WILD J W, BERTSCH L. Aerodynamic and acoustic design of silent leading edge device: AIAA 2014-2076[R]. Reston: AIAA, 2014.

[10] PAGANI C C, SOUZA D S, MEDEIROS M A F. Experimental investigation on the effect of slat geometrical configurations on aerodynamic noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 2017, 394: 256-279.

[11] 杨小权, 丁珏, 翁培奋, 等. 大型客机增升装置前缘缝翼噪声波纹控制技术[C]//中国航空学会声学分会2020年度学术交流会, 2020: 46.
YANG X Q, DING Y, WONG P F, et al. Noise ripple control technology for leading edge slats of lift augmenter for large passenger aircraft[C]//Academic Exchange Meeting of Acoustics Branch of CAAC in 2020, 2020: 46(in Chinese).

[12] 邓一菊, 廖振荣, 段卓毅. 前缘缝翼内型的气动设计研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(3): 400-404.
DENG Y J, LIAO Z R, DUAN Z Y. The aerodynamic design research on slat coves[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(3): 400-404(in Chinese).

[13] OLSON L E, MCGOWAN P R, GUEST C J, et al. Leading-edge slat optimization for maximum airfoil lift[R]. [S.l.]: NASA Technical Memorandum, 1979.

[14] 王红建, 田峻源, 罗望. 缝翼结构参数对缝翼噪声影响的三维仿真分析[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(6): 1129-1137.
WANG H J, TIAN J Y, LUO W. Three-dimensional simulation analysis of the influence of slat structural parameters on slat aerodynamic noise[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(6): 1129-1137(in Chinese).

[15] 钟园, 陈勇, 陈真利, 等. 翼身融合布局低速验证机前缘缝翼设计[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623050.
ZHONG Y, CHEN Y, CHEN Z L, et al. Design of slat of blended-wing-body low speed testing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623050(in Chinese).

[16] WANG C, KHODAPARAST H H, FRISWELL M I, et al. Conceptual-level evaluation of a variable stiffness skin for a morphing wing leading edge[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(15): 5703-5716.

[17] 何志全. 某型飞机前缘缝翼蒙皮厚度优化[J]. 江苏科技信息, 2015(21): 54-56.
HE Z Q. Optimization on slat skin thickness of a certain type of aircraft[J]. Jiangsu Science & Technology Information, 2015(21): 54-56(in Chinese).

[18] 张振辉, 李栋, 杨茵. 基于前缘缝翼微型后缘装置的多段翼型被动流动控制[J]. 航空学报, 2017, 38(5): 120650.
ZHANG Z H, LI D, YANG Y. Passive flow control of multi-element airfoils using slat mini-trailing edge device[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(5): 120650(in Chinese).

[19] 许可, 章荣平, 张刘, 等. 大飞机缝翼滑轨影响研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 368-372.
XU K, ZHANG R P, ZHANG L, et al. Research on influence of slat brackets of large airplane[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2016, 34(3): 368-372(in Chinese).

[20] NIU M C Y. Airframe structural design[M]. Hongkong: Conmilit Press Ltd., 2008: 417-420.

[21] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2017: 183-202.
LIU H W. Mechanics of materials[M]. Beijing: Higher Education Press, 2017: 183-202(in Chinese).

Structural design and analysis of leading edge slat interference trailing edge

FENG Yunwen[1]，ZHANG Jiale[1,*]，XUE Xiaofeng[1]，MAO Yihao[2]，YUAN Jianfeng[2]

(1. School of Aeronautics，Northwestern Polytechnical University，Xi'an 710072，China;
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute，Commercial Aircraft Corporation of China，Ltd.，Shanghai 201210，China)

Abstract：The leading edge slat is an important lift increasing device in the take-off and landing stages of large aircraft. But affected by its own body stiffness and support stiffness, the slat is prone to warpage and deformation under aerodynamic load, resulting in gaps with the wing box, which affects the aerodynamic efficiency of the wing. To eliminate the deformation of slat in cruise and improve the aerodynamic efficiency of the wing, the leading edge slat interference trailing edge structural design technology is proposed in this paper. Firstly, the main factors affecting the normal and chord deformation of slat structure are theoretically analyzed. Then, taking the leading edge slat of a large domestic aircraft as the research object, the influence of skin and other structural dimensions on the stiffness of slat body is discussed in detail from two aspects of weight and deformation. Finally, on the premise of maintaining the size and weight of the original slat structure, the leading edge slat interference trailing edge structure is designed. The results show that the proposed interference trailing edge structure can maintain the state of non separation from the wing under the aerodynamic load of cruise condition, improve the aerodynamic performance, and effectively avoid the increase of weight.

Keywords：interference trailing edge; leading edge slat; deformation factor; body stiffness; structural design

Received：2021-06-29；**Accepted**：2021-09-26；**Published Online**：2021-10-09 10：09
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211008.1715.001.html
Foundation item：National Natural Science Foundation of China (51875465)
* **Corresponding author**. E-mail：zhangjiale_work@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0854

高分辨率立体测绘相机系统热控设计及验证

鲁盼[1,2,*]，赵振明[1,2]，高腾[1,2]，连新昊[1,2]，夏晨晖[1,2]，王玉强[1,2]

(1. 北京空间机电研究所，北京 100094；2. 先进光学遥感技术北京市重点实验室，北京 100094)

摘 要：高分辨率立体测绘相机的光学系统及探测器的温度稳定性影响测绘相机的测绘精度。针对透射式光学系统，采用多级外热流抑制技术，使星相机透镜的温度稳定性提高了6倍；针对反射式光学系统，采用间接辐射式控温等热控技术，使主镜、次镜的温度稳定性达到±0.3 ℃；针对大功率电荷耦合元件（CCD），采用基于环路热管（LHP）的节能型控温技术，在满足温度指标的前提下使环路热管驱动功率的周期平均值由60 W降低至33.8 W，同时节省约40%的主冷凝器面积及质量；针对CMOS，采用两级温度波动抑制技术，使其温度稳定性达到±0.3 ℃。研究了地面热试验的方法，报告了测绘相机系统关键部组件在极端空间环境下的在轨数据，全面验证了热控设计方法的正确性。

关 键 词：测绘相机；热设计；环路热管；遥感器热控；精密控温

中图分类号：V423.4

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0768-12

测绘相机是对地成像观测遥感器的重要组成部分，航天测绘技术作为航天对地遥感成像技术的重要组成部分取得了长足的进步[1]。测绘相机应充分考虑结构稳定性的问题，通过热控设计尽可能减小因热环境等因素，造成的结构变形对测绘相机各测量部件间几何关系的影响，是保证测绘精度最重要的环节之一[2]。不同于其他以图像分辨率为标志性指标的遥感卫星，测绘卫星在保证分辨率的同时，更需实现极高的图像几何三维定位精度，以完成对观测对象空间三维信息的精确测量任务。随着卫星遥感技术的飞速发展，其中最关键的一项技术进步是航天用电荷耦合元件(charge-coupled device, CCD)的应用，测绘相机进入了可连续在轨工作的传输型卫星时代[3]。CCD的性能受温度影响很大，其热电子噪声随温度呈指数递增，如果温度波动较大，热噪声变化不定，会给电路设计和信号处理带来较大的负面影响，为此需要对CCD及焦面电路进行合理的热设计[4]。

Choi[5]设计了2套长度为0.9 m的丙烯工质环路热管(loop heat pipe, LHP)，以及12根常规槽道热管，共同为256个发热量为0.58 W的探测器进行温度控制，利用探测器产生的热量驱动LHP运行，探测器的温度波动为±0.5 ℃，但其毛细泵尺寸过大。Hoang等[6]提出了在蒸发器设置电加热器驱动深低温LHP运行的方法，试验了不同工质的LHP在深低温下的散热能力，但未对LHP运行温度水平和稳定性进行主动控制。激光测高仪[7]使用LHP为电子设备散热，利用工作时产生的热量驱动LHP运行，同时在LHP毛细泵上设置了辅助加热器以保证LHP运行稳定。4片发热量为9 W的CCD器件使用LHP进行高稳定度温度控制，蒸发器驱动功率为50 W，CCD的温度稳定性达到0.7 ℃/a[8]。

倾斜轨道星敏感器在轨的温度稳定性优于±4 ℃[9]，高分辨率空间光学遥感卫星的星敏法兰温度稳定性优于±3 ℃[10]，星敏探头和电路盒分离式星敏感器的星敏法兰温度稳定性优于±2 ℃[11]。常规设计方法无法满足测绘相机系统对星相机的温度稳定性指标。

收稿日期：2022-10-10；录用日期：2022-11-04；网络出版时间：2023-01-05 12:28
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230104.1644.006.html
*通信作者. E-mail：mylifelp@163.com

引用格式：鲁盼，赵振明，高腾，等. 高分辨率立体测绘相机系统热控设计及验证[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：768-779.
LU P，ZHAO Z M，GAO T，et al. Thermal control design and verification for high resolution stereo mapping camera system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：768-779 (in Chinese).

本文分别研究了 2 种不同形式的光学系统及探测器的高稳定性热控设计方法, 对比了与常规热控设计在资源消耗及控温效果方面的差别, 给出了地面试验结果及在轨飞行数据。

1　相机系统

1.1　相机系统组成

高分辨率立体测绘相机系统由测绘相机、坐标测量和激光测距 3 个分系统组成。测绘相机分系统用于采集地面立体影像; 坐标测量分系统用于精确确定成像时刻的视轴指向; 激光测距分系统以一定频率对地测距并记录激光地面足印数据, 提高立体影像的目标高程精度[12-14]。测绘相机分系统的双线阵地相机与坐标测量分系统均位于系统主框架内部, 激光测距分系统位于系统主框架外部, 系统组成如图 1 所示。

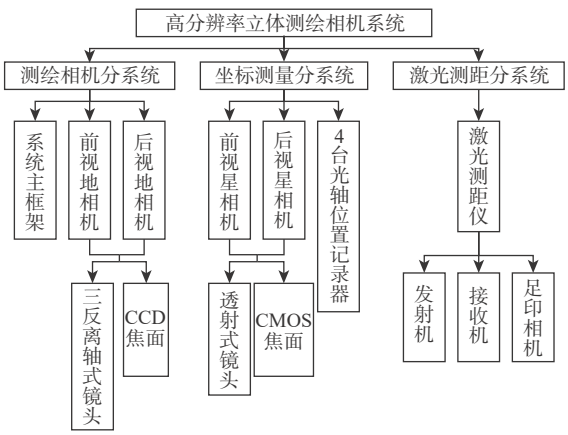


图 1　高分辨率立体测绘相机系统组成框图

Fig. 1　Component schematic diagram of high resolution stereo mapping camera system

测绘相机分系统主框架为碳纤维蒙皮铝蜂窝夹层结构组成的箱式承力结构, 具有强度高、质量轻、热变形小的特点, 用于将双线阵地相机、坐标测量分系统及激光测距分系统精确的固定。前视、后视地相机结构对称、尺寸相近、呈一定角度同时对地观测以形成三维立体图像。每台地相机由三反离轴式镜头及线阵拼接式焦面组件 2 部分组成。镜头包含主镜、次镜、三镜、折转镜及主承力结构, 反射镜均为低膨胀微晶玻璃, 并采用了轻量化技术, 主承力结构采用 M40J 碳纤维材料。焦面组件包含 CCD 器件、电路盒、拼接基座及调焦机构等。图 2 为前视地相机焦面组件, 9 片 CCD 器件及 9 个电路盒安装在拼接基座的 2 个表面, 在拼接基座的两端为调焦机构, 当地相机需要调焦时, 拼接基座会带动 CCD 器件及电路盒产生最大±4.5 mm 的位移。后视焦面组件与前视焦面组件结构类似, 含有 6 套 CCD 器件及焦面电路盒, 但后视 CCD 像元数量更多, 热耗更大。拼接基座为碳-碳化硅材料, 焦面电路盒为铝合金, 调焦机构为钛合金。

坐标测量分系统主要包含 2 台星相机及 4 台光轴位置记录器。星相机为透射式镜头, 焦面组件含 2 片 CMOS 器件。星相机通过支架安装在主框架 $-z$ 板, 4 台光轴位置记录器分别安装在前视、后视焦面组件拼接基座两端。遮阳罩及焦面电路盒为铝合金, 透镜为 N-SK4 肖特玻璃, 透镜外壳为钛合金, 如图 3 所示。

激光测距分系统主要由主承力结构、发射机、接收机、足印相机、发射机驱动源、APD 探测组件、导光组件组成, 如图 4 所示。为满足一定的激光测距点密度要求, 分系统设计 3 个激光收发通

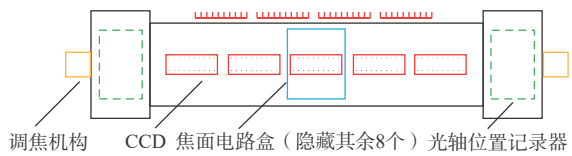


图 2　前视地相机焦面组件示意图

Fig. 2　Component schematic diagram of front earth camera focal plane assemble

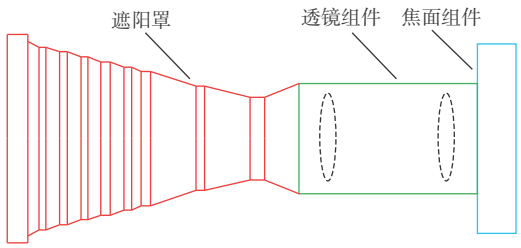


图 3　星相机组成

Fig. 3　Component schematic diagram of star camera

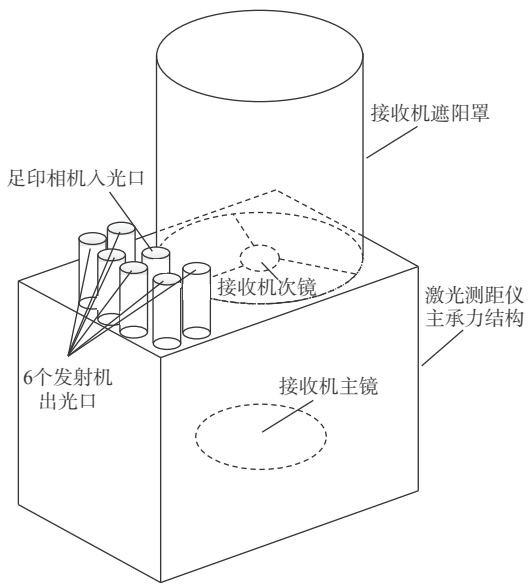


图 4　激光测距分系统示意图

Fig. 4　Schematic diagram of laser altimeter subsystem

道，每个通道均含有主备份2路。接收机遮阳罩材料为T700型碳纤维，主承力结构材料为碳-碳化硅，发射镜头材料为N-BK7肖特玻璃，接收机主次镜材料为微晶玻璃镀高反射膜。

1.2 工作模式与控温指标

相机系统的工作模式与内热源工作热耗统计如表1所示，卫星轨道周期约为95 min。

3个分系统各部组件温度指标要求如表2所示。

表1 测绘相机热源工作模式与热耗

Table 1 Operating mode and heat consumption of mapping camera heat source

分系统	部组件	单个部组件热耗/W	工作模式/(min·轨$^{-1}$)
测绘相机	前视CCD	3	8
	前视焦面电路	9	8
	后视CCD	9	8
	后视焦面电路	21	8
坐标测量	星相机CMOS	1	8
	星相机焦面电路	36	15
	光轴位置记录器	7	15
激光测距	发射机LD阵列	3.7	16
	发射机驱动源	67.1	16
	接收机APD探测器	4	16
	足印相机	30	16

表2 各部组件温度指标

Table 2 Temperature requirements of each components

分系统	部组件	温度范围/℃	在轨长期温度波动/℃
测绘相机	主框架	10～22	±0.5
	反射镜	18～22	±0.25
	主承力结构	18～22	±0.25
	CCD	18～22	
	电路盒	−20～30	
坐标测量	星相机透镜	19～21	±0.25
	星相机CMOS	20～27	±1
激光测距	发射镜头	17～21	
	发射机腔体	17～21	
	接收机主、次镜	17～21	
	APD探测器	14～24	
	足印镜头	17～21	
	足印焦面	17～21	
	主承力结构	14～24	

2 热控设计方案

整体考虑光、机、电、热4个专业，在满足指标的前提下尽量选用成熟、可靠的被动热控技术，并辅以适当的主动热控技术[15]。

2.1 极端工况确定

高分辨率立体测绘相机系统运行于降交点地方时为10:30AM的低轨太阳同步轨道，安装在卫星舱外侧，相机温度易受外部热流及温度为4 K的空间深冷环境周期性的影响。卫星具备单轨最长8 min的侧摆±32°、俯仰±26°、偏置±90°的姿态调整能力，使得系统的外热流变化更为复杂，给相机高稳定度控温带来极大的挑战。

由轨道和太阳光的夹角(β角)的计算可知，在相机正常飞行姿态下，相机的$+y$面无太阳直射外热流，最适宜设置相机的散热面；相机的$-y$侧在光照区长期受晒，激光测距分系统安装在主框架$-y$侧外部，散热条件最为恶劣；测绘相机及激光测距分系统入光口所在的$+z$侧外热流比较稳定；2台星相机入光口所在的$\pm x$侧外热流变化很大，阳光能以较大的强度进入星相机入光口内部，对星相机镜头的高稳定性控温非常不利。为使热控设计涵盖高分辨率主体测绘相机系统在轨飞行的最恶劣情况，对相机在不同日期正常飞行及机动姿态下的外热流、热控涂层性能衰减、卫星平台温度变化等情况进行了分析和汇总，从而确定热设计极端工况。

2.2 测绘相机分系统热控设计

主框架作为系统的主承力结构，其温度稳定性直接影响高分辨率主体测绘相机系统的成像性能。在主框架外表面包覆15单元多层隔热组件，多层面膜为导电型单面镀铝聚酰亚胺膜；在主框架的$\pm x$、$\pm y$及$-z$板各设置1个主动控温加热回路，控温阈值均为[15.8,16.2]℃，总加热功率为103.1 W；主框架内表面喷涂高发射率黑漆，对主框架内部的结构进行间接辐射式控温以提高温度稳定性。

地相机镜头的入光口直接面对空间复杂的热环境，为保证镜头的温度稳定性，在镜头主承力结构的外表面及内表面从入光口至主镜位置均包覆15单元多层隔热组件，多层面膜均为黑色聚酰亚胺渗碳膜；在2台地相机镜头的主承力结构表面各设置10个主动控温加热回路，控温阈值均为[19.8,20.2]℃，前视地相机镜头总加热功率为93 W，后视地相机镜头尺寸偏小，总加热功率为68.7 W。地相机镜头为了卸载安装应力，采用钛合金球铰的方式安装在主框架$-z$板，在地相机镜头与主承力板之间形成较大的热阻，进一步保障镜头的温度稳定性。在电路盒与拼接基座之间采取隔热设计，并在电路盒与拼接基座设置了独立的控温加热回路，降低电路盒的温度波动对CCD及拼接基座的温度稳定性影响，如图5所示。

地相机CCD热容小，功耗大，数量多，结构紧

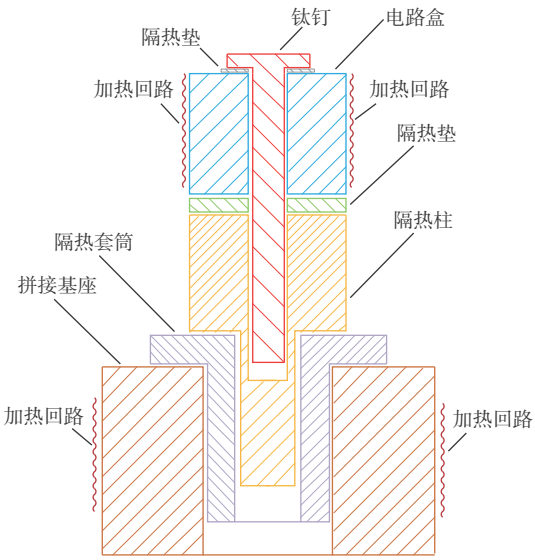


图 5　电路盒隔热设计示意图

Fig. 5　Thermal insulation design of circuit box

凑, 而且传热路径需要设置柔性环节。常规的微型槽道热管与导热铜索的热设计方案可解决焦面电路盒的控温问题, 但由于热管传热能力受限, 导热铜索的热阻较大, 造成 CCD 工作时快速升温, 无法满足 CCD 的温度稳定性指标[4]。LHP 是一种具有大功率传输能力且高精度控温特点的新型传热元件, 其核心零件为能够产生毛细力的多孔毛细芯, 与航天器常规使用的铝氨轴向槽道热管相比, 毛细芯的孔径更小, 驱动工质循环的毛细力更强。工质在 LHP 内部吸热、放热的过程中伴随着其气-液相态的转换, 依靠工质的相变潜热进行热量的传递, 仅需要很小的质量流量即能满足传热需求, 因此, LHP 的液相和气相管路的直径仅为 3 mm, 具有较好的柔性, 可以满足相机调焦时对热管可移动性能的需求[16-18]。

LHP 的组成如图 6 所示, 主要包含 4 个组件: 毛细泵、冷凝器、冷板及连接管路, 工质为高纯氨。毛细泵组件主要包含蒸发器、储液器及毛细芯。当蒸发器上的驱动加热回路加电发热后, 毛细芯内的液相氨蒸发为气相, 在气体压力作用下氨气沿着气相管路进入主冷凝器, 冷凝器依靠其外表面涂覆的太阳吸收比为 0.15、红外发射率为 0.9 的热控涂层, 将热量排散至冷黑空间, 同时使氨气冷凝为液氨进入预热器, 在预热器上加热回路的加热作用下, 液氨变为气液两相态, 并具有较低的干度。当气液两相工质依次流过第 1 片至最后 1 片 CCD 冷板时, 靠液氨发生相变不断吸收来自 CCD 工作时产生的热量, 两相态氨的干度逐渐升高, 但依然保持两相态, 从而保证第 1 片至最后 1 片 CCD 均为饱和温度。两相态工质进入副冷凝器后变为液相,

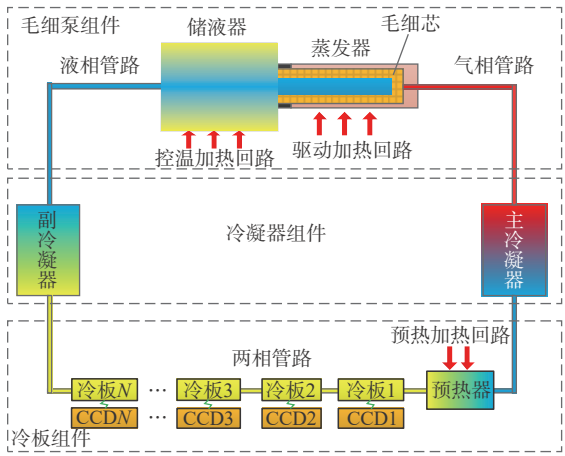


图 6　LHP 组成示意图

Fig. 6　Component schematic diagram of LHP

在毛细芯的抽吸作用下再次回到储液器, 不断循环往复。在储液器设置主动控温加热回路的目的是将 CCD 冷板的温度保持稳定, 当 CCD 工作时产生的热量被迅速带走, 从而抑制 CCD 热量积累造成的快速温升。

蒸发器加载的热量大部分用于将液氨加热至气相, 其余小部分热量通过毛细芯导热至储液器; 储液器也需要设计加热回路, 原因是当过冷的液氨从副冷凝器吸进储液器时需要将其加热至两相态。根据能量守恒公式[19-23]可确定 LHP 的主要设计参数为

$$Q_{\mathrm{e}} = Q_{\mathrm{e,cc}} + Q_{\mathrm{e,vap}} \tag{1}$$

$$Q_{\mathrm{e,vap}} = m\lambda \tag{2}$$

$$Q_{\mathrm{e,cc}} = G_{\mathrm{e,cc}}(T_{\mathrm{e}} - T_{\mathrm{cc}}) \tag{3}$$

$$Q_{\mathrm{cc}} + Q_{\mathrm{e,cc}} = C_p m(T_{\mathrm{cc}} - T_1) \tag{4}$$

式中: Q_{e}为蒸发器上加载的用于驱动工质流动的热量; $Q_{\mathrm{e,cc}}$为蒸发器向储液器传导的热量; $Q_{\mathrm{e,vap}}$为驱动功率中被液相工质吸收变为气相工质所需的热量; m为 LHP 的流量; λ为氨的相变潜热; $G_{\mathrm{e,cc}}$为毛细芯及安装结构产生的热导; T_{e}和T_{cc}分别为蒸发器和储液器的内部温度; Q_{cc}为储液器上用于使氨工质保持气液两相态所需的加热量; C_p为液氨的定压比热容; T_1为过冷液氨进入储液器时的温度。

下述热力学公式适用于氨工质在蒸发器和储液器内均处于两相态的情况:

$$P_{\mathrm{e}} - P_{\mathrm{cc}} = \Delta P_{\mathrm{tot}} - \Delta P_{\mathrm{w}} = \Delta P_{\mathrm{loop}} = \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}T}(T_{\mathrm{e}} - T_{\mathrm{cc}}) \tag{5}$$

根据 Clausius-Clabellon 方程:

$$\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}T} = \frac{\lambda}{T_{\mathrm{cc}}\Delta v} \tag{6}$$

式中: P_{e}和P_{cc}分别为蒸发器和储液器内的工质压

力；ΔP_{tot}为工质在 LHP 内的总压力损失；ΔP_w为工质在毛细芯内的压力损失；ΔP_{loop}为工质在毛细芯外的压力损失；dP/dT为氨工质在相平衡曲线的斜率；Δv为在储液器的温度条件下，氨的汽、液相比体积的差值。

主冷凝器和副冷凝器有以下能量守恒公式：

$$\varepsilon\sigma A_{C1}\overline{T}_{C1}^4 - Q_{hr1} = Q_{e,vap} + C_p m(T_{cc} - T_{C1}) \quad (7)$$

$$\varepsilon\sigma A_{C2}\overline{T}_{C2}^4 - Q_{hr2} = Q_{hc} + Q_{hs} + C_p m(T_{C1} - T_{C2}) \quad (8)$$

式中：ε为冷凝器表面喷涂的热控白漆红外发射率；σ为 Stefan-Boltzmann 常数，取值 5.67×10^{-8} W/(m²K⁴)；A_{C1}为主冷凝器面积；$\overline{T}_{C1}$为主冷凝器的平均温度；Q_{hr1}为照射到主冷凝器被吸收的总外部热流；A_{C2}为副冷凝器面积；$\overline{T}_{C2}$为副冷凝器的平均温度；Q_{hr2}为照射到副冷凝器被吸收的总外热流；Q_{hc}为预热器上设计的预热功率；Q_{hs}为多个 CCD 器件工作时的总发热量；T_{C1}为在主冷凝器的管路出口位置的氨工质温度；T_{C2}为在副冷凝器的管路出口位置的氨工质温度。

通过方程 (1)～方程 (8) 可确定 LHP 的蒸发器、储液器、预热器的加热功率及主、副冷凝器的面积。前视、后视地相机 LHP 的主要特性参数如表 3 所示。

表 3　LHP 主要特性参数

Table 3　Main characteristics of LHP

参数	工质种类	质量流量/(g·s⁻¹)	蒸发器加热功率/W	储液器加热功率/W	预热器加热功率/W	前视主冷凝器面积/m²	前视副冷凝器面积/m²	后视主冷凝器面积/m²	后视副冷凝器面积/m²
数值	氨	0.05	60	15	15	0.27	0.20	0.38	0.32

为保证 LHP 稳定运行，需要满足：蒸发器中用于使液氨加热至氨气的热量大于 CCD 工作时加载在 CCD 冷板及预热器上使液氨加热至氨气的热量，即

$$Q_e - Q_{e,cc} > Q_{hs} + Q_{hc} - C_p m(T_{cc} - T_{C1}) \quad (9)$$

当蒸发器长期加载 60 W 的功率时，试验结果证明 CCD 的温度稳定性达到±0.4 ℃，但所消耗的功率超出了卫星能够提供的上限，需要进行节能设计。

由于 CCD 每轨短期工作 8 min，其余 87 min 不工作，工作时会产生一定的热量，不工作时无热量。根据式(9)可知，理论上当 CCD 工作时需要采用较大的驱动功率，当 CCD 不工作时可采用较小的驱动功率，既能保证 LHP 稳定运行，又可显著节省卫星能源。为验证 LHP 在大小交变驱动功率下的控温效果，在真空罐内对 LHP 进行试验。试验工况为：蒸发器的驱动加热功率在 CCD 工作前 180 s 由 30 W 变大至 60 W，CCD 停止工作 60 s 后，蒸发器的驱动加热功率从 60 W 减小至 30 W，循环往复，试验结果如图 7 和图 8 所示。当 LHP 从小功率切换至大功率后，蒸发器的温度升高了 0.5 ℃，LHP 的流量突然增加导致进入到储液器的液相过冷工质增加，使储液器的温度降低了 0.8 ℃，进而导致 CCD 冷板的温度下降了 0.4 ℃。当蒸发器由 60 W 减小至 30 W 后，LHP 各位置温度恢复至之前的状态。在全过程中，CCD 冷板的温度范围为 20.4～21.4 ℃，温度稳定性为±0.5 ℃，说明 LHP 采用驱动功率大幅度交变的设计对短期发热的 CCD 具有很好的控温效果。该运行模式使 LHP 的周期平均功率由 60 W 降低至 33.8 W，降低了 43.7%，主冷凝器的面积和质量减小约 40%。

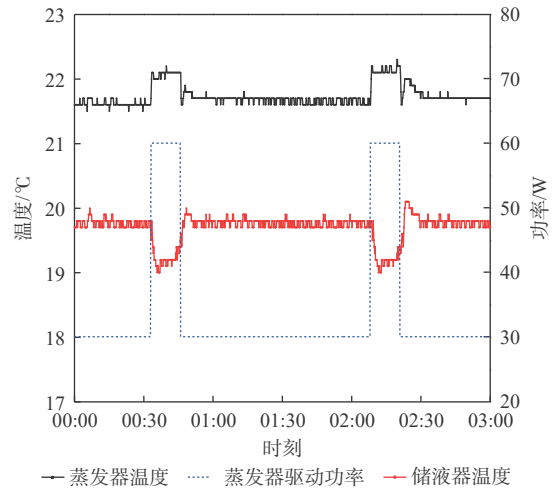


图 7　蒸发器和储液器温度曲线

Fig. 7　Temperature curves of evaporator and reservoir

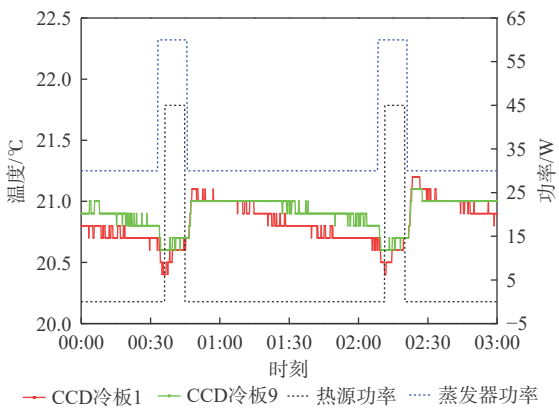


图 8　第 1 片和最后 1 片 CCD 冷板温度曲线

Fig. 8　Temperature curves of the first and the last CCD cold plate

2.3　坐标测量分系统热控设计

星相机镜头为无源的透射式光学系统，2 台星

相机入光口分别位于卫星坐标系的±x 侧, 当卫星进出阴影区时会有较强的太阳直射进入到遮阳罩内壁, 而在阴影区内的外热流较小, 如果不进行合适的热控措施, 将无法满足星相机的温度指标。为降低外热流对透镜组件温度稳定性的影响, 在遮阳罩外表面包覆 15 单元多层隔热组件, 同时将遮阳罩设计为 10 级压环式结构, 每级之间均只在螺钉位置处存在小面积换热, 层层降低外热流对透镜组件的影响。为补偿星相机在阴影区时外热流的减少, 在第 9 级遮阳罩外部及透镜镜筒的外部各设置 1 路主动控温加热回路, 对附近的透镜进行间接辐射式控温, 如图 9 所示。

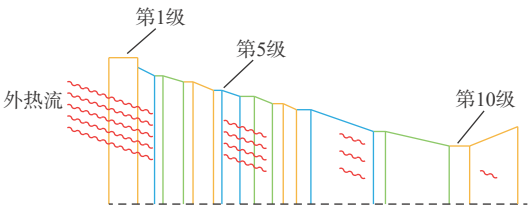


图 9　星相机遮阳罩模型截面

Fig. 9　Model section of star camera sunshield

为验证多级压环式遮阳罩对星相机透镜温度波动的抑制效果, 使用商业软件 Thermal Desktop 的有限差分网格对星相机仿真建模, 辐射角系数基于蒙特卡罗法进行计算。常规遮阳罩与多级压环式遮阳罩具有相同的口径、长度、厚度(1.5 mm)、材料(5A06 铝合金)及辐射属性, 仅遮阳罩自身的热阻发生了变化。常规遮阳罩的热阻为铝合金导热热阻; 多级压环式遮阳罩除具有相同的导热热阻外, 增加了层与层之间的接触热阻, 接触传热系数取 500 W/m^{2}K。在轨极端高温外热流工况下, 多级压环式遮阳罩与常规遮阳罩的温度仿真云图如图 10 所示, 外热流主要照射在遮阳罩前端的局部位置, 多级压环式遮阳罩前端至后端的温差更大。2 种遮阳罩沿光轴方向从外向内的网格节点温度曲线如图 11 所示。可以看出, 由于多级压环式遮阳罩具有更大的热阻, 当外热流照射至遮阳罩前端时, 遮阳罩后端的温度波动抑制效果更加明显, 在第 9 级遮阳罩外部设置的功率为 9 W 的控温回路能够将其温度控制在 20 ℃, 透镜温度稳定在 19.0～19.3 ℃, 温度稳定性为 0.3 ℃; 常规遮阳罩热阻较小, 前端至后端的温差更小, 造成透镜更易受前端外热流的影响, 在光照区透镜温度出现明显的温度上升, 当卫星进入阴影区时遮阳罩向冷黑空间辐射的热量更多, 同样的控温功率不足以将后端遮阳罩的温度控制在 20 ℃, 导致透镜在阴影区的温度范围为 14.4～16.3 ℃, 温度稳定性为 1.9 ℃, 变大了 6 倍。

在真空罐内进行星相机的热平衡试验, 真空度

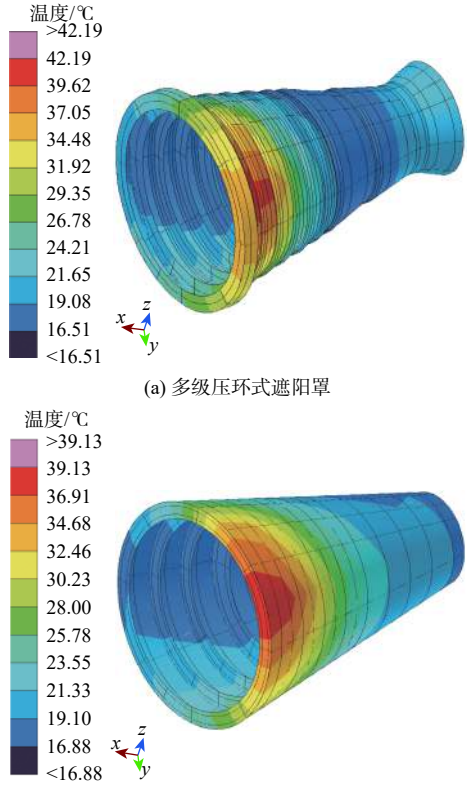
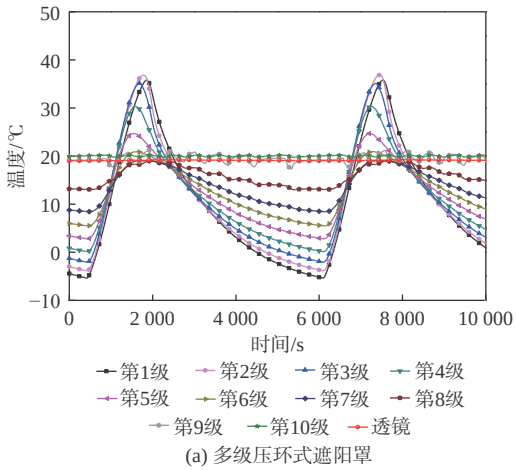


图 10　遮阳罩温度云图

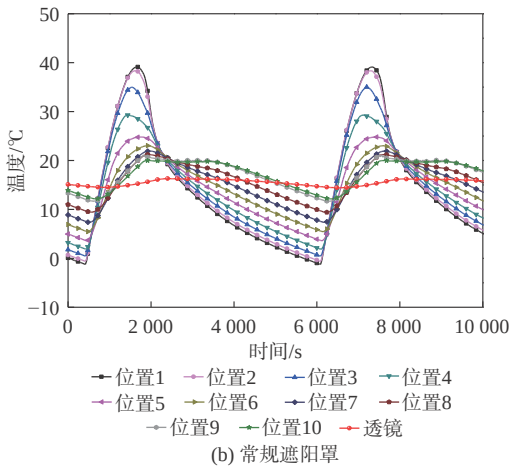
Fig. 10　Temperature contour of sunshield

优于 1×10^{-5} Pa, 热沉温度低于 100 K。星相机入光口及多层外部受到的外热流分别通过红外笼及电加热器进行瞬态模拟。星相机的温度通过热敏电阻及控温仪采集, 经过标定后测量精度优于±0.1 ℃。遮阳罩的温度测点位于第 5 层压环, 透镜的温度测点位于透镜筒前端最靠近透镜的位置, 可等效为透镜温度。试验结果与仿真结果的对比如图 12 所示。可以看出, 遮阳罩与透镜的温度仿真结果与试验结果偏差分别在 5 ℃ 和 0.1 ℃ 以内, 透镜在一个轨道周期内的温度稳定性达到±0.15 ℃。

星相机焦面组件含 2 片 CMOS 器件, 由于其插针分布在 4 条边缘, 槽道热管无法直接与其接触, 热量排散路径相对复杂。为了满足其高稳定性控温的要求, 设计了两级控温装置。首先, 通过导热铜块与其紧密连接, 将工作时的热量导出; 然后, 通过微型槽道热管将热量传导至位于主框架+y 侧的散热面, 通过辐射方式排散, 设计原理如图 13 所示。第 1 级控温加热回路位于卫星槽道热管的冷端, 用于补偿散热面受外热流影响造成的温度波动, 将外部的扰动降到最低, 控温加热回路的控温阈值相对较低, 目的是将导热铜块控制在相对较低的温度水平; 第 2 级控温加热回路位于导热铜块, 控温阈值相对较高, 通过加热回路占空比的快速调



(a) 多级压环式遮阳罩



(b) 常规遮阳罩

图 11 遮阳罩温度曲线

Fig. 11 Temperature curves of sunshield

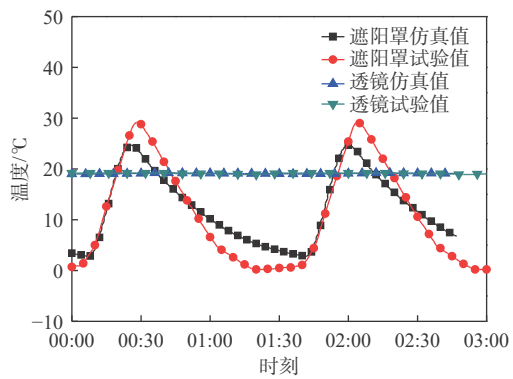


图 12 遮阳罩仿真与试验温度对比

Fig. 12 Temperature comparison between simulation and test results

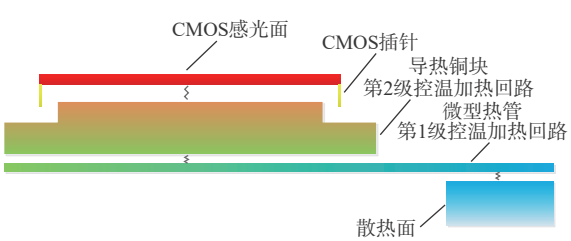


图 13 星相机 CMOS 探测器控温原理

Fig. 13 Schematic diagram of star camera CMOS detector thermal control

节补偿 CMOS 间歇性开机造成的温度波动。

4 台光轴位置记录器结构完全一致，也具有相同的热控设计。当光轴位置记录器内热源开机时，为尽快排散其产生的热量，为电路板设计了导热铝板，再通过槽道热管将热量传导至位于主框架+y 侧的散热面。为使光轴位置记录器满足较高的温度稳定性指标，通过热管和散热面保证记录器处于偏冷的设计状态，同时在导热铝板上安装 1 路主动控温加热回路，控温阈值达到 [23.8,24.2]℃，通过加热回路精确、快速的响应，保证 4 台光轴位置记录器的温度稳定及温度均匀。

2.4 激光测距分系统热控设计

测距仪位于卫星的−y 侧，在光照区受到外热流的长期加热，为隔绝外热流的影响，在测距仪主承力结构的外表面包覆 15 单元多层隔热组件，面膜为低太阳吸收比、高红外发射率的单面镀银 F46 二次表面镜；为补偿测距仪在阴影区的外热流缺失，在主承力结构的±x、±y 及−z 面各设置 1 路主动控温加热回路；测距仪内部发热单机数量较多，将温度要求较高的激光发射机单独设置散热通道，其余单机采用热管理的方式共用散热通路，如图 14 所示。

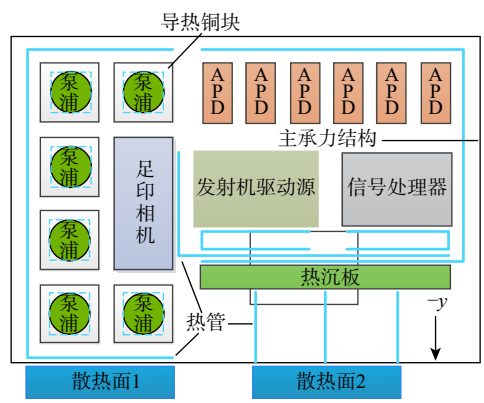


图 14 激光测距分系统散热路径

Fig. 14 Heat dissipation path of laser altimeter subsystem

发射机内部封装了泵浦模块，先在泵浦模块的外围设计导热铜块，将其热量传导至铝合金材料的发射机壳体，再通过槽道热管将 6 个发射机进行串联，由于其中的 3 个备份发射机不工作，可利用其热容抑制主份发射机的温度波动，最终通过热管将热量传导至位于测距仪−y 侧的散热面 1。对于控温要求不高的其他单机，通过热管将其热量汇集至热沉板后，再通过槽道热管将热量传导至同样位于测距仪−y 侧的散热面 2。为补偿在阴影区外热流的缺失，在发射机壳体及热沉板均设置了主动控温加热回路。

发射机、足印相机、接收机前端的光学元件控温通过在发射机罩和下段遮阳罩各设置 1 路主动

控温加热回路来实现, 为光学系统创造良好的温度环境, 通过间接辐射的方式对光学元件进行控温[24-25], 控温区域如图 15 所示。

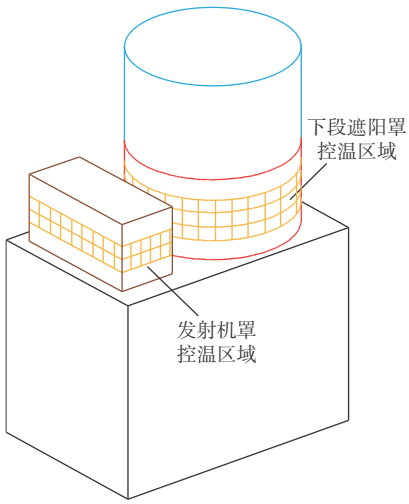


图 15　激光测距分系统光学元件控温区域

Fig. 15　Thermal control zone of laser altimeter subsystem optical element

表 4　热平衡试验各部组件温度结果

Table 4　Temperature results of each component in thermal balance test

分系统	部组件	试验温度范围/℃
测绘相机	主框架	16.0～16.3
	反射镜	19.7～20.0
	主承力结构	20.0～20.2
	拼接基座	20.0～20.4
	前视CCD	19.6～20.8
	电路盒	15.2～19.3
坐标测量	透镜	19.7～20.2
	星相机CMOS	21.2～21.8
	电路盒	9.0～15.6
激光测距	发射镜头	19.3～20.2
	发射机腔体	18.9～19.4
	接收机主镜、次镜	19.7～20.2
	APD探测器	15.8～20.9
	足印镜头	18.2～19.2
	足印焦面	18.5～19.6
	主承力结构	18.4～19.1

3　热控设计验证

3.1　地面热平衡试验验证

为验证高分辨率主体测绘相机系统热控设计是否满足指标要求, 按照卫星平台提供的安装界面温度作为第一类边界条件、在轨各方向受到的瞬态外热流作为第二类边界条件, 同时结合真实内热源工作模式在大型真空罐内进行热平衡试验, 试验前的状态如图 16所示。系统各入光口的外热流均通过红外笼进行模拟, 多层外表面的外热流均通过电加热器进行模拟。

测绘相机分系统、坐标测量分系统及激光测距分系统主要部组件的热平衡试验结果如表 4 所示, 均满足指标要求。

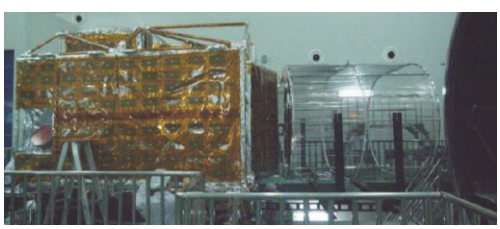


图 16　高分辨率主体测绘相机系统热平衡试验照片

Fig. 16　Picture of thermal balance test of high resolution stereo mapping camera system

3.2　在轨飞行验证

高分辨率主体测绘相机系统入轨前除将 LHP 蒸发器及预热器的加热回路设置为断路外, 其余各位置的主动控温加热回路均开始闭环控温。03:19 将 LHP 预热器加热回路设置为闭环控温, 目的是将部分液相工质加热至气相, 产生的压力将部分工质推至储液器, 使储液器中的毛细芯被更多的工质包围, 预热器的温度由 22.2 ℃ 快速升高至30.5 ℃, 预热器内全部为过热气体。04:37 将蒸发器加热回路设置为闭环控温, 热量加载至毛细芯后, 被加热的工质发生气化, 沿着气相管路运行, 同时毛细芯依靠毛细力在储液器内不断补充工质, 使蒸发器具有一定的过热度, 蒸发器的温度由 7.3 ℃ 快速升高至 19.9 ℃, 预热器温度由 31.1 ℃ 快速降低至 21.0 ℃, 两相工质充满其中。05:08 LHP 启动成功, 蒸发器、储液器、预热器、第 1 片 CCD 及最后 1 片 CCD 的温度曲线如图 17 所示。前视 9 片 CCD 之间最大温差为 0.1 ℃, 后视 6 片 CCD 之间最大温差为 0.2 ℃。LHP 在 2 h 内完成全部设置工作, 为相机快速成像提供有力的支撑。

β 角极小(5 月 31 日)及 β 角极大(2 月 11 日) 2 个外热流极端日期时的相机各主要位置温度曲线如图 18～图 24 所示, 所有位置的温度均优于指标要求。

在外热流极端情况下: 主框架的温度范围为 15.9～16.1 ℃; 地相机镜头的温度范围为 19.9～20.2 ℃, 温度稳定性优于±0.3 ℃; 地相机 CCD 的温度范围为 20.6～21.6 ℃, 当相机工作 8 min 时, CCD 温升约 0.8 ℃; 星相机镜头的温度范围为 20.1～20.3 ℃; 2 台星相机 CMOS 由于槽道热管的布局不同导致热管两端的温差不同, 星相机 1 比星相机 2 的 CMOS 温度高约 1 ℃, 均满足 20～27 ℃ 的温度范

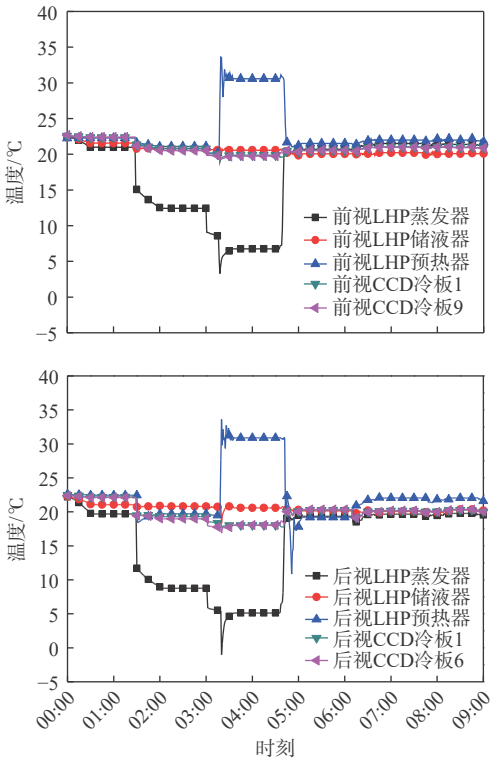


图 17 前视、后视 LHP 启动过程温度曲线

Fig. 17 Temperature curves of each part in LHP startup process of front and back earth camera

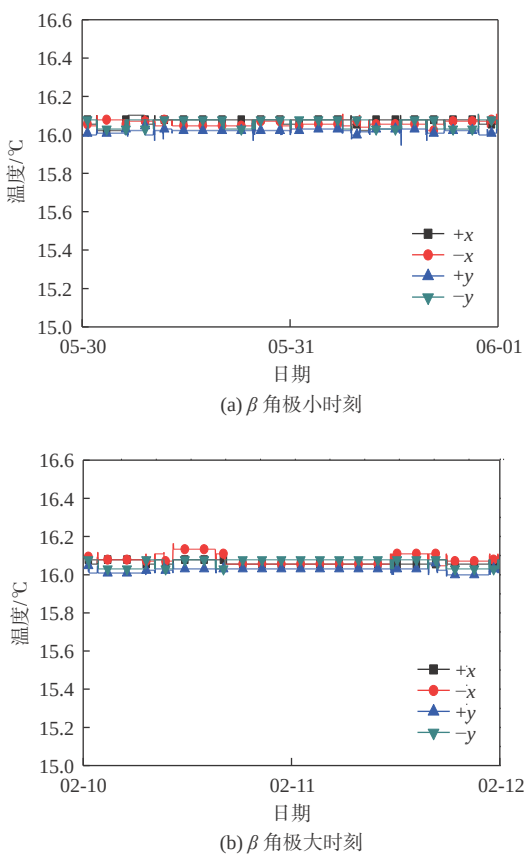


图 18 主框架在外热流极端情况下的温度曲线

Fig. 18 Temperature curves of main structure at extreme external heat flux

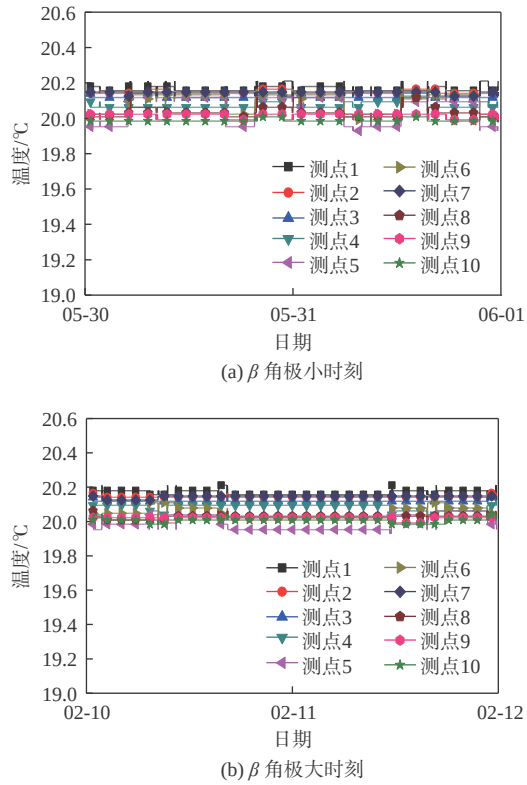


图 19 地相机镜头在外热流极端情况下的温度曲线

Fig. 19 Temperature curves for lens of earth camera at extreme external heat flux

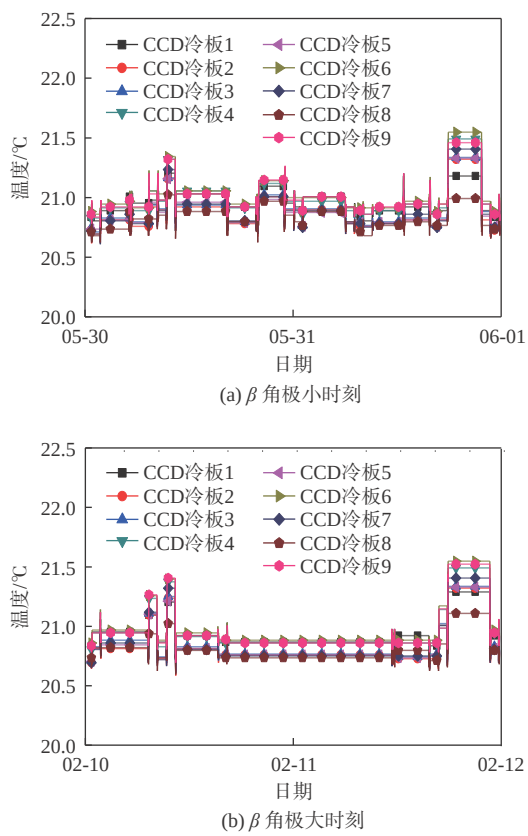
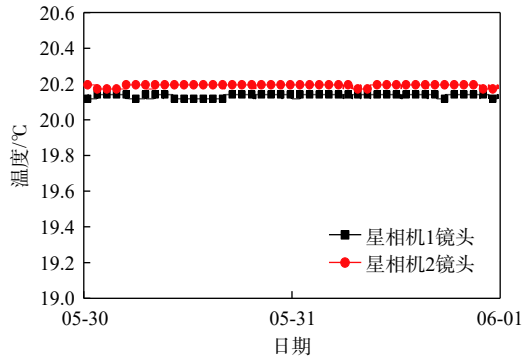
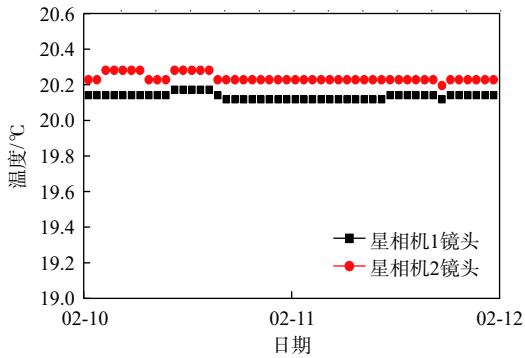


图 20 地相机 CCD 在外热流极端情况下的温度曲线

Fig. 20 Temperature curves for CCDs of earth camera at extreme external heat flux



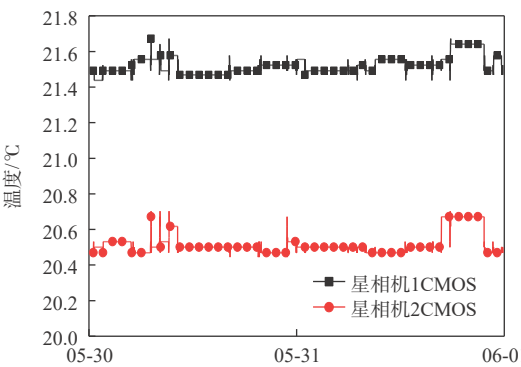
(a) β 角极小时刻



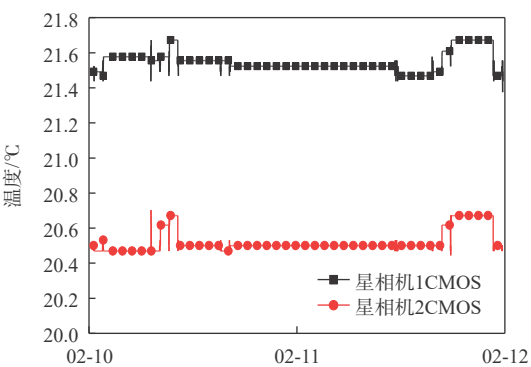
(b) β 角极大时刻

图 21　星相机镜头在外热流极端情况下的温度曲线

Fig. 21　Temperature curves for lens of star camera at extreme external heat flux



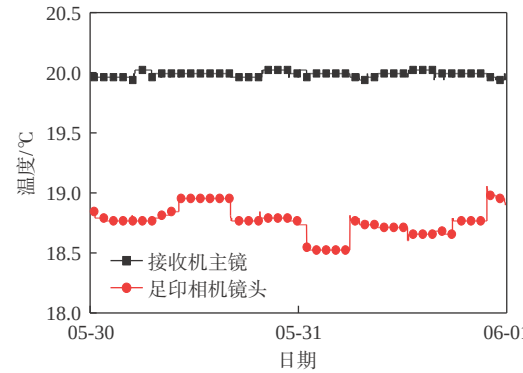
(a) β 角极小时刻



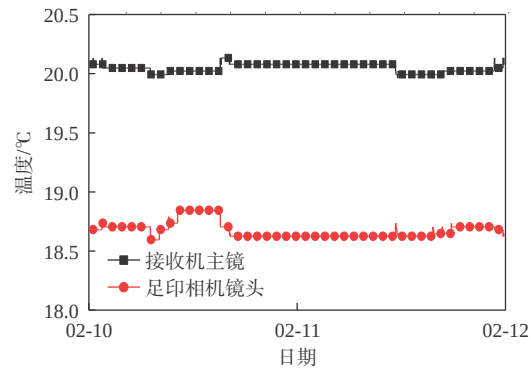
(b) β 角极大时刻

图 22　星相机 CMOS 在外热流极端情况下的温度曲线

Fig. 22　Temperature curves for CMOS of star camera at extreme external heat flux



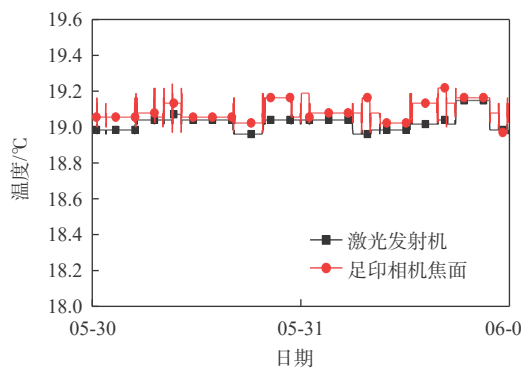
(a) β 角极小时刻



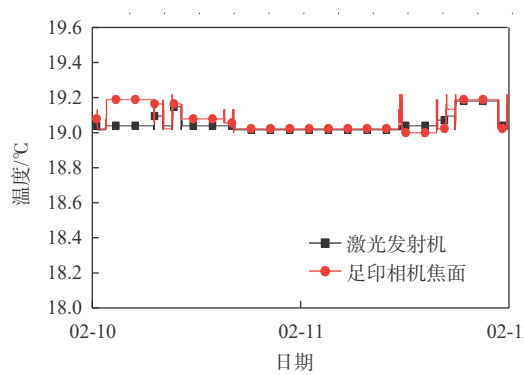
(b) β 角极大时刻

图 23　激光测距仪光学镜头在外热流极端情况下的温度曲线

Fig. 23　Temperature curves fore lens of laser altimeter at extreme external heat flux



(a) β 角极小时刻



(b) β 角极大时刻

图 24　激光测距仪热源在极端外热流情况下的温度曲线

Fig. 24　Temperature curves for heat source of laser altimeter at extreme external heat flux

围指标，各自的温度波动约为0.2 ℃，满足不超过±1 ℃的温度指标；激光测距仪接收机主镜温度范围为19.9～20.1 ℃，足印相机镜头的温度范围为18.5～19.1 ℃，激光发射机及足印相机焦面组件的温度范围为18.9～19.2 ℃，均满足17～21 ℃的温度范围。

4 结 论

针对高分辨率立体测绘相机的热环境、结构形式及指标要求的特点，介绍了系统的热设计与热管理措施，并列举了关键部组件在热平衡试验及在轨飞行的数据，结果表明：

1）对于大口径三反离轴式光学系统、同轴透射式光学系统、激光发射和接收光学系统等无源光学元件，采用多级抑制外热流的方法结合间接辐射式控温的方法能够有效抑制外热流造成的温度波动，星相机采用多级遮阳罩的设计能够将透镜的温度稳定性由1.9 ℃提高至0.3 ℃，温度稳定性变大了6倍。

2）对于地相机大功率CCD的高稳定性控温难题，提出了基于LHP的节能型控温方法，使CCD在轨的温度波动控制在±0.5 ℃以内，在优于温度指标的前提下降低了约40%的功率及质量；对于四面具有插针的星相机CMOS提出了“两级控温”的策略，逐级抑制其温度波动，在轨温度波动为±0.2 ℃；激光发射机及足印相机焦面在轨的温度波动为±0.2 ℃。

参考文献（References）

[1] 黎明, 吴清文, 江帆, 等. 三线阵立体测绘相机热控系统的设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(6): 1367-1373.
LI M, WU Q W, JIANG F, et a1. Design of thermal control system for three-linear array mapping cameras[J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(6): 1367-1373(in Chinese).

[2] 胡莘, 曹喜滨. 三线阵立体测绘卫星的测绘精度分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(5): 695-699.
HU X, CAO X B. Analysis on precision of stereo mapping microsatellite using three-line array CCD images[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(5): 695-699(in Chinese).

[3] 曹海翊, 刘付强, 赵晨光, 等. 高分辨率立体测绘卫星技术研究[J]. 遥感学报, 2021, 25(7): 1400-1410.
CAO H Y, LIU F Q, ZHAO C G, et a1. The study of high resolution stereo mapping satellite[J]. National Remote Sensing Bulletin, 2021, 25(7): 1400-1410(in Chinese).

[4] 赵振明, 孟庆亮, 张焕冬, 等. CCD器件用机械泵驱动两相流体回路仿真与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(5): 893-901.
ZHAO Z M, MENG Q L, ZHANG H D, et al. Simulation and experimental study of mechanically pumped two-phase loop for CCD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 893-901(in Chinese).

[5] CHOI M K. Thermal design to meet stringent temperature gradient/stability requirements of SWIFT BAT detectors: AIAA-2000-2905[R]. Reston: AIAA, 2000.

[6] HOANG T T, O'CONNELL T A, KU J, et al. Large area cryocooling for far infrared telescope[C]//Proceedings Volume 5172-Cryogenic Optical Systems and Instruments X. Bellingham: SPIE, 2003, 5172: 77-85.

[7] 黄金印, 潘福明, 傅伟纯, 等. 高分七号卫星激光测高仪热设计及验证[J]. 航天器工程, 2020, 29(3): 138-143.
HUANG J Y, PAN F M, FU W C, et al. Thermal design and verification of laser altimeter for GF-7 satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(3): 138-143(in Chinese).

[8] 杨涛, 赵石磊, 高腾, 等. 航天分散热源控温用环路热管设计及飞行应用[J]. 宇航学报, 2021, 42(6): 798-806.
YANG T, ZHAO S L, GAO T, et al. Design and in-orbit application of temperature controlled loop heat pipe for aerospace distributed heat sources[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(6): 798-806(in Chinese).

[9] 杨昌鹏, 赵欣, 辛强. 倾斜轨道星敏感器热控设计及在轨分析[J]. 航天器工程, 2013, 22(6): 59-64.
YANG C P, ZHAO X, XIN Q. Thermal design and on-orbit thermal analysis on star sensor of inclined-orbit satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(6): 59-64(in Chinese).

[10] 江帆, 王忠素, 陈立恒, 等. 星敏感器组件的热设计[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(11): 3740-3745.
JIANG F, WANG Z S, CHEN L H, et al. Thermal design of star sensor assembly[J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(11): 3740-3745(in Chinese).

[11] 孙鹏, 魏然, 赵欣, 等. 分体式主动像元星敏感器高温度稳定度热设计及在轨验证[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(4): 380-386.
SUN P, WEI R, ZHAO X, et al. High temperature-stability thermal design of separated type aps star sensor and the on-orbit test[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2019, 36(4): 380-386(in Chinese).

[12] 王伟之, 王妍, 于艳波, 等. 亚角秒级星相机的精度测定[J]. 红外与激光工程, 2018, 47(9): 1605-1609.
WANG W Z, WANG Y, YU Y B, et a1. Accuracy determination for sub-arcsec star camera[J]. Infrared and Laser Engineering, 2018, 47(9): 1605-1609(in Chinese).

[13] 贾永丹, 王伟之, 孙建, 等. 高精度星相机光学系统像质评价及实现[J]. 空间控制技术与应用, 2018, 44(3): 897-906.
JIA Y D, WANG W Z, SUN J, et a1. Evaluation and implementation of image quality in high-precision star camera optical system[J]. Aerospace Control and Application, 2018, 44(3): 897-906(in Chinese).

[14] 邓永涛, 李旭, 颜凡江. 一种星载激光测距仪姿态的确定方法及误差分析[J]. 航天返回与遥感, 2015, 36(3): 86-91.
DENG Y T, LI X, YAN F J. Attitude determination method and error analysis of spaceborne laser range finder[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2015, 36(3): 86-91(in Chinese).

[15] 孟恒辉, 耿利寅, 李国强. 激光通信器热设计与热试验[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(7): 2295-2299.
MENG H H, GENG L Y, LI G Q. Thermal control design and experiment for laser communication equipment[J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(7): 2295-2299(in Chinese).

[16] 高腾, 杨涛, 赵石磊, 等. 环路热管在低温真空环境下的控温性能试验研究[J]. 航天返回与遥感, 2019, 40(4): 38-47.
GAO T, YANG T, ZHAO S L, et al. Experimental research on temperature controlling performance of loop heat pipe in vacuum and low temperature environment[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40(4): 38-47(in Chinese).
[17] KU J. Operating characteristics of loop heat pipes[C]//29th International Conference on Environmental System, 1999: 1-17.
[18] KAYA T, HOANG T T. Mathematical modeling of loop heat pipes and experimental validation[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1999, 13(3): 314-320.
[19] MAYDANIK Y F. Loop heat pipes[J]. Applied Thermal Engineering, 2005, 25(5-6): 635-657.
[20] MAJDANIK Y G, FERSHTATER Y G, PASTUKTOV V G, et al. Thermoregulation of loops with capillary pumping for space use[C]//22nd International Conference on Environmental Systems, 1992: 921169.
[21] LAUNAY S, SARTRE V, BONJOUR J. Parametric analysis of loop heat pipe operation: A literature review[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2007, 46(7): 621-636.
[22] 沈维道, 蒋智敏, 童钧耕. 工程热力学[M]. 3版. 北京: 高等教育出版社, 2006: 205.
SHEN W D, JIANG Z M, TONG J G. Engineering thermodynamics[M]. 3rd ed. Beijing: Higher Education Press, 2006: 205(in Chinese).
[23] 柏立战, 林贵平, 张红星. 环路热管稳态建模及运行特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 894-898.
BAI L Z, LIN G P, ZHANG H X. Steady state modeling of loop heat pipes and operating characteristics analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 894-898(in Chinese).
[24] 宋欣阳, 高娟, 赵振明, 等. 间接热控在高分辨率光学遥感器恒温控制中的应用[J]. 航天返回与遥感, 2015, 36(2): 46-52.
SONG X Y, GAO J, ZHAO Z M, et a1. Application of indirect thermal control technology for constant temperature control of HR optical remote sensor[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2015, 36(2): 46-52(in Chinese).
[25] 张超, 邢辉, 宋俊儒, 等. 大口径凹椭球面反射镜光轴偏心测量方法[J]. 红外与激光工程, 2021, 50(12): 386-392.
ZHANG C, XING H, SONG J R, et al. Measurement of optical axis eccentricity of a large-aperture concave ellipsoid mirror[J]. Infrared and Laser Engineering, 2021, 50(12): 386-392 (in Chinese).

Thermal control design and verification for high resolution stereo mapping camera system

LU Pan[1, 2, *], ZHAO Zhenming[1, 2], GAO Teng[1, 2], LIAN Xinhao[1, 2], XIA Chenhui[1, 2], WANG Yuqiang[1, 2]

(1. Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China;
2. Key Laboratory for Advanced Optical Remote Sensing Technology of Beijing, Beijing 100094, China)

Abstract: The temperature stability of optical system and detector of high precision stereo mapping camera affects the mapping accuracy of mapping camera. For transmission optical system, multi-stage external heat flow suppression technology is adopted to improve the temperature stability of the star camera lens by 6 times; for reflective optical system, thermal control technologies such as indirect radiation temperature control are adopted to make the temperature stability of the primary and secondary mirrors reach ±0.3 ℃; for high-power charge-coupled device (CCD), energy-saving temperature control technology based on loop heat pipe (LHP) is adopted to make the LHP driving power cycle average from 60 W to 33.8 W, while saving about 40% of the primary condenser area and mass; for CMOS, using two-stage temperature fluctuation suppression technology, the temperature stability is ±0.3 ℃. The method of ground thermal test was investigated, and the flight temperature data of key components of the mapping camera system under extreme space environment were reported, which fully verified the correctness of the thermal control design method.

Keywords: mapping camera; thermal design; loop heat pipe; remote sensor thermal control; precise temperature control

Received: 2022-10-10; **Accepted**: 2022-11-04; **Published Online**: 2023-01-05 12:28
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20230104.1644.006.html
* **Corresponding author**. E-mail: mylifelp@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0707

基于DW-MEE的不停航施工情境下机场安全风险预警

潘丹[1,2]，罗帆[3,*]，李永周[1,2]，肖琴[4]，张攀科[5]，徐瑞华[6]

(1. 武汉科技大学 管理学院，武汉 430081；2. 武汉科技大学 服务科学与工程研究中心，武汉 430081；
3. 武汉理工大学 管理学院，武汉 430070；4. 武汉工程大学 管理学院，武汉 430205；
5. 河南科技大学 管理学院，洛阳 471023；6. 河南工程学院 商学院，郑州 451191)

摘 要：为开展不停航施工情境下机场安全风险预警，集成了动态权和物元可拓分析法（DW-MEE），构建风险预警模型。通过历史事故分析、文献及规章制度分析、专家访谈的方式初步构建不停航施工情境下机场安全风险预警指标体系，采用德尔菲法筛选出33个指标。将不停航施工情境下机场综合安全风险警情和单指标警情分成无警、轻警、中警、重警4个等级。构建基于动态权和物元可拓分析法的动态预警模型。结果表明：10个样本机场，1个机场处于红色重警状态，3个机场处于黄色轻警状态，6个机场处于绿色无警状态。飞行员的情境意识、业务技能水平、机场不停航施工安全监管能力3个指标对综合警情影响最敏感，施工对地勤工作的影响、不停航施工应急预案的科学性、供电设备的维护保养情况3个指标对综合警情影响最不敏感。

关 键 词：不停航施工情境；机场安全风险；预警；动态权；物元可拓分析
中图分类号：X93.4; V951
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0780-12

不停航施工是指在机场不关闭并按照航班计划接收和放行航空器的情况下，在飞行区、部分航站区内实施工程作业[1]。随着民航市场需求的日益扩大，各机场相继通过改扩建来增加运输量，并陆续进入改扩建高峰期，不停航施工成为机场运营常态。然而，不停航施工给机场安全管理带来较大的挑战：一方面，机场施工难度大，有限时间内突击作业，施工要求高；另一方面，施工期间参与机场生产的单位、人员和设备设施众多，协调管理难度大。不停航施工易导致施工破坏助航设备设施、外来物和外来人员入侵、增加飞机运行环境复杂性等安全问题[2]。因此，不停航施工对机场安全造成严重威胁，开展不停航施工情境下机场安全风险预警可有效预防此类事故。

鉴于不停航施工对机场安全的重大影响，国内外学者注重不停航施工的研究，已经形成了一些研究成果，研究主要集中在不停航施工的组织管理、施工技术优化和施工风险方面。例如，Yang等[3]研究了航站楼顶板钢结构的施工监控方案，根据屋面钢结构布置10个监测点，监测屋面钢结构在施工过程中的应力变化趋势，判断施工方案的可行性。徐志周[4]认为可从加强人员培训、强化设备管理、推进环境管理等方面减少不停航施工对民航安全的影响。林英英和马玉平[5]从控制人员结构稳定性、开展岗前教育和规范管理等方面提出不停航施工人员的管理措施，从驾驶员的安全教育、驾驶路线规范管理、驾驶规范等角度提出不停航施工车辆管理的管理措施。Ma等[6]研究了填海项目的施

收稿日期：2021-11-24；录用日期：2022-03-20；网络出版时间：2022-04-11 14:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220408.1709.004.html
基金项目：湖北省教育厅科学技术研究计划重点项目(D20201104)；湖北省社会科学基金一般项目(2021200)；河南省哲学社会科学规划年度项目(2022CSH031)；河南工程学院博士培育基金项目(D2022035)
*通信作者. E-mail：sailluof@126.com

引用格式：潘丹，罗帆，李永周，等. 基于DW-MEE的不停航施工情境下机场安全风险预警[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：780-791. PAN D，LUO F，LI Y Z，et al. Airport safety risk early warning under circumstance of non-suspend air construction based on DW-MEE[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：780-791 (in Chinese).

工安全风险, 提出了一套包括安全系统设计、分析、控制和评估的围垦工程安全管理过程的系统方法。Hande 和 Zeynep[7] 基于利益相关者视角探讨了机场建设项目风险, 采用模糊层次分析法评估项目风险, 认为选择不恰当的合作伙伴、与雇主的关系不好和选择不称职的承包商是最突出的风险。而关于不停航施工情境下机场安全风险的研究鲜见, 现有研究主要关注不停航施工情境下机场安全风险因素之间的交互关系[8] 鉴于此, 本文构建了不停航施工情境下机场安全风险预警指标体系, 并构建了预警模型。

在研究机场安全风险预警问题时, 关键是评价方法的选择。物元可拓分析法是常用的评价方法, 已广泛应用于应急管理能力评价[9]、生态安全评价[10]、创新能力评价[11] 等领域。物元可拓分析法通过关联函数分析决策对象各子系统间的矛盾性, 是解决现实世界中矛盾与不相容问题的工具[12]。不停航施工情境下机场安全风险预警是多指标决策过程, 存在单项指标评价结果不相容的问题, 可以采用物元可拓分析法来评价不停航施工情境下机场安全风险水平。

相较其他方法, 物元可拓分析法克服了无法识别单指标、总体与评价等级之间的隶属程度、遗漏指标间及评价结果中间状态转化过程等信息的缺陷[13], 能够综合各种因素的全部信息, 扩展研究范围, 揭示更多的分异信息; 可对评价对象和安全等级进行形式化描述, 通过对单项风险指标的关联函数计算得到单要素的安全水平, 利用模型集成得到多指标的综合安全水平, 定量表示安全度。

物元可拓分析法的核心问题在于确定评价对象的权重, 现有研究主要采用层次分析法[9]、序关系分析法[14]、熵权法[11] 确定权重, 然而, 上述方法均属于常权方法, 在任何时间点、任何场景、任何风险水平, 风险指标的权重均为固定。对于风险系统来说, 若单个指标在无警区间内, 则风险因素不会对系统产生负向影响; 若风险指标脱离无警区间, 则会立刻对系统产生负向影响, 不同指标在机场不同时期、不同场景的作用不同, 权重也随之呈现出不断调整和拟合的过程[15]。机场安全风险的评价应突出某一关键风险的严重程度, 当这一风险指标处于极端情况时, 常权方法对系统风险及时性和动态性的反映情况不够, 动态权可以帮助解决这一问题[15], 使得风险因素的权重随风险状态值与无警区间差距的变动而变动。当状态值与无警区间差距加大时, 指标权重会变大, 对该指标进行惩罚, 当状态值与无警区间差距变小时, 指标权重会变小, 权重可更好地体现各指标风险水平对于风险系统的动态影响, 以帮助管理部门识别关键风险, 并辅助决策。目前, 已有学者将动态权理念应用到了公路建设项目风险和生态安全评价领域[10,16], 但研究对脱离无警区间不同水平的同一指标的惩罚力度是固定不变的, 对不同重要程度指标脱离无警区间相同程度的惩罚力度是相同的, 与管理实践存在一定的差距。

鉴于此, 本文对重要程度不同的指标脱离无警区间相同程度时进行不同力度的惩罚, 惩罚力度与指标相对重要性权值挂钩, 同时对脱离无警区间不同水平的同一个指标进行不同力度的惩罚, 通过设置不同的惩罚区间来实现。将动态权与物元可拓分析法相结合, 以关联大小对预警对象发展变化趋势进行判断, 表征复杂系统的动态变化过程, 实现动态安全预警, 提高预警等级判定的客观性和科学性[16]。

鉴于此, 本文构建了不停航施工情境下机场安全风险预警指标体系, 将动态权和物元可拓分析法(dynamic weight and matter-element extension, DW-MEE)相结合建立不停航施工情境下机场安全风险预警模型, 并以民航 10 个不停航施工的机场为样本, 对其进行风险预警。以期在理论方面弥补现有常权研究法的缺陷, 丰富不停航施工情境下机场安全风险的研究, 在实践方面为机场安全风险管控提供指导。

1　预警模型

1.1　指标标准化处理

为统一指标的量纲和评价属性, 采用功效系数法对预警指标进行标准化处理。正向指标为指标值越大风险水平越高, 负向指标为指标值越小风险水平越高, 将各指标的预警区间设定为无警、轻警、中警、重警, 风险水平最小的区间为无警, 风险水平最大的区间为重警, 正向指标采用式(1)进行标准化处理, 负向指标采用式(2)进行标准化处理。

$$x_i=\begin{cases}1-0.15\left(\dfrac{M_i}{X_i}\right) & X_i\geqslant M_i\\ 0.85\left(\dfrac{X_i}{M_i}\right) & 0<X_i<M_i\end{cases}\tag{1}$$

$$x_i=\begin{cases}0.85\left(\dfrac{M_i}{X_i}\right) & X_i\geqslant M_i\\ 1-0.15\left(\dfrac{X_i}{M_i}\right) & 0<X_i<M_i\end{cases}\tag{2}$$

式中: x_i为标准化处理后的值; X_i为风险指标实际值; M_i为风险指标有警和无警临界线水平。

1.2　常权权重的确定

采用序关系分析算法计算指标常权, 序关系分

析算法是层次分析法的改进，对层次分析法中计算量大和判断矩阵不一致问题进行优化。具体步骤如下：

步骤 1 确定序关系。对预警指标按照相对重要性高低依次排序。

步骤 2 判断相邻指标的重要性。邀请6名民航领域专家确定相邻指标的重要性程度比值$r_i=v_{i-1}/v_i$。

步骤 3 计算指标权重。根据所有指标权重和为1的原则，根据式(3)计算出指标权重：

$$\begin{cases} w_i=\left(1+\sum_{i=2}^{n}\prod_{i=1}^{n-1}r_i\right)^{-1} \\ w_{i-1}=r_i w_i \qquad i=n,n-1,\cdots,2 \end{cases} \tag{3}$$

1.3 惩罚型动态权权重的确定

动态权的设计出于对机场安全风险动态性的考虑，对低于标准水平的指标权重进行调整，从而降低综合评价指标值，达到对低于标准水平的指标进行惩罚的目的。计算原理为：动态权向量$\boldsymbol{W}_{(X)}=(\boldsymbol{W}_{1(X)},\boldsymbol{W}_{2(X)},\cdots,\boldsymbol{W}_{m(X)})$为常权向量$\boldsymbol{w}$与状态动态权向量$\boldsymbol{S}$的归一化Hadamard乘积，状态动态权向量$\boldsymbol{S}$是均衡函数的梯度向量。

定义 1 $\boldsymbol{w}=(w_1,w_2,\cdots,w_i)$为常权向量，且$\sum_{i=1}^{m}w_i=1$。

定义 2 给定m个映射$\boldsymbol{W}:[0,1]^m\to(0,1)^m$，$X(x_1,x_2,\cdots,x_m)\to\boldsymbol{W}_{(X)}$，称向量$\boldsymbol{W}_{(X)}=(\boldsymbol{W}_{1(X)},\boldsymbol{W}_{2(X)},\cdots,\boldsymbol{W}_{m(X)})$为一个$m$维状态动态权向量，若满足以下条件：①归一性，$\sum_{i=1}^{m}w_i=1$；②连续性，$w_i(x_1,x_2,\cdots,x_m)(i=1,2,\cdots,m)$关于每个变元$x_i(j=1,2,\cdots,m)$连续；③$w_i(x_1,x_2,\cdots,x_m)$关于每个变元$x_j$单调递减，则称$\boldsymbol{W}_{(X)}$为惩罚型动态权向量。

定义 3 给定映射$\boldsymbol{S}:[0,1]^m\to(0,1)^m$，$X(x_1,x_2,\cdots,x_m)\to\boldsymbol{S}_{(X)}$，称向量$\boldsymbol{S}_{(X)}=(\boldsymbol{S}_{1(X)},\boldsymbol{S}_{2(X)},\cdots,\boldsymbol{S}_{m(X)})$为一个$m$维状态动态权向量，若满足以下条件：①$x_i\geqslant x_j\to\boldsymbol{S}_{i(X)}\leqslant\boldsymbol{S}_{j(X)}$；②$\boldsymbol{S}_i(x_1,x_2,\cdots,x_m)$对每个变元$x_i(j=1,2,\cdots,m)$连续；③对于任何常权(静态权)向量$\boldsymbol{w}(w_1,w_2,\cdots,w_m)$，式(3)满足定义2中的3个条件，则称$\boldsymbol{S}_{(X)}$为状态动态权向量。

$$\boldsymbol{W}_{i(X)}=\frac{w_1\boldsymbol{S}_{1(X)},\cdots,w_m\boldsymbol{S}_{m(X)}}{\sum_{i=1}^{m}w_i\boldsymbol{S}_{i(X)}}=\frac{w_i\boldsymbol{S}_{m(X)}}{\sum_{i=1}^{m}w_i\boldsymbol{S}_{i(X)}} \tag{4}$$

在赵宏波和马延吉[10]研究的基础上进行改进和扩展：①对重要程度不同的指标脱离阈值相同程度时进行不同力度的惩罚，惩罚力度与指标相对重要性权值挂钩，体现在α_i值的不同；②对偏离无警区间不同水平的同一个指标进行不同力度的惩罚，通过设置不同的惩罚区间来实现，将动态权区间设置为4个，无警区间不惩罚，偏离无警区间越远则惩罚越重。将惩罚型动态权向量构造如下：

$$\boldsymbol{S}_{j(X)}=\begin{cases} 1 & x_i\leqslant\beta_1 \\ \mathrm{e}^{-\alpha_i}(\beta_1-x_i) & \beta_1<x_i\leqslant\beta_2 \\ \mathrm{e}^{-2\alpha_i}(\beta_1-x_i) & \beta_2<x_i\leqslant\beta_3 \\ \mathrm{e}^{-3\alpha_i}(\beta_1-x_i) & \beta_3<x_i\leqslant 1 \end{cases} \tag{5}$$

$$\alpha_i=\alpha(w_i/w_0) \tag{6}$$

式中：β_1为预警指标标准化后有警与无警的临界线，β_2为预警指标标准化后中警和轻警的临界线，β_3为预警指标标准化后中警和重警的临界线，依据式(1)和式(2)计算得出β_1、β_2、β_3分别为0.850 0、0.892 9、0.935 7；x_i为第j个指标的值，当$x_j\leqslant\beta_1$时，说明该指标处于无警区间，对第i个指标不进行惩罚，当$\beta_1<x_i\leqslant\beta_2$时，说明指标值处于轻警区间，$x_i$对应的权重变大，对$i$指标进行惩罚，当$\beta_2<x_i\leqslant\beta_3$时，说明指标值处于中警区间，$x_i$对应的权重迅速变大，对$i$指标进行较严重的惩罚，当$\beta_3<x_i\leqslant 1$时，说明指标值处于重警区间，$x_i$对应的权重迅速变大，对$i$指标进行严重的惩罚；$\alpha$为基础惩罚因子，由专家经验法确定$\alpha$=0.815 47[17]，高于临界线水平所受的惩罚则越重，其对警情评价结果的负面影响也越大；α_i为第i个指标的惩罚因子，由指标权重决定，权重取值越大，代表惩罚力度越高；w_0为指标常权权重排序中居中指标的权重。

1.4 预警模型的构建

参考物元分析理论与方法[18]，物元分析模型的主要步骤如下：

步骤 1 确定机场安全风险物元。由机场安全风险等级N、机场安全风险特征c和特征量值v共同构成机场安全风险物元$R=(N,c,v)$。

步骤 2 确定经典域、节域和预警对象。经典域为预警指标在某个预警等级的取值范围，节域为预警指标总的取值范围，预警对象为待评价的样本机场。

步骤 3 确定某预警等级的贴近度。贴近度代表样本风险水平与该预警等级的符合程度。

$$K_j(x_i)=\begin{cases} \dfrac{-\rho(x_i,V_{ij})}{\left|V_{ij}\right|} & x_i\in V \\ \dfrac{\rho(x_i,V_{ij})}{\rho(x_i,V_{ip})-\rho(x_i,V_{ij})} & x_i\notin V \end{cases} \tag{7}$$

式中：$K_j(x_i)$为各安全风险因子关于预警等级的贴近度。

$$\begin{cases} \rho(x_i,V_{ij})=\left|x_i-\dfrac{1}{2}(a_{ij}+b_{ij})\right|-\dfrac{1}{2}(b_{ij}-a_{ij}) \\ \rho(x_i,V_{ip})=\left|x_i-\dfrac{1}{2}(a_{ip}+b_{ip})\right|-\dfrac{1}{2}(b_{ip}-a_{ip}) \end{cases} \tag{8}$$

式中: $\rho(x_i, V_{ij})$为点 x_i与有限区间 $V_{ij}=(a_{ij}, b_{ij})$的距离; $\rho(x_i, V_{ip})$为点 x_i与有限区间 $V_{ip}=(a_{i1}, b_{ip})$的距离; x_i为评价因子的标准化值; $V_{ij}=(a_{ij}, b_{ij})$为经典域; $V_{ip}=(a_{i1}, b_{ip})$为节域。

预警对象 R 关于安全风险等级 j 的综合贴近度为

$$K_j(R)=\sum_{i=1}^{n} W_{j(X)} K_j(v_i) \tag{9}$$

式中: $W_{j(X)}$为各指标的动态权权重; $K_j(v_i)$为各安全风险指标关于风险等级的贴近度。

步骤 4　确定评价等级。若$K_{j'}(R)=\max\{K_j(R)\}$, 则 j'为待评物元所在等级, 即最大贴近度对应的等级。

计算待评物元的等级变量特征值j^*, 判断待评物元向相邻等级靠近的趋势, 计算式如下:

$$j^*=\sum_{j=1}^{m} j\overline{K}_j(R) \Big/ \sum_{j=1}^{m} \overline{K}_j(R) \tag{10}$$

式中: $\overline{K}_j(R)=\dfrac{K_j(R)-\min K_j(R)}{\max K_j(R)-\min K_j(R)}$。

2　安全风险预警指标体系的构建

2.1　预警指标体系初选

不停航施工情境下机场安全风险指标尚未形成通用的标准, 大部分学者[8,19-20]依据 SHEL 模型将民航安全风险划分为人员风险、机械设备设施风险、环境风险和管理风险 4 个类别, 本文亦沿用此标准。关于具体指标构建, 建立以笔者为主的不停航施工情境下机场安全风险预警研究小组, 通过历史事故分析、文献及规章制度分析、专家访谈 3 种方式获取风险因素资料。

1) 历史事故分析。通过分析 2015—2020 年航空事故调查报告(报告来源于 National Transportation Safety Board 网站: https://www.ntsb.gov/investigations/AccidentReports/Pages/aviation.aspx), 提取不停航施工情境下机场安全风险因素。

2) 文献及规章制度分析。从《民用航空安全审计指南》[21]、《民用机场运行安全管理规定》[22]、《民用机场不停航施工管理规定》[23]及李建新[2]、徐志周[4]、林英英[5]、潘丹[8]、尤俊平[24]、张栋[25]、李龙海[26]、杨小玉[27]等学者的文章中提取风险因素。

3) 专家访谈。选择民航安全的研究人员 2 人、机场安全管理人员 2 人、机场不停航施工管理人员 2 人、民航飞行员 2 人、地勤人员 2 人、空管人员 2 人作为访谈专家, 通过半结构化访谈的方式确定风险因素。为确保能充分打开被访谈者的思路, 研究小组在访谈前将访谈的开放式问题发给被访谈者, 使其做好充分的准备。为确保收集资料的信效度, 调研完成后立刻整理资料, 防止时间太长导致记忆偏差的问题, 研究小组的访谈人员和记录人员一一核对访谈记录, 防止语言理解错误, 反复推敲所搜集的资料, 并将确定的风险因素反馈给专家一一确认。

研究小组对上述 3 种方式获取的风险因素分别进行转录、编码和整理, 删除与不停航施工特定情境关联性不大的风险因素, 并删除出现次数小于 2 次的风险因素, 将剩余的 38 个风险因素进行分类, 并转化成可评价的风险指标, 形成表 1 所示的指标体系。

2.2　预警指标体系筛选

为确保建立的指标体系能反映不停航施工情境下机场安全风险的重要方面, 采用德尔菲法对指标体系进行筛选。设计了“不停航施工情境下机场安全风险预警评价指标体系构建咨询问卷”, 因为参与指标构建的专家具有较强的专业性, 选择专家访谈的 10 位专家参加问卷调查。在专家评分表中确定评价因素, 包括指标重要性评价、专家的判断依据和专家的熟悉程度, 各程度的量化分值如表 2 所示。收集专家评分结果并进行统计处理和分析, 计算出各安全风险预警指标的加权算数平均值、满分频率和变异系数。加权算数平均值表示 10 位专家对该指标重要性评分的算数平均值, 可以表示指标相对重要性。满分频率是该指标重要性评分取得满分(10 分)的比率。变异系数是专家们对该指标的相对重要性评价的相对离散程度的反映, 变异系数越大表示专家意见的离散程度越大。去除指标时参考以下标准: ①指标相对重要程度评分加权平均值小于 3 或满分频率小于 30%, 代表指标重要性低; ②变异系数大于 0.30, 代表专家对指标争议较多。专家咨询结果显示, 第 1 轮专家意见协调系数较低, 故开展第 2 轮专家咨询。第 2 轮专家咨询中, 专家平均权威程度为 0.81, 专家意见协调系数为 0.724, 卡方检验统计量为 267.83, p=0<0.01, 评价结果较好, 采纳此轮专家咨询的结果。第 2 轮专家咨询中指标的加权算数平均值、满分频率和变异系数计算结果如表 1 所示。对照标准进行筛选, 筛选出 33 个风险预警指标。

参考扎根理论的饱和度检验过程检验上述指标体系构建是否完备和可靠, 另外收集 10 例不停航施工情境下机场不安全事件作为饱和度检验的资料, 分析不安全事件发生的原因, 识别导致不安全事件的风险因素, 并量化成风险指标, 发现表 1 的指标体系涵盖了本次构建的风险指标, 且经过机场管理人员判断, 风险指标可作为机场不停航施工情境下风险管理的依据, 实用性较强。因此, 研究所构建的指标通过饱和度检验, 最终形成的指标体系包括 33 个预警指标。

表1 不停航施工情境下机场安全风险预警指标

Table 1 Airport safety risk early warning indexes under circumstance of non-suspend air construction

风险类别	风险指标	指标来源	指标性质	加权算数平均值	满分频率/%	变异系数	是否保留
人员风险	C1地勤人员的安全知识水平	专家访谈、文献[27]	负	8.97	30	0.073 7	保留
	地勤人员的业务技能水平	专家访谈、文献[27]	负	8.52	20	0.105 9	删除
	C2飞行员的情境意识	历史事故分析、文献[2]	负	9.71	30	0.022 9	保留
	C3飞行员的业务技能水平	专家访谈、文献[27]	负	9.56	30	0.031 6	保留
	C4飞行员的经验	专家访谈、文献[27]	负	9.42	30	0.041 1	保留
	C5空管人员的情境意识	文献[2,27]	负	9.13	30	0.061 6	保留
	C6施工人员的安全知识水平	文献[4-5,26]	负	8.70	30	0.095 5	保留
	施工人员的业务技能水平	文献[4,27]	负	7.86	10	0.139 2	删除
	C7施工人员不停航施工经验	文献[5,27]	负	8.27	30	0.133 1	保留
设备设施风险	C8关闭跑道、滑行道标志清晰程度	文献[24,26]	负	8.99	30	0.072 5	保留
	C9施工设备和人员进出场路线的清晰程度	历史事故分析、文献[1,26]等	负	8.85	30	0.083 8	保留
	C10施工设备设施摆放的合理性	文献[1,26]	负	8.99	30	0.072 5	保留
	C11施工围挡设施设置的合规程度	文献[1,8,26]等	负	8.99	30	0.072 5	保留
	C12施工区域围界线的清晰程度	文献[1,8,25]等	负	8.85	30	0.083 8	保留
	C13目视助航设备的维护保养情况	专家访谈、文献[27]	负	8.13	30	0.146 5	保留
	C14供电设备的维护保养情况	历史事故分析、专家访谈	负	7.99	30	0.160 4	保留
	车辆的维护保养情况	专家访谈、文献[27]	负	7.66	20	0.183 3	删除
	C15通信设备的维护保养情况	专家访谈、文献[27]	负	8.13	30	0.146 5	保留
	航空器的维护保养情况	专家访谈、文献[27]	负	7.50	20	0.195 8	删除
环境风险	C16气候条件	文献[4,8,26-27]等	负	8.70	30	0.095 5	保留
	C17施工期间的航班流量	专家访谈、文献[8,27]等	正	8.56	30	0.107 6	保留
	C18施工粉尘对机场的污染情况	文献[26]、历史事故分析	正	8.58	30	0.106 0	保留
	C19施工对空管工作的影响	专家访谈、文献[8]	正	8.99	30	0.072 5	保留
	C20施工对机组工作的影响	历史事故分析、文献[8,24]等	正	9.13	30	0.061 6	保留
	C21施工对地勤工作的影响	历史事故分析、文献[4]	正	8.13	30	0.146 5	保留
	C22施工对助航设备的破坏程度	文献[26]、历史事故分析	正	8.70	30	0.095 5	保留
	C23施工对通信设备的破坏程度	专家访谈、历史事故分析	正	8.56	30	0.107 6	保留
	C24施工对供电设备的破坏程度	专家访谈、历史事故分析	正	8.42	30	0.120 1	保留
管理风险	C25机场不停航施工安全监管能力	文献[2,27]	负	9.42	30	0.041 1	保留
	C26施工材料、杂物和垃圾管理的规范性	文献[26]、历史事故分析	负	8.83	30	0.085 7	保留
	C27施工设备设施管理的规范性	文献[1,4-5]等	负	8.35	30	0.142 9	保留
	C28施工人员进出场管理的规范性	文献[1,4-5]等	负	9.13	30	0.061 6	保留
	C29不停航施工安全管理制度的科学性	文献[2,4,25]等	负	8.40	30	0.141 1	保留
	不停航施工方案的质量	文献[2,4]	负	7.67	10	0.169 9	删除
	C30不停航施工安全培训和宣贯情况	专家访谈、文献[4,26-27]	负	8.74	30	0.093 1	保留
	C31不停航施工安全检查和监督情况	文献[2,27]	负	8.89	30	0.081 6	保留
	C32不停航施工应急预案的科学性	专家访谈、文献[27]	负	7.72	30	0.205 1	保留
	C33不停航施工情境空管保障程序的科学性	文献[26]、专家访谈	负	8.70	30	0.095 5	保留

表2 指标重要性等级、判断依据和熟悉程度量化值标准

Table 2 Quantitative value of indexes importance level, judgment basis and familiarity

参数		量化值	参数		量化值	参数		量化值
重要性等级	很重要	8～10	熟悉程度	很熟悉	0.8～1	判断依据	实践经验	0.75～1
	重要	6～8		熟悉	0.6～0.8		理论分析	0.5～0.75
	比较重要	4～6		比较熟悉	0.4～0.6		同行了解	0.25～0.5
	一般重要	2～4		一般熟悉	0.2～0.4		直觉	0～0.25
	不重要	0～2		不熟悉	0～0.2			

2.3　安全风险预警警级的界定

根据建立的不停航施工情境下机场安全风险预警指标体系, 结合《民用航空安全审计指南》[21]、《民用机场运行安全管理规定》[22]、《民用机场不停航施工管理规定》[23] 等的要求, 采用专家(同指标构建的访谈专家)咨询的方式将对不停航施工情境下机场安全综合安全风险预警等级和 33 个预警指标风险等级进行划分, 如表 3～表 5 所示。

表 3　不停航施工情境下机场综合安全风险预警警级

Table 3　Airport comprehensive safety risk early warning level under circumstance of non-suspend air construction

等级	警级	预警信号
1	无警	绿色
2	轻警	黄色
3	中警	橘色
4	重警	红色

表 4　不停航施工情境下机场安全风险正向预警指标警级标准

Table 4　Airport safety risk positive warning indexes alarm level standard under circumstance of non-suspend air construction

指标	无警[1-3)	轻警[3-5)	中警[5-7)	重警[7-9]
C17	小	较小	一般	较大
C18	基本无污染	污染较小	污染一般	污染较大
C19	基本无影响	影响较小	影响一般	影响较大
C20	基本无影响	影响较小	影响一般	影响较大
C21	基本无影响	影响较小	影响一般	影响较大
C22	未破坏	轻微破坏	一般破坏	破坏较大
C23	未破坏	轻微破坏	一般破坏	破坏较大
C24	未破坏	轻微破坏	一般破坏	破坏较大

表 5　不停航施工情境下机场安全风险负向预警指标警级标准

Table 5　Airport safety risk negative warning indexes alarm level standard under circumstance of non-suspend air construction

指标	重警[1-3)	中警[3-5)	轻警[5-7)	无警[7-9]
C1	较差	一般	较好	很好
C2	较差	一般	较好	很好
C3	较差	一般	较好	很好
C4	没有或有较少的不停航施工飞行经验	不停航施工飞行经验一般	有较丰富的不停航施工飞行经验	有丰富的不停航施工情境飞行经验
C5	较差	一般	较好	很好
C6	较差	一般	较好	很好
C7	没有或较少的不停航施工经验	不停航施工经验一般	有较丰富的不停航施工经验	有丰富的不停航施工经验
C8	不够清晰	清晰度一般	较清晰	清晰
C9	不够清晰	清晰度一般	较清晰	清晰
C10	不够合理	基本合理	较合理	合理
C11	不够合规	基本合规	较合规	合规
C12	不够清晰	清晰度一般	较清晰	清晰
C13	基本不满足要求	离要求有差距	基本满足要求	满足要求
C14	基本不满足要求	离要求有差距	基本满足要求	满足要求
C15	基本不满足要求	离要求有差距	基本满足要求	满足要求
C16	较差	一般	较好	很好
C25	较差	一般	较好	很好
C26	不够规范	规范度一般	较规范	规范
C27	不够规范	规范度一般	较规范	规范
C28	不够规范	规范度一般	较规范	规范
C29	不够规范	规范度一般	较规范	规范
C30	较差	一般	较好	很好
C31	较差	一般	较好	很好
C32	不够科学	基本科学	较科学	科学
C33	不够科学	基本科学	较科学	科学

3 安全风险预警分析

3.1 预警结果计算

邀请专家(同指标构建的访谈专家)对指标的相对重要性进行评价,并取评价均值作为指标的最终相对重要性值,按照序关系分析法的原理及式(3)计算出各指标的常权权重(见表6)。选取10个正在进行不停航施工的机场,组建由各机场的安全管理人员、空管人员和民航安全研究人员组成专家小组,依据表4和表5的评价标准对10个机场的33个指标进行评价,取均值作为各样本机场的最终评价值,按照式(1)和式(2)对评价指标值进行标准化处理,按照式(4)~式(6)计算出各样本机场的指标动态权权重(见表6)。

按照式(7)~式(9)计算出各样本机场的等级贴近度、等级贴近度最大值、特征值(见表7),并根据式(10)判断各样本机场的风险等级,对照表3确定样本机场的预警等级和信号,预警结果如表7所示。

表6 33个指标的常权权重和10个样本机场的动态权权重

Table 6 Constant weight of 33 indexes and 10 sample airport dynamic weight

指标	常权权重	动态权权重									
		样本1	样本2	样本3	样本4	样本5	样本6	样本7	样本8	样本9	样本10
C1	0.032 0	0.028 7	0.031 3	0.030 2	0.031 7	0.030 2	0.032 4	0.031 7	0.031 0	0.033 1	0.033 1
C2	0.057 5	0.103 9	0.056 3	0.054 3	0.056 9	0.056 9	0.058 0	0.060 9	0.055 7	0.056 4	0.059 1
C3	0.053 5	0.048 0	0.052 3	0.050 5	0.052 9	0.050 5	0.051 4	0.056 2	0.051 8	0.052 5	0.052 4
C4	0.047 1	0.042 3	0.046 1	0.044 5	0.046 6	0.044 5	0.045 3	0.047 2	0.049 2	0.046 2	0.046 2
C5	0.040 3	0.036 2	0.039 5	0.042 0	0.039 9	0.038 1	0.040 1	0.040 2	0.039 0	0.039 6	0.039 5
C6	0.023 8	0.021 8	0.023 3	0.022 9	0.024 0	0.022 5	0.023 4	0.023 4	0.023 5	0.023 8	0.023 4
C7	0.020 2	0.023 2	0.026 6	0.025 6	0.025 6	0.024 4	0.024 9	0.024 9	0.025 0	0.025 4	0.025 3
C8	0.038 2	0.034 2	0.038 5	0.057 3	0.037 7	0.036 0	0.036 7	0.037 9	0.036 9	0.041 1	0.041 0
C9	0.029 5	0.026 5	0.029 6	0.039 9	0.029 2	0.039 9	0.029 8	0.029 2	0.028 6	0.029 7	0.029 0
C10	0.036 4	0.032 6	0.035 6	0.034 3	0.037 0	0.053 4	0.035 0	0.037 2	0.036 3	0.036 7	0.036 7
C11	0.035 2	0.031 5	0.034 4	0.033 2	0.035 8	0.033 2	0.034 8	0.034 9	0.034 0	0.034 5	0.034 5
C12	0.028 0	0.025 1	0.027 4	0.026 4	0.028 4	0.026 4	0.027 6	0.028 3	0.027 1	0.028 1	0.027 5
C13	0.019 8	0.017 8	0.019 4	0.019 0	0.019 6	0.019 3	0.019 7	0.019 4	0.019 5	0.019 4	0.019 7
C14	0.018 4	0.016 5	0.018 0	0.017 3	0.018 2	0.017 8	0.018 5	0.018 5	0.017 8	0.018 0	0.018 0
C15	0.019 5	0.017 4	0.019 0	0.018 6	0.019 2	0.018 3	0.019 6	0.019 7	0.019 1	0.019 1	0.019 1
C16	0.025 8	0.023 7	0.034 6	0.024 4	0.026 1	0.024 9	0.025 4	0.026 0	0.025 0	0.025 3	0.025 9
C17	0.022 7	0.021 7	0.023 4	0.026 7	0.023 6	0.021 4	0.021 8	0.021 9	0.022 0	0.022 3	0.023 0
C18	0.023 2	0.021 5	0.022 7	0.021 9	0.023 0	0.021 9	0.028 6	0.023 6	0.022 5	0.022 8	0.024 0
C19	0.033 5	0.032 5	0.032 8	0.031 6	0.033 2	0.031 6	0.032 3	0.032 3	0.046 4	0.032 9	0.032 9
C20	0.044 1	0.063 3	0.043 2	0.046 0	0.043 6	0.041 6	0.042 4	0.042 5	0.042 7	0.043 3	0.043 3
C21	0.018 8	0.017 8	0.018 9	0.017 8	0.018 6	0.017 8	0.018 6	0.018 1	0.018 2	0.022 6	0.018 5
C22	0.025 4	0.029 9	0.024 9	0.024 0	0.025 2	0.024 0	0.024 5	0.024 5	0.024 6	0.024 9	0.024 9
C23	0.022 3	0.021 1	0.021 9	0.021 1	0.022 1	0.021 1	0.022 6	0.022 2	0.021 6	0.021 9	0.021 9
C24	0.021 7	0.020 4	0.021 2	0.020 4	0.021 4	0.020 4	0.021 9	0.021 9	0.021 0	0.021 2	0.021 9
C25	0.050 4	0.049 1	0.049 3	0.047 6	0.049 9	0.053 8	0.050 5	0.048 6	0.048 8	0.049 5	0.049 4
C26	0.027 4	0.025 1	0.026 8	0.025 8	0.027 1	0.027 0	0.027 5	0.026 4	0.027 1	0.026 8	0.026 8
C27	0.020 7	0.018 9	0.020 2	0.019 8	0.020 5	0.020 2	0.020 9	0.020 6	0.021 1	0.020 3	0.020 3
C28	0.043 0	0.039 9	0.042 1	0.042 0	0.042 5	0.045 1	0.045 9	0.044 5	0.046 2	0.042 2	0.043 7
C29	0.021 1	0.019 2	0.020 6	0.019 9	0.020 9	0.020 3	0.021 0	0.020 7	0.020 4	0.021 1	0.021 0
C30	0.026 4	0.024 2	0.025 8	0.025 4	0.026 1	0.026 0	0.027 1	0.025 4	0.025 5	0.026 4	0.025 9
C31	0.030 9	0.027 7	0.030 2	0.029 2	0.030 6	0.030 7	0.030 5	0.029 8	0.030 7	0.031 1	0.030 3
C32	0.018 0	0.016 2	0.018 4	0.017 0	0.018 6	0.017 0	0.017 6	0.017 4	0.017 7	0.017 7	0.017 7
C33	0.024 8	0.022 2	0.025 7	0.023 4	0.024 5	0.023 8	0.023 8	0.023 9	0.024 0	0.024 3	0.024 3

表 7　基于动态权和物元可拓分析法的预警结果

Table 7　Early warning results based on dynamic weight and matter-element extension method

样本	各预警等级的贴近度				贴近度最大值	特征值	预警等级	警级	预警信号
	j=1	j=2	j=3	j=4					
样本1	0.074 3	0.094 5	0.016 5	0.104 4	0.104 4	2.526 9	4	重警	红色
样本2	0.104 8	0.041 1	0.022 1	0.017 3	0.104 8	1.287 5	1	无警	绿色
样本3	0.077 4	0.073 9	0.021 0	0.048 6	0.077 4	1.991 1	1	无警	绿色
样本4	0.113 1	0.075 6	0.009 3	0.012 8	0.113 1	1.442 1	1	无警	绿色
样本5	0.122 5	0.062 9	0.049 4	0.058 9	0.122 5	1.435 5	1	无警	绿色
样本6	0.075 1	0.160 9	0.066 0	0.024 9	0.160 9	1.960 1	2	轻警	黄色
样本7	0.054 1	0.150 6	0.019 1	0.012 5	0.150 6	1.812 1	2	轻警	黄色
样本8	0.104 4	0.086 9	0.033 6	0.032 8	0.104 4	1.440 7	1	无警	绿色
样本9	0.133 7	0.098 5	0.020 5	0.022 5	0.133 7	1.435 0	1	无警	绿色
样本10	0.347 0	0.119 9	0.020 5	0.034 7	0.347 0	1.322 6	2	轻警	黄色

样本机场 1 处于红色重警区间, 对该样本机场各个指标进行分析, 指标 C2 评价均值为 2, 该指标为 33 个指标中常权权重最大的指标, 且该指标处于重警区间, 偏离无警区间太远, 按照式(5)和式(6)的原理, 对该指标进行双重惩罚, 使其权值从 0.057 5 提高到 0.103 9, 对该机场安全造成严重影响, 导致警情严重。管理实践中, 飞机运行的诸多场景都需要飞行员根据情景意识水平来判断影响飞行的各种因素和条件, 尤其是在不停航施工这种非常态化的飞行场景, 飞行环境复杂, 若飞行员的情景意识水平差则很容易出现判断失误, 如把不停航施工灯光判断为助航灯光, 严重影响飞机的运行安全, 因此, 在管理实践中也会判定为红色重警, 说明研究计算出来的预警水平和管理实践的判断是一致的。

样本机场 6 处于黄色轻警状态, 分析该样本机场各个指标, 虽不停航施工人员缺乏不停航施工经验、施工粉尘对机场造成了一定的污染, 但这 2 个指标重要性相对较低, 对系统安全影响较小, 对这 2 个指标惩罚较轻微, 因此该机场处于轻警状态。同理, 样本机场 7 供电设备的维护保养情况、通信设备的维护保养情况离无警区间有一定差距, 样本机场 10 施工人员的安全知识水平较低、航班流量较大、施工粉尘对机场造成了一定的影响, 但这些指标重要性相对较低, 对系统安全影响较小, 对这些指标进行较轻微的惩罚, 因此这 2 个样本机场处于轻警状态。

样本机场 3 安全风险水平处于无警状态, 分析该样本机场各个指标, 指标 C17 评价均值为 7, 该指标为正向指标, 该指标的常权权重在 33 个指标中处于第 23 位, 重要性相对较低, 但该指标值处于重警区间, 偏离无警区间, 按照式(5)和式(6)的原理, 对其进行极轻微惩罚, 使其权值从 0.022 7 提高到 0.026 7, 对该机场安全造成轻微影响, 由于该机场不存在其他风险, 因此, 综合判断该机场为无警状态。在管理实践中, 航班流量大是机场常见的景象, 机场通常能够有序运作、快速响应, 几乎很少会因为航班流量大而发生安全事故, 所以在管理实践中也会判定为无警状态。同理, 样本机场 2、4、5、8、9 的气候条件、施工人员的不停航施工经验、施工设备设施摆放的合理性、目视助航设备的维护保养情况、施工对地勤工作的影响程度指标评价均值偏离无警区间, 但这些指标常权权重较小, 说明指标对系统安全的重要性较小, 因此惩罚力度较轻, 加之系统不存在其他风险, 系统依然处于无警状态。

3.2　模型可靠性检验

由于本文是基于常权物元可拓分析法提出的, 将预警结果与常权物元可拓分析法的预警结果(见表 8)进行比较, 确保预警模型的可靠性。同时, 将预警结果与计算原理完全不同的模糊综合评价法的预警结果(见表 8)进行比较, 进行模型可靠性的双重检验。根据计算显示, 常权物元可拓分析法和模糊综合评价法计算结果完全一致, 因此只需做一次比较分析即可。将采用动态权物元可拓分析法计算的预警结果与采用常权物元可拓分析法计算的预警结果的相关性进行回归分析, 皮尔森相关系数为 0.802(p<0.01, 为双尾检验), 一元线性回归的结果为: Y_P=0.429X_P+0.714R^2=0.643。其中, X_P 为基于动态权物元可拓的预警结果, Y_P 为基于常权物元可拓方法的预警结果(也是模糊综合评价法的预警结果)。

表 8 基于动态权物元可拓分析法的预警结果与其他方法对比

Table 8 Comparison of early warning results based on dynamic weight and matter-element extension method with other methods

样本	动态权物元可拓		常权物元可拓		模糊综合评价	
	预警等级	警级	预警等级	警级	预警等级	警级
样本1	4	重警	2	轻警	2	轻警
样本2	1	无警	1	无警	1	无警
样本3	1	无警	1	无警	1	无警
样本4	1	无警	1	无警	1	无警
样本5	1	无警	1	无警	1	无警
样本6	2	轻警	2	轻警	2	轻警
样本7	2	轻警	2	轻警	2	轻警
样本8	1	无警	1	无警	1	无警
样本9	1	无警	1	无警	1	无警
样本10	2	轻警	2	轻警	2	轻警

采用动态权物元可拓分析法计算的预警结果与常权物元可拓分析法、模糊综合评价法计算的预警结果回归结果表明，两者具有较高的相关性(皮尔森相关系数为 0.802)，且二者的预警结果具有较高的一致性(斯皮尔曼相关系数为 0.976)。因此，可判断基于动态权和物元可拓分析法的预警结果具有客观性、科学性和合理性。

3.3 警情敏感性分析

对不停航施工情境下机场安全风险警情进行敏感性分析，以掌握警情的变化规律。当风险指标中某一个指标数值发生变化且处于有警状态时，而其他风险指标值保持不变时，该风险指标对应的权重会发生变化。因此，对风险指标值进行调整，通过权重的变化判断指标的敏感性。假设基准情境样本机场各项指标状态均处于无警区间，正向指标值均为 8，负向指标值均为 2，分别调整各个指标值，指标值在有警区间内进行调整，调整趋势为风险逐渐加大，假设正向指标分别调整为 6、5、4、3、2、1，负向指标分别调整为 4、5、6、7、8、9，分别对应方案 1、方案 2、方案 3、方案 4、方案 5、方案 6，不同方案状态下各指标权重的变化率如图 1 所示。可知，各指标的权重随着指标风险加大，指标权重逐渐增大；指标 C2、C3、C25 权重变化最大，指标 C2、C3、C25 分别由 8 变成 1 时，指标权重分别增加了 6.64%、5.64%、4.95%，惩罚力度大，为最敏感的指标；指标 C21、C32、C14 权重变化最小，指标 C21 分别由 2 变成 9 时，指标 C32、C14 分别由 8 变成 1 时，指标权重分别增加了 0.44%、0.53%、0.55%，惩罚力度小，为敏感性最弱的指标。

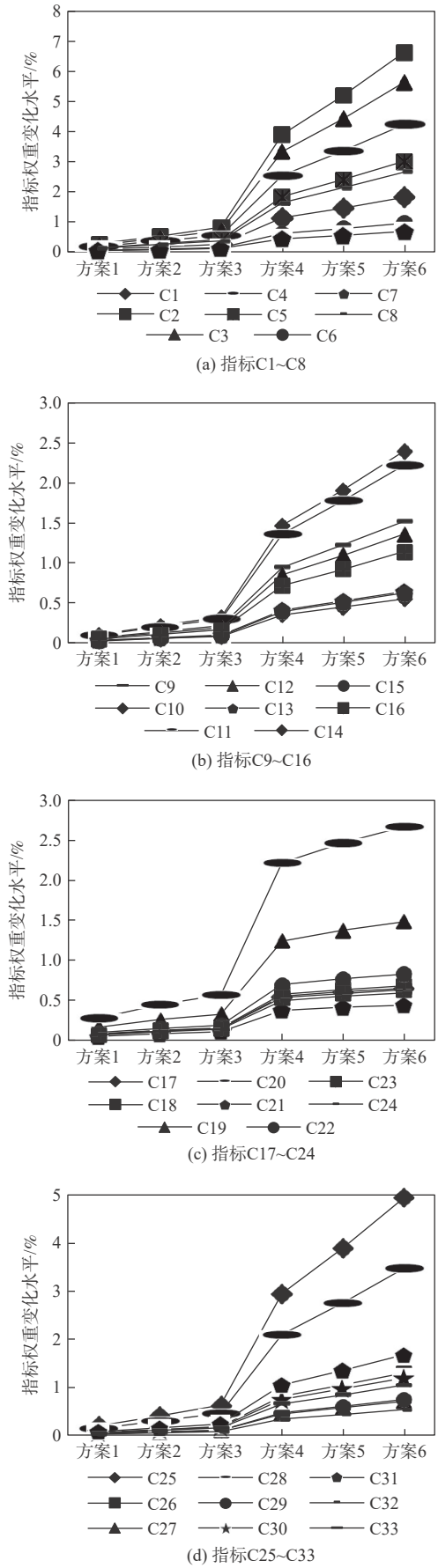


图 1 指标警情增加时指标权重的变化

Fig. 1 Changes of indexes weight when index alarm of different schemes increases

4　结果分析

基于动态权的物元可拓分析法与目前使用较多的常权物元可拓分析法、模糊综合评价法的预警结果对比来看(见表 8), 3 种方法的评价结果具有显著的相关性和一致性。但从单个样本机场的评价结果来看, 3 种方法对样本机场 1 的预警结果存在差异, 动态权物元可拓分析法计算出样本机场 1 的预警等级为重警, 另外 2 种方法计算的预警等级均为轻警, 原因如下: 样本机场指标 C2 处于重警区间, 偏离无警区间太远, 且该指标为所有指标中常权权重最大的指标, 按照动态权的原理, 对该指标进行双重惩罚, 使其权值迅速提高, 导致警情严重, 可提醒管理人员加大对该样本机场和该指标的关注, 同时, 在管理实践中, 飞行员情景意识水平差对于不停航施工场景下的机场安全来说是致命的威胁, 因此, 在管理实践中也会判定为重警, 说明研究计算出来的警情水平和管理实践的判断是一致的。而采用另外 2 种方法计算的警情级别不高, 不足以引起管理人员的重视, 与管理实践不相吻合, 说明本文采用的模型与管理实践最相符, 可以较准确地识别警情的严重程度。

3 种方法对样本机场 2～9 的预警结果完全一致, 主要原因在于: 这 9 个样本机场中偏离无警区间的预警指标的权值较小, 对系统整体影响小, 因此按照动态权的原理, 虽然偏离了无警区间, 但对其惩罚较小, 这 9 个机场的评价结果完全一致。因此, 在非重要指标偏离无警区间时, 动态权物元可拓分析法也同样能保持预警结果的稳定性, 进一步说明了模型的预警功能较好。

5　结　论

1) 将动态权与物元可拓分析法相结合, 构建不停航施工情境下机场安全风险预警模型, 体现了风险指标值的变动对警情的动态影响, 与管理实践相吻合, 提高了对警情严重指标的重视程度, 模型较好地实现了预警功能。

2) 通过历史事故分析、文献及规章制度分析、专家访谈的方式初步构建了不停航施工情境下机场安全风险预警指标体系, 采用德尔菲法筛选出 33 个指标。不停航施工情境下机场综合安全风险警情和单指标警情分成无警、轻警、中警、重警 4 个等级。10 个样本机场, 1 个机场处于红色重警状态, 3 个机场处于黄色轻警状态, 6 个机场处于无警状态。飞行员的情境意识、飞行员的业务技能水平、机场不停航施工安全监管能力 3 个指标为对系统警情影响最敏感, 施工对地勤工作的影响、不停航施工应急预案的科学性、供电设备的维护保养情况 3 个指标对系统警情影响最不敏感。

本文研究依然存在不足之处。构建的不停航施工情境下机场安全风险预警指标主要为定性指标, 对指标预警等级的划分也主要为定性描述, 因此, 在评价指标警情时需要依据定性描述来主观判断, 研究精准性有待提高, 如何构建量化的预警指标及定量的预警模型值得深入探究。

参考文献（References）

[1] 中国民用航空局. 民用机场不停航施工管理规定: CCAR-163[S]. 北京: 中国民航出版社, 2000: 1-6.
Civil Aviation Administration of China. Civil airport non-stop construction management regulations: CCAR-163[S]. Beijing: China Civil Aviation Press, 2000: 1-6(in Chinese).

[2] 李建新. 民航机场不停航施工对飞行安全的影响及防治[J]. 工程建设与设计, 2020(11): 290-292.
LI J X. Impact of non-stop construction of civil aviation airport on flight safety and prevention[J]. Construction and Design for Engineering, 2020(11): 290-292(in Chinese).

[3] YANG Q, YU S L, ZHANG X W, et al. The construction technology of roof steel structure in Yancheng Nanyang airport[J]. Advances in Civil Engineering, 2018, 2018: 1-12.

[4] 徐志周. 民用机场不停航施工安全管理措施研究[J]. 工程技术研究, 2020(22): 176-177.
XU Z Z. Research on safety management measures of civil airport non-stop construction[J]. Engineering Technology Research, 2020(22): 176-177(in Chinese).

[5] 林英英, 马玉平. 民用机场不停航施工人员车辆安全管理[J]. 中国科技信息, 2020(22): 1-2.
LIN Y Y, MA Y P. Personnel and vehicle safety management of civil airport non-stop construction[J]. China Science and Technology Information, 2020(22): 1-2(in Chinese).

[6] MA J C, ZHONG W, ZHU X L. Safety management in sea reclamation construction: A case study of Sanya airport, China[J]. Advances in Civil Engineering, 2020, 2020: 1-18.

[7] HANDE A, ZEYNEP I. The effect of stakeholder-associated risks in mega-engineering projects: A case study of a PPP airport project[J]. IEEE Transactions on Engineering Management, 2020, 67(1): 174-186.

[8] 潘丹, 罗帆. 基于SD模型的不停航施工情景下机场安全风险作用机理研究[J]. 安全与环境工程, 2016, 23(5): 163-169.
PAN D, LUO F. Airport safety risk mechanism under the circumstance of non-suspend air construction based on the system dynamics model[J]. Safety and Environmental Engineering, 2016, 23(5): 163-169(in Chinese).

[9] 刘洋, 刘晓云, 李玉飞. 基于改进物元可拓模型的高校突发事件应急管理能力评价[J]. 中国管理科学, 2022, 30(11): 299-308.
LIU Y, LIU X Y, LI Y F. Evaluation of campus emergency management capability based on improved matter-element extension model[J]. Chinese Journal of Management Science, 2022, 30(11): 299-308(in Chinese).

[10] 赵宏波, 马延吉. 基于变权-物元分析模型的老工业基地区域生态安全动态预警研究——以吉林省为例[J]. 生态学报, 2014, 34(16): 4720-4733.
ZHAO H B, MA Y J. Study on early-warning model based on variable weight-matter element analysis for ecological security in old industrial bases: A case study of Jilin province[J]. Acta Ecologica Sinica, 2014, 34(16): 4720-4733(in Chinese).

[11] 刘雷, 詹一虹, 黄英辉. 基于物元可拓的研究生创新能力评价研究[J]. 贵州财经大学学报, 2018(2): 54-59.
LIU L, ZHAN Y H, HUANG Y H. Research on evaluation of postgraduate innovation ability based on extenics under quality education[J]. Journal of Guizhou University of Finance and Economics, 2018(2): 54-59(in Chinese).

[12] 蔡文. 物元模型及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 1994.
CAI W. Matter-element model and its application[M]. Beijing: Science Press, 1994(in Chinese).

[13] GUA P F, WANG X, YE W P, et al. Extenics matter-element analysis on dilemma problem in HMI design of nuclear power plant[J]. Nuclear Engineering and Design, 2019, 350: 176-181.

[14] 金媛, 余宏亮, 陈珂. 基于序关系分析-物元可拓的建筑业上市企业科技水平评价研究[J]. 科技管理研究, 2021, 41(13): 48-57.
JIN Y, YU H L, CHEN K. The evaluation of science and technology capability in R & D of listed construction enterprises based on order relationship analysis-matter-element extension[J]. Science and Technology Management Research, 2021, 41(13): 48-57(in Chinese).

[15] CHEN J H, CHEN Y, YANG S, et al. A prediction model on rockburst intensity grade based on variable weight and matter-element extension[J]. Plos One, 2019, 14(6): 1-17.

[16] 潘琰, 毛腾飞. 基于变权可拓物元和证据理论的收费公路PPP项目风险预警[J]. 交通运输系统工程与信息, 2018, 18(5): 5-11.
PAN Y, MAO T F. Toll road PPP project risk early warning based on variable weight extension matter-element model[J]. Transportation System Engineering and Information, 2018, 18(5): 5-11(in Chinese).

[17] 李德清, 郝飞龙. 状态变权向量的变权效果[J]. 系统工程理论与实践, 2009, 29(6): 127-131.
LI D Q, HAO F L. Variable weight effect of state variable weight vector[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2009, 29(6): 127-131(in Chinese).

[18] LIU H, SHEN W J, HE X Y, et al. Multi-scenario comprehensive benefit evaluation model of a multi-energy micro-grid based on the matter-element extension model[J]. Energy Science & Engineering, 2021, 9(3): 402-416.

[19] 潘丹, 李永周, 罗帆, 等. 民用机场飞行区安全风险识别及作用机制[J]. 中国安全科学学报, 2019, 29(4): 152-157.
PAN D, LI Y Z, LUO F, et al. Risk identification and action mechanism of flying area in civil airport[J]. China Safety Science Journal, 2019, 29(4): 152-157(in Chinese).

[20] XIAO Q, LUO F, LI Y P. Risk assessment of seaplane operation safety using Bayesian network[J]. Symmetry, 2020, 12(6): 1-20.

[21] 中国民用航空总局. 民用航空安全审计指南[R/OL]. (2006-11-30)[2021-11-01]. http://www.caac.gov.cn/big5/www.caac.gov.cn/PHONE/ZTZL/RDZT/MHAQSJ/AQSJYJ/201512/P020151203510887872093.pdf.
Civil Aviation Administration of China. Civil aviation safety audit guide[R/OL]. (2006-11-30)[2021-11-01]. http://www.caac.gov.cn/big5/www.caac.gov.cn/PHONE/ZTZL/RDZT/MHAQSJ/AQSJYJ/201512/P020151203510887872093.pdf(in Chinese).

[22] 中国民用航空总局. 民用机场运行安全管理规定[R/OL]. (2007-12-17) [2021-11-01]. http://www.gov.cn/govweb/gzdt/2007-12/18/content_837854.htm.
Civil Aviation Administration of China. Provisions on safety administration of civil airport operation[R/OL]. (2007-12-17)[2021-11-01]. http://www.gov.cn/govweb/gzdt/2007-12/18/content_837854.htm(in Chinese).

[23] 中国民用航空总局. 民用机场不停航施工管理规定[R/OL]. (2000-12-18) [2021-11-01]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/MHGZ/201511/t20151102_8533.html.
Civil Aviation Administration of China. Provisions on the administration of non-stop construction of civil airports[R/OL]. (2000-12-18)[2021-11-01]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/MHGZ/201511/t20151102_8533.html(in Chinese).

[24] 尤俊平, 黄晓华. 民航机场不停航施工对飞行安全的影响及防治[J]. 科技展望, 2014(17): 229.
YOU J P, HUANG X H. Impact of non-stop construction of civil aviation airport on flight safety and prevention[J]. Science and Technology Outlook, 2014(17): 229(in Chinese).

[25] 张栋. 民用机场飞行区改扩建工程不停航施工组织与安全管理[J]. 工程技术研究, 2020, 5(15): 187-188.
ZHANG D. Construction organization and safety management of civil airport flying area reconstruction and extension project[J]. Engineering Research, 2020, 5(15): 187-188(in Chinese).

[26] 李龙海, 金秀秀. 机场不停航施工运行安全评估[J]. 综合运输, 2021, 43(10): 90-96.
LI L H, JIN X X. Operation safety assessment of airport construction without suspension based on set pair analysis[J]. China Transportation Review, 2021, 43(10): 90-96(in Chinese).

[27] 杨小玉. 不停航施工情境下的机场安全风险管控体系研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2015.
YANG X Y. Research on safety risk management and control system for airports under non-stop flight construction[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2015(in Chinese).

Airport safety risk early warning under circumstance of non-suspend air construction based on DW-MEE

PAN Dan[1, 2], LUO Fan[3, *], LI Yongzhou[1, 2], XIAO Qin[4], ZHANG Panke[5], XU Ruihua[6]

(1. School of Management, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081, China;
2. Service Science and Engineering Research Center, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081, China;
3. School of Management, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China;
4. School of Management, Wuhan Institute of Technology, Wuhan 430205, China;
5. School of Management, Henan University of Science and Technology, Luoyang 471023, China;
6. School of Business, Henan University of Engineering, Zhengzhou 451191, China)

Abstract: To carry out airport safety risk early warning under the circumstance of non-suspend air construction, a risk early warning model is constructed by integrating dynamic weight and matter-element extension analysis (DW-MEE). Through the analysis of historical accidents, literature, rules and regulations, and expert interviews, airport safety risk early warning index system under the circumstance of non-suspend air construction was preliminarily constructed, and 33 indexes were selected by Delphi method. The comprehensive safety risk warning situation and single index warning situation of the airport under the circumstance of non-suspend air construction were divided into four grades: no alarm, light alarm, medium alarm and heavy alarm. The dynamic warning model based on dynamic weight and matter-element extension analysis was established. The study found that among 10 sample airports, 1 is in red heavy alarm state, 3 are in yellow light alarm state, and 6 airports are in green no alarm state. The three indexes of pilot's situational awareness, pilot's professional skill level and airport non-suspend air construction safety supervision ability are the most sensitive to the influence of alarm situation, while the three indexes of construction's influence on ground service, the scientific nature of non-stop construction emergency plan and the maintenance of power supply equipment are the least sensitive to the influence of comprehensive warning situation.

Keywords: circumstance of non-suspend air construction; airport safety risk; early warning; dynamic weight; matter-element extension analysis

Received: 2021-11-24; **Accepted**: 2022-03-20; **Published Online**: 2022-04-11 14:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220408.1709.004.html

Foundation items: Key Project of Science and Technology Research of Education Department in Hubei Province (D20201104); General Project of Social Science Foundation in Hubei Province (2021200); Annual Project of Philosophy and Social Science Planning in Henan Province (2022CSH031); The Doctor Fundation Project of Henan University of Engineering (D2022035)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0319

基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法

蒲磊[1,*]，李海龙[1]，侯志强[2]，冯新喜[3]，何玉杰[1]

(1. 火箭军工程大学 作战保障学院，西安 710025；2. 西安邮电大学 计算机学院，西安 710121；
3. 阳光学院 人工智能学院，福州 350015)

摘　　要：在不加深网络的前提下，为提高孪生网络的特征表达能力，提出基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法。利用卷积和上采样运算设计了语义嵌入模块，有效融合了深层特征和浅层特征，达到了优化浅层特征的目的，且该模块可以针对任意网络进行灵活的设计与部署。在孪生网络框架下，对 AlexNet 骨干网络不同层之间添加 2 个语义嵌入模块。在离线训练阶段进行循环优化，使深层语义信息逐渐转移到较浅的特征层，在跟踪阶段，舍弃语义嵌入模块，仍采用原始的网络结构。实验结果表明：相比于 SiamFC，所提算法在 OTB2015 数据集上精度提高了 0.102，成功率提高了 0.054。

关　键　词：计算机视觉；视觉跟踪；孪生网络；语义嵌入；特征融合
中图分类号：TP391.4
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0792-12

计算机视觉已发展成为一门独立的学科，包含众多的研究子课题，如目标分类[1]、目标检测[2]、图像分割[3]、视觉跟踪[4]等。其中，前3项课题主要针对单帧图像进行处理，而视觉跟踪应对的是时间序列图像，具有较为广泛的实际应用价值。视觉跟踪一般指单目标跟踪，是只在初始帧中给定目标的位置及尺度信息的条件下，通过一定的方法在后续帧中估计出目标的当前状态信息。随着计算机处理能力的飞速提升，各种基于视频的民用和军用设备应运而生，通过机器来分析和理解光学图像序列成为一种趋势。通过视觉跟踪，可以获取目标的运动状态，是完成更高层级的图像理解与目标行为识别等智能任务的前提和基础。

近年来，针对视觉跟踪问题的研究主要可以分为基于相关滤波的算法[5-7]和基于孪生网络的算法[8]。从提高算法的特征表达能力上，相关滤波算法主要从引入深度特征和建立多层特征融合框架的思路提升特征的表达能力。2015年，Ma等[9]采用预训练网络VGG19作为特征提取器，并将其和相关滤波算法进行结合，为提高算法的精度，采用由粗到细的多层融合定位方法，在OTB2013数据集[10]上精度达到了0.891，远高于当时的其他跟踪方法，体现了深度特征在目标跟踪领域的有效性。Qi等[11]在多层特征融合的算法思路下，提出采用Hedge算法对输出响应图的融合权重进行自适应调整。后续也有很多工作集中在特征的选择和融合上，如CFWAR[12]和UPDT[13]，研究思路也属于多特征融合方法，主要是在一个大集合中选择富有表达力的子集特征，在此基础上，通过特征对不同目标的表示能力差异去设计自适应的融合算法。Danelljan等先后提出了DeepSRDCF[14]、CCOT[15]等一系列将深度特征和相关滤波进行结合的高性能跟踪算法。

但是，上述算法都是采用预训练网络作为特征提取器，而大多数预训练网络都是基于图像分类任务的，与视觉跟踪问题存在较大的区别。因此，更加直观的想法是在跟踪任务上对网络进行重新训练，可以获得更加适用于视觉跟踪任务的特征网络，这也是近年来孪生网络受到广泛关注的原因[8,16-18]。

收稿日期：2021-06-10；**录用日期**：2021-11-06；**网络出版时间**：2022-02-15 14:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1753.013.html
基金项目：国家自然科学基金 (62072370,62006240)
*通信作者. E-mail：warmstoner@163.com

引用格式：蒲磊，李海龙，侯志强，等. 基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：792-803.
PU L，LI H L，HOU Z Q，et al. Siamese network tracking based on high level semantic embedding[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：792-803 (in Chinese).

该算法思路较为简单: 在跟踪阶段, 通过目标特征与搜索区域特征进行模板匹配的方式获得关于目标位置信息的响应图; 在离线阶段, 通过对网络进行充分的训练, 可以较好地处理跟踪过程中目标和场景出现的各类变化, 在线跟踪时不再对目标模板进行更新, 从而使算法的运算速度在 GPU 上可以达到 80 帧/s 以上。虽然在速度上相比于之前的深度学习算法有着较大幅度的提升, 但是在精度上依然差强人意。对此, Valmadre[19] 和 Wang[20] 等提出将相关滤波的岭回归模型设计为神经网络卷积层的形式和孪生网络结构进行结合, 通过离线的方式对网络进行特征学习, 但性能上未取得实质性的突破, Wu 等[21] 尝试将更加富有判别力的 BACF 算法嵌入孪生网络, 提出了 RTINet 算法, 整体过程较为复杂。

除此之外, 当前的特征融合方法大多比较简单, 都是提取各层特征后直接进行计算, 并未实现特征之间的真正信息交互。对此, 本文从改进特征融合的思路出发, 构建了更加有效的深层、浅层信息融合方法。He 等[22] 将孪生网络和注意力机制进行结合, 虽然提高了算法的性能, 但是侧连接的注意力模块都引入了大量额外的参数, 降低了算法的运算效率。如何在不增加模型参数量的条件下, 实现网络特征表达能力的大幅度提升是研究重点。对此, 为了进一步提高全卷积孪生网络跟踪算法的性能, 本文提出了一种基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法 SESiam。

1　本文算法

与现有采用加深、加宽网络的方法不同, 本文采用 AlexNet 作为骨干特征提取网络。首先, 构造一个可灵活设计的语义嵌入模块, 将高层信息传递到底层特征层。然后, 在训练阶段, 结合 SiamFC 框架, 将深层语义信息逐渐转移到较浅的特征层, 起到近似于加深网络的目的; 在跟踪阶段, 只保留原始的网络部分, 计算量不会增加, 但跟踪性能大大提高。另外, 利用 GOT10k 数据集和 ILSVRC-VID 数据集对语义嵌入孪生网络进行训练, 提高了目标表示能力, 增强了模型的判别能力。图 1 为本文提出的 SESiam 跟踪算法的网络结构。图中: “conv” 表示卷积层, “mul” 表示逐点相乘运算。可见, SESiam 跟踪算法由 1 个共享的卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)特征提取网络和 2 个语义嵌入模块组成。在训练阶段, 第 1 个模块将第 5 层的输出特征转移到第 4 层, 与第 4 层特征进行点乘, 第 2 个模块将优化后的第 4 层特征转移到第 2 层。对高层次特征进行上采样, 与低层特征相乘, 实现语义信息的嵌入。在测试阶段, 只使用优化后的原始网络进行跟踪。通过这种训练方式, 可以不断优化整个网络的特征学习, 使浅层特征更加注重对图像中语义目标区域的细节刻画, 同时也进一步增强了深层特征的表达能力。

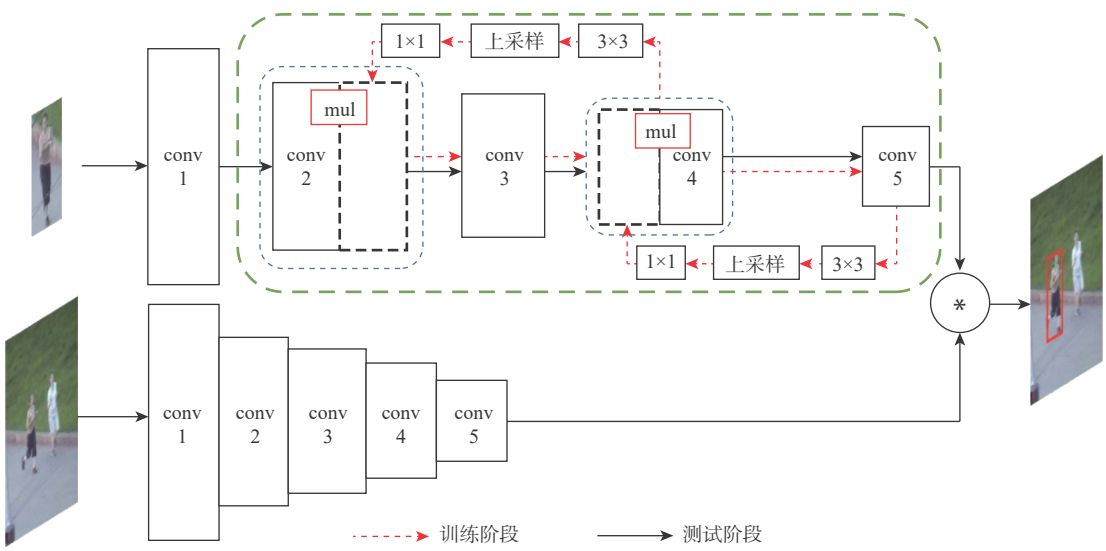


图 1　SESiam 跟踪算法框架

Fig. 1　Framework of SESiam tracking algorithm

1.1　全卷积孪生神经网络

目标跟踪任务可以看作是一个相似性学习问题。具体来说, 孪生网络经过离线训练后, 在较大的搜索区域内对目标模板图像进行跟踪定位。孪生网络主要包括 2 个分支: 模板分支采用第 1 帧中目标图像作为输入, 记为 z; 搜索分支将当前帧作为输入, 记为 $\boldsymbol{x}$。孪生网络在 2 个分支上共享参数, 对输入 z 和输入 $\boldsymbol{x}$ 执行相同的变换, 得到输入特征 $\varphi(z)$ 和 $\varphi(\boldsymbol{x})$, 以将其嵌入到公共特征空间中执行后续任务。f 用于实现模板图像和搜索图像之间的互

相关运算，如下：

$$f(\boldsymbol{z},\boldsymbol{x})=\varphi(\boldsymbol{z})*\varphi(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{b} \tag{1}$$

式中：“$*$”表示互相关运算；$\varphi(\cdot)$表示用于特征提取的骨干网络；$\boldsymbol{b}$为偏置项。

本文采用1个骨干网络用于特征提取，并添加了3个卷积层用以提升网络的整体特征表达能力。

1.2 语义嵌入模块

考虑到不同层次特征之间的互补性，多尺度特征融合一直是计算机视觉各个领域经常采用的策略。在目标检测领域，采用多尺度输入、多尺度预测等方法提升了检测算法的性能指标。在跟踪领域，已有不少算法采用多尺度预测的方式提升性能，但是在特征间的融合上研究涉及较少。在SiamRPN++算法[23]中，采用由浅层到深层的逐步融合方法，实现了由粗到精的定位效果。

在本文中，考虑从深层向浅层进行信息传递的融合方式，提出了一种语义嵌入模块，如图2所示。传统的特征融合模块一般考虑浅层特征与高层特征的直接融合，或者对浅层特征进行下采样，再与深层特征进行相加或拼接。本文通过对高层特征进行上采样及一系列的卷积运算，与浅层特征进行融合。具体过程为：在训练阶段，通过在网络的适当位置引入该模块，可以很好地将语义信息传递到浅层的高分辨率特征。本文使用的语义嵌入算子可以描述为

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{L}}^{\mathrm{new}}=\mathrm{Upsample}(\mathrm{conv}3\times3(\boldsymbol{T}_{\mathrm{H}}))\odot\boldsymbol{T}_{\mathrm{L}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{T}_{\mathrm{L}}$表示低级特性；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{H}}$表示高级特性；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{L}}^{\mathrm{new}}$表示语义嵌入的低级特征映射。

语义嵌入模块简单有效，可应用于其他计算机视觉任务。在视觉跟踪问题中，将其与SiamFC相结合，并针对AlexNet网络的特征图大小设计相应的卷积和上采样模块，从而实现语义信息的逐步前向传输。第5层到第4层的转换实现了高层特征的集成，第4层到第2层的转换实现了高层语义信息在浅层特征中的嵌入。这类融合方案很多，可以根据所采用的网络结构进行合理设计。

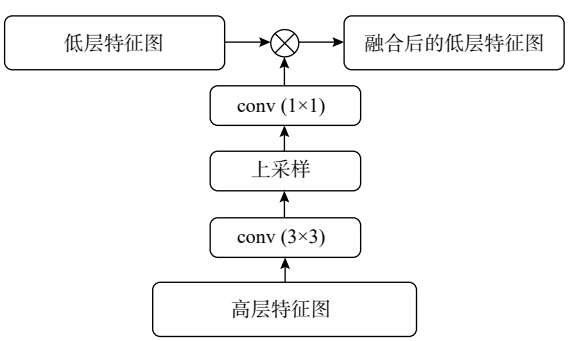


图2 语义嵌入模块

Fig. 2 Semantic embedding module

2 仿真实验

与SiamFC类似，本文使用AlexNet作为基础网络，并对网络的部分参数进行调整。为了适应尺度的变化，降低算法运算负担，仅在3个尺度上进行尺度估计。在训练数据方面，主要选取ILSVRC-VID视频分类数据集和近年来提出的GOT10k目标跟踪数据集，采用方差为0.01的高斯分布进行初始化，共训练50个周期，前5个周期的学习率设为10^{-7}～10^{-3}的线性增长学习率，后45个周期采用余弦退火学习率，并采用动量为0.9的随机梯度下降方法作为优化器。

2.1 数据集与对比算法

OTB2015数据集[24]提出于2015年，由100个视频序列组成，几乎涵盖了大部分跟踪场景。在OTB2015数据集中，将本文提出的SESiam跟踪算法与其他相关的9个跟踪算法进行对比分析，包括：①基于学习特征的相关滤波算法，如HCF[9]；②基于手工特征的相关滤波算法，如Staple[25]、LCT[26]、KCF[7]；③基于孪生网络的跟踪算法，如CFNet[19]、DCFNet[20]、SiamFC[8]、SiamRPN[18]；④其他算法，如MEEM[27]。

2.2 定性分析

如图3所示，为了更加直观地呈现算法的跟踪效果，在包括CarScale、DragonBaby、Ironman、Jump、Skiing等5个比较困难的视频上，将本文算法和SiamFC、CFNet、SiamRPN进行对比分析。可以看出，在尺度估计与快速运动等场景中，本文算法取得了较好的跟踪效果，且均优于其他对比算法，体现了对复杂场景良好地应对能力。

1）尺度变化。目前，针对尺度估计问题，主要有多尺度搜索方法和基于边框回归的方法。SiamFC、CFNet和本文算法均采用多尺度搜索的策略，而SiamRPN通过引入检测网络，可以实现更加准确的边框估计结果。但是，尺度估计大多是以位置估计的准确性为前提。例如，在“CarScale”视频序列中，SiamRPN算法定位到车头位置，最终的估计结果并不好。而本文算法通过增强网络的语义表达能力，提高了在目标的定位精度，并在此基础上，在“CarScale”视频上实现了最好的尺度估计结果。

2）背景干扰。孪生网络算法通过离线训练学习较为泛化的目标特征表达，使得当场景中存在与跟踪目标相似度较高的背景信息或者场景比较昏暗时，跟踪效果普遍较差。例如，在“Ironman”视频中，在夜间暗光环境下，目标不停运动，且环境中还要许多与目标外形非常接近的干扰对象。SiamFC和CFNet算法由于特征表达能力不足，未能跟住目



图 3　不同算法跟踪效果对比

Fig. 3　Comparison of tracking results of different algorithms

标。本文算法通过引入语义嵌入模块对网络进行循环训练, 可以挖掘关于目标更加深层的特征表达, 在应对相似物体干扰时具有明显的优势。

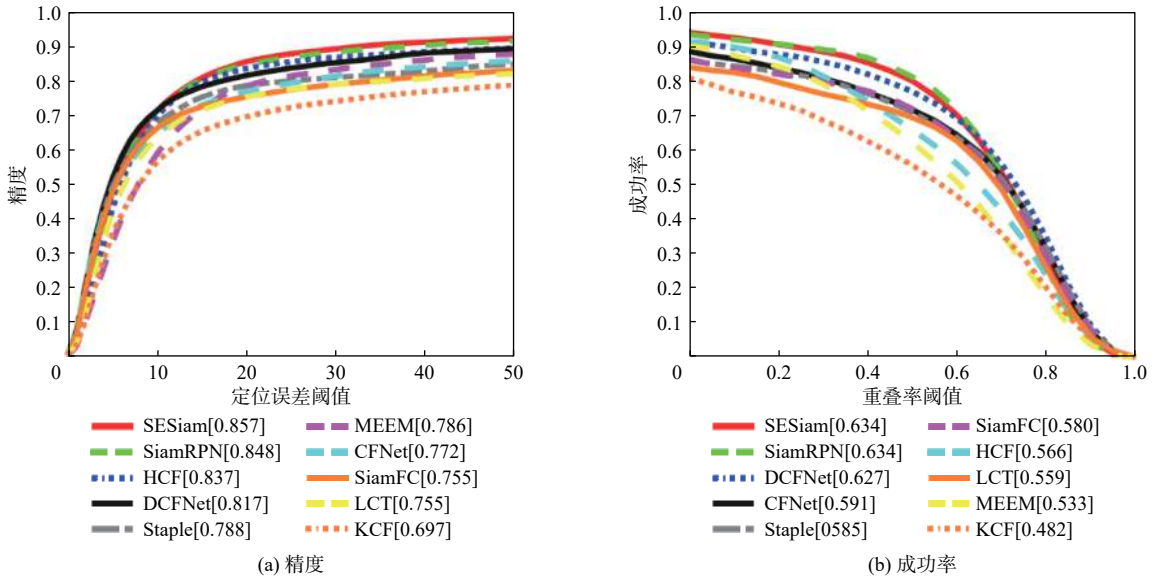
3) 快速运动。目标的快速运动普遍会伴随着其他外观变化。例如, 在“DragonBaby”视频中存在的人脸外观变化及在“Jump”视频中存在的运动模糊和人体大幅度形变, 这些都给跟踪算法造成了很大的困难。孪生网络算法由于采用了较大的检测区域, 可以在一定程度上保证目标不出视野, 但是要在检测区域中成功定位到目标, 就需要对目标的复杂变化具有较强的鲁棒表达能力。在“Jump”视频中, 只有本文算法持续跟住了撑杆运动员, SiamRPN 算法在第 106 帧丢失了目标, 进一步验证了本文的语义嵌入网络具有很好的跟踪性能。

4) 低分辨率。当目标距离摄像头较远时, 在图像中所占的像素较少, 使得可供利用的信息非常有限, 要想在低分辨目标图像中提取具有一定不变性的特征, 就需要网络具有较强的语义表达能力。在“Ironman”和“Skiing”视频中, 由于信息有限, 需要提高模型特征表达能力, SiamFC 和 CFNet 算法都难以稳定跟住目标, 而本文算法通过语义嵌入模块融入高层特征, SiamRPN 算法采用扩大训练数据集的方式增强了特征的表达能力, 均实现了持续且鲁棒的跟踪效果。

2.3　算法整体性能

图 4 为多种对比算法与本文算法在 OTB2015 数据集上的性能对比。总体上, 无论是在跟踪精度还是成功率方面, 本文算法均取得了最好的跟踪结果。由于本文采用语义嵌入的方式对网络特征进行优化, 与基准算法 SiamFC 相比, 在跟踪精度和成功率上分别提升了 0.102 和 0.054。与 DCFNet 和 CFNet 算法相比, 由于在大规模数据集上对网络进行训练, 本文算法在性能表现上依然具有一定的优势。

与 SiamRPN 算法相比, 本文算法在精度上取得了稍好的性能表现, 在成功率上与 SiamRPN 算法性能相当, 主要得益于在训练阶段对网络特征进行了循环优化, 提高了网络的整体特征表达能力, 可以更好地应对跟踪中的各类复杂场景, 具有更高的定位精度。



(a) 精度　　(b) 成功率

图4　不同算法的精度曲线和成功率曲线

Fig. 4　Curves of precision and success rate of different algorithms

2.4　算法各属性性能分析

本文采用OTB2015数据集中的11个属性对算法在不同跟踪场景下的性能表现进行分析，如图5和图6所示。其中，最好结果采用红色实线进行表示，次优结果采用绿色虚线进行表示。

从图5和图6中可以看出，与SiamFC算法相比，本文算法几乎在所有属性上都获得了较大幅度的性能提升。在跟踪精度方面，本文算法在8个属性上都取得了最好的性能，包括快速运动、背景杂波、运动模糊、目标形变、遮挡、尺度变化等。在跟踪成功率上，本文算法在6个属性上都取得了最好的性能表现。SiamRPN算法由于采用了更大规模的数据对模型进行训练，以及RPN网络的引入，使算法在应对目标形变、光照变化等复杂场景具有更好的处理能力。相比于基于多特征融合的HCF算法，本文算法不仅有着明显的跟踪性能优势，同时在跟踪速度上也远快于HCF算法。

2.5　消融分析

为了进一步分析语义嵌入模块对跟踪性能的影响，在不同卷积层间添加该模块，并在OTB2015数据集上做了3组对比实验，实验结果如图7所示。其中，SESiam_42表示仅在第4层和第2层之间加入语义嵌入模块，SESiam_54表示仅在第5层和第4层之间加入语义嵌入模块。

从图7中可以看出，在不同层间加入语义嵌入模块都对算法性能有明显的提升，同时，单独在第4层和第2层之间加入语义嵌入模块要优于在第5层和第4层之间加入该模块。主要原因在于：第4层和第5层都侧重于挖掘目标的语义信息，而第2层更侧重于表示目标的细节特征，第4层和第2层具有更好的信息互补性。

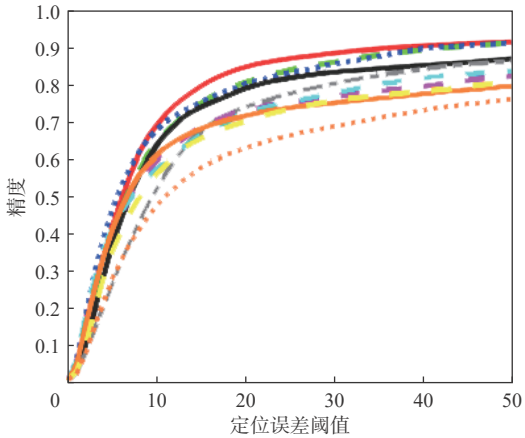
2.6　孪生网络系列跟踪算法性能与速度对比

表1为几种基于孪生的跟踪算法在OTB2015数据集上的性能和速度对比。在跟踪性能上，由于GradNet算法[17]采用了在线更新机制，使得对目标的变化有更好的适应能力，取得了最好的跟踪性能表现，本文算法次之。在跟踪成功率方面，基于注意力机制的SASiam算法[22]取得了最好的跟踪结果，本文算法排名第三。在跟踪速度方面，SiamRPN由于直接对尺度进行回归，使得算法速度较快，本文算法和SiamFC算法速度接近，优于GradNet和SASiam算法，排名第二。

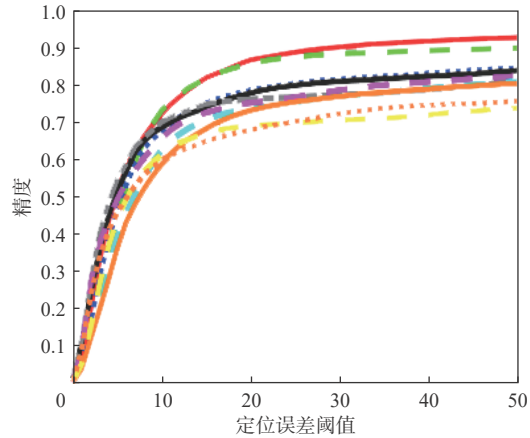
从结构设计上，本文算法更为简单，实现更加方便，通过对离线阶段和在线阶段的网络结构进行分别设计，可以有效利用大规模训练数据，同时保证在线阶段的参数量不变，方便部署于算力受限的终端设备。另外，本文提出的语义嵌入方法适用于所有卷积神经网络模型的训练之中，可以进一步提高相关算法的跟踪效果。

2.7　跟踪失败情况

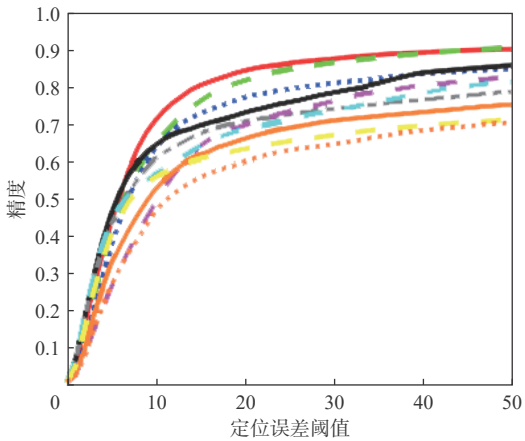
在实验中也发现了一些跟踪失败的场景，如图8所示。在Bird视频中，当目标完全消失后，难以实现对目标的重检测。在Singer2视频中，当目标比较暗而背景比较亮时，由于背景的强干扰，导致跟踪失败。在Biker视频序列中，同时面临大范围的非刚性形变和快速运动时，本文算法难以很好地跟住目标。后续将通过引入显著性检测方法进一步提高算法的跟踪性能。



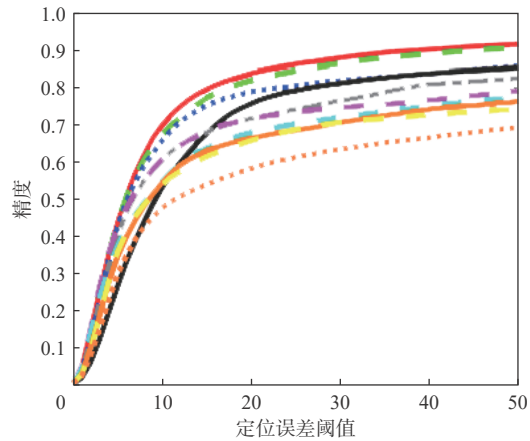
(a) 快速运动 (37)



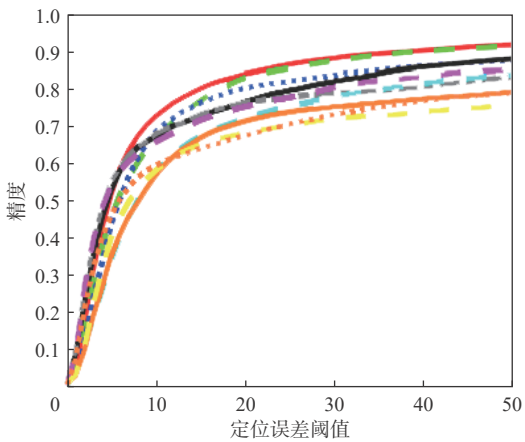
(b) 背景杂波 (27)



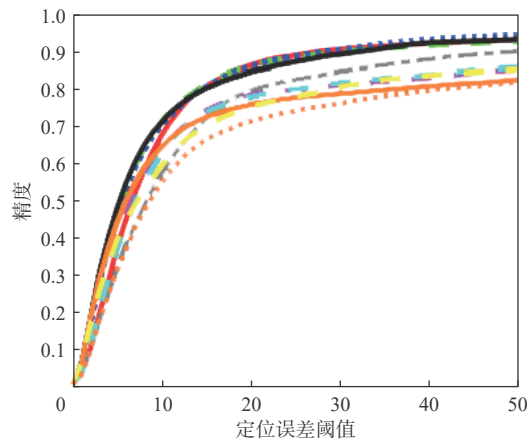
(c) 运动模糊 (29)



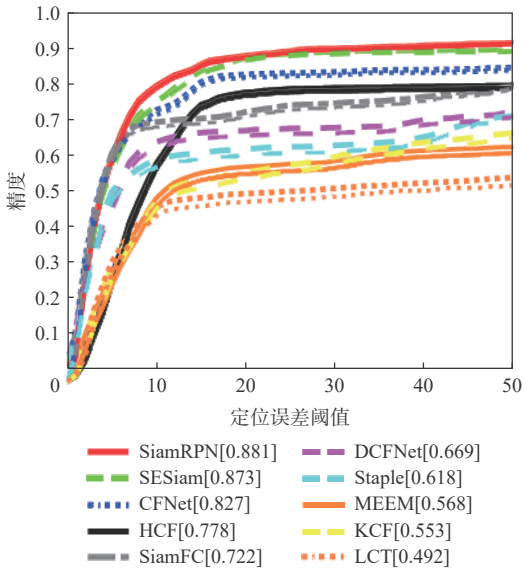
(d) 目标形变 (42)



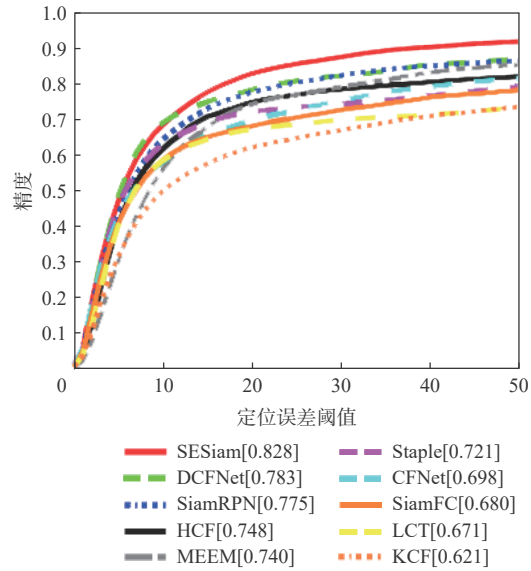
(e) 光照变化 (34)



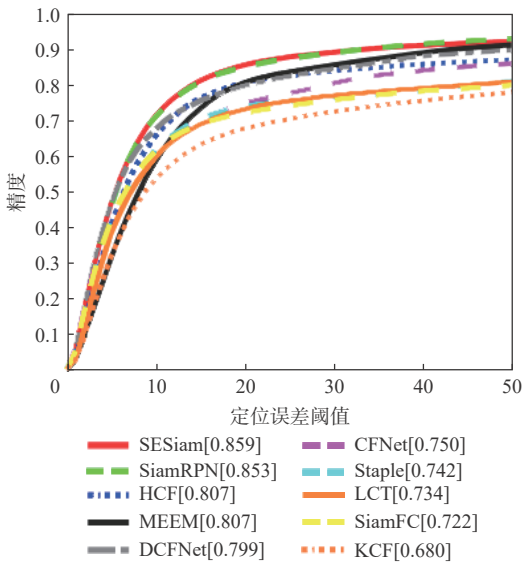
(f) 平面内旋转 (46)



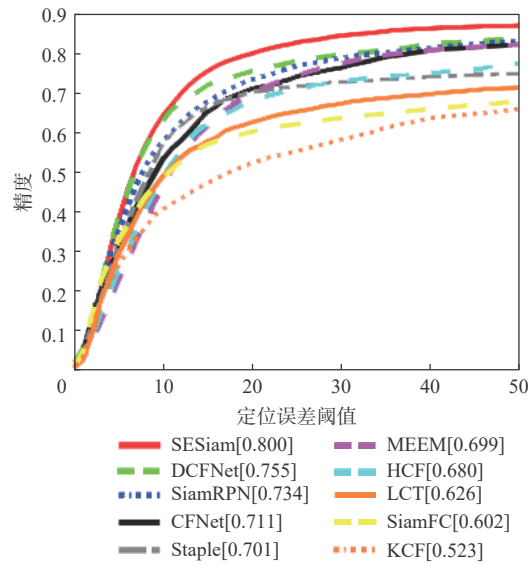
(g) 低分辨率 (8)



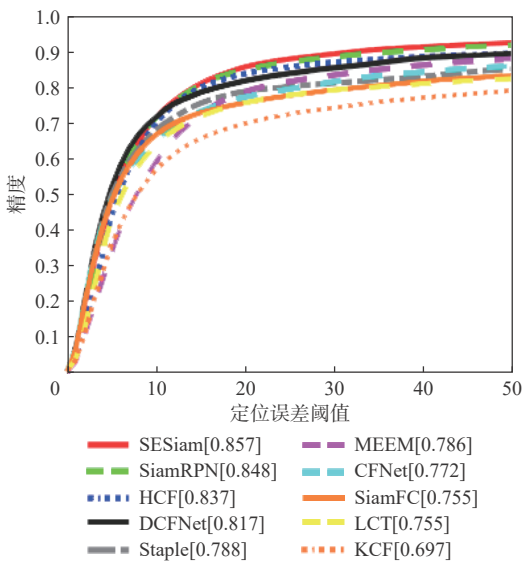
(h) 遮挡 (45)



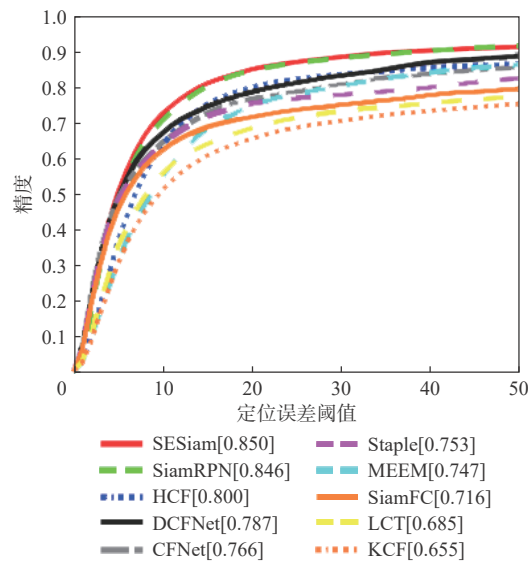
(i) 平面外旋转 (57)



(j) 出视野 (13)



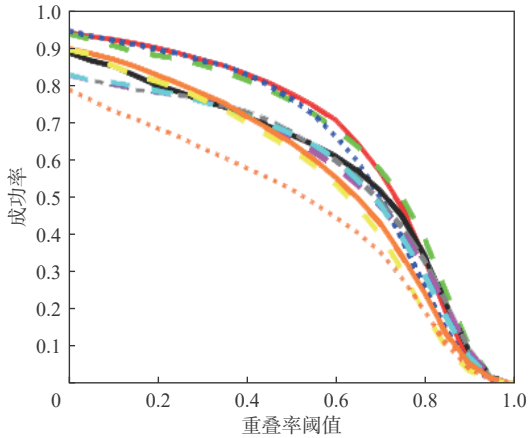
(k) 整体精度



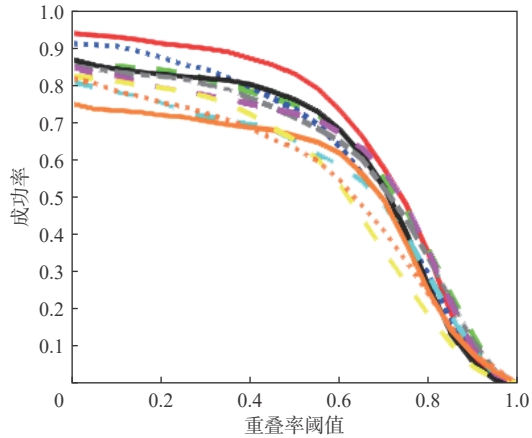
(l) 尺度变化 (60)

图 5 不同属性下算法的跟踪精度对比曲线

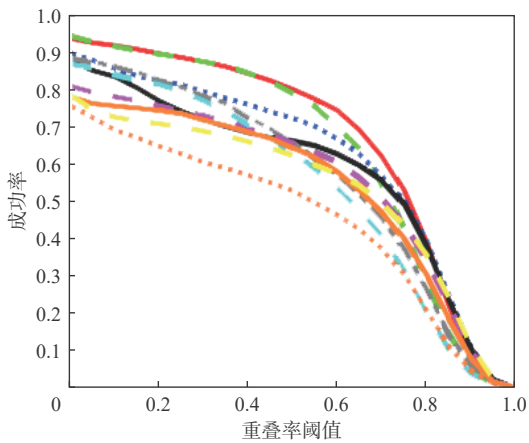
Fig. 5 Comparison curves of tracking precision of algorithms under different attributes



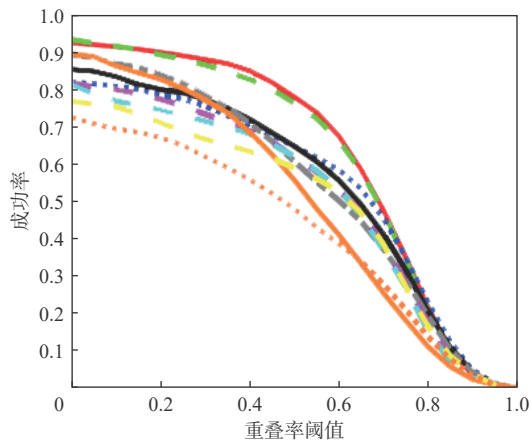
(a) 快速运动 (37)



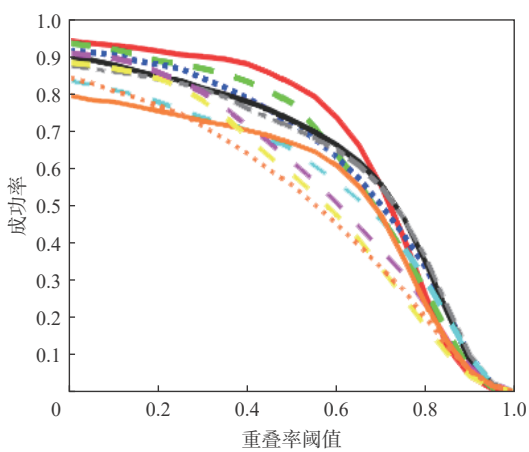
(b) 背景杂波 (27)



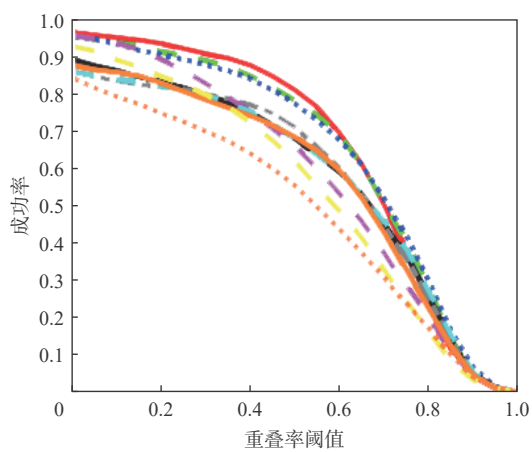
(c) 运动模糊 (29)



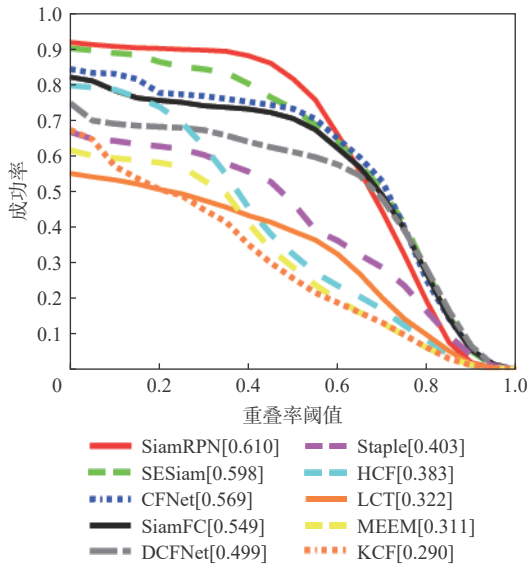
(d) 目标形变 (42)



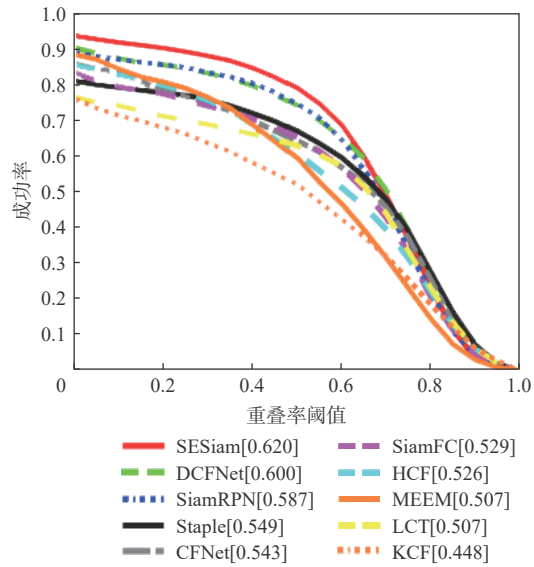
(e) 光照变化 (34)



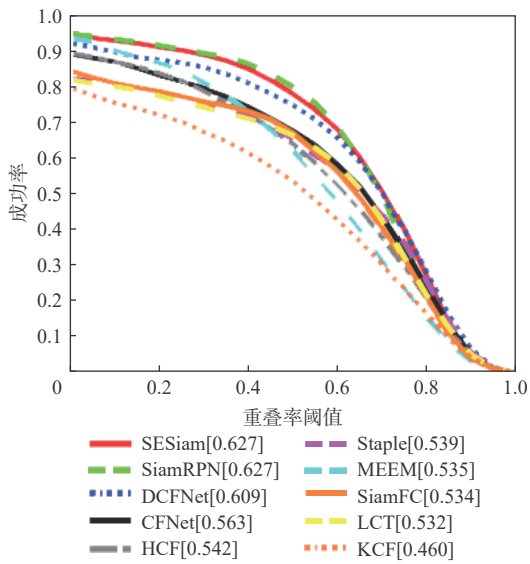
(f) 平面内旋转 (46)



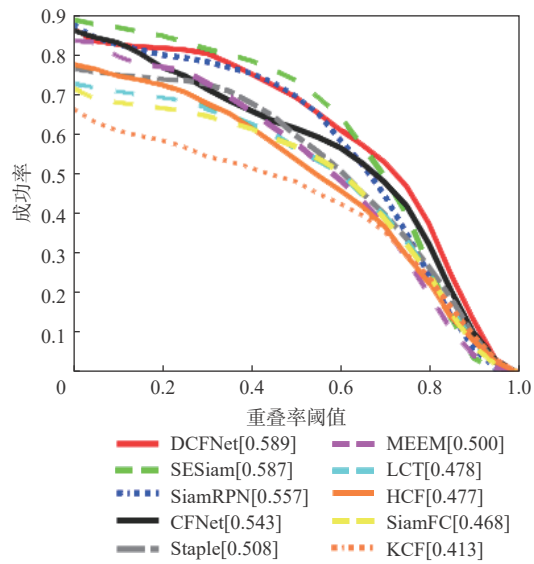
(g) 低分辨率 (8)



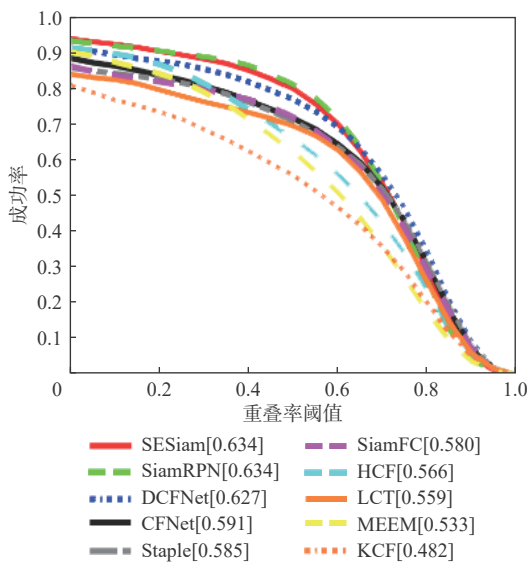
(h) 遮挡 (45)



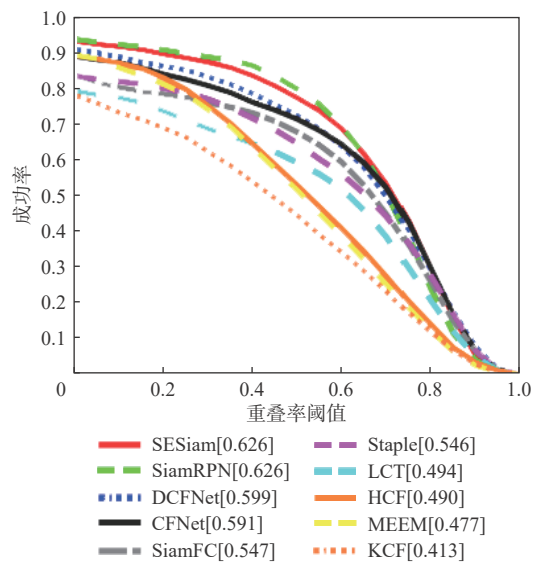
(i) 平面外旋转 (57)



(j) 出视野 (13)



(k) 整体成功率



(l) 尺度变化 (60)

图 6 不同属性下算法的跟踪成功率对比曲线

Fig. 6 Comparison curves of tracking success rate of algorithms under different attributes

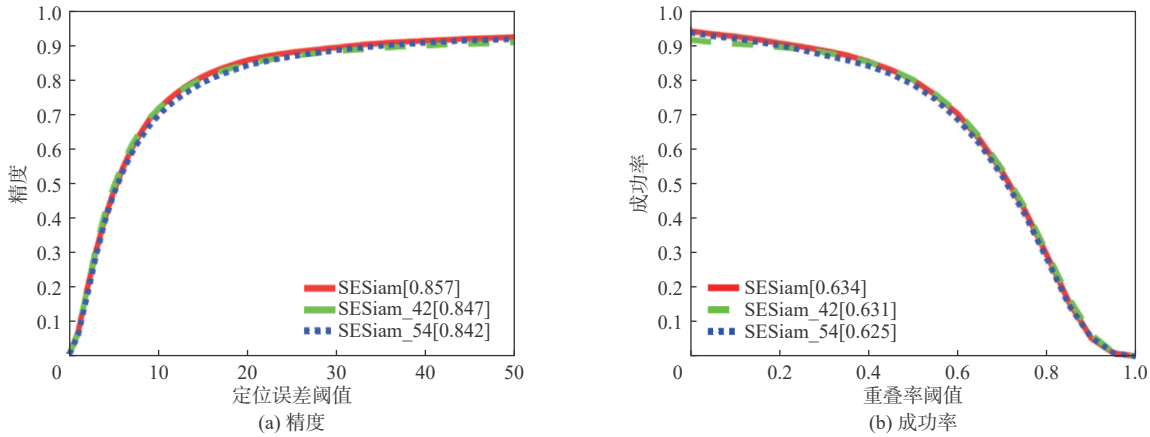


图 7　语义嵌入模块对跟踪性能影响对比

Fig. 7　Comparison of influence of semantic embedding model on tracking performance

表 1　孪生网络系列算法跟踪性能对比

Table 1　Comparison of tracking performance of Siam-based algorithms

算法	精度	成功率	跟踪速度/fps
SESiam	0.857	0.634	86
SiamRPN	0.848	0.634	160
GradNet	0.861	0.639	80
CFNet	0.772	0.591	78.4
SASiam	0.849	0.641	50
DCFNet	0.817	0.627	65.9
SiamFC	0.755	0.580	83.7

注: fps为帧/s。

2.8　讨　论

通过将高层语义特征传递到浅层特征层, 大大提高了跟踪算法的性能。然而, 仍有几个问题值得考虑: ①在浅层高分辨率特征中嵌入语义信息后, 可以实现更精确的目标定位, 而在跟踪阶段, 只使用了最后一层的特征, 因此, 可以考虑设计合理的多层特征融合方法, 进一步提高算法的性能。②目前的语义嵌入方法仍然是离线的, 如何实现在线语义嵌入将解决孪生网络中模板失配的问题。③目前, 在目标跟踪领域, 有大量的工作集中在实现更好的尺度估计上, 主要依赖于检测算法, 然而这些算法需要非常大的训练数据, 极难重现, 如何解决训练数据不足的问题值得进一步研究。

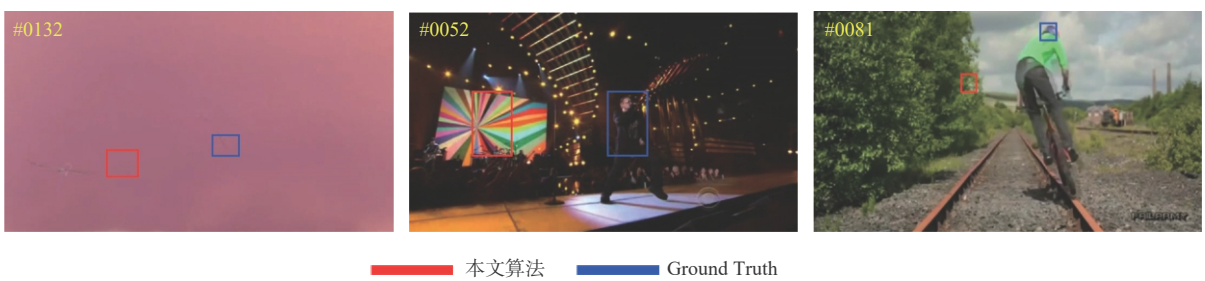


图 8　跟踪失败情况

Fig. 8　Tracking failures

3　结　论

本文提出了一种基于高层语义嵌入的孪生网络跟踪算法, 利用设计好的语义嵌入模块, 将高层语义信息与浅层细节信息进行融合, 有效提升了网络模型的特征表达能力, 在背景干扰、快速运动以及低分辨率等复杂场景下的实验结果验证了本文算法的有效性, 同时与基准算法 SiamFC 相比, 在跟踪精度和成功率方面都有明显的提升。

后续将考虑继续优化语义嵌入模块的特征层选择和信息交互方式, 并与更优异的单目标跟踪算法相结合, 增强已有跟踪方法的特征表示能力和视觉跟踪性能。

参考文献（References）

[1] RAWAT W, WANG Z. Deep convolutional neural networks for image classification: A comprehensive review[J]. Neural Computation, 2017, 29(9): 2352-2449.

[2] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 580-587.

[3] LONG J, SHELHAMER E, DARRELL T. Fully convolutional net-

works for semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3431-3440.

[4] SMEULDERS A W M, CHU D M, CUCCHIARA R, et al. Visual tracking: An experimental survey[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2014, 36(7): 1442-1468.

[5] BOLME D S, BEVERIDGE J R, DRAPER B A, et al. Visual object tracking using adaptive correlation filters[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2010: 2544-2550.

[6] 蒲磊, 冯新喜, 侯志强, 等. 基于深度空间正则化的相关滤波跟踪算法[J]. 电子学报, 2020, 48(10): 2025-2032.
PU L, FENG X X, HOU Z Q, et al. Correlation filter tracking based on deep spatial regularization[J]. Acta Electronica Sinica, 2020, 48(10): 2025-2032(in Chinese).

[7] HENRIQUES J F, RUI C, MARTINS P, et al. High-speed tracking with kernelized correlation filters[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(3): 583-596.

[8] BERTINETTO L, VALMADRE J, HENRIQUES J F, et al. Fully-convolutional Siamese networks for object tracking[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 850-865.

[9] MA C, HUANG J B, YANG X K, et al. Hierarchical convolutional features for visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3074-3082.

[10] WU Y, LIM J, YANG M. Online object tracking: A benchmark[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2013: 2411-2418.

[11] QI Y K, ZHANG S, QIN L, et al. Hedged deep tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 4303-4311.

[12] HE Z, FAN Y, ZHUANG J, et al. Correlation filters with weighted convolution responses[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1992-2000.

[13] BHAT G, JOHNANDER J, DANELLJAN M, et al. Unveiling the power of deep tracking[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 483-498.

[14] DANELLJAN M, HAGER G, KHAN F S, et al. Convolutional features for correlation filter based visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 58-66.

[15] DANELLJAN M, ROBINSON A, KHAN F S, et al. Beyond correlation filters: Learning continuous convolution operators for visual tracking[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 472-488.

[16] GUO Q, FENG W, ZHOU C, et al. Learning dynamic Siamese network for visual object tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1781-1789.

[17] LI P X, CHEN B Y, OUYANG W L, et al. GradNet: Gradient-guided network for visual object tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 6162-6171.

[18] LI B, YAN J J, WU W, et al. High performance visual tracking with Siamese region proposal network[C]//IProceedings of the EEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8971-8980.

[19] VALMADRE J, BERTINETTO L, HENRIQUES J, et al. End-to-end representation learning for correlation filter based tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5000-5008.

[20] WANG Q, GAO J , XING J L, et al. DCFNet: Discriminant correlation filters network for visual tracking[EB/OL]. (2017-04-13)[2021-06-01].https://arxiv.org/abs/1704.04057.

[21] YAO Y J, WU X H, ZHANG L, et al. Joint representation and truncated inference learning for correlation filter based tracking[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 552-567.

[22] HE A, LUO C, TIAN X, et al. A twofold Siamese network for real-time object tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 4834-4843.

[23] LI B, WU W, WANG Q, et al. SiamRPN++: Evolution of Siamese visual tracking with very deep networks[C]//Proceedings of the Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4282-4291.

[24] WU Y, LIM J, YANG M. Object tracking benchmark[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(9): 1834-1848.

[25] BERTINETTO L, VALMADRE J, GOLODETZ S, et al. Staple: Complementary learners for real-time tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1401-1409.

[26] MA C, YANG X, ZHANG C, et al. Long-term correlation tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 5388-5396.

[27] ZHANG J, MA S, SCLAROFF S. MEEM: Robust tracking via multiple experts using entropy minimization[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 188-203.

Siamese network tracking based on high level semantic embedding

PU Lei[1,*]，LI Hailong[1]，HOU Zhiqiang[2]，FENG Xinxi[3]，HE Yujie[1]

(1. Combat Support College，Rocket Force University of Engineering，Xi'an 710025，China;
2. School of Computer Science and Technology，Xi'an University of Posts and Telecommunications，Xi'an 710121，China;
3. College of Artificial Intelligence，Yango University，Fuzhou 350015，China)

Abstract：In order to improve the feature expression ability of the Siamese network without deepening the network, a Siamese network tracking algorithm was propose based on high-level semantic embedding. First, a semantic embedding module was designed with convolution and up-sampling operations, which effectively integrated deep features with shallow features, thus achieving the purpose of optimizing shallow features, and this module can be flexibly designed and deployed for any network. Then, under the Siamese network framework, two semantic embedding modules were added between different layers of the AlexNet backbone network. Cyclic optimization was carried out in the offline training stage to gradually transfer the deep semantic information to the shallow feature layer. In the tracking stage, the semantic embedding module was abandoned and the original network structure was adopted. The experimental results show that compared with SiamFC on the OTB2015 data set, the accuracy is improved by 0.102 and the success rate is increased by 0.054.

Keywords：computer vision; visual tracking; Siamese network; semantic embedding; feature fusion

Received：2021-06-10；**Accepted**：2021-11-06；**Published Online**：2022-02-15 14：45
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220214.1753.013.html
Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62072370,62006240)
* **Corresponding author**. E-mail：warmstoner@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0341

考虑安全性的BWB民机飞行控制系统设计

马立群*，孙晓哲
(中国民航大学 安全科学与工程学院，天津 300300)

摘 要：翼身融合（BWB）飞行器满足未来民用航空经济、绿色、低碳的运行需求，是重要的发展方向。针对BWB飞行器的飞行控制系统，对其安全性与系统设计进行了研究。给出基于系统理论的事故模型及过程，与相应的安全性分析，重点对BWB飞行器飞行控制系统内的复杂逻辑关系、不安全控制动作、危害致因进行分析；进行切换系统设计，给出低可靠先进系统和高可靠备用系统的设计过程，并分析切换逻辑；基于设计进行仿真验证。研究结果表明：系统理论过程分析方法能够支持BWB飞行器飞行控制系统复杂逻辑关系的安全隐患分析，同时所设计的飞行控制系统具有一定的安全性与实用性。

关 键 词：翼身融合飞行器；飞行控制；STPA安全性分析；建模与仿真；运行时间监控/切换
中图分类号：V249
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0804-11

翼身融合(blended wing-body, BWB)飞行器具有高效率巡航、低阻低噪、排放量小、结构质量低等特征，是未来民用航空飞行器的重要发展方向之一。现阶段典型BWB民机(预研)型号包含波音BWB-450概念方案、NASA X-48系列验证机、麦道公司BWB概念机型、空客的VELA系列机型及克兰菲尔德大学BWB概念机型等[1-2]。从上述机型不难看出，BWB机型多数采用翼身后缘多操纵面来实现对飞行器的控制。这种操纵方式的优点是控制形式多、多操纵面能够形成相互备份、功能性强等，缺点是控制方式复杂，控制输入具有轴间耦合特点，对控制系统安全性提出了很大的挑战。

近年来，复杂构型飞行器的控制和容错问题受到了广泛关注。针对多操纵面飞行器，合理地对操纵面进行分配可以大幅度提升飞行性能和安全性，具有一定的功能性能优势。陈勇等[3]设计了一种多目标混合优化控制方法，并利用自适应方法动态更新权值；王发威等[4]基于积分滑模主动容错方法，实现了含重构不匹配和时滞的稳定控制；朱鹏和董文瀚[5]考虑了舵面的非线性，设计了多操纵面飞行器舵面的故障容错控制。上述研究多聚焦在功能实现和性能提升上，未关注失效重构与分配所带来的安全性问题。安全是民用航空飞行器的底线。先进方法在运用到民机上时，不仅要考虑功能与性能，也要满足一定的安全性要求，才能更好地满足民航飞行条件。

运行时间保障(run-time assurance, RTA)最早由美军空军实验室提出，意图通过架构设计来解决无法直接通过理论说明、试验验证来表明安全的一类基于先进复杂方法的机载关键系统[6]。美国ASTM协会也发布了相关工业标准来支持RTA对高度自动化飞行器的安全性表明[7]。相关技术在微小型无人机、四旋翼无人机、固定翼无人机、23部审定等

收稿日期：2021-06-22；录用日期：2021-08-13；网络出版时间：2021-08-25 17:37
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210825.0857.001.html
基金项目：中央高校基本科研业务费专项资金 (3122020067)
*通信作者. E-mail：lqma@cauc.edu.cn

引用格式：马立群，孙晓哲. 考虑安全性的BWB民机飞行控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：804-814.
MA L Q，SUN X Z. Design of flight control system for BWB civil aircraft considering safety[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：804-814 (in Chinese).

级民用飞行器上得到了应用和拓展, 以达到提升和表明安全性的目标[8-12]。

围绕多操纵面的 BWB 飞行器, 针对飞行控制系统的性能、重构与切换问题, 在考虑安全性设计需求的前提下, 提出解决办法。基于此, 本文针对 BWB 飞行器的飞行控制系统, 给出了基于系统理论过程分析(system-thertic process analysis, STPA)方法的安全性建模与安全性分析, 得出系统设计安全性隐患; 进行了飞行控制系统设计, 包含容错方法与可靠的监控切换功能; 在数字仿真环境下完成验证工作。

1　研究对象

1.1　对象描述

控制对象采用 BWB 布局方式, 共配有 15 个独立的气动力操纵舵面和 3 台发动机。其中, 15 个操纵舵面在翼身后缘依次从左至右排列, 2～14 号舵面水平布置, 与翼身所在平面相重合, 1 号和 15 号舵面倾斜布置, 与翼身所在平面呈固定夹角。3 台发动机置于机身背部后半段位置, 相对 *xOz* 平面(欧美系)对称安放。具体示意图如图 1 所示。

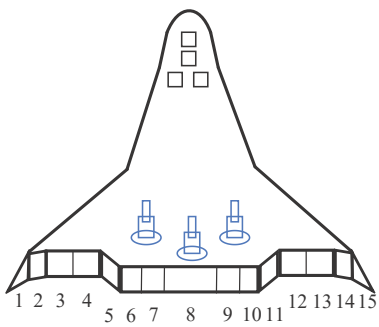


图 1　BWB 飞行器操纵面示意图

Fig. 1　Control surfaces diagram of BWB aircraft

1.2　飞行控制系统

1) 飞行员。依据自动化程度和飞行员在控制中的功能分配不同, 一般可分为人在回路中和人在回路上, 区别在于是否需要飞行员来执行操作, 还是只需要监控整个系统和在关键时刻超控。本文采用后一种方式, 即飞行员能够监视飞行状态, 并在任意时刻实现手动切换功能, 接通断开先进控制和备份控制。

2) 先进控制器(advanced controller, AC)。随着控制理论的发展, 越来越多的先进理论应用到各种飞行器的控制中。在 AC 中, 设计了理论完备的先进控制律, 能够实现指令的高性能跟踪。

3) 备份控制器(back-up controller, BuC)。一些先进理论在提升性能的同时, 其安全可靠性并不能得到充分表明。一方面是理论本身的智能、自适应等特点缺乏充分有效的验证手段; 另一方面是缺乏实际的飞行时间积累, 暴露出的风险不足。因此, 在系统中设计了基于经典控制的算法, 实现高可靠驱动舵面, 操纵飞行器。此外, 在 BuC 中也能够通过简单的分配原则, 在单独作动器或操纵面失效时实现自重构功能。

4) 运行时间监控/切换系统(run-time monitor/switch system, RTM/S)。在整个飞行控制系统运行的时间内, 需要实时监控飞行状态和作动器状态, 实现对 2 种控制器功能的合理分配。设计 RTM/S 系统, 能够监视飞行状态, 实现自动切换, 并对指令进行软化。此外在任意时刻, RTM/S 接受飞行员的手动控制。

5) 传感器、作动器、飞行器与外界环境部分相比其他类型平台飞行控制系统功能一致, 此处不再赘述。

依据上述描述, 飞行控制系统结构如图 2 所示。

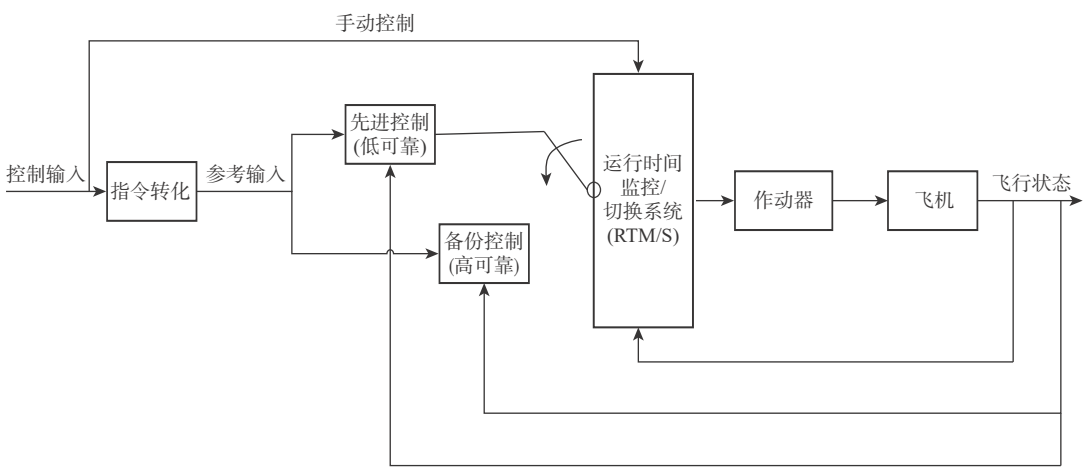


图 2　飞行控制系统结构示意图

Fig. 2　Structure diagram of flight control system

2 STPA安全性分析

安全性设计与分析是民机设计过程中的重要部分，是评估危害、抑制风险和表明适航的重要手段。传统分析手段包括故障树分析、马尔可夫链、故障模式分析等。麻省理工学院的Leveson[13]考虑到系统中的交互关系，将控制思想和系统理论融入到安全性分析方法中，提出了基于系统理论事故模型及过程(system-theoretic accident model and processes, STAMP)和安全性分析方法STPA，本节利用STPA方法来分析BWB飞行器飞行控制系统的安全性。

2.1 定 义

首先定义事故，再进行系统的危害说明。假设对象飞行器为载人的民航客机，执行运输飞行任务，针对飞行控制和切换系统来说，所定义的简要事故和危害如表1所示。

表1 事故危害分析

Table 1 Accident hazard analysis

事故编号	事故	危害编号	危害
A1	机上人员受伤或失去生命	H1	飞行器失去控制
A2	飞行器受损	H2	飞行器失去控制
A3	飞行任务失败	H3	飞行器失去控制

由表1可知，危害H1/H2/H3所对应的安全约束为飞行器舵面失效或受损时，能够保持对飞行器的控制。

2.2 STPA控制结构模型构建

飞行员在接到任务指令后，对飞行器进行操纵。在常规情况下，飞行员将指令发送给RTM/S，RTM/S经过条件/逻辑判断选择对应的飞行控制系统，飞行控制系统经过算法解算后，转化为作动器指令，分别发送给作动器组。作动器指令驱动相对应的舵面进行运动，与大气环境一起作用在BWB飞行器上，形成完整的前向控制通道。BWB飞行器的飞行状态通过机载传感器反馈给飞行员，告知飞行员飞行器状态，同时反馈给各控制单元用来解算控制律，RTM/S的信息也反馈给飞行显示组件，告知飞行员当前控制模态。

当飞行器某一控制舵面出现问题时，控制单元能够接收到对应的作动器故障信息，依据舵面故障位置，进行重构解算。当飞行器飞离安全边界时，切换系统能够依据切换条件从AC切换至BuC，保障飞行器安全。飞行员也可以依据当前飞行状态直接给RTM/S发送控制指令，进行手动切换。此外，飞行员也能够直接接通/断开各飞行控制系统，保证RTM/S出现故障时飞行员能够进行短时间的应急切换。依据上述描述，整个系统的STAMP模型如图3所示。

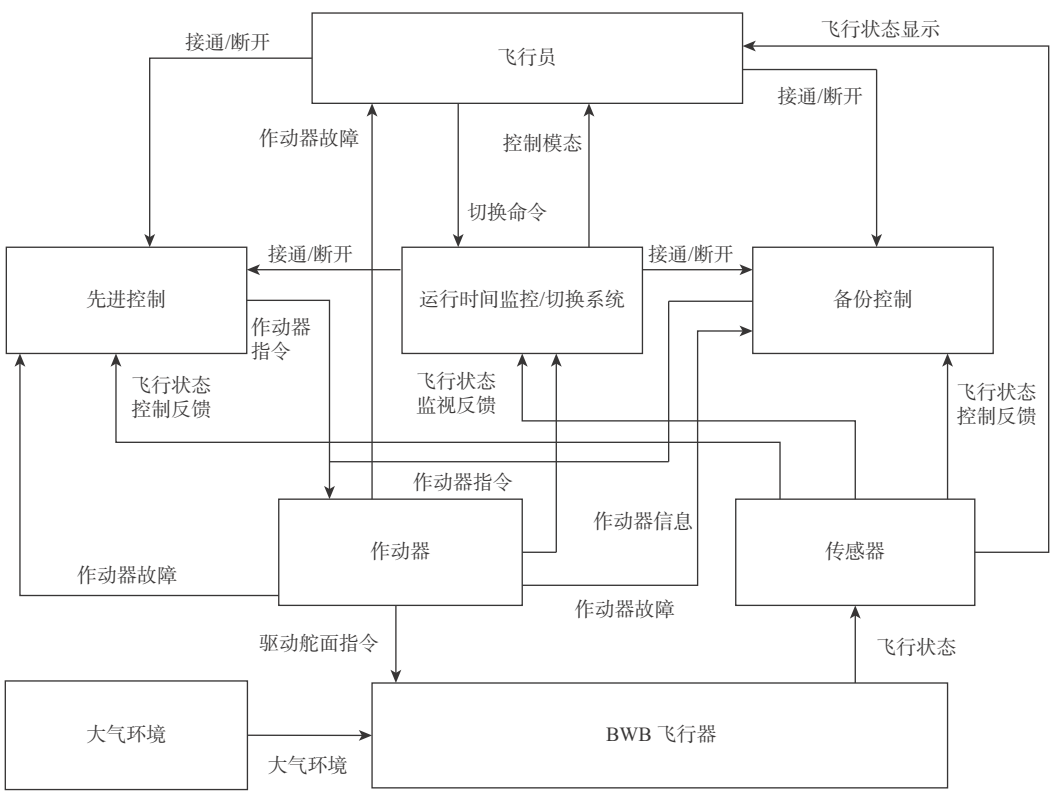


图3 STAMP模型控制结构示意图

Fig. 3 Control structure diagram of STAMP model

2.3　不安全控制行为

STPA 分析中, 不安全控制行为(unsafe control action, UCA)是指特定的工作环境下, 可能导致危害发生的控制行为, 体现出了模型中各环节之间的对应连接关系。在 UCA 的分析过程中, 常考虑以下 4 种 UCA 类型, 能够覆盖到可能发生的状况。

1) 未提供控制行为导致危险。

2) 提供控制行为后导致危险。

3) 提供可能安全的控制行为, 但提供节点过早、过晚或顺序错误。

4) 控制行为持续太久或停止过早(仅针对持续性控制行为而非离散行为)。

基于图 3 给出的 STAMP 模型结构, 针对上述 4 种 UCA 类型, 围绕控制和切换单元, 得到 UCA, 如表 2 所示。

上述分析中, NUCA3-N-1、NUCA3-P-1、NUCA3-T-1 为非 UCA, 表征在实际架构中通过引入 RTM/S 和 BuC 来确保安全性的设计意图。

表 2　不安全控制行为分析

Table 2　Unsafe control action analysis

控制器	控制动作	控制对象	UCA类型1	UCA类型2	UCA类型3	UCA类型4
大气环境	大气环境影响	BWB飞行器				
作动器	驱动舵面指令	BWB飞行器				
AC	作动器指令	作动器	(NUCA3-N-1)切换至AC工作时未驱动作动器	(NUCA3-P-1)AC工作时指令错误驱动作动器	(NUCA3-T-1)切换至AC工作时, 驱动作动器存在延迟X	(UCA3-D-1) 切换至BuC工作时, AC工作在X内未结束
飞行员	切换命令	RTM/S	(UCA4-N-1) 超出安全边界无自动切换, 飞行员未手动切换	(UCA4-P-1) 超出安全边界, 飞行员手动切换至AC	(UCA4-T-1) 超出安全边界无自动切换, 飞行员手动切换命令存在延迟X	
飞行员	接通/断开	AC	(UCA5-N-1) 飞行员无法手动操纵切换系统时, 未手动断开AC	(UCA5-P-1) 飞行员无法手动操纵切换系统时, 手动接入AC	(UCA5-T-1) 飞行员无法手动操纵切换系统时, 未手动断开AC延迟X	
飞行员	接通/断开	BuC	(UCA6-N-1) 飞行员无法手动操纵切换系统时, 未手动接入BuC	(UCA6-P-1) 飞行员无法手动操纵切换系统时, 手动断开BuC	(UCA6-T-1) 飞行员无法手动操纵切换系统时, 未手动接入BuC延迟X	
RTM/S	接通/断开	AC	(UCA7-N-1) 满足切换条件时, RM/S未断开AC	(UCA7-P-1) 不满足切换条件时, RM/S接通AC	(UCA7-T-1) 满足切换条件时, RM/S断开AC延迟X	
RTM/S	接通/断开	BuC	(UCA8-N-1) 满足切换条件时, RM/S未接通BuC	(UCA8-P-1) 不满足切换条件时, RM/S断开BuC	(UCA8-T-1) 满足切换条件时, RM/S接通BuC延迟X	
BuC	作动器指令	作动器	(UCA9-N-1) 安全边界外, BuC未驱动作动器	(UCA9-P-1) 安全边界外, BuC错误驱动作动器	(UCA9-T-1) 安全边界外, BuC接入延迟X	(UCA9-D-1) 未进入安全边界, BuC提前结束工作

注: 延迟X单位为s。

2.4　致因分析

在分析得到 UCA 分析表后, 可针对每一条的 UCA 进行具体的危害致因(hazard causal factor, HCF)分析, 给系统提供考虑安全性的设计需求, 以及相对应的改进依据。在进行 HCF 分析的过程中, 要针对 BWB 飞行器飞行控制系统的特征, 结合典型的致因方式进行分析。典型 HCF 方式如图 4 所示。

依据图 4 中的典型致因条件和类型, 对表 2 中的 UCA 进行分析, 可得如表 3 所示的 HCF 分析表。

由表 3 的分析可知, BWB 飞行器飞行控制系统存在的安全隐患主要类型为 1、2、3、5、7、13, 主要反映了系统设计过程中, 控制缺陷、反馈缺陷和协调缺陷可能给系统带来的风向和隐患。控制缺陷主要包含控制算法错误或鲁棒性弱带来的风险; 反馈缺陷主要指反馈错误、延迟、丢失等给控制带来的影响; 协调缺陷主要指由于某种原因, 飞行员、AC、BuC、RTM/S 之间存在控制逻辑上的混乱、错误和缺陷。

依据 HCF 的分析, 针对系统控制缺陷可以对控制系统进行设计、改进或迭代, 通过完善算法和架构来解决系统中的安全隐患。针对控制缺陷作为整个设计的输入进行控制器设计, 通过设计和仿真表征算法的正确性和鲁棒性, 能够抑制控制缺陷, 解决控制缺陷可能给系统带来的风险隐患。从控制角度来说, 经过分析可知, AC 是否可靠对整个系统安全没有影响, 设计中不必留出过量的安全裕量, 只关注性能即可; 切换控制的实现对安全影响至关重要, 因此后续设计中切换的逻辑没有过于复

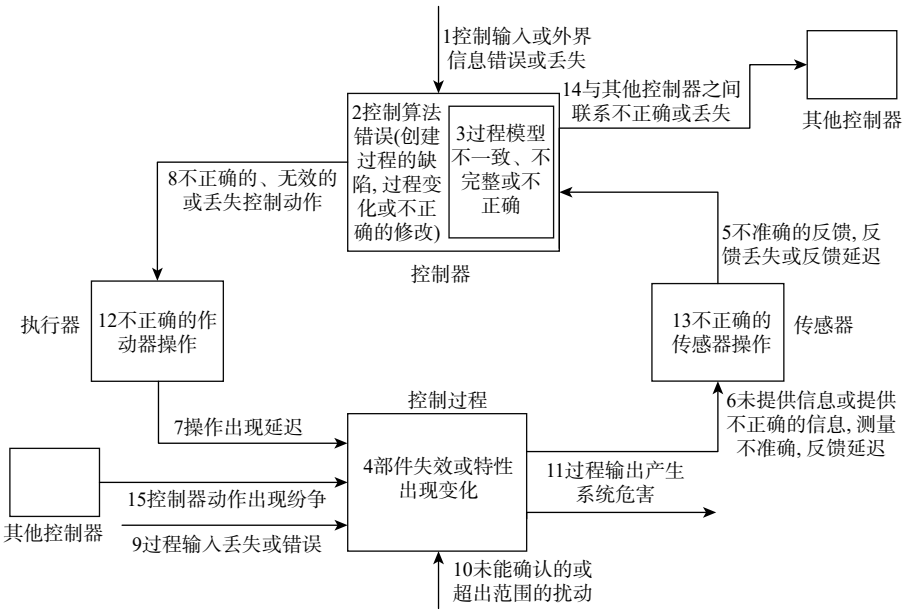


图4 STPA典型致因分析结构示意图

Fig. 4 Structure diagram of STPA typical hazard causal factor

表3 危害致因分析

Table 3 Hazard causal factor analysis

HFC编号	HCF	HCF类型	场景描述
HCF3-D-1-1	切换条件错误	2	信号切换软化过程过长
HCF4-N-1-1	飞行员对控制状态意识错误	5	飞行员判断当前处于(或已切换至)BuC工作状态
HCF4-N-1-2	飞行员对飞行状态意识错误	13	飞行员判断未超出安全边界
HCF4-P-1-1	飞行员对飞行状态意识错误	5	飞行员判断处于安全边界内
HCF4-T-1-1	控制传输延迟	7	手动切换控制存在延迟
HCF4-T-1-2	飞行员对飞行状态判断延迟X	5	传感器存在延迟,或超出安全边界未及时警告飞行员
HCF4-T-1-3	飞行员对控制模式判断延迟X	5	控制模式存在延迟,或飞行员未能及时发现
HCF5-N-1-1	飞行员未意识到手动切换故障	5	控制模式未反馈故障信息,或未及时提醒飞行员故障
HCF5-P-1-1	飞行员判断在安全边界内,未意识到手动切换故障	5	控制模式未反馈故障信息,或未及时提醒飞行员故障
HCF5-T-1-1	飞行员意识到手动切换故障延迟X	5	控制模式未反馈故障信息存在延迟,或未及时提醒飞行员故障
HCF6-N-1-1	飞行员未意识到手动切换故障	5	控制模式未反馈故障信息,或未及时提醒飞行员故障
HCF6-P-1-1	飞行员判断在安全边界内,未意识到手动切换故障	5	控制模式未反馈故障信息,或未及时提醒飞行员故障
HCF6-T-1-1	飞行员意识到手动切换故障延迟X	5	控制模式未反馈故障信息存在延迟,或未及时提醒飞行员故障
HCF7-N-1-1	切换条件失效	5	飞行状态/作动器反馈存在错误
HCF7-N-1-2	切换条件错误	2	切换判断条件存在错误
HCF7-P-1-1	切换条件错误	2	切换判断条件存在错误
HCF7-P-1-2	切换条件失效	5	飞行状态/作动器反馈存在错误,切换条件判断飞行器处于安全边界内
HCF7-P-1-3	控制输入错误	1	飞行员手动接入AC
HCF7-T-1-1	切换条件判断延迟	5	飞行状态/作动器反馈存在延迟
HCF8-N-1-1	切换条件失效	5	飞行状态/作动器反馈存在错误
HCF8-N-1-2	切换条件错误	2	切换判断条件存在错误
HCF8-N-1-3	控制输入错误	1	飞行员手动断开BuC
HCF8-P-1-1	切换条件错误	2	切换判断条件存在错误
HCF8-P-1-2	切换条件失效	5	飞行状态/作动器反馈存在错误,切换条件判断飞行器处于安全边界内
HCF8-T-1-1	切换条件判断延迟	5	飞行状态/作动器反馈存在延迟
HCF9-D-1-1	控制输入错误	1	切换系统输入断开,或飞行员手动断开
HCF9-T-1-1	切换条件错误	2	信号切换软化过程过长
HCF9-T-1-2	反馈存在延迟	5	传感器反馈存在延迟X
HCF9-N-1-1	输入未断开指令信号	1	切换系统输入未接通,或飞行员手动断开
HCF9-N-1-2	作动器错误标记为故障	5	作动器故障反馈错误,不执行驱动故障作动器
HCF9-P-1-1	BuC重构错误	2	BuC重构算法错误
HCF9-P-1-2	BuC重构错误	3	BuC算法鲁棒性弱
HCF9-P-1-3	BuC控制错误	5	飞行状态反馈错误
HCF9-P-1-4	BuC重构错误	5	作动器故障信息错误

注:延迟X的单位为s。

杂的算法, 只使用了简单的状态触发; BuC 的性能和鲁棒性至关重要, 选用了工程上反复验证过的 PID 控制, 更加牢靠, 且容易验证。

3　飞行控制系统设计

3.1　AC 系统设计

建立 BWB 飞行器数学模型如下[14]:

$$\begin{cases}\begin{bmatrix}\dot{\theta}\\ \dot{\phi}\\ \dot{\beta}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ \dfrac{-T\cos\alpha\sin\beta+Y+G_{ya}}{mV}\end{bmatrix}+\\ \quad\begin{bmatrix}0 & \cos\phi & -\sin\phi\\ 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta\\ \sin\alpha & 0 & -\cos\alpha\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix}\\ \begin{bmatrix}\dot{p}\\ \dot{q}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}(c_1r+c_2p)q\\ c_5pr-c_6\left(p^2-r^2\right)\\ (c_8p-c_2r)q\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}c_3 & 0 & c_4\\ 0 & c_7 & 0\\ c_4 & 0 & c_9\end{bmatrix}\cdot\\ \quad\left\{\boldsymbol{M}_{\alpha}+\begin{bmatrix}QSb & & \\ & QSc_A & \\ & & QSb\end{bmatrix}\begin{bmatrix}c_{l\delta_1} & \cdots & c_{l\delta_{15}}\\ c_{m\delta_1} & \cdots & c_{m\delta_{15}}\\ c_{n\delta_1} & \cdots & c_{n\delta_{15}}\end{bmatrix}\boldsymbol{\delta}\right\}\end{cases}\tag{1}$$

式中: m为飞行器质量; θ、ϕ、V、α和β分别为俯仰角、滚转角、空速、迎角和侧滑角; p、q、r为机体三轴角速度; T、Y和G_{ya}分别为推力、侧力和重力在y轴的分量; 参数$c_i(i=1,2,\cdots,9)$为转动惯量矩阵元素; $\boldsymbol{M}_{\alpha}$为气流角和机体角速度引起的转动力矩; S、b、c_A为飞行器的物理参数; Q为动压; $c_{l\delta_j}$、$c_{m\delta_j}$、$c_{n\delta_j}$ $(j=1,2,\cdots,15)$为三轴操纵力矩导数; $\boldsymbol{\delta}$为舵面偏转角度向量。

式(1)所示非线性系统可归纳为输入仿射形式, 如下:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})\end{cases}\tag{2}$$

式中: 状态 $\boldsymbol{x}$ 为θ、ϕ、β、p、q、r; 输入 $\boldsymbol{u}$ 为 1～15 号舵面; 输出 $\boldsymbol{y}$ 与状态量一致。

为了提升控制性能, AC 设计采用增量非线性动态逆(incremental nonlinear dynamic inversion, INDI)方法。INDI 为非线性动态逆的变形形式, 通过高速率地控制输入更新, 使状态变量的变换相对于控制输入变换来说是高阶小量, 这样在确保指令信号跟踪性能的同时, 减小了对模型准确性的依赖程度。INDI 具体的推导证明过程可参见文献 [15-16], 得到的控制器输入形式如下:

$$\begin{cases}\Delta\boldsymbol{u}=\left[\nabla\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}_0)\right]^{-1}(\dot{\boldsymbol{y}}_d+\boldsymbol{K}\boldsymbol{e}-\nabla\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})\dot{\boldsymbol{x}}_0)\\ \boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}_0+\Delta\boldsymbol{u}\end{cases}\tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{x}_0$和$\boldsymbol{u}_0$分别为初始时刻的状态和输入; $\boldsymbol{e}$为指令的跟踪误差; $\boldsymbol{y}_d$为控制指令信号; $\boldsymbol{K}$为动态逆控制参数。

系统指令信号$\boldsymbol{r}=\left[\theta_{\mathrm{cmd}}\quad\phi_{\mathrm{cmd}}\quad\beta_{\mathrm{cmd}}\right]^{\mathrm{T}}$, 控制结构采用内外环的形式, 外环解算出的控制信号作为内环的指令信号。外环角度采用经典 PID 控制结构, 内环采用 INDI 方法。

在设计过程中, 为了保证控制器的可实现性, 通过离线训练神经网络得到模型, 实现在线对角加速度信号的估计, 满足 INDI 控制方法的要求。依据上述描述, 所设计的控制框图如图 5 和图 6 所示。

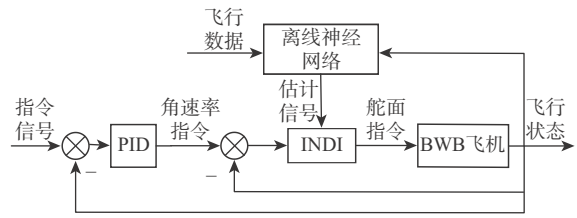


图 5　AC 结构示意图

Fig. 5　AC structure diagram

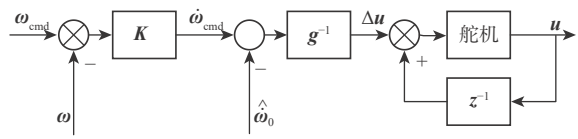


图 6　INDI 结构示意图

Fig. 6　INDI structure diagram

3.2　BuC 系统设计

复杂的算法能够更好地提升功能性能, 但使用更复杂的算法引入的风险也就越多, 而且难以充分验证。因此, AC 系统设计理论上能够保证稳定和指令跟踪, 但其安全性与可靠性不能达到实际应用要求。此外, 应用神经网络估计信号对于民机来说, 其性能依赖于数据和算法, 训练出来的模型具有“黑箱”特性, 模型难以充分验证, 安全性也不能充分表明, 因此需要常规备份控制。在 BuC 模式中, 采用舵面固定分配形式对飞行器的三轴进行控制。对于俯仰轴来说, 研究对象静稳定度弱, 在舵面偏转速度受限的情况下, 除了要进行人工增稳外, 尽量提高偏转舵面面积, 保证控制品质。因此, 采用 4～12 号舵面同向协同偏转形式形成俯仰力矩。对于滚转轴, 在控制面受限的情形下, 尽量保证横滚控制的力臂, 因此, 采用 2、3 号舵面与 13、14 号舵面差动偏转形成滚转力矩。对于航向轴, 采用 1 号和 15 号舵面采用同向偏转形成偏航力矩。具体的舵面使用如图 7 中阴影部分所示。

三轴控制主要采用姿态控制, 分别为俯仰角姿态控制、滚转角姿态控制和侧滑角控制, 控制律采用 PID 形式, 主要考虑: ①PID 控制形式更为简单; ②PID 控制器具有大量的实际飞行经验积累, 在实际中表现也更为可靠。具体的控制律形式如下:

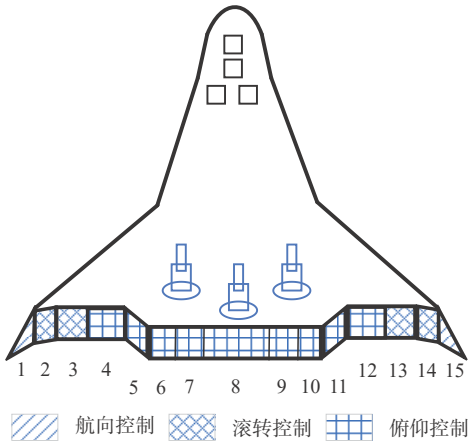


图 7 BWB 飞行器操纵面功能分配示意图

Fig. 7 Functions allocation diagram of BWB aircraft control surfaces

$$\begin{cases} \delta_{\text{lon}} = \left(K_{\text{P}}^{\theta} + \dfrac{K_{\text{I}}^{\theta}}{s}\right)(\theta_{\text{cmd}} - \theta) + K_{\text{P}}^{\alpha}\alpha + K_{\text{P}}^{q}q \\ \delta_{\text{lat}} = \left(K_{\text{P}}^{\phi} + \dfrac{K_{\text{I}}^{\phi}}{s}\right)(\phi_{\text{cmd}} - \phi) + K_{\text{P}}^{p}p \\ \delta_{\text{dir}} = \left(K_{\text{P}}^{\beta} + \dfrac{K_{\text{I}}^{\beta}}{s}\right)(\beta_{\text{cmd}} - \beta) + K_{\text{P}}^{r}r + K_{\text{P}}^{\delta_{\text{lat}}}\delta_{\text{lat}} \end{cases} \tag{4}$$

式中：δ_{lon}、δ_{lat}和δ_{dir}分别为控制俯仰、滚转和航向的舵面；K_{P}、K_{I}为控制参数。

三轴控制基本回路结构如图 8 所示。

3.3 RTM/S 系统设计

在整个飞行过程中，可依据飞行状态将全域分为 3 部分：①安全区域。飞行器可以在该区域内以任意控制律飞行。②不安全区域。飞行器在该区域内无法正常操纵，表明飞行器已失控。③过渡区域。飞行器在进入该区域内触发切换，由先进控制转为备份控制，具有充分的裕度能够让飞行器由过渡区域返回至安全区域内，保证飞行器的安全性。

RTM/S 工作区域如图 9 所示。图 9 中过渡区域的设计应以距离安全边界的距离和 BuC 的响应时间特性来确定。对于 BWB飞行器来说，主要考虑气动、结构、飞行姿态、纵向控制和横向控制的边界，当飞行器超出任一边界时，可定义为飞行器存在失控风险[17]。纵向控制和横向控制考虑动态俯仰角和动态滚转角，表示为

$$\begin{cases} \theta' = \theta + \dot{\theta} \\ \phi' = \phi + \dot{\phi} \end{cases} \tag{5}$$

安全边界具体设定如图 10 所示。其中，坐标采用归一化形式，即利用实际值/边界值(设计的飞行状态极限)，在不同边界情况都能用统一的归一化形式表述。当飞行器任一状态达到虚线框处，表征 AC 控制失效，经软化过程切换回 BuC，二者中间的区域为过渡区域，使飞行器有裕度回到安全区域。

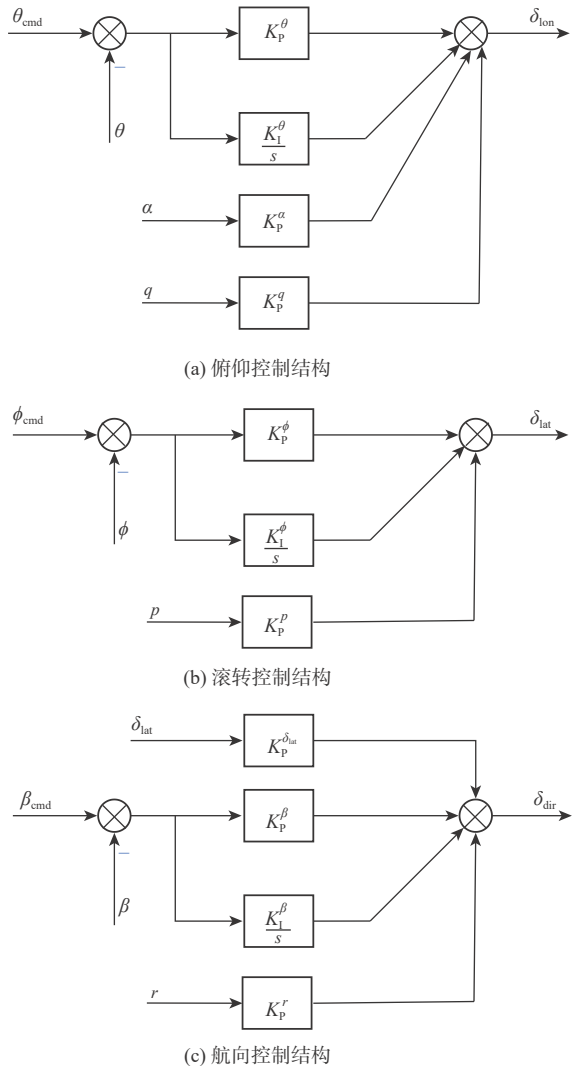


图 8 BWB 飞行器三轴控制结构示意图

Fig. 8 Structure diagram of BWB aircraft three-axis control

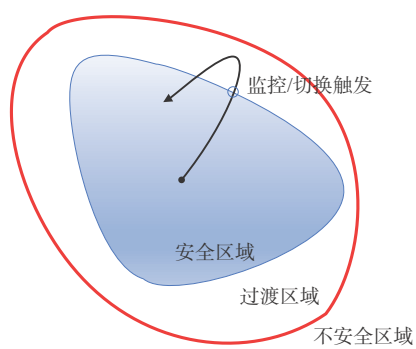


图 9 RTM/S 工作区域示意图

Fig. 9 RTM/S function region diagram

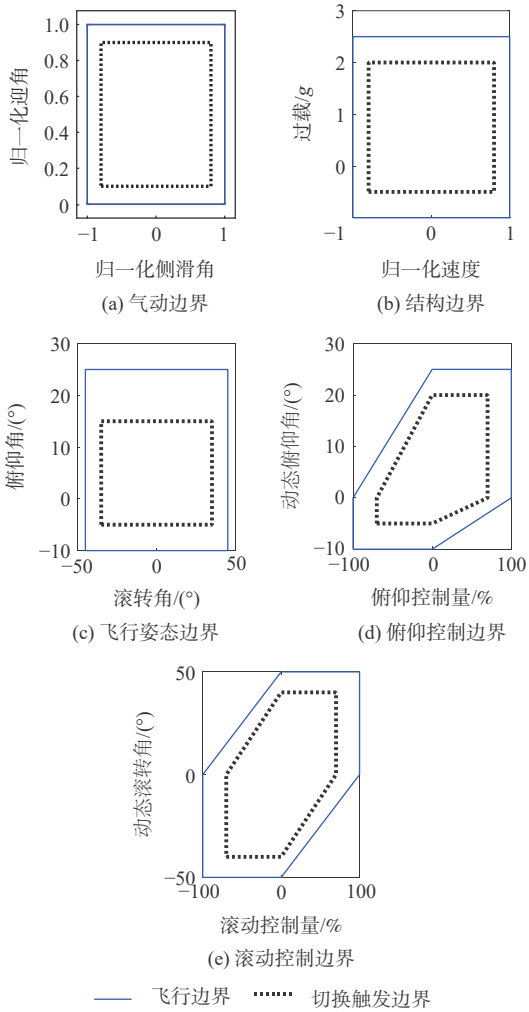


图 10　安全边界示意图

Fig. 10　Safety boundary diagram

4　仿真验证

依据第 3 节搭建的数学模型和设计控制律, 在 MATLAB/Simulink 环境下进行仿真。

4.1　常规控制仿真

分别对 AC 和 BuC 进行仿真, 给出指令信号 $\boldsymbol{r}=\left[\theta_{\mathrm{cmd}}\quad \phi_{\mathrm{cmd}}\quad \beta_{\mathrm{cmd}}\right]^{\mathrm{T}}=[2.5°\quad 20°\quad 0°]^{\mathrm{T}}$, 仿真结果如图 11～图 14 所示。

由图 11～图 14 可以看出, 基于 INDI 的控制律和基于 PID 的控制律都能够很好地实现控制功能, 也就是跟踪俯仰角和滚转角的指令, 同时抑制侧滑角的产生。但相比较来说, 基于 INDI 的控制律在控制品质上更为良好, 响应速度快, 超调量小, 动态性能好, 稳态误差低, 在控制初始阶段就可以全部舵面参与俯仰控制, 控制效率更高, 体现出动态逆在控制性能上的优越性。

4.2　RTM/S 切换仿真

虽然 INDI 表现出很好的控制品质, 但在实际飞行中, 飞行器可能面临各种复杂问题, 基于先进

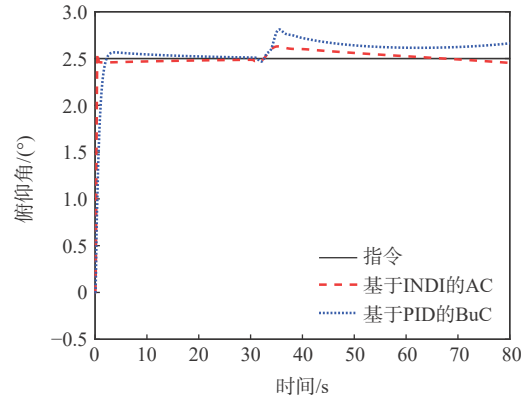


图 11　俯仰角-时间曲线

Fig. 11　Pitch angel vs. time

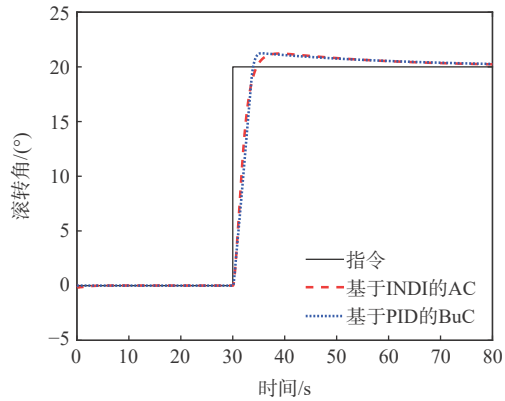


图 12　滚转角-时间曲线

Fig. 12　Roll angel vs. time

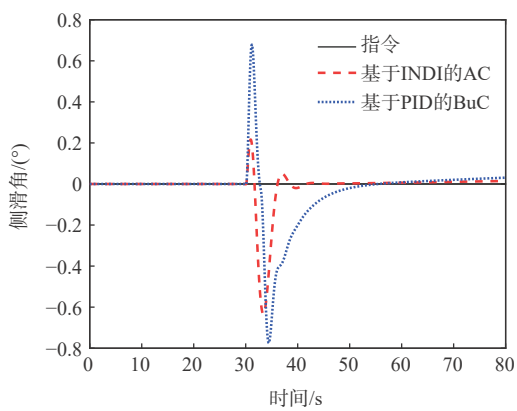


图 13　侧滑角-时间曲线

Fig. 13　Sideslip angel vs. time

控制理论的控制律在安全性、可靠性上可能存在一定的不足, 本节通过非理想工况来进行仿真验证, 表明 RTM/S 和 BuC 的设计能够在一定程度上提升系统的安全性。给出指令信号$\boldsymbol{r}=\left[\theta_{\mathrm{cmd}}\quad \phi_{\mathrm{cmd}}\quad \beta_{\mathrm{cmd}}\right]^{\mathrm{T}}=[2.5°\quad 20°\quad 0°]^{\mathrm{T}}$, 并假设第 30 s 时对角加速度估计信号 (见图 6 中$\hat{\omega}_0$信号) 加入常值不确定干扰, 表征神经网络估计失效, 分别基于 INDI 和基于切换的 BuC 进行仿真, 仿真结果如图 15～图 18 所示。

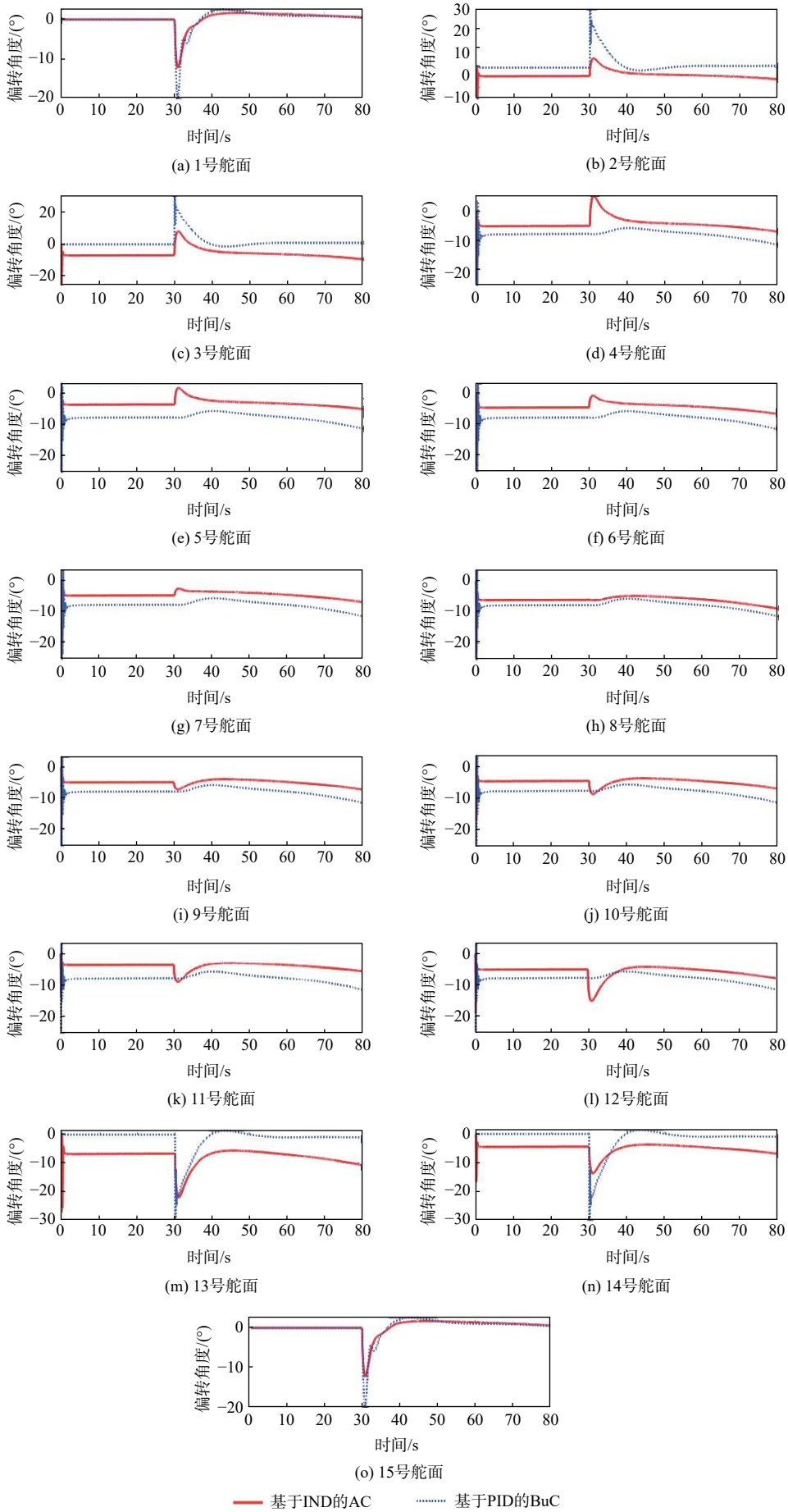


图 14 舵面偏转-时间曲线

Fig. 14 Surface deflection vs. time

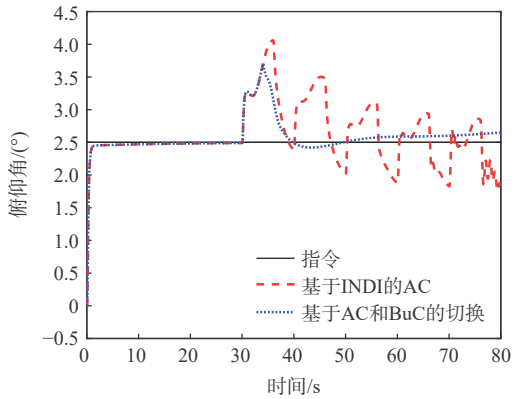


图 15　切换控制的俯仰角-时间曲线

Fig. 15　Pitch angel vs. time of switching control

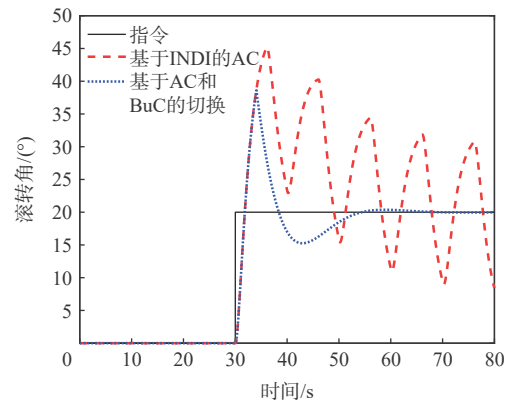


图 16　切换控制的滚转角-时间曲线

Fig. 16　Roll angel vs. time of switching control

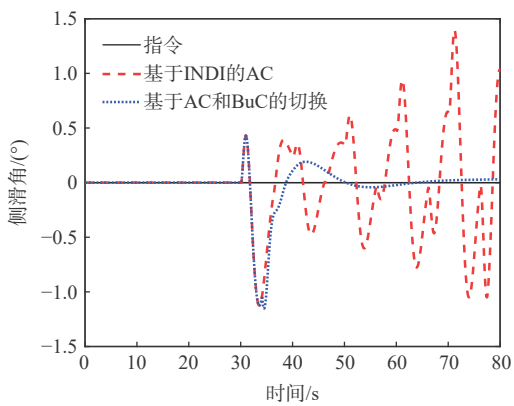


图 17　切换控制的侧滑角-时间曲线

Fig. 17　Sideslip angel vs. time of switching control

由图 15～图 18 可以看出, 在角加速度估计存在错误或误差, 对动态逆的控制品质存在一定的影响。而在经过如图 10 所示的状态监控和切换逻辑判定后(仿真 34 s 滚转角超过 35°时), 接入 BuC 控制, 可以实现三轴解耦和只依赖于传统传感器进行控制, 结构逻辑都较为简单可靠, 能够将飞行器控制在安全边界以内, 证明了基于 BuC 和 RTM/S 的控制逻辑能够保证系统的安全性。

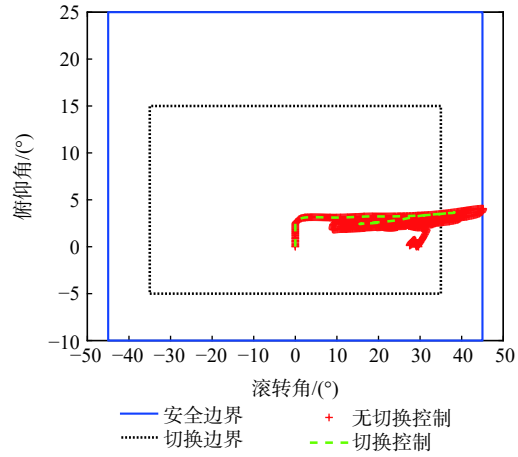


图 18　切换控制的姿态边界

Fig. 18　Attitude boundary of switching control

5　结　论

针对 BWB 飞行器飞行控制系统设计, 经 STPA 和仿真验证, 得到以下结论:

1) 安全性分析能够给出系统的设计需求, 发现已有的设计漏洞, STPA 方法适合内部存在复杂耦合关系的系统安全性分析, 能够全面覆盖到 UCA, 对致因进行多角度分析。

2) 基于 INDI 的 AC 和基于 PID 的 BuC 都能够保证系统的稳定和对指令信号的跟踪, 通过仿真加以比较, AC 的控制性能更好, 但 BuC 的控制结构简单且验证较为充分。

3) 为能够同时兼顾性能与安全性, 在 AC 和 BuC 之间设计切换方法, 切换逻辑依据飞行状态与操纵面输入之间的关系确定, 同时考虑切换过程应匹配 BuC 的响应速度。切换方法在一定程度上提升了整个控制系统的可靠性, 使 BWB 飞行器能够运行在安全区域内, 满足民机高安全性需求。

参考文献（References）

[1] 王刚, 张彬乾, 张明辉, 等. 翼身融合民机总体气动技术研究进展与展望[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623046.
WANG G, ZHANG B Q, ZHANG M H, et al. Research progress and prospect for conceptual and aerodynamic technology of blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623046(in Chinese).

[2] TYLER L, ENRIC X, GEIR D. L_1 adaptive control augmentation system for the X-48B aircraft: AIAA 2009-5619[R]. Reston: AIAA, 2009.

[3] 陈勇, 董新民, 薛建平, 等. 多操纵面飞控系统约束自适应控制分配策略[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(5): 1118-1123.
CHEN Y, DONG X M, XUE J P, et al. Constrained adaptive control allocation for multi effector flight control system[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(5): 1118-1123(in Chinese).

[4] 王发威, 董新民, 王小平, 等. 基于WPI的多操纵面飞机积分滑模

容错控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(10): 1378-1385.
WANG F W, DONG X M, WANG X P, et al. Fault tolerant control of multi-effectors aircraft using integral sliding model with WPI[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(10): 1378-1385(in Chinese).

[5] 朱鹏, 董文瀚. 考虑执行器非线性的多操纵面飞机舵面故障容错控制[J]. 飞行力学, 2019, 37(5): 51-56.
ZHU P, DONG W H. Fault-tolerant control for multi-effector aircraft actuator failure with actuator nonlinearity[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(5): 51-56(in Chinese).

[6] ANTHONY M A, JOHN F B, JONATHAN R G, et al. Run-time assurance for advanced flight-critical control systems: AIAA 2010-8041[R]. Reston: AIAA, 2010.

[7] ASTM. Standard practice for methods to safely bound flight behavior of unmanned aircraft systems containing complex functions: F3269-17[S]. West Conshohocken: ASTM Committee F38, 2017: 1-9.

[8] KERIANNE H G, MATTHEW A C, JONATHAN A H, et al. Run-time assurance and formal methods analysis nonlinear system applied to nonlinear system control[J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2017, 14(4): 232-246.

[9] LOYD R H, MATTHEW C, DAVID S. Certification strategies using run-time safety assurance for part 23 autopilot systems[C]//Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-10.

[10] ALEC B, WILLIAM G, NEHA G. Application of run-time assurance architecture to robust geofencing of SUAS: AIAA 2018-1985 [R]. Reston: AIAA, 2018.

[11] REMUS C A, XIAODONG Z, JONATHAN M. Nonlinear adaptive control of quadrotor UAVs with run-time safety assurance: AIAA 2017-1896[R]. Reston: AIAA, 2017.

[12] MARK A S, LOYD R H, WES R. Leveraging ASTM industry standard F3269-17 for providing safe operations of a highly autonomous[C]//Proceedings of 2020 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-10.

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

[14] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 52-62.
WU S T, FEI Y H. Flight control system[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 52-62(in Chinese).

[15] 党小为, 唐鹏, 孙洪强, 等. 基于角加速度估计的非线性增量动态逆控制及试飞[J]. 航空学报, 2020, 41(4): 323534.
DANG X W, TANG P, SUN H Q, et al. Incremental nonlinear dynamic inversion control and flight test based on angular acceleration estimation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(4): 323534(in Chinese).

[16] XUERUI W, ERIK-JAN V, QIPING C. Stability analysis for incremental nonlinear dynamic inversion control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(5): 1116-1129.

[17] JAMES E W, JOHN V F. Defining commercial transport loss-of-control: A quantitative approach: AIAA 2004-4811[R]. Reston: AIAA, 2004.

Design of flight control system for BWB civil aircraft considering safety

MA Liqun*, SUN Xiaozhe

(Safety Science and Engineering College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Blended wing-body (BWB) aircraft can meet the economic, environmentally friendlyand low-carbon operation needs and is one of the key development directions of future civil aviation. Aiming at the flight control system of BWB aircraft, its safety analysis and system design are studied. First, a description of the system-theoretic accident model, processes, and associated safety analysis procedure is provided. The complex logic relationship, unsafe control actions and hazard cause factors in the control system of BWB aircraft are analyzed emphatically. Then the switching system is designed. Analyzing the switching logic, the design process for both the high reliability backup system and the low reliability advanced system is presented. Finally, the simulation is carried out based on the design. The examination of the complicated logic relationships in the BWB flight control system can be understood using the applied safety analysis approach, and the designed flight control system has a certain level of safety and viability.

Keywords: blended wing-body aircraft; flight control; STPA safety analysis; modeling and simulation; run-time monitor/switch

Received: 2021-06-22; **Accepted**: 2021-08-13; **Published Online**: 2021-08-25 17:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210825.0857.001.html

Foundation item: The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122020067)

* **Corresponding author**. E-mail: lqma@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0364

基于液滴参数检测的涡街湿气过读预测模型

李金霞[1]，丁红兵[2,*]，王超[2]，孙宏军[2]

(1. 中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300；
2. 天津大学 电气自动化与信息工程学院，天津 300072)

摘 要：为提高两相涡街湿气测量精度，针对传统涡街过读公式预测精度差、适用范围受限问题，提出基于夹带液滴参数（夹带率和粒径）的涡街过读预测模型。为进行不同夹带液滴工况的实验研究，建立基于雾化混合的可调压环雾状流实验装置，并建立光学图像法测量系统，获得液滴直径及其分布信息。结合环雾状流型及涡街过读机制，考虑液滴-液膜传质和液滴-旋涡耦合作用，提出影响涡街过读的无量纲尺度参数。建立基于液相加载量、韦伯数和斯托克斯数的涡街过读预测模型，将夹带液滴参数和载气参数（密度和速度）的影响考虑在内，理论上可拓展公式适用范围。最后，评估现有过读关联式的预测性能，并结合实验和模型假设中夹带液滴参数的差异进行详细分析，进一步确认了夹带率和粒径对涡街过读特性的重要影响。结果表明：所提模型在不同液滴夹带条件下都给出了很好的预测，相对偏差在±1.0%以内，预测精度和可拓展性较其他公式有了较大提高。

关 键 词：湿气两相流；涡街流量计；环雾状流；仪表过读；夹带液滴
中图分类号：TP212.9
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0815-10

低含液率两相流广泛存在于石油化工、能源动力、航空航天等领域。例如，在航空航天领域，所有的民航机和大部分军事作战飞机都采用空气循环制冷系统，其中蒸发器和冷凝器都工作在两相流状态[1]。飞行器内部的环境控制和电子设备冷却，也存在很多工作在两相流条件下的热交换器[2]。在天然气工业，为优化生产、减少运营成本，凝析天然气的开采、集输和贸易，都需要对湿气流量进行精确计量。美国石油协会[3]将湿气流动分为3类，其中当洛马参数 X_{LM} 小于0.02时定义为Ⅰ类湿气，主要产生于分离器气相出口，液相体积含率低于0.5%、以环雾状流型为主[4]。由于涉及财政计量和贸易公平性，Ⅰ类湿气的准确计量尤为重要[5]。由此可见，气液两相流参数的测量对工业设备的安全运行和经济节能均意义重大。

由于涡街流量计具有量程比宽、稳健、成本低等优点，被广泛应用于Ⅰ类湿气的在线测量。由于湿气中液相含量非常少，Ⅰ类湿气计量的主要目标是提高气相测量精度。然而，当单相涡街流量计用于两相工况测量时，少量液相的加载将影响涡街流量计的仪表系数，导致气相体积流量预测偏高(过读)(overreading, OR)，这将引起最大30%的测量误差[6]。为提高涡街流量计在湿气两相中的计量精度，研究者提出了一些涡街过读关联式[7]。然而，由于环雾状两相流动十分复杂，不同工况(气相流量、工况压力和温度、介质物性、安装工况等)的过读

收稿日期：2021-07-01；**录用日期**：2021-08-20；**网络出版时间**：2021-09-03 17:11
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210903.1445.002.html
基金项目：国家自然科学基金(51876143,61873184,61627803)；中央高校基本科研业务费项目中国民航大学专项(3122021036)
*通信作者. E-mail：hbding@tju.edu.cn

引用格式：李金霞，丁红兵，王超，等. 基于液滴参数检测的涡街湿气过读预测模型[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：815-824.
LI J X，DING H B，WANG C，et al. A new overreading model for wet gas vortex metering considering entrained droplet flow parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：815-824 (in Chinese).

公式系数不同，不同研究者得到的过读公式形式也不同，无法提炼得到统一的过读关联式。更重要的是，大部分过读公式都是根据入口条件直接拟合得到，没有考虑两相流内部流动的差异（如流型、液滴-液膜传质、液滴流动参数等），导致公式适用范围受限。

为深入研究涡街过读机制，本文开展了基于夹带液滴参数（夹带率和粒径）检测的涡街过读研究。建立了基于雾化混合的环雾状流实验装置，构建了光学图像测量系统用于液滴粒径测量，分析了影响涡街过读特性的尺度参数，并提出基于夹带液滴参数的涡街过读预测模型。

1 涡街湿气测量仪表过读

涡街流量计是基于卡门涡街原理的速度式流量计（见图1），在单相流测量中，其一般工作在仪表线性区，即斯特劳哈尔数 $St_0 = f_{VS}d/U$ 近似为常数的雷诺数范围，f_{VS} 为旋涡脱落频率，d 为发生体迎流面宽度，U 为来流平均速度。在环雾状两相流中，由于液相加载的影响，两相斯特劳哈尔数 $St = f_{VS}d/U_{sg}$ 较单相工况偏高，导致在湿气测量中气相体积流量预测偏高，引起过读问题：

$$\mathrm{OR} = \frac{Q_{g,\mathrm{apparent}}}{Q_g} = \frac{St}{St_{0,\mathrm{mean}}} \tag{1}$$

式中：$Q_{g,\mathrm{apparent}}$ 和 Q_g 分别为环雾状流中气相体积流量的示值和真实值；$St_{0,\mathrm{mean}}$ 为单相工况仪表线性区斯特劳哈尔数均值。

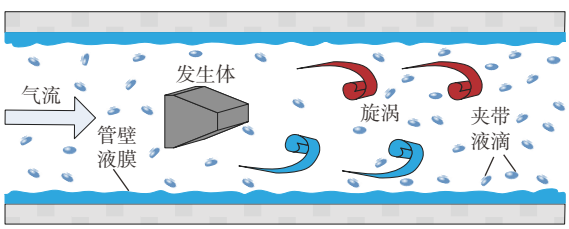


图1 湿气环雾状中的涡街现象

Fig. 1 Vortex street in annular mist flow of wet gas

在环雾状两相流中，液相一部分以薄液膜形式在管壁附近低速流动，另一部分以离散液滴形式被气核所夹带（见图1）。Li等[7-8]的理论分析和实流实验都表明，离散液滴是影响涡街过读的主要影响因素。因此，本文只考虑起主导作用的液滴相影响。根据文献[9]中的量纲分析方法，可能影响涡街过读的实验条件有

$$\mathrm{OR} = f\left(\phi, d_p/D, \rho_g/\rho_l, Re_g\right) \tag{2}$$

式中：液相质量加载量 $\phi = m_l/m_g$，m 为质量流量，下标g和l分别代表气相和液相；雷诺数 $Re_g = U_{sg}D/\nu$，U_{sg} 为气相表观流速，D 为管道公称直径，ν 为气相运动黏度；d_p 为离散液滴直径；ρ 为介质密度。

为分析两相涡街过读规律，分别在不同工况（压力、气相流量、液相流量、液滴直径）下进行实验。

2 实验装置与测量技术

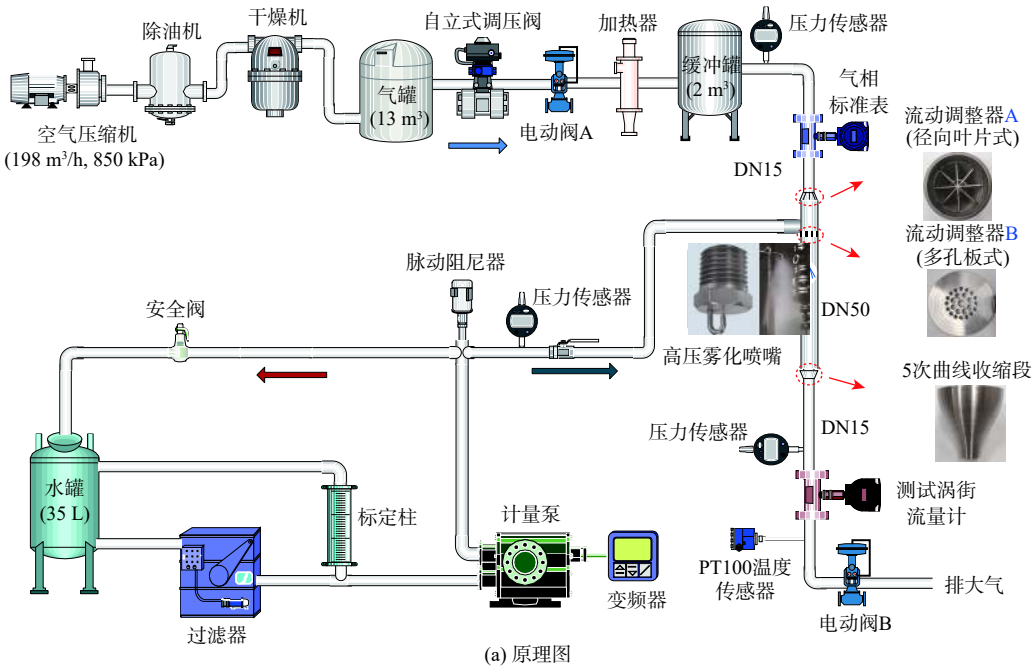
2.1 环雾状流实验装置

为进行环雾状流涡街测量特性实验，设计了基于雾化混合的可调压环雾状流实验装置，如图2所示，系统主要参数如表1所示。为提高液滴含量、便于控制液滴直径，将水雾化为μm级液滴后与气相混合，以形成环雾状流型。测试段公称直径 $D = 15.0$ mm，介质为空气和水。气路压力经自立式调压阀稳压后，由电动阀A和B调节，经缓冲罐可进一步稳压。为稳定气流、减少扩径段旋流影响，分别加装径向叶片式和多孔板式流动调整器（A和B）；为减少液滴管壁沉积、提高液滴含量，设计5次曲线剖面收缩段。气体体积流量通过标准表测量，水路质量流量由高压隔膜式计量泵控制，通过改变变频器输出和计量泵行程实现调节[10]。为防止水路压力过高危害装置运行安全，在水路加装安全阀，当水压高于设定安全压力（9.5 MPa）时，安全阀开启泄压。

采用撞针式液压雾化喷嘴，加压液体通过一定尺寸的小孔后，与喷口处的红宝石撞针碰撞，产生μm级液滴。液压喷嘴最重要的尺寸为喷口直径 d_0。为了产生不同粒径的液滴，选用不同孔径的雾化喷嘴，PJ6（$d_0 = 0.152$ mm）、PJ8（$d_0 = 0.203$ mm）和PJ10（$d_0 = 0.254$ mm）。为了防止水中杂质影响雾化效果，在水路加装多级过滤器。

2.2 图像法液滴测量系统

为测量雾化喷嘴产生的液滴粒径信息，建立基于光学图像法的粒度测量系统，如图3所示，主要由CCD工业相机、LED光源、频闪控制器和计算机组成，测量系统主要参数如表2所示。基于单帧单曝光方法获取液滴原始图像，经预处理（光照不均校正、对比度增强、去噪、二值化、不完整液滴去除等）后，可获得清晰的液滴图像，如图4所示。设置曝光时间为短曝光（1 μs），基于等效圆原理提



(a) 原理图



(b) 实物图

图 2　基于雾化混合的可调压环雾状流实验装置

Fig. 2　Experimental device for pressure-adjustable annular mist flow loop based on atomizing mixing

表 1　环雾状流实验装置主要参数

Table 1　Main parameters of annular mist flow loop

参数	范围
操作压力/kPa	100～700
操作温度/℃	0～80
气相标准表体积流量/($m^3 \cdot h^{-1}$)	9～25
计量泵测量液相流量/($kg \cdot h^{-1}$)	1.7～17
雾化喷嘴压力/MPa	0～9.5

注: 参数项测量精度相对误差分别为0.1%, 0.5%, 1.0%, 2.0%, 1.0%。

取液滴直径及其分布信息(见图 4 (b))。更多测量系统细节、图像预处理与特征提取算法, 请参阅文献 [11]。

为得到夹带液滴图像, 避免液滴管壁沉积引起的图像采集困难问题, 在高透明石英玻璃视窗基础上, 设计了一种嵌入管道的圆柱形有机玻璃管(见图 3)。实验结果表明, 可有效实现液膜隔离。由于圆柱管嵌入深度较小(10 mm, 管径的1/5), 因此, 其对流场的影响几乎可忽略。

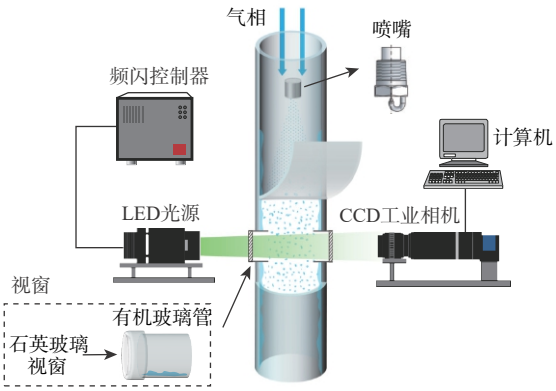


图 3 基于光学图像法的粒度测量系统

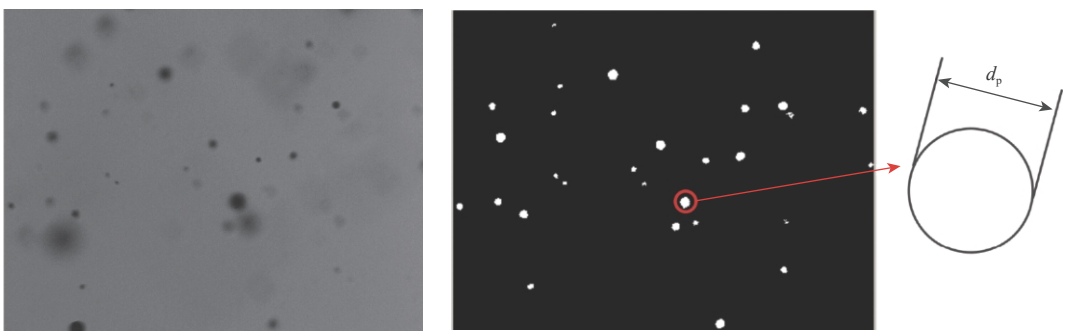
Fig. 3 Diagram of particle size measurement system based on optical imaging method

表 2 测量系统主要参数

Table 2 Main parameters of measurement system

系统组成	参数	取值
相机	分辨率	1 280×1 024
	像素/(μm×μm)	3.45 ×3.45
	曝光时间/μs	1～10
	帧率/fps	10
远心镜头	工作距离/cm	9.2～12
	放大倍率	0.5～4.5
控制器	功率/W	50
	输出电压/V	5
光源	波长/nm	532 (绿光)

注: fps为帧/s。



(a) 液滴原始图像 (b) 预处理后图像及短曝光测径原理

图 4 液滴原始图像及短曝光测径原理

Fig. 4 Original droplet image and principle of short exposure for diameter measurement

3 涡街过读分析与讨论

3.1 涡街过读建模

利用压电传感器检测涡信号，经过电荷放大、电压放大和 200～2 500 Hz 带通滤波器后，由采集卡采集。采样率为 20 kHz，采样时间为 7 s。为得到涡街单相测量特性，首先，在天津大学正压法音速喷嘴标准装置[12]上进行标定实验。在线性雷诺数 $Re_D = 4.10\times10^4 \sim 1.18\times10^5$ 范围内，平均斯特劳哈尔数 $St_{0,\mathrm{mean}} = 0.238\,9$，线性度为 1.093%，偏差在 ±1.2% 以内。

然后，在仪表线性范围内进行环雾状流涡街测试实验，采集不同实验条件(两相流量、工作压力、雾化喷嘴)的两相涡信号。由于两相涡信号为调幅调频的非平稳信号，为提高特征提取精度，利用脊平均提取技术进行特征频率的提取，即基于连续小波变换，计算瞬时脊频率的均值作为特征频率 f_{VS}[7]。不同载气工况、喷嘴口径和液相加载工况下的涡街过读及液滴索泰尔直径测量结果如表 3～表 5 所示。

可见，两相流工况下斯特劳哈尔数较单相工况

表 3 不同工况下的液滴粒径及过读特性 (PJ6)

Table 3 Droplet SMD and meter overreading under different conditions (PJ6)

载气工况	P/kPa	U_{sg}/(m·s^{-1})	Q_l/(mL·s^{-1})	d_p/μm	f_{VS}/Hz	OR
250 kPa, 18 m^3/h	246.8	29.7	0.39	18.0	1 714.7	1.011 0
	245.6	30.0	0.64	16.6	1 744.7	1.018 4
	243.7	30.7	0.77	16.1	1 793.4	1.021 6
	233.2	30.3	0.92	15.1	1 779.6	1.027 4
	247.3	29.2	0.99	14.6	1 719.0	1.028 8
	247.8	29.6	1.04	14.3	1 740.8	1.030 2
250 kPa, 24 m^3/h	249.4	40.4	0.36	17.5	2 273.1	1.010 5
	250.6	40.2	0.61	16.3	2 276.8	1.018 1
	252.2	40.0	0.79	15.8	2 277.7	1.023 3
	252.7	39.7	0.93	14.8	2 272.9	1.027 6
	255.7	39.6	1.01	14.5	2 270.9	1.029 9
	255.4	39.5	1.07	14.0	2 268.5	1.031 7
350 kPa, 18 m^3/h	358.1	29.4	0.38	20.1	1 696.9	1.012 8
	354.1	29.2	0.61	18.1	1 697.1	1.018 4
	347.5	30.0	0.78	16.8	1 754.4	1.026 3
	345.8	29.9	0.93	16.5	1 761.4	1.032 0
	352.1	29.6	1.03	15.7	1 748.1	1.034 5
	345.5	29.9	1.05	15.5	1 767.1	1.035 9

表 4　不同工况下的液滴粒径及过读特性 (PJ8)

Table 4　Droplet SMD and meter overreading under different conditions (PJ8)

载气工况	P/kPa	U_{sg}/(m·s^{-1})	Q_l/(mL·s^{-1})	d_p/μm	f_{vs}/Hz	OR
250 kPa, 18 m^3/h	253.8	30.6	0.46	36.1	1 761.7	1.008 2
	262.5	30.2	0.93	31.2	1 754.5	1.016 7
	257.0	30.0	1.42	25.3	1 759.9	1.026 2
	253.4	30.3	1.85	24.2	1 790.6	1.034 4
	252.8	30.4	2.23	21.5	1 809.2	1.041 3
	248.6	29.9	2.58	20.9	1 794.9	1.049 4
	267.4	29.4	2.89	19.6	1 770.2	1.052 6
	258.4	30.4	3.17	19.2	1 836.6	1.057 7
250 kPa, 24 m^3/h	255.6	40.6	0.53	30.9	2 285.0	1.010 3
	259.6	40.4	1.01	22.9	2 295.4	1.020 0
	261.4	39.9	1.46	21.6	2 286.3	1.028 8
	257.2	40.3	1.87	20.9	2 328.1	1.037 4
	262.9	40.4	2.23	20.6	2 345.2	1.043 4
	256.3	40.6	2.57	19.9	2 373.0	1.051 2
	260.2	40.7	2.84	19.3	2 389.0	1.055 8
	250.3	40.7	3.13	19.0	2 409.1	1.063 9
350 kPa, 18 m^3/h	352.9	29.7	0.48	39.5	1 708.9	1.008 7
	359.7	30.1	1.02	34.4	1 746.2	1.018 3
	348.3	30.3	1.44	28.1	1 771.3	1.026 5
	355.7	30.1	1.83	25.6	1 773.3	1.033 0
	358.6	30.1	2.23	23.1	1 785.7	1.039 7
	350.4	30.2	2.55	22.4	1 801.7	1.046 8
	347.8	29.5	2.86	20.5	1 771.1	1.053 7
	350.9	30.1	3.13	20.0	1 815.7	1.057 2

表 5　不同工况下的液滴粒径及过读特性 (PJ10)

Table 5　Droplet SMD and meter overreading under different conditions (PJ10)

载气工况	P/kPa	U_{sg}/(m·s^{-1})	Q_l/(mL·s^{-1})	d_p/μm	f_{vs}/Hz	OR
250 kPa, 18 m^3/h	246.0	29.9	2.00	58.0	1 772.5	1.038 5
	243.0	30.4	2.40	45.4	1 818.7	1.045 7
	250.5	30.4	2.93	36.8	1 830.6	1.054 2
	255.6	30.2	3.36	34.0	1 832.7	1.061 4
	255.7	30.0	3.77	32.8	1 833.8	1.069 3
	244.6	29.9	4.21	28.2	1 848.1	1.081 1
	246.6	29.1	4.65	26.3	1 818.2	1.091 7
250 kPa, 24 m^3/h	254.7	40.8	2.01	46.5	2 363.1	1.041 6
	255.5	39.9	2.46	38.4	2 336.8	1.051 9
	258.5	40.1	2.96	31.2	2 368.8	1.061 7
	247.1	40.5	3.87	27.9	2 443.7	1.083 8
	249.8	39.9	4.33	24.8	2 428.3	1.093 9
350 kPa, 18 m^3/h	344.8	29.9	2.09	61.1	1 763.7	1.036 1
	357.5	29.4	2.52	52.3	1 749.1	1.042 9
	351.5	30.2	3.01	40.5	1 810.2	1.050 7
	360.1	29.6	3.43	38.6	1 783.4	1.057 7
	358.9	29.5	3.88	34.2	1 791.4	1.065 8
	359.8	29.3	4.32	31.3	1 794.9	1.073 6
	362.8	29.3	4.72	29.1	1 802.1	1.079 6

偏高, 导致气相体积流量预测偏高。随着液相流量增大, 涡街过读 OR 呈增长趋势, 最大过读因子为 1.094。在本文工况下, 由过读引起的气相流量测量误差最大可达到 9.4%。为提高湿气中涡街计量精度, 需要对仪表过读进行预测和修正。

为观察载气工况(工作压力、气相流量)和水喷嘴口径对涡街过读的影响, 以液相质量加载量 ϕ 为横坐标作图, 如图 5 所示。可见, 随着液相加载量的增大, 涡街过读 OR 呈整体增长趋势, 说明涡街过读与液相加载量呈正相关。但是, 图 5 中不同载气工况和水喷嘴口径下的 OR-ϕ 曲线增长率并不相同, 数据分散性较大, 无法得到统一的过读关联式。这说明除了入口参数液相加载量外, 还有其他尺度参数影响涡街过读。由图 5 可知, 相同载气工况下, 水喷嘴口径不同, 则对应的 OR-ϕ 增长率也不同, 这说明液滴直径影响涡街两相过读特性。

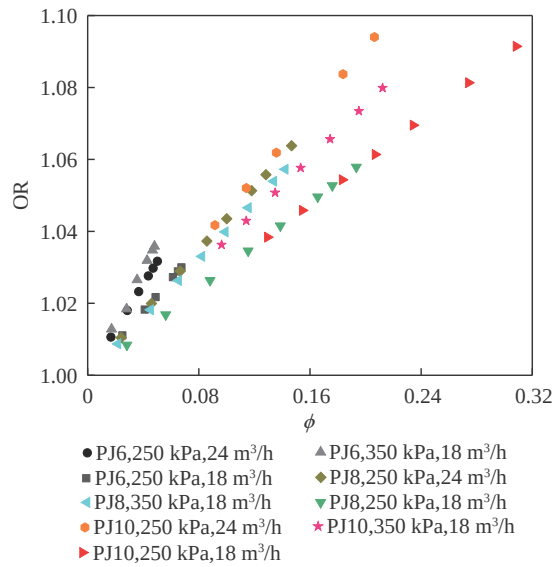


图 5　涡街过读随液相质量加载量的变化

Fig. 5　Meter overreading versus liquid mass loading

利用 2.2 节中的图像法粒度测量仪, 对不同工况下的液滴直径进行测量, 并提取比表面积平均直径 $d_{32}=\sum n_i d_i^3 \Big/ \sum n_i d_i^2$, 又称索泰尔平均直径(Sauter mean diameter, SMD), 作为液滴统计特征直径 d_p。不同喷嘴口径下液滴平均粒径随液相体积流量的变化如图 6 所示。可见, 液滴平均直径 d_p 主要与喷嘴孔径和液相流量有关。随着液相流量 Q_l 的增大, 液滴平均直径 d_p 减小; 随着喷嘴孔径 d_0 的增大, 液滴平均直径 d_p 增大。除此之外, 载气压力和流量也会影响粒径。

在颗粒两相涡街中, 涡街过读特性与液滴-旋涡相互作用密切相关[13]。除液相质量加载量 ϕ 外, 斯

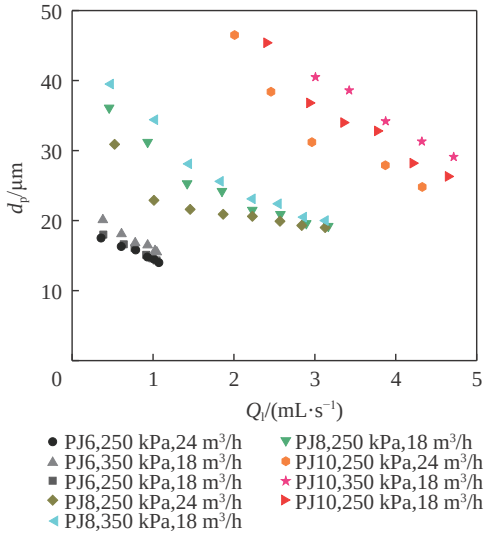


图 6 液滴索泰尔直径随液相体积流量的变化

Fig. 6 Droplet SMD versus liquid volume flowrate

托克斯数也是影响涡街尾迹的重要参数，其主要受液滴直径影响，通过影响液滴在旋涡中的分散特性，进而影响两相涡街动力学特性。表征液滴直径对涡街过读的影响，本文引入宏观斯托克斯数 St_L，定义为颗粒动力学响应时间 τ_p 与流场特征时间 τ_g 的比值：

$$St_L = \frac{\tau_p}{\tau_g} = \frac{\rho_l d_p^2/(18\nu\rho_g)}{D/U_{sg}} = \frac{\rho_l}{\rho_g}\cdot\frac{d_p^2 U_{sg}}{18\nu D} \tag{3}$$

涡街过读 OR 随斯托克斯数 St_L 的变化如图 7 所示。可见，随着斯托克斯数 St_L 的增大，涡街过读 OR 整体减小，说明涡街过读与斯托克斯数呈负相关，这与文献 [9] 的仿真结果相一致。

除液相加载量和斯托克斯数外，涡街过读还与液滴-液膜之间的传质过程有关。在环雾状流中，液滴-液膜传质过程与气相惯性力、液体表面张力之间的竞争机制有关。韦伯数可以表征惯性力与表面张力的比值，为有效表征液滴夹带过程，本文采用 Sawant 等[14] 提出的考虑密度比影响的修正韦伯数定义为

$$We_g = \frac{\rho_g U_{sg}^2 D}{\sigma}\left(\frac{\rho_l-\rho_g}{\rho_g}\right)^{1/4} \tag{4}$$

根据 Li 等[8, 15] 的研究，涡街过读与液滴加载量 ($\phi_p = E\phi$) 呈正相关，其中，$E = m_p/m_l$ 为夹带率。根据 Sawant 等[14] 的液滴夹带理论，夹带率 E 主要与韦伯数和液相雷诺数有关。在涡街流量测量范围内，夹带率 E 主要位于韦伯数控制区，也即 $E = f(We_g)$，且夹带率与韦伯数呈正相关。

根据本节分析，利用幂函数形式对环雾状流中的涡街过读进行建模：

$$\mathrm{OR} = 1 + kWe_g^{\alpha}\phi^{\beta}St_L^{\gamma} \tag{5}$$

式中：k 为常数系数；α、β 和 γ 为幂指数。结合液滴-液膜传质及液滴-旋涡耦合作用，通过引入斯托克斯数 St_L 和韦伯数 We_g，将夹带液滴参数（夹带率和粒径）和载气参数（密度和速度）考虑在内，理论上可拓展公式适用范围。

由本节定性分析可知，有系数 $k>0$，幂指数 $\alpha>0$，$\beta>0$，$\gamma<0$。对式(5)中的参数进行最小二乘拟合，得到 $k=0.003\,9$，$\alpha=0.540\,7$，$\beta=0.839\,8$，$\gamma=-0.057\,1$，与本节定性分析相符。

涡街过读 OR 随 $We_g^{0.540\,7}\phi^{0.839\,8}St_L^{-0.057\,1}$ 的变化如图 8 所示。确定系数 $R^2=0.950\,2$，相对均方根误差 (relative root mean square error, rRMSE) = 0.455%，相对误差在±1.0 以内，回归效果良好。

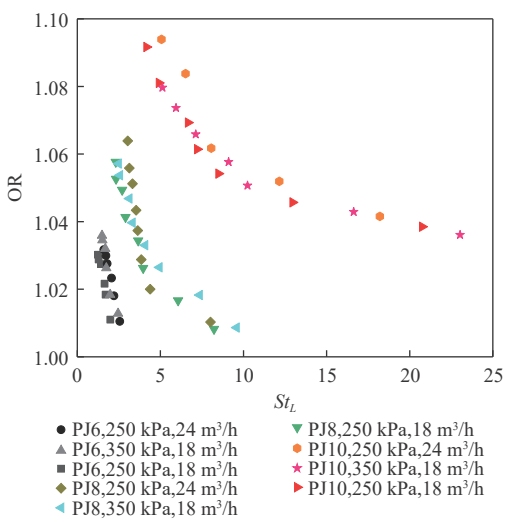


图 7 涡街过读随斯托克斯数的变化

Fig. 7 Meter overreading versus stokes number

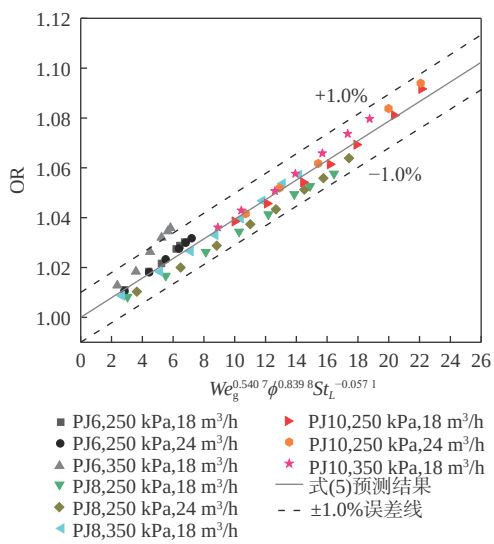


图 8 涡街过读预测结果

Fig. 8 Predicted results of meter overreading

式(5)中考虑了液滴-液膜传质及液滴-旋涡耦合作用, 通过引入斯托克斯数 St_L 和韦伯数 We_g, 将夹带液滴参数和载气参数考虑在内, 理论上可拓展式(5)(即本文所提过读公式)适用范围。

3.2　模型对比与讨论

为对比本文所提过读公式与其他公式的预测性能, 讨论公式在不同实验工况下的适用性, 利用本文的实验数据对其他过读公式进行评估。不同研究者提出的过读公式及其实验条件如表 6 所示, 实验与预测结果的对比如图 9 所示, 其中, 下标 exp 和 pre 分别代表实验值和预测值, MAPE 为平均绝对预测误差。

由图 9(a)可知, Hussein 和 Owen[16] 所提公式整体预测偏高, 且工况对应的韦伯数越大, 涡街过读 OR 预测误差越大, 这主要是由于实验工况的液滴夹带率不同。根据 Pan 和 Hanratty[17] 的研究, 夹带率与表面张力呈负相关。Hussein 和 Owen[16] 实验和本文实验的表面张力分别为 0.050 N/m (P = 400 kPa, 对应饱和温度 T = 143 ℃)和 0.073 N/m (T = 20 ℃), 而且 Hussein 和 Owen[16] 实验介质为水蒸气和水, 通过将雾化液滴喷入过热蒸汽中形成环雾状流。因此, Hussein 和 Owen[16] 实验中的夹带率比本文实验大的多。

由图 9(b)可知, Hall 和 Steven[18] 基于洛马参数 $X_{LM}=\phi\,(\rho_g/\rho_l)^{0.5}$ 的过读公式整体预测偏低, 最大预测误差达到 6.5%。这可能是由于文献中实验为水平管路, 与本文的竖直向下雾化混合方式相比, 实际液滴夹带率要低得多, 导致整体预测偏低。由本节分析可知, 液滴夹带率对涡街过读影响重大。如不考虑液滴含量的差异, 将导致过读公式预测误差较大、适用范围受限。

由图 9(c)可知, 贾云飞和孔德仁[19] 提出的公式整体预测效果良好, 这可能是由于夹带液滴工况与本实验相近。需要注意的是, 贾云飞和孔德仁[19] 提出的理论公式在推导过程中并没有考虑夹带率的影响, 其认为液相全部以液滴形式存在, 并假设参与旋转的液滴比例为 1/3, 也即对液滴-旋涡耦合作用有贡献的液滴占 1/3, 这与实际流动并不相符。Stewant 等[20] 进行了不同湿气压力条件下的涡街测量实验, 发现压力影响 OR-XLM 曲线的增长率, 但并未给出统一的过读公式。在实际环雾状流中, 除存在液滴-液膜传质外, 根据 Burger 等[21] 的研究, 液滴在旋涡中的分布和液滴-涡耦合作用与斯托克斯数有关。随着斯托克斯数增大, 液滴经历从完全跟随到与旋涡分离, 再到完全分离的过程。在此过程中, 与旋涡相互作用的液滴比例会发生变化。这种液滴对涡动力学的作用可通过斯托克斯数表征。值得注意的是, 无论是 Hussein 和 Owen[16]、Hall 和 Steven[18] 还是贾云飞和孔德仁[19] 所提公式, 在不同载气工况和液滴直径工况下的预测数据都十分分散, 这主要是因为没有考虑液滴-涡之间的耦合作用, 也即斯托克斯数的影响。

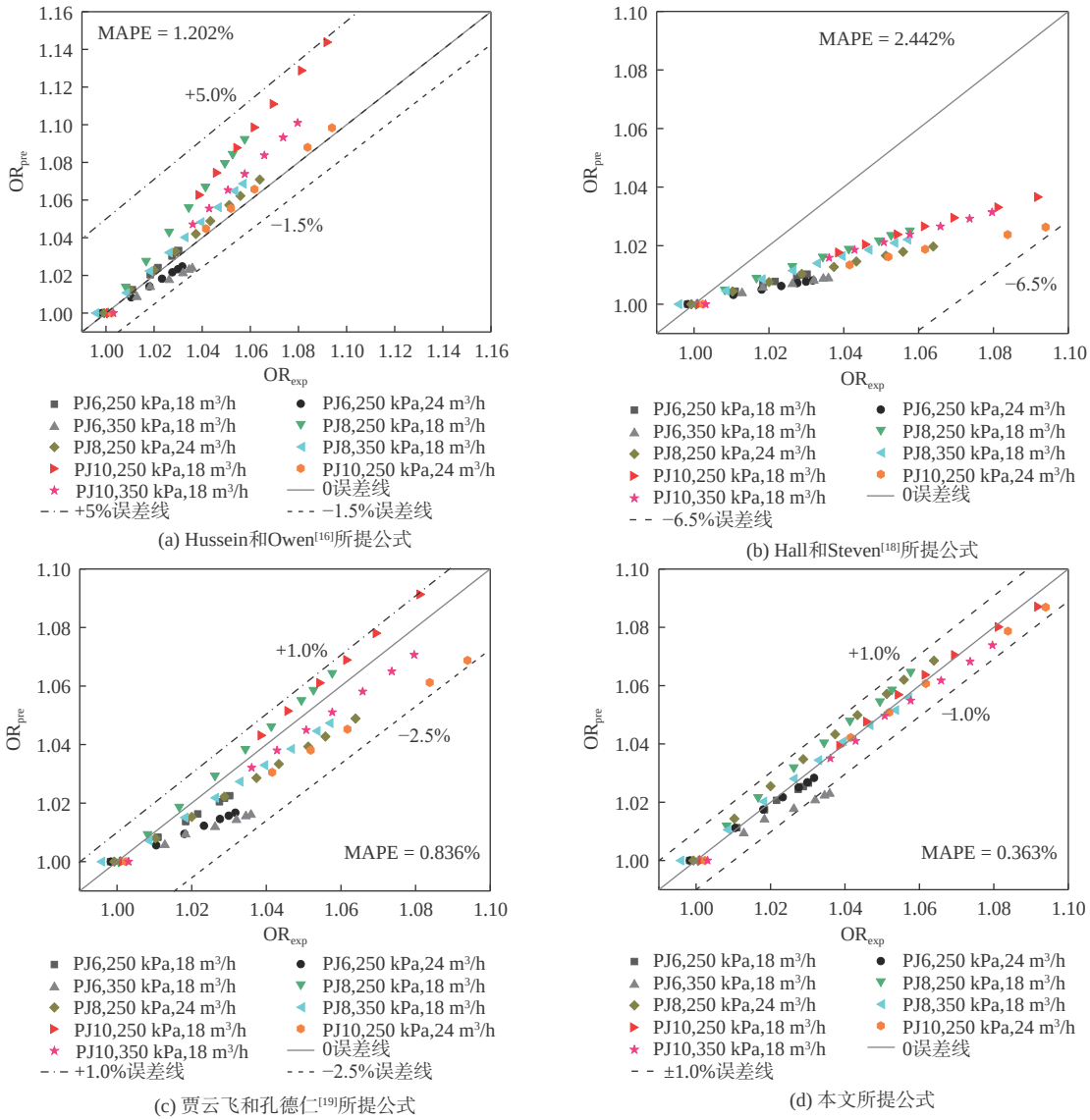
通过本节分析可知, 夹带液滴流动参数, 尤其是夹带率和液滴直径, 对两相旋涡脱落特性和涡街过读特性产生重要影响, 这也进一步验证了本文所提过读公式中尺度参数选择的合理性。

由图 9(d)可知, 本文基于液滴夹带参数提出的涡街过读公式, 在不同载气工况和夹带液滴工况下都给出了很好的预测, MAPE 为 0.363%, 95% 的实验点相对误差在 ±1.0% 以内, 较 Hussein 和 Owen[16]、Hall 和 Steven[18]、贾云飞和孔德仁[19] 所提的预测公式, 校正精度均有明显提高。在建模过程中, 由于考虑了液滴-液膜传质和液滴-旋涡耦合作用, 通过引入韦伯数和斯托克斯数, 将夹带液滴

表 6　涡街流量计在湿气测量中的过读公式及实验条件

Table 6　Vortex meter overreading correlations in wet gas and their experimental conditions

公式来源	工况压力/MPa	介质	混合方式	管径/mm	液相加载量/%	过读公式	校正精度/%
Hussein和Owen[16]	0.4 0.6	过热蒸汽、水	雾化喷嘴	50	0 ～ 19	$(1+\phi)^{0.5}$	2
Hall和Steven[18]	1.2 4.8 7.8	天然气、癸烷	引射器	100	0 ～ 56	$1+1.14X_{LM}^{0.84}$	2
贾云飞和孔德仁[19]	0.1	空气、水	引射器	50	0 ～ 75	$1+\frac{1}{3}\beta_l\frac{\rho_l}{\rho_g}$	10
Stewart等[20]	1.5 3.0 6.0	氮、煤油	引射器	100	0 ～ 60	$\begin{cases}1+2.59X_{LM}, & P=1.5\ \text{MPa}\\ 1+1.68X_{LM}, & P=3.0\ \text{MPa}\\ 1+1.22X_{LM}, & P=6.0\ \text{MPa}\end{cases}$	5
本文所提公式	0.25 0.35	空气、水	雾化喷嘴	15	0 ～ 30	$1+0.003\,9We_g^{0.540\,7}\phi^{0.839\,8}St_L^{-0.057\,1}$	1



(a) Hussein和Owen[16]所提公式　(b) Hall和Steven[18]所提公式

(c) 贾云飞和孔德仁[19]所提公式　(d) 本文所提公式

图 9　不同过读公式的预测结果与实验结果

Fig. 9　Predicted and experimental results of different meter overreading correlations

参数和载气参数的影响考虑在内，理论上将拓展所提过读公式的适用范围。

4　结　论

1）影响环雾状流涡街过读的无量纲尺度参数包括液相质量加载量、韦伯数和斯托克斯数。

2）夹带液滴流动参数，尤其是夹带率和液滴直径，对两相旋涡脱落特性和涡街过读特性产生重要影响。

3）通过考虑液滴-液膜传质和液滴-旋涡耦合作用，提出的涡街过读公式对环雾状流涡街过读给出了很好的预测，模型预测精度和可拓展性较其他公式有了较大提高。

参考文献（References）

[1] 盛碧霞, 冀海峰, 王保良, 等. 基于新型C4D的小管道气液两相流流型辨识方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(11): 2273-2279.
SHENG B X, JI H F, WANG B L, et al. Flow pattern identification method of gas-liquid two-phase flow in ductule based on new C4D[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(11): 2273-2279(in Chinese).

[2] 宋军辉, 宋保银, 张钊, 等. 逆载对管道内汽水两相流临界热流密度的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 842-848.
SONG J H, SONG B Y, ZHANG Z, et al. Effect of inverse load on critical heat flux of steam-water two-phase flow in a tube[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 842-848(in Chinese).

[3] BRIL J P, ARIRACHAKARAN S J. State of the art in multiphase flow[J]. Journal of Petroleum Technology, 1992, 44(5): 538-541.

[4] OSHINOWO T, CHARLES M E. Vertical two-phase flow: Part I. Flow pattern correlations[J]. The Canadian Journal of Chemical Engineering, 1974, 52(1): 25-35.

[5] MEHDIZADEH P, MARRELLI J, TING V C. Wet gas metering: Trends in applications and technical developments[C]//SPE Annual

Technical Conference and Exhibition. San Antordo: Society of Petroleum Engineers, 2002: 1-14.

[6] STEVEN R. Wet gas metering[D]. Scotland: University of Strathclyde, 2001.

[7] LI J X, WANG C, DING H B, et al. Online measurement of wet gas by modelling frequency and amplitude characteristics of a vortex flowmeter[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 69(6): 3666-3678.

[8] LI J X, WANG C, DING H B, et al. EMD and spectrum-centrobaric-correction-based analysis of vortex street characteristics in mist annular flow of wet gas[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2018, 67(5): 1150-1160.

[9] LI J X, WANG C, DING H B. Characteristics of vortex flowmeter in vapor-liquid mist flow[C]//International Instrumentation and Measurement Technology Conference. Houston: IEEE Instrumentation and Measurement Society, 2018: 1-6.

[10] WANG C, ZHANG Z X, DING H B, et al. Measurement property of vortex flowmeter in wet gas flow using mist flow apparat[C]// International Instrumentation and Measurement Technology Conference. Houston: IEEE Instrumentation and Measurement Society, 2018: 1-6.

[11] SUN H J, LUO Y K, DING H B, et al. Experimental investigation on atomization properties of impaction-pin nozzle using imaging method analysis[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2021, 122: 110322.

[12] WANG C, DING H B, WANG H. Thermodynamic model and dynamic temperature compensation positive-pressure-based sonic nozzle gas flow standard[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2013, 62(5): 1154-1165.

[13] YANG Y, CHUNG J N, TROUTT T R, et al. The effects of particles on the stability of a two-phase wake flow[J]. International Journal of Multiphase Flow, 1993, 19(1): 137-149.

[14] SAWANT P, ISHIII M, MORI M. Droplet entrainment correlation in vertical upward co-current annular two-phase flow[J]. Nuclear Engineering and Design, 2008, 238(6): 1342-1352.

[15] LI J X, WANG C, DING H B, et al. A new overreading model for wet gas vortex metering based on vorticity transport mechanism[J]. Measurement, 2020, 162: 107884.

[16] HUSSEIN I B, OWEN I. Calibration of flowmeters in superheated and wet steam[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 1991, 2(4): 209-215.

[17] PAN L, HANRATTY T J. Correlation of entrainment for annular flow in vertical pipes[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2002, 28(3): 363-384.

[18] HALL A, STEVEN R. A discussion on vortex meter technologies with wet gas flows[C]// Proceedings of 7th South East Asia Hydrocarbon Flow Measurement Workshop. Kuala Lumpur: TUV National Engineering Laboratory, 2008: 1-20.

[19] 贾云飞, 孔德仁. 基于波理论的涡街流量计雾状流测量模型[J]. 化工学报, 2009, 60(3): 601-607.
JIA Y F, KONG D R. Fog two-phase flow correlation for vortex flow meter based on theory of vortex street wave[J]. CIESC Journal, 2009, 60(3): 601-607(in Chinese).

[20] STEWART D G, HODGES D, BROWN G J. Recent research results in wet gas flow[C]//Proceedings of South East Asia Hydrocarbon Flow Measurement Workshop. Kuala Lumpur: TUV National Engineering Laboratory, 2004: 1-13.

[21] BURGER M, SCHMEHL R, KOCH R, et al. DNS of droplet-vortex interaction with a Karman vortex street[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2006, 27(2): 81-191.

A new overreading model for wet gas vortex metering considering entrained droplet flow parameters

LI Jinxia[1], DING Hongbing[2,*], WANG Chao[2], SUN Hongjun[2]

(1. College of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: To improve the wet gas metering accuracy by using a vortex flowmeter, aiming at the problems of low prediction accuracy and narrow application scope of the traditional meter overreading correlations, a meter overreading model based on flow parameters of the entrained droplets (entrainment fraction and droplet size) was proposed. To conduct experimental studies on different entrained droplet conditions, the annular mist flow loop based on atomizing mixing was developed, and the optical imaging system was built to measure the droplet diameter and distribution. The dimensionless scaling parameters were discovered by combining the annular mist flow pattern with the vortex meter overreading mechanism and taking into account the droplet-liquid film mass transfer and the droplet-vortex coupling mechanism. The meter overreading model was developed with liquid mass loading, Weber number and Stokes number, taking the effects of the entrained droplet parameters and the carried gas parameters (density and velocity) into consideration, thus, its application scope is expanded. Finally, the performance of other overreading correlations was evaluated and analyzed by the differences of the entrained droplet parameters in their experimental conditions and the model assumptions. The results indicate that the proposed model provides a uniform prediction for the meter overreading, the relative deviations are within ±1.0% error band, both the predicted accuracy and the model extensibility are greatly improved compared with other overreading correlations.

Keywords: wet gas flow; vortex flowmeter; annular mist flow; meter overreading; entrained droplet

Received: 2021-07-01; **Accepted**: 2021-08-20; **Published Online**: 2021-09-03 17:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210903.1445.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51876143,61873184,61627803); The Fundamental Research Funds for the Central Universities of Civil Aviation University of China (3122021036)

* **Corresponding author**. E-mail: hbding@tju.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0080

地基北斗GEO卫星直反信号功率测量偏差分析

阮宏梁[1]，洪学宝[2,*]，王永宁[3]，汉牟田[4]，杨东凯[4]

(1. 金华职业技术学院 商学院，金华 321017；2. 北京航空航天大学 前沿科学技术创新研究院，北京 100191；3. 中国联合网络通信有限公司 金华市分公司，金华 321017；4. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：针对接收天线方向性造成的北斗地球同步轨道（GEO）卫星直反信号功率测量偏差进行研究。给出地基场景下实际天线接收的直反信号及其功率表达式，讨论天线方向性造成的北斗GEO卫星直反信号功率测量相对偏差，设置具体观测场景进行仿真分析。理论与仿真结果表明：具体场景和时刻下的北斗GEO卫星直反信号功率测量偏差为固定偏差，由天线对干扰信号的抑制性能、天线架设高度和反射面介电常数共同决定；相对偏差的大小随着天线对干扰信号抑制性能的增强而减小，随着天线架设高度的变化在某一范围内波动，也会随着反射面介电常数的变化而变化。

关 键 词：全球导航卫星反射信号测量技术；北斗卫星导航系统；地球同步轨道卫星；功率测量偏差；天线方向性

中图分类号：V19; P237

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0825-07

全球导航卫星系统反射信号测量技术(global navigation satellite system reflectometry, GNSS-R)是当前机会信号遥感领域的研究热点之一[1-3]，中国自主建设运行的北斗卫星导航系统(BeiDou navigation satelite system, BDS)在该领域也得到了广泛应用[4-6]，特别是其独有的地球同步轨道(geostationary earth orbit, GEO)卫星因能够在地基场景下与观测设备形成持续稳定的几何关系而备受关注[7-9]。

在土壤湿度反演、海面溢油探测等GNSS-R功率测量应用中，通常利用反射信号功率或由直射信号功率归一化后的反射信号功率进行反射面特性的探测，因此，直反射信号功率测量的准确程度对反演结果准确度具有重要影响。在GNSS-R观测场景中，直射信号和反射信号同时存在，直射信号接收天线在接收直射信号的同时会接收到反射干扰信号，反射信号接收天线在接收反射信号的同时也会接收到直射干扰信号和交叉极化反射干扰信号。特别是在地基场景下，直射信号与反射信号之间的时间延迟和频率差别极小，无法通过空域滤波进行信号分离，这会造成直反信号功率测量偏差，最终影响地物参数反演性能。

对于天线方向性影响问题，国内外开展了一系列研究工作。Zavorotny等[10]推导了右旋圆极化(right hand circularly polarized, RHCP)天线接收的GNSS信号模型，建模过程中考虑了地面反射的RHCP多径信号影响，指出RHCP多径信号的存在会使得直射信号功率测量结果中存在偏差。文献[11-12]分别在利用机载数据进行GNSS-R土壤湿度反演过程中，采用低阶多项式拟合方法消除RHCP天线方向性造成的直射信号功率振荡偏差以提升土壤湿度反演精度。Alejandro[13]在GNSS-R陆地遥感应用研究中指出天线的交叉极化增益对

收稿日期：2022-02-18；**录用日期**：2022-09-18；**网络出版时间**：2022-11-08 10:43
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221108.0853.001.html
基金项目：浙江省基础公益研究计划 (LGN19D040001)
* **通信作者**. E-mail：Joyce_hong2008@yeah.net

引用格式：阮宏梁，洪学宝，王永宁，等. 地基北斗GEO卫星直反信号功率测量偏差分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：825-831. RUAN H L，HONG X B，WANG Y N，et al. Power measurement deviations of direct and reflected signals from BDS GEO satellites in ground-based GNSS-R applications[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：825-831 (in Chinese).

信号功率测量有重要影响，Roussel等[14]在利用具有较强左旋圆极化(left hand circularly polarized, LHCP)旁瓣的RHCP天线进行GNSS信号采集时观测到了LHCP反射信号对RHCP天线接收信号功率的影响。洪学宝等[15-16]考虑天线主极化和交叉极化增益分布，建立了地基GNSS-R功率测量应用中RHCP和LHCP天线接收信号模型，分析了天线方向性造成的信号相关功率测量系统误差，明确了直反信号功率观测序列中均存在随着卫星高度角变化的趋势偏差和振荡偏差，进而提出基于最小二乘多项式拟合的直反信号相关功率振荡偏差修正方法以提升土壤湿度反演精度。但是，文献[10-16]均是针对非GEO卫星信号展开，地基观测中北斗GEO卫星高度角几乎不变，其直反信号功率测量偏差特点与其他类型卫星势必有所不同，现有研究对此的讨论尚不充分。

本文将以RHCP和LHCP天线组合为例，分析天线方向性造成的北斗GEO卫星直反信号测量偏差及不同因素对偏差大小的影响情况，为基于北斗GEO卫星信号的地基GNSS-R功率测量应用中的天线设计、天线架设方式选取、反演误差分析和偏差修正方法研究等提供一定的支撑。

1 实际接收信号功率表达

给定地基GNSS-R观测场景：RHCP天线最大增益方向指向天顶，LHCP天线最大增益方向指向天底，两天线相位中心连线与反射面垂直，距离反射面高度分别为H_r和H_l，北斗GEO卫星高度角为θ。忽略噪声影响，t时刻RHCP天线和LHCP天线实际接收信号可表示为

$$\begin{cases} s_\mathrm{r}(t)=s_{\mathrm{r,R}}^{+}(t)+s_{\mathrm{r,R}}^{-}(t)+s_{\mathrm{r,L}}^{-}(t) \\ s_\mathrm{l}(t)=s_{\mathrm{l,L}}^{+}(t)+s_{\mathrm{l,R}}^{+}(t)+s_{\mathrm{l,R}}^{-}(t) \end{cases} \tag{1}$$

式中：s为信号；下标r和l分别表示RHCP天线和LHCP天线，R和L分别表示RHCP信号和LHCP信号；上标+和−分别表示信号由天线前向和后向入射。

假定反射面平整，式(1)中的各信号成分具有如下表达：

$$\begin{cases} s_{\mathrm{r,R}}^{+}(t)=\sqrt{P_0G_{\mathrm{r,R}}^{+}}E(t)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}(2\pi f_0t+\varphi_0)} \\ s_{\mathrm{r,R}}^{-}(t)=\sqrt{P_0G_{\mathrm{r,R}}^{-}}|\Gamma_{\mathrm{RR}}|E(t-\tau_1)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}[2\pi f_0(t-\tau_1)+\varphi_0]} \\ s_{\mathrm{r,L}}^{-}(t)=\sqrt{P_0G_{\mathrm{r,L}}^{-}}|\Gamma_{\mathrm{RL}}|E(t-\tau_1)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}[2\pi f_0(t-\tau_1)+\varphi_0]} \\ s_{\mathrm{l,L}}^{+}(t)=\sqrt{P_0G_{\mathrm{l,L}}^{+}}|\Gamma_{\mathrm{RL}}|E(t-\tau_2)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}[2\pi f_0(t-\tau_2)+\varphi_0]} \\ s_{\mathrm{l,R}}^{+}(t)=\sqrt{P_0G_{\mathrm{l,R}}^{+}}|\Gamma_{\mathrm{RR}}|E(t-\tau_2)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}[2\pi f_0(t-\tau_2)+\varphi_0]} \\ s_{\mathrm{l,R}}^{-}(t)=\sqrt{P_0G_{\mathrm{l,R}}^{-}}E(t-\tau_3)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}[2\pi f_0(t-\tau_3)+\varphi_0]} \end{cases} \tag{2}$$

式中：P_0为单位增益RHCP天线接收的直射信号功率；G为接收天线增益；Γ_{RR}和Γ_{RL}分别为右旋圆极化入射时右旋圆极化出射和左旋圆极化出射的反射系数；E为调制有导航电文数据的伪码序列；$\tau_1=2H_\mathrm{r}\sin\theta/c$为RHCP天线接收的反射信号相对于RHCP天线接收的直射信号的时间延迟；$\tau_2=(H_\mathrm{r}+H_\mathrm{l})\sin\theta/c$为LHCP天线接收的反射信号相对于RHCP天线接收的直射信号的时间延迟；$\tau_3=(H_\mathrm{r}-H_\mathrm{l})\sin\theta/c$为LHCP天线接收的直射信号相对于RHCP天线接收的直射信号的时间延迟；c为电磁波传播速度；f_0和φ_0分别为载波频率和载波初相。

反射系数为反射面介电常数ε和卫星高度角θ的函数[17]：

$$\begin{cases} \Gamma_{\mathrm{RR}}=\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\varepsilon\sin\theta-\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}{\varepsilon\sin\theta+\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}+\dfrac{\sin\theta-\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}{\sin\theta+\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}\right) \\ \Gamma_{\mathrm{RL}}=\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\varepsilon\sin\theta-\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}{\varepsilon\sin\theta+\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}-\dfrac{\sin\theta-\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}{\sin\theta+\sqrt{\varepsilon-\cos^2\theta}}\right) \end{cases} \tag{3}$$

GNSS-R技术通常采用直射信号闭环同步辅助反射信号开环同步的方式对两天线接收信号进行协同处理。对于地基功率测量应用，两信号处理过程的数学表达为[18]

$$\begin{cases} P_\mathrm{r}(n)=\dfrac{1}{M}\displaystyle\sum_{i=1}^{M}\left|\dfrac{1}{T}\int_{t_0+(n-1)MT+(i-1)T}^{t_0+(n-1)MT+iT}s_\mathrm{r}(t)a(t)\mathrm{e}^{\mathrm{j}(2\pi ft+\varphi)}\mathrm{d}t\right|^2 \\ P_\mathrm{l}(n)=\dfrac{1}{M}\displaystyle\sum_{i=1}^{M}\left|\dfrac{1}{T}\int_{t_0+(n-1)MT+(i-1)T}^{t_0+(n-1)MT+iT}s_\mathrm{l}(t)a(t)\mathrm{e}^{\mathrm{j}(2\pi ft+\varphi)}\mathrm{d}t\right|^2 \end{cases} \tag{4}$$

式中：P为接收信号功率；t_0为相干积分起始时刻；T为相干积分时长；M为非相干累加次数；a为本地伪码序列；f和φ分别为本地载波的频率和相位。

在天线高度较低的情况下，各信号时间延迟$\tau_i,i=1,2,3$造成的数据位翻转和伪码自相关值变化对信号功率测量的影响可以忽略。进一步假定RHCP天线接收到的直射信号完全同步，相干积分和非相干累加期间各信号幅度保持不变，则有

$$\begin{cases} P_\mathrm{r}(n)=P_0\left[G_{\mathrm{r,R}}^{+}+\alpha_\mathrm{r}^2+2\sqrt{G_{\mathrm{r,R}}^{+}}\alpha_\mathrm{r}\cos(2kH_\mathrm{r}\sin\theta+\beta_\mathrm{r})\right] \\ P_\mathrm{l}(n)=P_0\left[G_{\mathrm{l,R}}^{-}+\alpha_\mathrm{l}^2+2\sqrt{G_{\mathrm{l,R}}^{-}}\alpha_\mathrm{l}\cos(2kH_\mathrm{l}\sin\theta+\beta_\mathrm{l})\right] \end{cases} \tag{5}$$

式中：$k=2\pi f_0/c$为GNSS信号波数。其中：

$$\begin{cases} \alpha_\mathrm{r}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\beta_\mathrm{r}}=\sqrt{G_{\mathrm{r,R}}^{-}}\Gamma_{\mathrm{RR}}+\sqrt{G_{\mathrm{r,L}}^{-}}\Gamma_{\mathrm{RL}} \\ \alpha_\mathrm{l}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\beta_\mathrm{l}}=\sqrt{G_{\mathrm{l,R}}^{+}}\Gamma_{\mathrm{RR}}+\sqrt{G_{\mathrm{l,L}}^{+}}\Gamma_{\mathrm{RL}} \end{cases} \tag{6}$$

式(5)即为地基GNSS-R功率测量应用中实际天线接收的北斗GEO卫星信号功率表达式。

2　信号功率测量相对偏差

在 GNSS-R 功率测量应用中: 对于 RHCP 天线而言, 目标信号为直射 RHCP 信号, 干扰信号为反射 RHCP 信号和反射 LHCP 信号; 对于 LHCP 天线而言, 目标信号为反射 LHCP 信号, 干扰信号为直射 RHCP 信号和反射 RHCP 信号。令式 (5) 中各干扰信号对应的天线增益为 0, 即可得到目标信号功率为

$$\begin{cases} P_{\mathrm{r}}^{0} = P_0 G_{\mathrm{r,R}}^{+} \\ P_{\mathrm{l}}^{0} = P_0 G_{\mathrm{r,L}}^{+} |\Gamma_{\mathrm{RL}}|^2 \end{cases} \tag{7}$$

对比式 (5) 和式 (7), 可见实际信号功率与目标信号功率之间存在系统误差。为了定量描述二者差别, 这里定义信号功率测量的相对偏差为

$$\delta_{\mathrm{z}} = \frac{P_{\mathrm{z}} - P_{\mathrm{z}}^{0}}{P_{\mathrm{z}}^{0}} \tag{8}$$

式中: δ为功率测量相对偏差; 下标z表示天线极化方式。

将式 (5) 和式 (7) 代入式 (8), 得到 RHCP 天线和 LHCP 天线接收信号功率测量相对偏差为

$$\begin{cases} \delta_{\mathrm{r}} = \rho_{\mathrm{r},1}^2 + \rho_{\mathrm{r},2}^2 + 2\rho_{\mathrm{r},1}\rho_{\mathrm{r},2}\cos(2kH_{\mathrm{r}}\sin\theta + \beta_{\mathrm{r}}) - 1 \\ \delta_{\mathrm{l}} = \rho_{\mathrm{l},1}^2 + \rho_{\mathrm{l},2}^2 + 2\rho_{\mathrm{l},1}\rho_{\mathrm{l},2}\cos(2kH_{\mathrm{l}}\sin\theta + \beta_{\mathrm{l}}) - 1 \end{cases} \tag{9}$$

式中:

$$\begin{cases} \rho_{\mathrm{r},1} = 1 \\ \rho_{\mathrm{r},2} = \left(\dfrac{G_{\mathrm{r,R}}^{-}}{G_{\mathrm{r,R}}^{+}} |\Gamma_{\mathrm{RR}}|^2 + \dfrac{G_{\mathrm{r,L}}^{-}}{G_{\mathrm{r,R}}^{+}} |\Gamma_{\mathrm{RL}}|^2 + \right. \\ \qquad \left. 2\sqrt{\dfrac{G_{\mathrm{r,R}}^{-}}{G_{\mathrm{r,R}}^{+}} \cdot \dfrac{G_{\mathrm{r,L}}^{-}}{G_{\mathrm{r,R}}^{+}}} |\Gamma_{\mathrm{RR}}||\Gamma_{\mathrm{RL}}| \cos(\varphi_{\mathrm{RR}} - \varphi_{\mathrm{RL}}) \right)^{\frac{1}{2}} \\ \rho_{\mathrm{l},1} = \sqrt{\dfrac{G_{\mathrm{l,R}}^{-}}{G_{\mathrm{l,L}}^{+}}} \cdot \dfrac{1}{|\Gamma_{\mathrm{RL}}|} \\ \rho_{\mathrm{l},2} = \left(\dfrac{G_{\mathrm{l,R}}^{+}}{G_{\mathrm{l,L}}^{+}} \cdot \dfrac{|\Gamma_{\mathrm{RR}}|^2}{|\Gamma_{\mathrm{RL}}|^2} + \dfrac{G_{\mathrm{l,L}}^{+}}{G_{\mathrm{l,L}}^{+}} \cdot \dfrac{|\Gamma_{\mathrm{RL}}|^2}{|\Gamma_{\mathrm{RL}}|^2} + \right. \\ \qquad \left. 2\sqrt{\dfrac{G_{\mathrm{l,R}}^{+}}{G_{\mathrm{l,L}}^{+}} \cdot \dfrac{G_{\mathrm{l,L}}^{+}}{G_{\mathrm{l,L}}^{+}}} \cdot \dfrac{|\Gamma_{\mathrm{RR}}|}{|\Gamma_{\mathrm{RL}}|} \cdot \dfrac{|\Gamma_{\mathrm{RL}}|}{|\Gamma_{\mathrm{RL}}|} \cos(\varphi_{\mathrm{RR}} - \varphi_{\mathrm{RL}}) \right)^{\frac{1}{2}} \end{cases} \tag{10}$$

可见, 北斗 GEO 卫星直反信号功率测量相对偏差与卫星高度角、天线对干扰信号的抑制性能、天线相位中心高度和反射面介电常数有关。在实际地基观测场景中, 任何一颗可见的北斗 GEO 卫星的高度角可近似为常数, 对应角度下天线对干扰信号的抑制性能是该星直反信号功率测量偏差的决定性因素: 对于 RHCP 天线, 决定直射信号功率测量相对偏差的性能指标包括其对后向 RHCP 信号的抑制比$G_{\mathrm{r,R}}^{+}/G_{\mathrm{r,R}}^{-}$和对后向 LHCP 信号的抑制比$G_{\mathrm{r,R}}^{+}/G_{\mathrm{r,L}}^{-}$; 而对于 LHCP 天线, 决定反射信号功率测量相对偏差的性能指标包括其对前向 RHCP 信号的抑制比$G_{\mathrm{l,L}}^{+}/G_{\mathrm{l,R}}^{+}$及对后向 RHCP 信号的抑制比$G_{\mathrm{l,L}}^{+}/G_{\mathrm{l,R}}^{-}$。对于性能指标确定的接收天线组合, 在某一具体时刻北斗 GEO 卫星直反信号功率测量相对偏差表现为固定偏差, 其大小仅取决于天线相位中心高度和反射面介电常数。为了直观展现这 2 个因素的影响, 本文接下来将设定具体观测场景对此进行仿真分析。

3　相对偏差仿真分析

本节以北斗 B1I 信号(1 561.098 MHz)为例对天线方向性造成的北斗 GEO 卫星直反信号功率测量偏差进行仿真分析。仿真过程中采用文献 [12] 给出的 RHCP 和 LHCP 天线增益分布, 具体架设方式为: RHCP 天线最大增益方向指向天顶, LHCP 天线最大增益方向指向天底, 两天线相位中心在同一铅垂线上。设定反射介质为各向同性均匀的无耗介质, 介质与空气分界面水平。据此计算得到不同卫星高度角下两天线对各自干扰信号的抑制比曲线如图 1 所示。

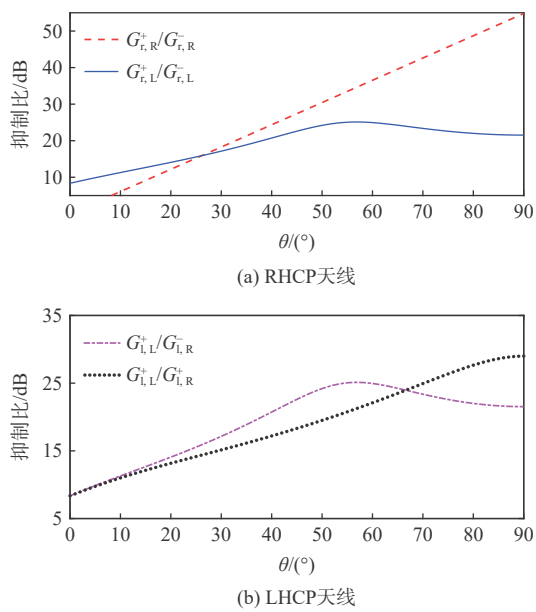


图 1　不同高度角下的天线抑制比

Fig. 1　Antenna rejection ratios under different elevation angle

3.1　天线相位中心高度影响分析

天线相位中心高度的不同会造成反射信号相对于直射信号的相位延迟的差别, 进而对直反信号功率测量相对偏差产生影响。

图 2 为反射面相对介电常数为 10, 天线相位中心高度范围为 2～4 m, 卫星高度角范围为 5°～

90°时的直反信号功率测量相对偏差的仿真结果。可以看出，相对偏差在2个维度上均为具有偏置的波动曲线。在相同的天线相位中心高度条件下，随着卫星高度角的增大，相对偏差表现为具有缓变偏置的类余弦振荡曲线，偏置和振荡幅度的变化趋势由天线对干扰信号的抑制比和反射面介电常数共同决定，振荡瞬时频率与卫星高度角余弦值和天线相位中心高度的乘积成正比；在相同的卫星高度角条件下，随着天线相位中心高度的增大，相对偏差表现为具有固定偏置的余弦波动曲线，偏置和振荡幅度同样取决于天线对干扰信号的抑制比和反射面介电常数，振荡频率与卫星高度角正弦值成正比。

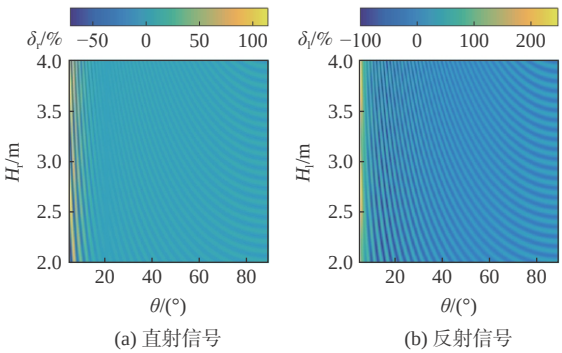


图2 不同卫星高度角和天线相位中心高度下的直反信号功率测量相对偏差情况

Fig. 2 Relative deviations of direct and reflected signals power measurements under different elevation angle and antenna height

需要特别说明的是：①在任意具体的卫星高度角条件下，直反信号功率测量偏差在某些天线相位中心高度下出现过零现象，这表明在实际观测中可以通过调整天线架设高度来减小北斗GEO卫星直反信号功率测量偏差；②在任意具体的卫星高度角条件下，直反信号功率测量相对偏差随天线相位中心高度变化的振荡幅度与反射面介电特性相关，这意味着可以通过持续或周期地改变天线高度来构建具有周期波动特性的北斗GEO卫星直反信号功率波形，利用波形幅度等特征实现反射面介电参数的反演。

3.2 反射面介电常数影响分析

反射面介电常数变化会造成反射面反射系数的变化，进而改变反射信号强度，最终对直反信号功率测量相对偏差产生影响。

对于式(9)给出的相对偏差，可根据表达形式将其分为偏置偏差项和余弦偏差项两部分。在反射面无耗的前提下，其偏置偏差和最大余弦偏差具有如下表达：

$$\begin{cases}\delta_z^{\mathrm{b}}=\rho_{z,1}^2+\rho_{z,2}^2-1\\ \delta_z^{\mathrm{o}}=2\rho_{z,1}\rho_{z,2}\cos\beta_z\end{cases}\tag{11}$$

式中：上标b表示偏置偏差，o表示最大余弦偏差。

图3和图4分别为直射信号和反射信号功率测量偏置偏差和最大余弦偏差在反射面相对介电常数1～40、卫星高度角5°～90°条件下的仿真结果。图3(a)和图4(a)、图3(b)和图4(b)分别为偏置偏差的大小、符号(即偏差正负情况，1代表偏差为正，

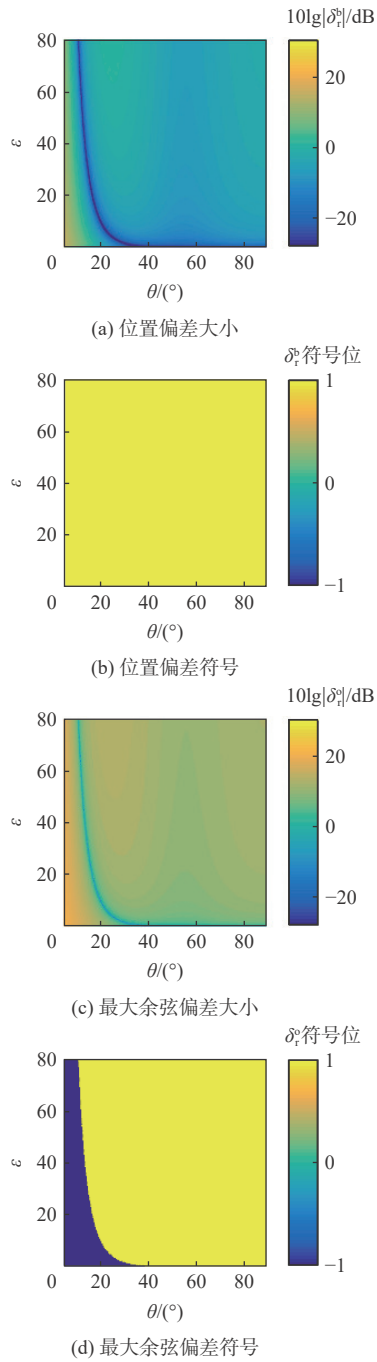
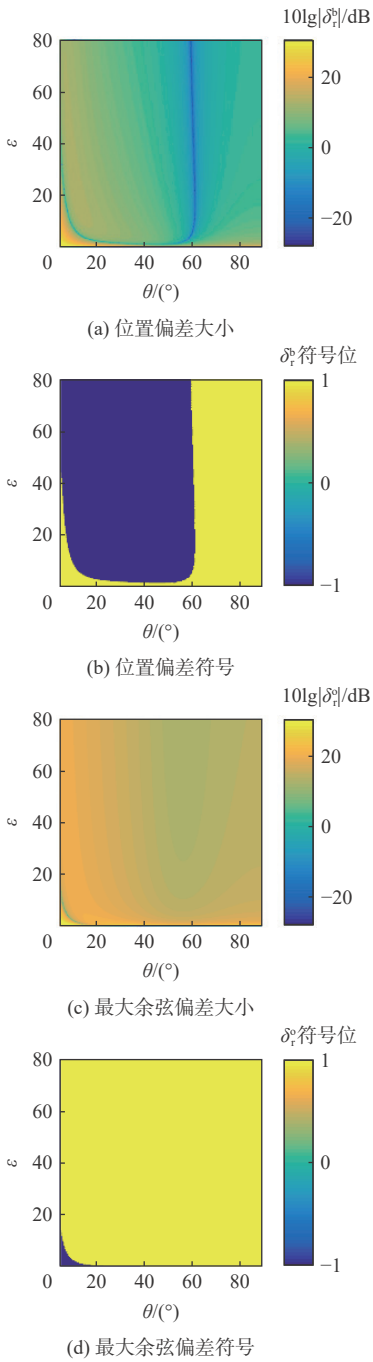


图3 不同卫星高度角和反射面介电常数下的直射信号功率测量偏置偏差和最大余弦偏差情况

Fig. 3 Offset deviations and maximum-cosine deviations of direct signal power measurements under different elevation angle and antenna height

−1 代表偏差为负), 图 3(c) 和图 4(c)、图 3(d) 和图 4(d) 分别为最大余弦偏差的大小、符号。

由图 3(a)和图 3(c)可知, 直射信号功率测量偏置偏差和最大余弦偏差绝对值随卫星高度角和反射面介电常数变化的趋势完全相同, 结合式(9)可以看出二者表达仅有系数上的差别。两图像存在相同的零偏差线, 这是由对应条件下α_r为 0 造成的。在零偏差线上: 随着卫星高度角的增大, 零偏差点所对应的相对介电常数迅速减小最终趋近于 1。在零偏差线左侧: 随着卫星高度角的增大, 两偏差迅速减小; 随着反射面介电常数的增大, 两偏差迅速增大后逐渐减小。在零偏差线右侧: 随着卫星高度角的增大, 两偏差趋于增大, 随着反射面介电常数的增大, 两偏差逐渐增大。由图 3(b)和图 3(d)可见, 偏置偏差均为正向偏差, 最大余弦偏差在零偏差线左侧表现为负向偏差, 在零偏差线右侧表现为正向偏差, 这是由β_r在零偏差线处发生了大小为 π的跳变引起的。



(a) 位置偏差大小

(b) 位置偏差符号

(c) 最大余弦偏差大小

(d) 最大余弦偏差符号

图 4　不同卫星高度角和反射面介电常数下的反射信号功率测量偏置偏差和最大余弦偏差情况

Fig. 4　Offset deviations and maximum-cosine deviations of reflected signal power measurements under different elevation angle and antenna height conditions

根据图 4, 反射信号功率测量偏置偏差和最大余弦偏差在不同的卫星高度角和反射面介电常数条件下具有不同表现。对于偏置偏差, 其零偏差线呈“U”状, 内部为负向偏差, 外部为正向偏差。在零偏差线内部, 随着卫星高度角或反射面介电常数的增大, 偏置偏差绝对值先增大再减小。在零偏差线外部左侧, 偏置偏差随着卫星高度角或反射面介电常数的增大而减小。在零偏差线外部右侧, 偏置偏差随着卫星高度角的增大而增大, 随着反射面介电常数的增大而减小。对于最大余弦偏差图像, 其零偏差线与图 3(a)类似, 但对应的卫星高度角和反射面介电常数更小。在零偏差线左侧, 最大余弦偏差表现为负向偏差, 其绝对值随着卫星高度角或反射面介电常数的增大而迅速减小。在零偏差线右侧, 最大余弦偏差表现为正向偏差, 其绝对值随着卫星高度角的增大而先减小后增大, 随着反射面介电常数的增大而逐渐减小。

综合图 3 和图 4 来看, 直射信号功率偏置偏差和最大余弦偏差在卫星高度角和反射面介电常数较低的情况下较大, 而反射信号功率偏置偏差和最大余弦偏差在较大卫星高度角和反射面介电常数范围内均保持较高水平, 这与文献 [14] 中的分析保持一致。

4　结　论

1) 接收天线方向性会造成北斗 GEO 卫星直反信号功率测量偏差, 具体场景和时刻下表现为固定偏差。偏差大小由卫星高度角、天线对干扰信号的抑制性能、天线相位中心高度和反射面介电常数共同决定, 可分解为偏置偏差和余弦偏差两部分。

2) 天线对干扰信号的抑制性能是北斗 GEO 卫星直反信号功率测量相对偏差大小的决定性因素, 天线性能的提升可以有效减小偏置偏差和余弦偏差。在实际应用中, 可通过采用高抑制比天线或者调整天线指向来获取更优的对干扰信号的抑制能力, 从根源上减小信号功率测量偏差。

3) 天线相位中心高度是影响北斗 GEO 卫星直

反信号功率测量测量偏差的一个重要因素。在具体场景中，天线相位中心高度决定了余弦偏差的大小。在本文仿真条件下，相对偏差随着天线高度的变化出现过零现象，表明可以通过调整天线相位中心高度减小直反信号功率测量相对偏差。

4）反射面介电常数是影响直反信号功率测量测量偏差的另一个重要因素。在具体观测中，卫星高度角、接收天线性能及天线架设方式均确定，此时直反信号功率测量相对偏差仅随反射面介电常数的变化而变化，需要在地物参数反演过程中加以考虑。

参考文献（References）

[1] 刘经南, 邵连军, 张训械. GNSS-R研究进展及其关键技术[J]. 武汉大学学报:信息科学版, 2007, 32(11): 955-960.
LIU J N, SHAO L J, ZHANG X X. Advances in GNSS-R studies and key technologies[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2007, 32(11): 955-960(in Chinese).

[2] 万玮, 陈秀万, 彭学峰, 等. GNSS遥感研究与应用进展和展望[J]. 遥感学报, 2016, 20(5): 858-874.
WAN W, CHEN X W, PENG X F, et al. Overview and outlook of GNSS remote sensing technology and applications[J]. Journal of Remote Sensing, 2016, 20(5): 858-874(in Chinese).

[3] 金双根, 张勤耘, 钱晓东. 全球导航卫星系统反射测量(GNSS+R)最新进展与应用前景[J]. 测绘学报, 2017, 46(10): 1389-1398.
JIN S G, ZHANG Q Y, QIAN X D. New progress and application prospects of global navigation satellite system reflectometry (GNSS+R)[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2017, 46(10): 1389-1398(in Chinese).

[4] YANG T, WAN W, CHEN X W, et al. Using BDS SNR observations to measure near-surface soil moisture fluctuations: Results from low vegetated surface[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2017, 14(8): 1308-1312.

[5] GAO C Q, YANG D K, HONG X B, et al. Performance analysis of ground target detection utilizing Beidou satellite reflected signals[J]. Sensors, 2019, 19(9): 2163.

[6] ZHANG Y, HANG S J, HAN Y L, et al. Sea ice thickness detection using coastal BeiDou reflection setup in Bohai Bay[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2021, 18(3): 381-385.

[7] 邹文博, 张波, 洪学宝, 等. 利用北斗GEO卫星反射信号反演土壤湿度[J]. 测绘学报, 2016, 45(2): 199-204.
ZOU W B, ZHANG B, HONG X B, et al. Soil moisture retrieval using reflected signals of BeiDou GEO satellites[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2016, 45(2): 199-204(in Chinese).

[8] LI W Q, FABRA F, YANG D K, et al. Initial results of typhoon wind speed observation using coastal GNSS-R of BeiDou GEO satellite[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4720-4729.

[9] WU J, CHEN Y L, GAO F, et al. Sea surface height estimation by ground-based BDS GEO satellite reflectometry[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2020, 13: 5550-5559.

[10] ZAVOROTNY V U, LARSON K M, BRAUN J J, et al. A physical model for GPS multipath caused by land reflections: toward bare soil moisture retrievals[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2009, 3(1): 100-110.

[11] KATZBERG S J, TORRES O, GRANT M S, et al. Utilizing calibrated GPS reflected signals to estimate soil reflectivity and dielectric constant: Results from SMEX02[J]. Remote Sensing of Environment, 2006, 100(1): 17-28.

[12] WAN W, CHEN X W, ZHAO L M, et al. Near-surface soil moisture content measurement by GNSS reflectometry: An estimation model using calibrated GNSS signals[C]// Proceedings of IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2012: 7523 -7526.

[13] ALEJANDRO E E. GNSS reflectometry for land remote sensing applications[D]. Barcelona: Polytechnic University of Catalonia, 2013.

[14] ROUSSEL N, FRAPPART F, RAMILLIEN G. Detection of soil moisture variations using GPS and GLONASS SNR data for elevation angles ranging from 2° to 70°[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4781-4794.

[15] 洪学宝, 张波, 杨东凯, 等. 地基GNSS-R功率测量应用中的天线方向性影响分析[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(6): 658-664.
HONG X B, ZHANG B, YANG D K, et al. Antenna directivity effect analysis for ground-based GNSS-R power measurement applications[J]. Transactions on Beijing Institute of Technology, 2021, 41(6): 658-664(in Chinese).

[16] 洪学宝, 张波, 阮宏梁, 等. 基于相关功率修正的地基 GNSS-R 土壤湿度反演[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1558-1564.
HONG X B, ZHANG B, RUAN H L, et al. Ground-based GNSS-R soil moisture retrieval based on correlation power correction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1558-1564(in Chinese).

[17] ZAVOROTNY V U, VORONOVICH A G. Scattering of GPS signals from the ocean with wind remote sensing application[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2000, 38(2): 951-964.

[18] 杨东凯, 张其善. GNSS反射信号处理基础与实践[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012: 82-92.
YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: Fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012: 82-92(in Chinese).

Power measurement deviations of direct and reflected signals from BDS GEO satellites in ground-based GNSS-R applications

RUAN Hongliang[1]，HONG Xuebao[2,*]，WANG Yongning[3]，HAN Mutian[4]，YANG Dongkai[4]

(1. Business School，Jinhua Polytechnic，Jinhua 321017，China;
2. Research Institute for Frontier Science，Beihang University，Beijing 100191，China;
3. Jinhua Branch，China United Network Communication Co.，Ltd.，Jinhua 321017，China;
4. School of Electronics and Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract: This paper analyzes the power measurement deviations of the direct and reflected signals from BDS GEO satellites. Firstly, the expressions of direct and reflected BDS GEO signals received by actual antennas in ground-based scenario are presented. Then, the relative deviations of direct and reflected signal power measurement of BDS GEO satellite are discussed. Finally, simulations were carried out to analyze relative deviations in a specific observation scenario. Both theory and simulation show that the power measurement deviation of the direct and reflected BDS GEO signals are fixed under a specific scene and at a given time. The deviations are codetermined by the suppression performance of the antenna to the interference signals, antenna height and the dielectric constant of the reflector. The relative deviation decreases with the enhancement of the suppression performance of the antenna to the interference signal, fluctuates within a certain range with the change of the antenna height, and varies with the dielectric constant of the reflector.

Keywords: global navigation satellite system reflectometry; BeiDou navigation satellite system; geostationary earth orbit satellites; power measurement deviations; antenna directivity

Received：2022-02-18；**Accepted**：2022-09-18；**Published Online**：2022-11-08 10：43
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221108.0853.001.html
Foundation item：Zhejiang Basic Public Welfare Research Project (LGN19D040001)
* **Corresponding author**. E-mail：Joyce_hong2008@yeah.net

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0358

共轴刚性旋翼直升机着舰飞行特性

苏大成*，汪正中，吴令华，黄水林
(中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室，景德镇 333001)

摘 要：建立一套能够耦合非定常舰船流场的共轴刚性旋翼直升机飞行动力学模型，以研究该旋翼飞行器在着舰过程中的飞行特性。在舰艉流场模拟方面，采用分离涡方法以获得高精度非定常流场数据；在飞行力学建模方面，引入上下旋翼干扰因子建立共轴刚性旋翼诱导速度模型，并采用等效挥舞运动概念建立其挥舞运动方程；基于“单向耦合”思想构建了计算流体动力学（CFD）向飞行力学模型的数据传递策略，并分别以XH-59A直升机和UH-60A/SFS2组合为算例验证了飞行动力学模型和数据传递策略的正确性。以SFS2舰船模型和XH-59A共轴刚性旋翼直升机组合为研究对象，从直升机操纵余量和非定常载荷水平两方面分析了着舰过程中舰艉流场对共轴刚性旋翼直升机的扰动特征。时均研究结果显示：由于共轴上下旋翼受时均流场的扰动存在差异，飞行员在增大总距以维持高度稳定的同时，还需要减小差动总距以保持机头朝向的稳定。非定常水平研究结果表明：对于共轴构型直升机，舰船流场对拉力及俯仰力矩的非定常扰动，是引起飞行员工作载荷增大的主要因素。

关 键 词：共轴刚性旋翼直升机；舰船流场；单向耦合；操纵余量；非定常水平
中图分类号：V211
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0832-10

直升机进入舰船着舰区域时，受舰艉低速回流区的影响，旋翼拉力会显著降低，出现所谓的拉力损失现象[1]，飞行员必须增大总距杆量输入以维持高度稳定；同时，各气动部件尤其是旋翼还会与艉流场中的大尺度湍流涡结构发生干扰，导致直升机气动载荷发生强非定常波动，导致直升机姿态及高度发生不稳定振荡，危机着舰安全。因此，直升机着舰飞行特性一直是研究者关注的重点。

当前，在直升机着舰飞行特性领域的研究主要围绕常规单旋翼直升机展开，且主要采用“单向耦合”策略[2-6]来研究艉流场对直升机的干扰，即首先通过经验模型、试验或者数值模拟获取舰船流场数据库，再通过数据传递策略将其耦合到直升机飞行动力学模型中，进行着舰飞行特性的分析。Bogstad[7]和Roper[8]等采用定常计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)求解的方式获得艉流场数据并将其用于虚拟飞行试验，重点分析了着舰过程中直升机操纵余量的变化。Lee等[9]以全尺寸的两栖攻击舰(landing helicopter assault, LHA)和UH-60A直升机为组合模型，采用CFD求解器PUMA2，对比研究了定常和非定常艉流对直升机着舰飞行的影响。结果表明，艉流的非定常特性能明显增大飞行员的工作载荷。为了深入了解舰船流场对直升机的影响，Kääriä等[1]采用分离涡模拟(detached eddy simulation, DES)方法获得高精度艉流场数据，并将其与SH-60B直升机飞行动力学模型耦合，成功地揭示了舰艉湍流脉动分量对直升机非定常载荷的干扰特征；其研究还指出，直升机尾桨拉力的非定常波动是机体偏航力矩的重要来源，是引起飞行员工作载荷的主要原因。不仅如此，由于侧风对尾桨的影响，使得脚蹬余量往往成为限制直升机着舰飞行的主要因素。而共轴直升机没有尾桨结构，

收稿日期：2021-06-29；录用日期：2021-10-18；网络出版时间：2021-11-15 15:47
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211112.1933.002.html
*通信作者. E-mail：1462177095@qq.com

引用格式：苏大成，汪正中，吴令华，等. 共轴刚性旋翼直升机着舰飞行特性[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：832-841.
SU D C，WANG Z Z，WU L H，et al. Flight characteristics of coaxial-rigid-rotor helicopter during deck landing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：832-841 (in Chinese).

这意味着, 采用常规直升机着舰飞行特性的研究成果, 在指导共轴刚性直升机着舰飞行时会存在明显不足。

在共轴构型着舰飞行特性研究领域, 目前国内外公开发表的文献较少。杨俊[10]对定常艉流场影响下的常规共轴直升机平衡特性进行了初步研究。由于共轴刚性旋翼直升机[11-15]技术的发展成熟及其未来在执行高强度海上任务时的速度优势, 因此, 预先开展共轴刚性旋翼直升机着舰飞行特性研究具有良好的应用价值。

本文拟开展共轴刚性旋翼直升机着舰飞行特性的研究。首先, 建立适合于着舰飞行研究的共轴刚性旋翼直升机飞行力学模型。由于直升机着舰时飞行速度较小, 因此, 本文主要针对共轴刚性旋翼直升机的“直升机模式”建立飞行动力学模型。在此基础上, 构建 CFD 向飞行力学计算的数据传递策略, 从而形成一套适用于共轴刚性旋翼直升机着舰飞行特性数值分析方法。基于该方法, 分别从共轴刚性旋翼直升机平衡特性及非定常气动载荷两方面分析着舰过程中的操纵量及飞行员工作载荷特征, 以期望得出一些对共轴刚性旋翼直升机着舰分析有价值的结论。

1　耦合非定常舰船流场的共轴刚性旋翼直升机飞行动力学模型

1.1　基于 DES 模型的高精度舰船流场数值方法

直升机干扰流场研究领域常用的雷诺平均 Navier-Stokes 方程(Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, RANS), 会在流场计算中引入较大的湍流涡黏性, 使得流场中的非定常特征被过度抑制。为准确模拟舰艉流场中的大尺度湍流涡结构、不稳定剪切层等特征, 本文采用 DES 方法来对舰船流场进行数值模拟。DES 方法的基本思想是在舰船边界层内采用 RANS 进行求解, 而在湍流充分发展区域采用大涡模拟(large eddy simulation, LES)进行求解。在 DES 方法中, 通过将当地网格尺度与 RANS 计算得到的网格中心到壁面的法向距离d_{RANS}进行比较来进行 RANS 方法和 LES 方法之间的转换。DES 方法中的长度尺度可以定义为

$$\tilde{d}=\min\left(d_{\mathrm{RANS}},C_{\mathrm{DES}}\Delta\right) \tag{1}$$

式中: C_{DES}为常数, 在本文舰船流场计算中可取 $C_{\mathrm{DES}}=0.65$; Δ为网格单元的特征尺度, $\Delta=\max(\Delta x,\Delta y,\Delta z)$。当$d_{\mathrm{RANS}}<C_{\mathrm{DES}}\Delta$时, 计算模型采用 RANS 方法; 而当$d_{\mathrm{RANS}}>C_{\mathrm{DES}}\Delta$时, 则采用 LES 方法进行求解。

本文选取k-ω SST 湍流模型以提高 RANS 方法对于舰船边界层流动的模拟精度。在应用k-ω SST 湍流模型时, 还涉及到k和ω的选取, 其初始值可根据湍流强度I及湍流尺度l来确定:

$$\begin{cases}k\approx\dfrac{3}{2}(\bar{v}I)^2\\[2ex]\omega\approx\dfrac{\sqrt{k}}{l\beta^{*\,1/4}}\end{cases} \tag{2}$$

式中: $\bar{v}$为平均速度或参考速度;常系数$\beta^*=0.09$。在舰船流场研究中, 通常取$I=0.05\sim0.2$, $l=0.1L$, L为船长。

1.2　共轴刚性旋翼直升机飞行动力学模型

在目前公开发表的文献中, 仅 XH-59A 共轴高速直升机有较多的试验数据[11], 因此本文以 XH-59A 机型为研究对象(见图 1), 针对其“直升机模式”建立共轴刚性旋翼直升机飞行力学模型。与常规单旋翼直升机不同, 共轴直升机由于采用上下旋翼同轴反转的布局形式, 使其在飞行过程中上下旋翼间存在显著的气动干扰, 且干扰特征随飞行状态改变而不断变化。如何有效地描述此气动干扰, 是求解共轴上下旋翼气动载荷的关键。此外, 共轴刚性旋翼桨叶没有挥舞铰, 但仍然有挥舞运动, 如何建立其挥舞运动模型, 也是建立共轴刚性旋翼直升机飞行力学模型的关键。

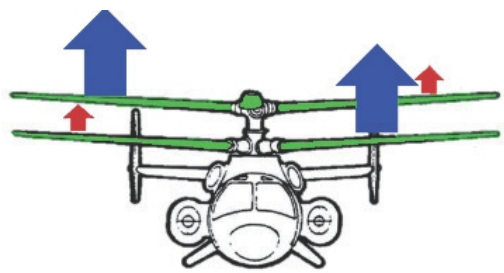


图 1　XH-59A 共轴刚性旋翼直升机示意图

Fig. 1　Schematic of XH-59A coaxial-rigid-rotor helicopter

1.2.1　共轴刚性旋翼变距操纵模型

XH-59A 直升机上旋翼右旋、下旋翼左旋, 每副旋翼均可单独进行总距和周期变距操纵, 这使得共轴旋翼系统共有 6 个自由度。其变距角的一阶谐波形式可表示为

$$\theta_{\mathrm{U}}=\theta_{0\mathrm{U}}+\theta_{1\mathrm{CU}}\cos(\psi_{\mathrm{U}}+\Gamma)+\theta_{1\mathrm{SU}}\sin(\psi_{\mathrm{U}}+\Gamma) \tag{3}$$

$$\theta_{\mathrm{L}}=\theta_{0\mathrm{L}}+\theta_{1\mathrm{CL}}\cos(\psi_{\mathrm{L}}+\Gamma)+\theta_{1\mathrm{SL}}\sin(\psi_{\mathrm{L}}+\Gamma) \tag{4}$$

式中: 下标U和 L 分别表示上旋翼和下旋翼; $\theta_{1\mathrm{S}}$和$\theta_{1\mathrm{C}}$分别为周期变距一阶谐波的正弦和余弦分量;

θ_{0U}和θ_{0L}分别为上旋翼和下旋翼的总距；ψ_U和ψ_L分别为上旋翼和下旋翼的桨叶相位角；Γ为提前操纵角。为了更好地分析共轴旋翼系统的操纵，国际上通常采用如下变距表达式：

$$\theta_U=\theta_0+\Delta\theta_0-\left(A_1+A_1'\right)\cos\left(\psi_U+\Gamma\right)-\left(B_1+B_1'\right)\sin\left(\psi_U+\Gamma\right) \tag{5}$$

$$\theta_L=\theta_0-\Delta\theta_0-\left(A_1-A_1'\right)\cos\left(\psi_L+\Gamma\right)+\left(B_1-B_1'\right)\sin\left(\psi_L+\Gamma\right) \tag{6}$$

式中：θ_0为共轴旋翼系统的平均总距；$\Delta\theta_0$为共轴上下旋翼总距相对于平均总距的差值；A_1和B_1分别为纵向和横向周期变距，当其为正值时，对机体分别产生抬头力矩和向右的滚转力矩。当纵向差动总距A_1'为正值时，表示上旋翼前半部分和下旋翼后半部分桨距相对较高。而正的横向差动总距B_1'会增大共轴上下旋翼后行侧的桨距。提前操纵角Γ主要用来平衡在不同飞行速度下桨根弯矩和旋翼升阻比对直升机的影响。

1.2.2 共轴刚性旋翼入流模型

由于共轴上下旋翼气动载荷模型相似，本节以上旋翼为例给出共轴旋翼气动力和力矩的推导过程，下标中的“1”和“2”分别表示下旋翼和上旋翼。针对共轴双旋翼间的气动干扰问题，本文引入干扰因子(δ_1、δ_2)来定量计算上、下旋翼相互干扰强度。其值可通过滑流理论进行确定。图 2 为基于该理论的共轴旋翼干扰示意图，上、下旋翼桨盘均有部分区域位于另一副旋翼的诱导流中。本文定义，旋翼桨盘半径为 R，面积为S，上旋翼尾流与下旋翼桨盘的干扰面积为S_1'，下旋翼诱导流与上旋翼桨盘的干扰面积为S_2'。前飞速度为 V_x 下、上旋翼桨盘平面内的平均诱导速度分别为v_1、v_2。

引入干扰因子后，上旋翼入流模型可表示为

$$v_{i2}=v_2\left(1+K_2\frac{r}{R}\cos\psi_2\right)+\delta_2 v_1\left(1+K_1\frac{r}{R}\cos\psi_2\right)=v_2+\delta_2 v_1+\left(K_2 v_2+K_1\delta_2 v_1\right)\frac{r}{R}\cos\psi_2 \tag{7}$$

式中：K_1、K_2为诱导速度畸变因子，分别为下、上旋翼尾迹倾斜角经验函数；r为桨叶径向位置。

1.2.3 共轴刚性旋翼挥舞运动模型

本文采用基于一阶弹性挥舞振型的等效挥舞外伸量和等效挥舞约束弹簧刚度的方法建立挥舞运动方程，其一阶挥舞频率表达式为

$$\omega_n=\sqrt{1+\frac{eM_\beta}{I_\beta}+\frac{K_0}{I_\beta\Omega^2}}\,\Omega \tag{8}$$

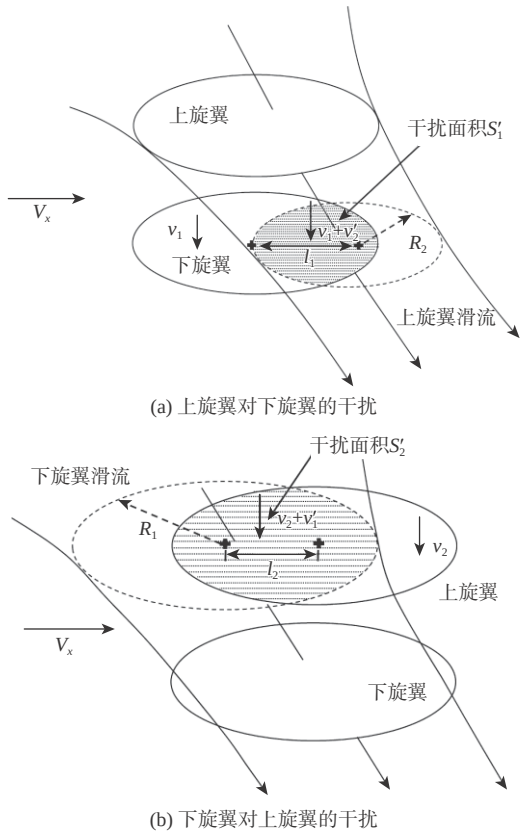


图 2 共轴上、下旋翼干扰示意图

Fig. 2 Schematic of interactions between upper and lower rotors

式中：e为等效挥舞偏置量；M_β和I_β分别为桨叶质量静矩和惯性矩，β为桨叶挥舞运动的自由度；K_0为不旋转情况下的桨叶挥舞刚度；Ω为旋翼转速。

等效挥舞铰偏置量为一阶弹性挥舞振型的外端切线与x轴的交点，如图 3所示。

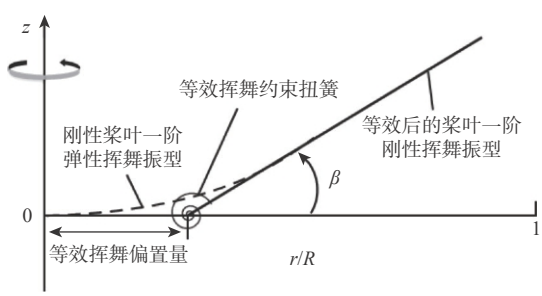


图 3 刚性旋翼及其等效铰

Fig. 3 Schematic of rigid rotor flapping equivalence

此外，为保证挥舞频率相同，在等效挥舞铰处施加的约束扭簧刚度为

$$K_\beta=\left(\omega_n^2-1-\frac{eM_\beta}{I_\beta}\right)I_\beta\Omega^2 \tag{9}$$

通过采用等效挥舞偏置量和等效挥舞约束弹簧刚度的方式，可以建立共轴刚性旋翼的挥舞运动方程。在给出共轴刚性旋翼入流模型及挥舞运动

方程之后, 即可写出旋翼气动力模型, 该计算过程与常规旋翼类似, 在此不再给出; 此外, 共轴刚性旋翼直升机其他气动部件气动载荷模型与常规直升机类似, 关于此部分国内已有大量研究[16-17], 因此, 本文不再详细给出。

1.3　非定常舰艉流场向飞行力学模型的数据传递策略

本文主要围绕共轴刚性旋翼直升机着舰过程中的横向侧移阶段展开, 旋翼尾流与上层建筑干扰较弱, 因此, 可基于“单向耦合”思想建立机/舰动态界面分析方法, 即仅考虑艉流场对直升机的影响, 艉流场数据以线性叠加的方式耦合到飞行力学模型中。在该方法中, 旋翼和机体被离散为若干气动计算点, 如图 4 所示。其中, 每片桨叶上有 10 个气动计算点, 机身、平尾、垂尾桨各 1 个, 共 63 个气动载荷计算点。通过向各点导入非定常流场数据以模拟艉流场对直升机的干扰。

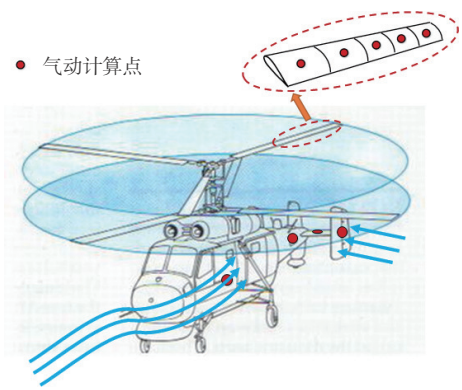


图 4　共轴双旋翼直升机气动载荷计算点示意图

Fig. 4　Schematic of aerodynamic computation points for coaxial-rigid-rotor helicopter

舰船流场数据导入到直升机飞行动力学模型的步骤如下:

步骤 1　为模拟桨叶的周期运动, 将桨叶运动一周划分为 N_{P}个站位。假设在时刻t_0, 艉流场的瞬时速度场为 $W_{\mathrm{gust}}(t_0,u_{\mathrm{G0}},v_{\mathrm{G0}},w_{\mathrm{G0}})$, 桨叶微段在桨叶下的坐标为$(t_0,x_{\mathrm{b0}},y_{\mathrm{b0}},z_{\mathrm{b0}})$, 则其在舰船坐标系下的坐标可表示为

$$\begin{bmatrix}x_{\mathrm{C0}}\\ y_{\mathrm{C0}}\\ z_{\mathrm{C0}}\end{bmatrix}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{CE}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{EB}}\left(\boldsymbol{T}_{\mathrm{BH}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{HR}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{Rb}}\begin{bmatrix}x_{\mathrm{b0}}\\ y_{\mathrm{b0}}\\ z_{\mathrm{b0}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}x_{\mathrm{MR}}\\ y_{\mathrm{MR}}\\ z_{\mathrm{MR}}\end{bmatrix}\right)\tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{T}_{\mathrm{Rb}}$、$\boldsymbol{T}_{\mathrm{HR}}$、$\boldsymbol{T}_{\mathrm{BH}}$、$\boldsymbol{T}_{\mathrm{EB}}$及$\boldsymbol{T}_{\mathrm{CE}}$分别为桨叶坐标系到旋翼旋转坐标系转换矩阵、旋翼旋转坐标系到桨毂坐标系转换矩阵、桨毂坐标系到机体坐标系转换矩阵、机体坐标系到惯性坐标系转换矩阵及惯性坐标系到舰船坐标系转换矩阵; $(x_{\mathrm{MR}},y_{\mathrm{MR}},z_{\mathrm{MR}})$为机体坐标系下旋翼桨毂中心的坐标。

步骤 2　在获得桨叶微段在舰船坐标系下的位置坐标$(t_0,x_{\mathrm{C0}},y_{\mathrm{C0}},z_{\mathrm{C0}})$后, 采用距离导数加权方法对艉流场数据进行插值。

步骤 3　采用步骤 2 的插值方法即可得到微段中心在舰船坐标系下的艉流场扰动速度分量$(t_0,u_{\mathrm{GC0}},v_{\mathrm{GC0}},w_{\mathrm{GC0}})$, 然后将该速度分量转换到桨叶坐标系下即完成了一次插值过程。转换后微段中心的艉流场速度分量为

$$\begin{bmatrix}u_{\mathrm{Gb0}}\\ v_{\mathrm{Gb0}}\\ w_{\mathrm{Gb0}}\end{bmatrix}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{bR}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{RH}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{HB}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{BE}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{EC}}\begin{bmatrix}u_{\mathrm{GC0}}\\ v_{\mathrm{GC0}}\\ w_{\mathrm{GC0}}\end{bmatrix}\tag{11}$$

获得桨叶微段在舰船艉流场扰动下的速度分量后即可进一步求解旋翼气动力、力矩。直升机其他部件气动中心的插值过程与旋翼类似, 此处不再赘述。

1.4　算例验证

由于缺乏直升机着舰试验数据, 本文首先以 XH-59A 直升机为算例[11]来验证共轴刚性旋翼直升机飞行动力学模型的准确性。然后, 以 UH-60A/SFS2 组合为算例, 与 Kääriä[18]的计算结果进行对比, 以验证本文所建立模型的有效性。

1.4.1　XH-59A 共轴刚性旋翼直升机飞行力学模型验证

为了验证本文所建立模型的正确性, 本节以 XH-59A 直升机为算例, 对其在“直升机模式”下、稳定前飞时的平衡特性进行数值计算。直升机质量为 4 989.5 kg, 飞行高度为 3 048 m[11]。根据飞行试验给定的条件, 当前飞速度$V\leqslant 40$ m/s 时, 旋翼的提前操纵角$\Gamma=40°$; 当$40\ \mathrm{m/s}\leqslant V\leqslant 60$ m/s 时, $\Gamma=50°$; 当$V\geqslant 60$ m/s 时, $\Gamma=60°$。同时, 纵向差动总距A_1'和横向差动总距B_1'均置为 0。计算结果和飞行试验值的对比如图 5 所示。可知, 计算结果与飞行试验吻合较好, 表明本文所建立模型是有效的。

1.4.2　UH-60A/SFS2 算例验证

采用 DES 方法对 SFS2[19]艉流场进行求解, 风速为 40 kts(20.58 m/s), 风向角为 0°。将获得的艉流场数据导入到飞行力学模型中, 初始的总距、纵/横向周期变距值分别为 15.25°、2.36°和−2.56°, 计算结果如图 6 所示。由图 6 可知, 本文计算得到的旋翼时均拉力变化趋势与 Kääriä[18]的计算结果基本一致。进一步分析时均拉力可以看出, 在移动至着舰域中心($y/B=0$)过程中, 旋翼拉力减小了 10%, 这也与实际着舰飞行试验相符。这充分说明了本文所建立模型的有效性。

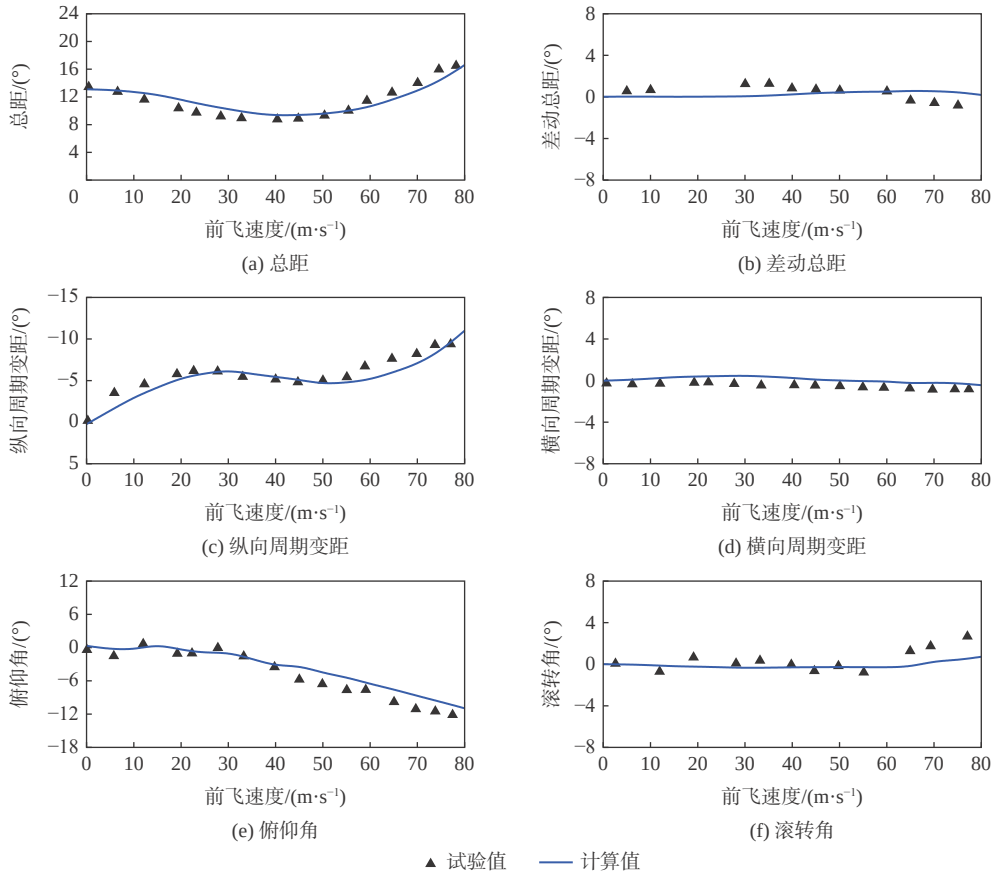


图5 XH-59A稳定飞行时的操纵量及姿态角

Fig. 5 Control inputs and attitudes of XH-59A in steady flight

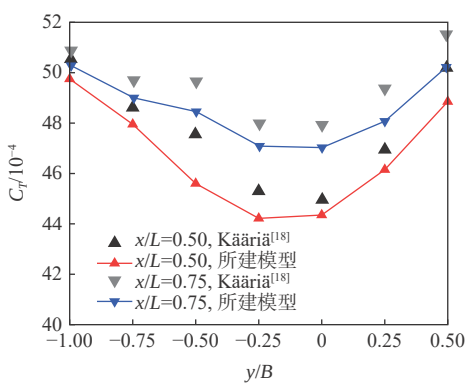


图6 横向侧移过程中时均拉力系数变化曲线

Fig. 6 Variations of time-averaged thrust coefficient during lateral translation

2 计算结果与分析

2.1 网格划分与计算设置

一般而言，受海况条件、直升机本身技术特征及任务载荷等因素的影响，直升机着舰并没有固定的飞行路径，为获得一般性结论，本文重点针对直升机横向侧移阶段展开研究，如图7所示。

本文以XH-59A/SFS2为组合开展机/舰动态界面研究。非定常舰艉流场数据由DES模型获得。采用网格生成软件生成$10L_S$(长)×$8L_S$(宽)×$6L_S$(高)的矩形计算域网格，L_S为舰船长度。入口及出口边界分别设定为速度入口和压力出口条件，舰体为无

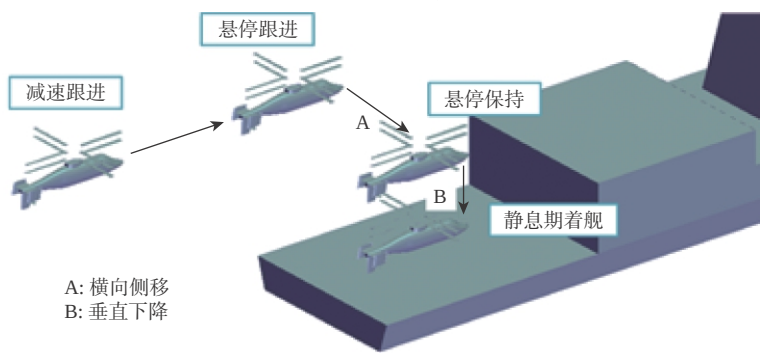


图7 舰载直升机着舰技术示意图

Fig. 7 Schematic of landing techniques for shipboard helicopters

滑移壁面。海平面及其他计算域表面均设定为滑移壁面。舰体附近网格尺寸(Δ_0/H)约为3.6×10^{-2}以保证对舰船附近湍流流动的精细捕捉, Δ_0为舰体附近的网格尺寸, H为机库高度。最终 SFS2 计算模型的总网格数量为7.5×10^6。在数值计算中, 来流速度均为 20 m/s, 风向角为 0°。舰船坐标系原点位于甲板与机库交线的中点上, x 轴指向舰尾, y 轴指向右舷, z 轴垂直甲板指向上方。图 8 为计算域网格示意图及舰船坐标系。

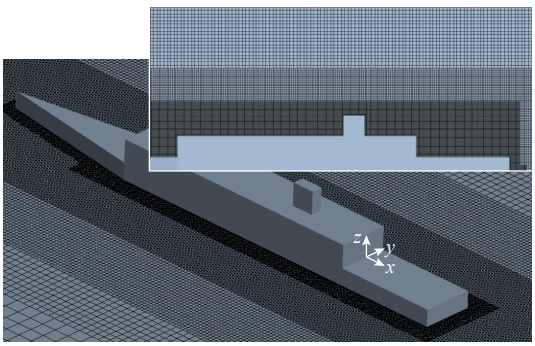


图 8　SFS2 舰船网格

Fig. 8　Mesh for SFS2 ship model

舰流场数据域长度为1.0L、宽为2.0B、高为2.0H(L、B和H分别为甲板长、宽和机库高度), 覆盖了直升机横向侧移及在各位置处姿态变化所经历的空间范围。在获得直升机各部件气动载荷时间历程后, 对气动载荷时间历程数据进行快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)获得功率谱密度(power spectral density, PSD)曲线, 该曲线在飞行员闭环响应带宽(0.2～2.0 Hz)内积分值的平方根即为非定常载荷水平(root mean square, RMS)[20], 可用于评估飞行员工作载荷。

2.2　舰流场对共轴刚性旋翼直升机平衡特性的影响

图 9 为共轴刚性旋翼直升机在不同高度进行侧移时操纵量、姿态角及需用功率的变化曲线。当直升机向甲板中心移动时, 受着舰域内低速回流区及强下洗流的影响, 上、下旋翼拉力降低, 飞行员必须增大总距输入以维持直升机高度的稳定。因此, 在$-0.5\leqslant y/B\leqslant0$范围内直升机总距逐渐增加(见

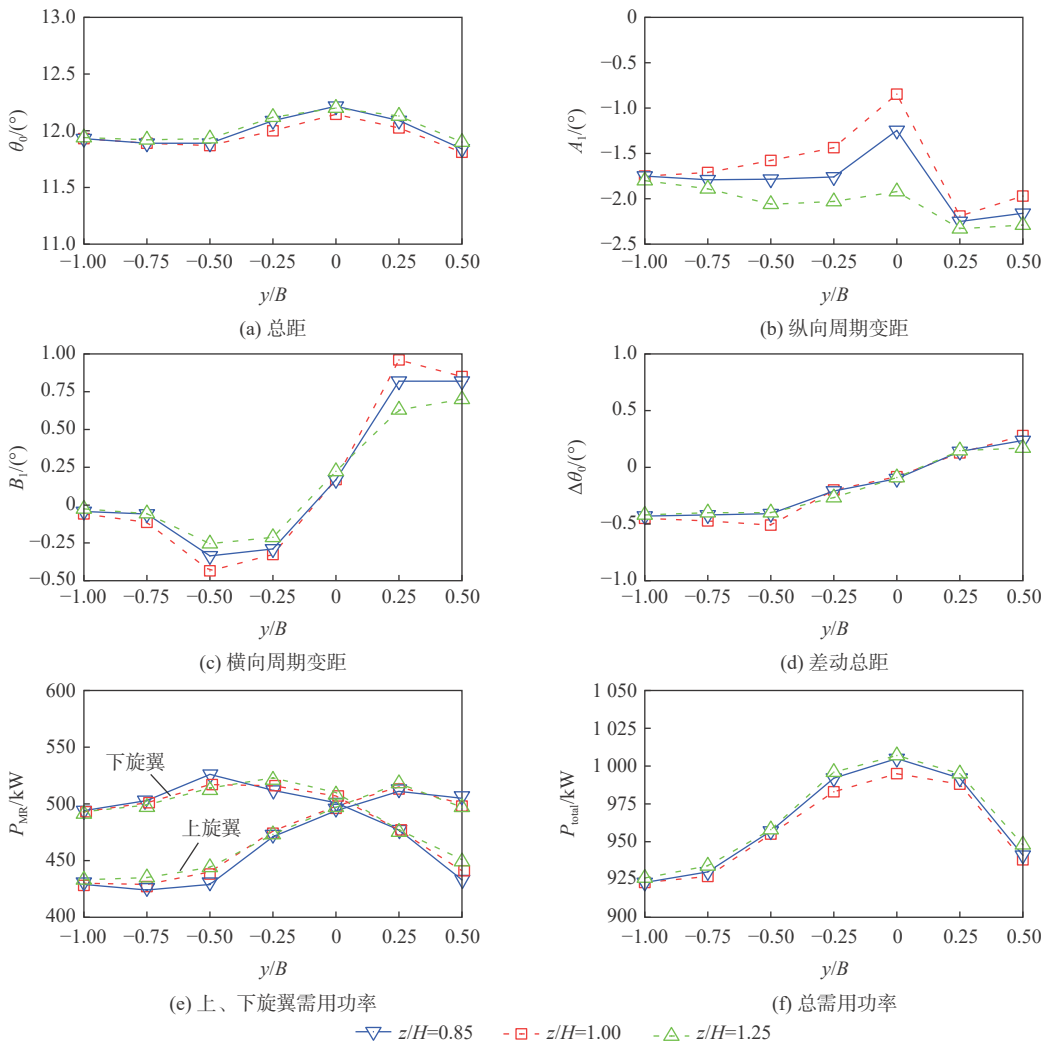


图 9　不同侧移高度下操纵量、姿态角及需用功率变化曲线

Fig. 9　Variations of control inputs, attitudes and required power for different height of landing path

图 9(a))。相应地,共轴刚性旋翼直升机总的需用功率也不断上升(见图 9(f))。不仅如此,由于旋翼前半部分受此下洗流的影响相对较强,使得旋翼前后拉力不对称性扩大,从而对直升机形成低头力矩。飞行员还需要增大纵向周期变距输入使桨盘后倒以抵消此低头力矩的影响。因此,在该范围内纵向周期变距显著增加(见图 9(b))。

此外,XH-59A 上旋翼为右旋,下旋翼为左旋,在侧移过程中上旋翼的前行侧(升力侧)首先进入到低速回流区及强下洗区域,而下旋翼恰好相反。这就意味着此过程上旋翼拉力受艉流场的影响相对较强。若操纵量不变,则上旋翼拉力及扭矩衰减更为显著,且上、下旋翼扭矩差不断减小,使得飞行员在增大总距以维持高度稳定的同时,还需要减小差动总距(绝对量)以保持机头朝向的稳定(见图 9(d))。差动总距减小意味着上旋翼总距相对增大,而下旋翼总距相对减小。因此,从图 9(e)可以看到,在$-0.5 \leqslant y/B \leqslant 0$范围内,下旋翼的需用功率逐渐降低而上旋翼需用功率却不断增大。

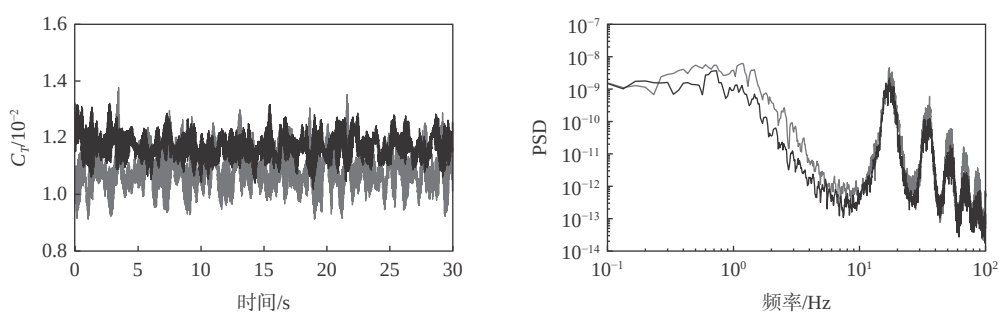
2.3 艉流场对共轴刚性旋翼直升机非定常载荷的水平影响

图 10 为直升机在着舰点上方($y/B=0$)时,共轴上、下旋翼的拉力系数时间历程及相应的功率谱密度(PSD)曲线。可知,尽管在操纵量保持不变时,下旋翼时均拉力要小于上旋翼,但其拉力波动幅度明显相对较大(见图 10(a))。这与预期相符,一方面,下旋翼离机库上缘相对较近,受不稳定剪切层影响相对较强;此外,下旋翼处于上旋翼尾流中,其气动环境更为紊乱。对该时间历程进一步进行功率谱密度分析可以看到,上旋翼拉力波动在 0.2~2.0 Hz 范围内所具有的能量明显要小于下旋翼(见图 10(b))。这意味着上旋翼对飞行员总距操纵工作载荷的贡献幅度要低于下旋翼。

图 11 为不同侧移高度下共轴刚性旋翼直升机 RMS 的变化曲线。从整体看,随着共轴直升机向甲板中心移动,飞行员工作载荷逐渐增加。值得注意的是,Kääriä[18] 在其研究中曾指出,垂向坐标轴方向气动载荷(拉力、偏航力矩)的非定常波动是引起飞行员工作载荷增大的主要原因。该结论并不完全适用于共轴刚性旋翼直升机情形,从图 11 可以看到:在气动力方面,拉力的 RMS 仍明显高于侧向力的非定常水平,这与常规单旋翼直升机情形相似;然而,此时共轴直升机俯仰力矩的 RMS 要远高于其他气动力矩的非定常水平。这意味着,当飞行员操纵共轴刚性旋翼直升机着舰时,其工作载荷很大程度来源于纵向杆量操纵。而由 2.2 节平衡特性分析可知,在此过程中飞行员还需要逐渐增大纵向周期变距(使桨盘后倒)以保持纵向受力及俯仰力矩的平衡,这无疑进一步增加了飞行员的工作载荷。

为了分析共轴刚性旋翼直升机在不同横向侧移位置处 RMS 差异的形成机理,图 12(a)给出了$z/H=1.0$平面垂向的湍流强度I_w云图,图 12(a)中还标示出了直升机在$y/B=-0.5$和$y/B=0$时下旋翼相对飞行甲板的位置,图 12(b)给出了离机库不同距离处的湍流强度分布以进行定量对比分析。可以直观地看到,自由来流受到舰船上层建筑的阻塞作用而在机库后方形成低速回流区的同时,其流动分离所产生的湍流涡结构也会在着舰域形成强紊乱区域。在横向侧移过程中,直升机逐渐由均匀流区域进入到该强非定常流场环境。垂向速度脉动会直接引起各部件(尤其是桨叶)有效迎角振荡。在上述因素的共同作用下,直升机各部件气动载荷将发生显著非定常波动(见图 10),飞行员必须持续调整各操纵输入以维持直升机高度及姿态的稳定,从而导致工作载荷迅速增大(见图 11)。此外,从图 12(a)中还可以看到,垂向湍流脉动主要聚集在甲板前半部分,这就使得桨盘前半部分受舰艉流非定常干扰的强度要高于桨盘后半部分,从而导致了桨盘在俯仰方向上的 RMS 较高(见图 11(e))。

为进一步分析共轴双旋翼的拉力非定常特征,图 13 给出侧移路径高度为1.0H时,共轴上、下旋翼



(a) 拉力系数时间历程　　(b) 拉力系数功率谱密度曲线

图 10　$y/B=0$位置处上、下旋翼拉力系数时间历程及 PSD 曲线

Fig. 10　Time-histories and power spectral density plots of thrust coefficient for the upper and lower rotor at $y/B=0$

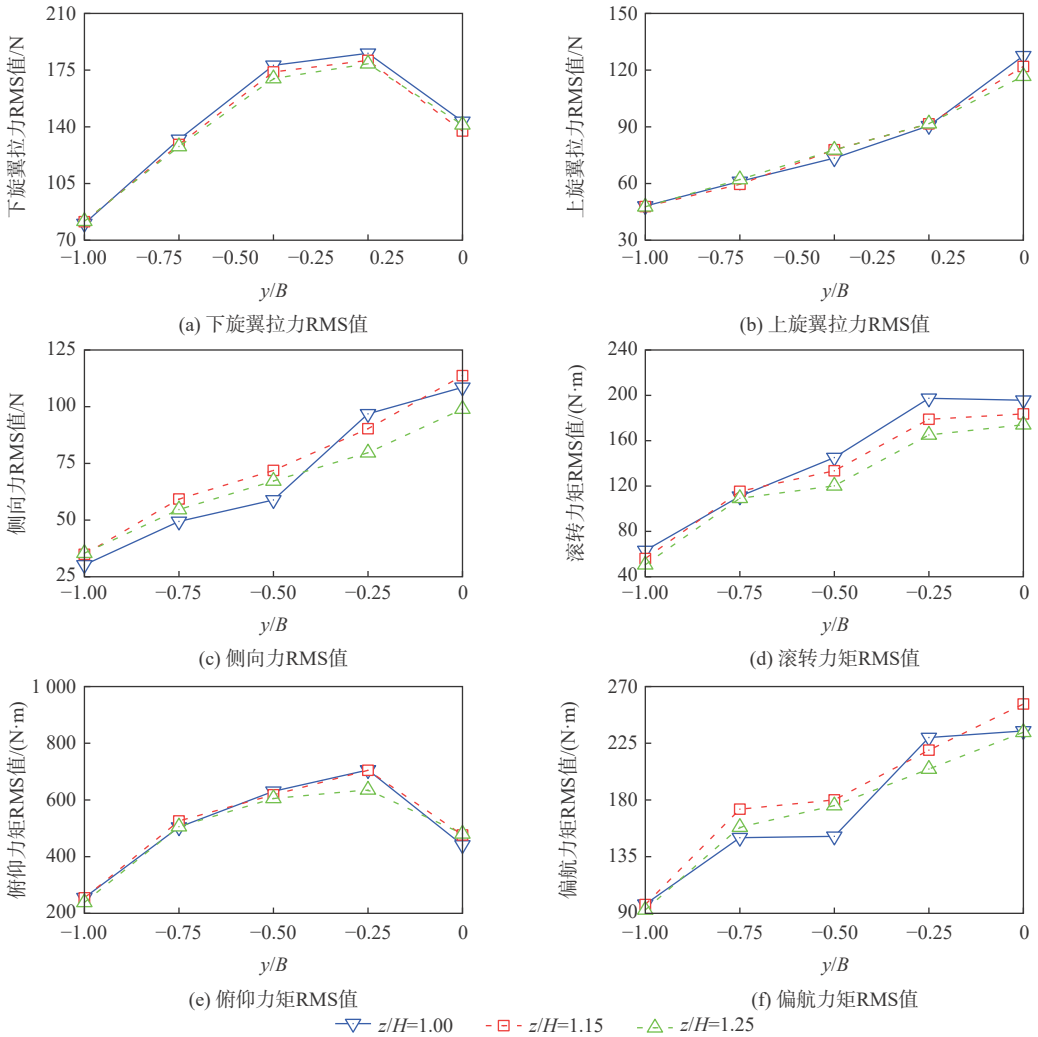


图 11　不同侧移高度下非定常载荷水平的变化曲线

Fig. 11　Variation of RMS loads during lateral translation for different height of landing path

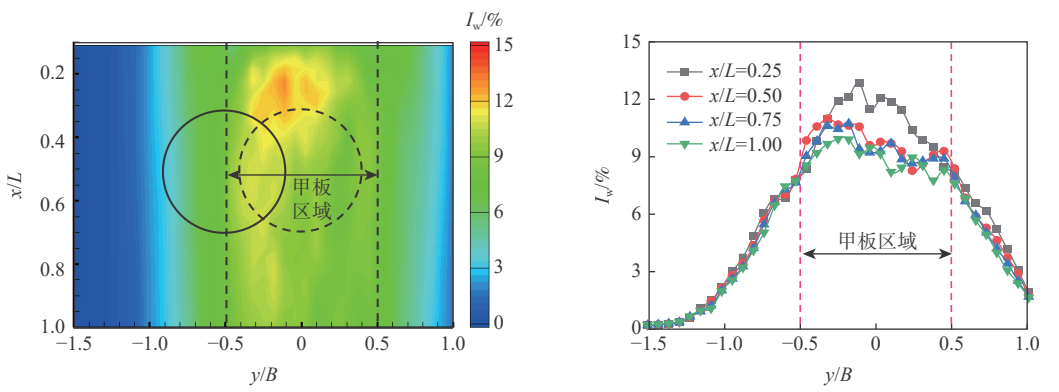


图 12　1.0H平面内垂向湍流强度分布

Fig. 12　Distributions of vertical turbulent intensity in 1.0H plane

及共轴双旋翼 RMS 的变化曲线。可以清晰地看到, 在整个侧移过程中, 下旋翼拉力的非定常水平均显著高于上旋翼。由定量分析可知, 此过程中下旋翼拉力平均 RMS 值要较上旋翼高 80%, 而在 $y/B=-0.25$位置处, 该差异甚至达到 100%。这再次说明了, 在横向侧移过程中, 飞行员总距操纵的工作载荷主要来源于下旋翼。值得注意的是, 共轴双旋翼的非定常水平同样远高于共轴上旋翼, 但略小于下旋翼。这可能是由于旋翼桨叶的排列方式导致上、下旋翼拉力波动出现一定程度的相互抵消, 从而使得共轴双旋翼拉力整体的波动幅度降低。

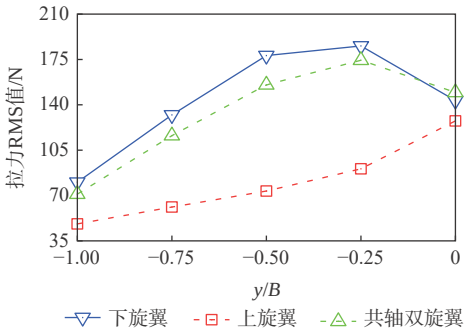


图 13 共轴双旋翼上、下旋翼拉力 RMS 值变化曲线

Fig. 13 Variations of RMS thrust for the upper, lower and coaxial rotors

3 结 论

1）受舰船艉流场非均匀空间分布特征的影响，共轴刚性旋翼直升机在进入甲板区域后会产生较大的低头力矩，飞行员需要增大纵向周期变距输入使桨盘后倒来抵消此低头力矩的影响，以防止直升机被推向机库。

2）由于共轴上下旋翼受舰船流场的扰动存在差异，这使得飞行员在增大总距以维持高度稳定的同时，还需要减小差动总距以保持机头朝向的稳定。

3）下旋翼离机库上缘相对较近，受不稳定剪切层影响相对较强，且处于上旋翼尾流中，因此，下旋翼的非定常载荷水平要显著高于上旋翼。

4）与常规单旋翼直升机不同的是，共轴构型直升机在着舰过程中，其拉力和俯仰力矩所受的非定常扰动是引起飞行员工作载荷增大的主要因素。

参考文献（References）

[1] KÄÄRIÄ C H, WANG Y, PADFIELD G D, et al. Aerodynamic loading characteristics of a model-scale helicopter in a ship's airwake[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(5): 1271-1278.

[2] YUE M, WEI W, HAO H, et al. A visual/inertial integrated landing guidance method for UAV landing on the ship[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 474-480.

[3] JI H L, CHEN R L, LI P. Real-time simulation model for helicopter flight task analysis in turbulent atmospheric environment[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 289-299.

[4] FORREST J S, OWEN I, PADFIELD G D, et al. Ship-helicopter operating limits prediction using piloted flight simulation and time-accurate airwakes[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(4): 1020-1031.

[5] ALPMAN E, LONG L N, BRIDGES D O, et al. Fully-coupled simulations of the rotorcraft/ship dynamic interface[J]. Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society, 2007, 63(2): 1367.

[6] HODGE S J, ZAN S J, ROPER D M. Time-accurate ship airwake and unsteady aerodynamic loads modeling for maritime helicopter simulation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(2): 022005.

[7] BOGSTAD M C, HABASHI W G, AKEL I. Computational-fluid-dynamics based advanced ship-airwake database for helicopter flight simulators[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 830-838.

[8] ROPER D M, OWEN I, PADFIELD G D, et al. Integrating CFD and piloted simulation to quantify ship-helicopter operating limits[J]. Aeronautical Journal, 2006, 110(1109): 419-428.

[9] LEE D, HORN J F , LONG L N , et al. Simulation of helicopter shipboard launch and recovery with time-accurate airwakes[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(2): 448-461.

[10] 杨俊. 共轴式直升机舰面起降风限图计算[J]. 海军航空工程学院学报, 2017, 32(1): 149-153.
YANG J. Calculation of save operation envelope of a coaxial helicopter on shipboard[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2017, 32(1): 149-153(in Chinese).

[11] PHELPS A E, MINECK R E. Aerodynamic characteristics of a counter-rotating, coaxial, hingeless rotor helicopter model with auxiliary propulsion: NASA-TM-78705[R]. Washington, D. C.: NASA, 1978.

[12] FELKER F F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingeless rotor helicopter: NASA-TM-81329[R]. Washirgton, D.C.: NASA, 1981.

[13] LIESHMAN J G, ANANTHAN S. An optimum coaxial rotor system for axial flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2008, 53(4): 367-381.

[14] BURGESS R K. The ABC™ rotor: A historical perspective[C]// The American Helicopter Society 60th Annual Forum. Virginia: American Helicopter Society, 2004: 2306-2352.

[15] WALSH D, WEINER S, ARIFIAN K. High airspeed testing of the sikorsky X-2 technologyTM demonstrator[C]// The 67th Annual Forum of the American Helicopter Society International. Virginia: American Helicopter Society, 2011: 2999-3010.

[16] 袁野, 陈仁良, 李攀. 共轴刚性旋翼旋翼飞行器配平特性及验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 186-193.
YUAN Y, CHEN R L, LI P. Trim characteristics and verification of coaxial rigid rotor aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 186-193(in Chinese).

[17] 袁野, 陈仁良, 李攀, 等. 共轴刚性旋翼直升机旋翼控制相位角问题分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(10): 2047-2053.
YUAN Y, CHEN R L, LI P, et a1. Rotor control phase angle analysis for coaxial rigid rotor helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(10): 2047-2053(in Chinese).

[18] KÄÄRIÄ C H, FORREST J S, OWEN I , et al. Simulated aerodynamic loading of an SH-60B helicopter in a ship's airwake[C]// 35th European Rotorcraft Forum. Hamburg: German Aerospace Society, 2009: 101296.

[19] ZHANG F, XU H, BALL N G. Numerical simulation of unsteady flow over SFS2 ship model[C]// 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2009: 090081.

[20] LEE R G, ZAN S J. Unsteady aerodynamic loading on a helicopter fuselage in a ship airwake[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(2): 149-159.

Flight characteristics of coaxial-rigid-rotor helicopter during deck landing

SU Dacheng*, WANG Zhengzhong, WU Linghua, HUANG Shuilin

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: A coaxial-rigid-rotor helicopter flight dynamics model, which can be coupled with unsteady ship airwake, was developed to investigate flight characteristics of the rotorcraft during deck landing. In the numerical simulation of ship flowfield, the detached eddy simulation method was used to obtain high-precision data of the flowfield. In building the flight dynamic model, an interaction factor of coaxial twin rotor was introduced to develop the induced velocity model of the coaxial rigid rotor, and the concept of equivalent flapping was adopted to establish the flapping movement function of coaxial rigid rotor. Then, a strategy which can transmit computational fluid dynamics (CFD) data to the flight dynamics model was established based on the "one-way" coupling idea. The accuracies of the flight dynamics model and the data transfer strategy were verified by analyzing the XH-59A coaxial-rigid-rotor helicopter and the combination of UH-60A/SFS2, respectively. Next, the combination of SFS2 ship model and XH-59A coaxial-rigid-rotor helicopter was chosen to investigate the influences of the ship airwake on the helicopter in terms of control margins and unsteady loading level. The time-averaged results showed that due to the differences in disturbance between the upper and lower rotor, pilots had to reduce the differential collective pitch to maintain the direction of the helicopter nose, while increasing the collective pitch to maintain the altitude at the same time. Furthermore, the unsteady level results indicated that for coaxial configuration, the disturbances in its thrust and pitch moment are the primary causes of pilot workload.

Keywords: coaxial-rigid-rotor helicopter; ship airwake; one-way coupling; control margin; unsteady level

Received: 2021-06-29; **Accepted**: 2021-10-18; **Published Online**: 2021-11-15 15:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211112.1933.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: 1462177095@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0360

固定时间收敛的三维制导控制一体化设计

张宽桥，周旋风，门星火，周舍冰*
(电子信息系统复杂电磁环境效应国家重点实验室，洛阳 471003)

摘　　要：针对终端角度约束、状态约束和控制受限问题，在三维空间内，提出一种固定时间收敛的导弹制导控制一体化设计方法。构建了带终端角度约束的制导控制系统三通道全耦合设计模型，采用固定时间收敛的滑模干扰观测器对一体化设计模型中的未知干扰进行估计和补偿。基于固定时间稳定性理论、终端滑模控制和反演控制方法等对制导控制系统进行一体化设计，并采用二阶指令滤波器对系统状态及控制指令进行约束。对所提方法的固定时间收敛特性进行证明，并给出具体的收敛时间表达式。通过导弹六自由度仿真，验证了所提方法的有效性和优越性。

关　键　词：制导控制一体化；终端角度约束；状态约束；控制受限；固定时间收敛；滑模控制
中图分类号：V448; TJ765
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0842-11

传统制导与控制系统是将制导系统和控制系统分开进行设计的。这种设计方法虽然在实际应用中是可行的，但需要反复设计，成本较高，并且忽略了制导系统和控制系统间的耦合关系，不能充分发挥制导与控制系统的性能[1-2]。制导控制一体化(integrated guidance and control, IGC)设计将制导系统和控制系统一起设计，充分利用二者之间的耦合关系及弹目视线角、导弹姿态和过载等综合信息，能有效提高导弹制导控制性能，这是导弹制导控制系统设计未来发展的趋势。针对IGC设计问题，国内外学者进行了大量研究，采用了诸多理论和方法，如小增益理论[3]、*θ-D*方法[4]、滑模控制[5]、自适应控制[6]等。

由于IGC模型具有严格反馈形式，反演控制被广泛用于IGC设计中[7-8]。文献[9]建立了纵向平面的制导控制非线性模型，基于反演控制器技术进行IGC设计，并采用自适应律在线估计模型的不确定性。但反演设计方法需要对虚拟控制量多次求导，存在“微分膨胀”的问题。针对该问题，动态面控制被用于IGC的设计中[10]，通过引入一阶滤波器来解决对虚拟控制量多次求导的问题。文献[11]结合动态面控制和神经网络干扰观测器，以及Barrier-Lyapunov函数完成了对IGC的设计。

现有的IGC设计方法很多都是在二维平面内完成的，人为忽略了各通道之间的耦合关系。实际上导弹在飞行过程中，俯仰、偏航和滚转三通道之间存在着较强的耦合关系，直接忽略通道间的耦合关系，必然会降低IGC系统的整体性能。因此，在IGC设计过程中，三通道之间的耦合关系需要考虑。

为增加战斗部的毁伤效能，许多导弹(如某些反舰导弹、反坦克导弹、防空导弹等)需要以一定的角度命中目标[12]。因此，在IGC设计中也需要考虑终端角度约束的问题。文献[13]采用自适应控制对系统干扰进行补偿，结合动态面控制完成了带终端角度约束的制导控制系统一体化设计。文献[14]考虑终端角度约束问题，采用动态面控制结合终端滑模控制和扩张状态观测器，提出了一种有限时间收敛的IGC算法。传统的基于动态面控制的IGC设计，只能保证系统状态渐进收敛至期望值，且由于引入一阶滤波器，IGC的快速性降低。

收稿日期：2021-06-30；**录用日期**：2022-03-18；**网络出版时间**：2022-04-19 12:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220415.1846.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (11904398)
* **通信作者**. E-mail：zhouhanbing116@163.com

引用格式：*张宽桥，周旋风，门星火，等. 固定时间收敛的三维制导控制一体化设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：842-852. ZHANG K Q，ZHOU X F，MEN X H，et al. Three-dimensional integrated guidance and control design with fixed-time convergence [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：842-852（in Chinese）.*

导弹在飞行过程，由于气动外形结构设计的限制，导弹的攻角、侧滑角、滚转角和俯仰、偏航、滚转角速度等状态量的变化需要控制在一定的范围内，并且由于执行机构的物理限制，其产生的控制量是有限的。以气动舵为例，其正反舵偏角是有上界的。若攻角等状态量和舵偏角控制指令超过允许范围，会对导弹的制导控制性能产生负面影响，甚至出现导弹不可控和失稳，导致脱靶[15]。因此，在制导控制系统设计时需要考虑状态约束和控制受限问题。文献 [16] 采用滑模控制和状态观测器对干扰进行估计，引入指令滤波器解决执行机构饱和限制问题。文献 [17] 引入障碍 Lyapunov 函数和饱和函数，解决攻角、侧滑角、姿态角速度、执行机构饱和等全状态约束问题，但未考虑终端角度约束问题。

导弹攻击目标的时间是有限的，制导控制系统设计时需要保证系统状态能够有限时间收敛。因此，有限时间控制方法被用于 IGC 设计中[18]。文献 [8,14,17-18] 等方法虽能满足系统状态的有限时间收敛，但收敛时间的上界依赖于系统状态的初值。而系统初始状态一般是未知的，且不同的初始状态其收敛时间也不同。固定时间控制能够有效地解决该问题，其能使系统收敛时间的上界不依赖于系统的初始状态，只与参数有关。

在上述分析的启发下，针对在 IGC 设计中的终端角度约束、执行机构输入饱和及攻角等状态约束问题，本文提出一种打击机动目标的固定时间收敛 IGC 设计方法。

1）建立了同时考虑终端角度约束、模型不确定性、输入饱和及攻角等状态约束的 IGC 设计模型。

2）基于终端滑模控制、固定时间稳定性理论和反演控制，提出带终端角度约束的 IGC 设计方法，采用固定时间收敛的滑模干扰观测器对一体化设计模型中的未知干扰进行估计和补偿，并引入二阶指令滤波器对反演控制的“微分膨胀问题”及系统状态约束和输入饱和问题进行处理。

3）基于固定时间稳定性理论，证明了本文方法的稳定性和全局固定时间收敛特性，通过数值仿真验证了本文方法的有效性。

1　问题描述及预备知识

1.1　问题描述

在三维惯性坐标系下建立导弹与目标的相对运动模型，如图 1 所示。$Oxyz$ 为惯性坐标系，$Ox_4y_4z_4$ 为弹目视线坐标系，ε和η分别为弹目视线倾角和偏角，R为弹目相对距离，定义 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{m4}}=[a_{\mathrm{mx_4}}\quad a_{\mathrm{my_4}}\quad a_{\mathrm{mz_4}}]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{a}_{\mathrm{t4}}=[a_{\mathrm{tx_4}}\quad a_{\mathrm{ty_4}}\quad a_{\mathrm{tz_4}}]^{\mathrm{T}}$分别为导弹和目标在视线坐标系上的加速度向量。

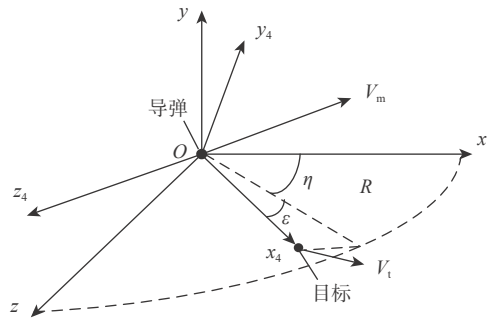


图 1　弹目相对运动关系

Fig. 1　Relative motion of missile and target

三维空间内导弹和目标的相对运动方程可以描述为[19]

$$\begin{cases}2\dot{R}\dot{\varepsilon}+R\ddot{\varepsilon}+R\dot{\eta}^2\sin\varepsilon\cos\varepsilon=a_{\mathrm{ty_4}}-a_{\mathrm{my_4}}\\-2\dot{R}\dot{\eta}\cos\varepsilon-R\ddot{\eta}\cos\varepsilon+2R\dot{\varepsilon}\dot{\eta}\sin\varepsilon=a_{\mathrm{tz_4}}-a_{\mathrm{mz_4}}\end{cases}\tag{1}$$

定义$\boldsymbol{a}_{\mathrm{m2}}=[a_{\mathrm{mx_2}}\quad a_{\mathrm{my_2}}\quad a_{\mathrm{mz_2}}]^{\mathrm{T}}$为导弹在弹道坐标系下的加速度向量。根据导弹质心运动的动力学方程，可得

$$\begin{cases}a_{\mathrm{my_2}}=[P(\sin\alpha\cos\gamma_V+\cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_V)+\\\qquY\cos\gamma_V-Z\sin\gamma_V-mg\cos\theta_{\mathrm{m}}]/m\\a_{\mathrm{mz_2}}=[P(\sin\alpha\sin\gamma_V+\cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_V)+\\\qquY\sin\gamma_V+Z\cos\gamma_V]/m\end{cases}\tag{2}$$

式中：m为导弹质量；g为重力加速度；θ_{m}、α、β和γ_V分别为导弹弹道倾角、攻角、侧滑角和速度滚转角；Y和Z分别为升力和侧向力；P为导弹推力。

根据坐标间的转换关系，可得

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{m4}}=\boldsymbol{L}(\eta,\varepsilon)\boldsymbol{L}^{-1}(\psi_{V_{\mathrm{m}}},\theta_{\mathrm{m}})\boldsymbol{a}_{\mathrm{m2}}\tag{3}$$

式中：$\psi_{V_{\mathrm{m}}}$为导弹弹道偏角。

$$\boldsymbol{L}(\eta,\varepsilon)=\begin{bmatrix}\cos\varepsilon\cos\eta & \sin\varepsilon & -\cos\varepsilon\sin\eta\\-\sin\varepsilon\cos\eta & \cos\varepsilon & \sin\varepsilon\sin\eta\\\sin\eta & 0 & \cos\eta\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{L}(\psi_{V_{\mathrm{m}}},\theta_{\mathrm{m}})=\begin{bmatrix}\cos\theta_{\mathrm{m}}\cos\psi_{V_{\mathrm{m}}} & \sin\theta_{\mathrm{m}} & -\cos\theta_{\mathrm{m}}\sin\psi_{V_{\mathrm{m}}}\\-\sin\theta_{\mathrm{m}}\cos\psi_{V_{\mathrm{m}}} & \cos\theta_{\mathrm{m}} & \sin\theta_{\mathrm{m}}\sin\psi_{V_{\mathrm{m}}}\\\sin\psi_{V_{\mathrm{m}}} & 0 & \cos\psi_{V_{\mathrm{m}}}\end{bmatrix}$$

导弹所受升力Y和侧向力Z计算如下：

$$\begin{cases}Y=C_y^{\alpha}\alpha QS+Y^{\delta_z}+d_Y\\Z=C_z^{\beta}\beta QS+Z^{\delta_y}+d_Z\end{cases}\tag{4}$$

式中：δ_y和δ_z分别为偏航和俯仰舵偏角；Y^{δ_z}和Z^{δ_y}分别为舵偏角产生的升力和侧向力；C_y^{α}为升力系数对α的导数；C_z^{β}为侧向力系数对β的导数；S为特征面积；$Q=\rho V_{\mathrm{m}}^2/2$为导弹动压，$\rho$为导弹所处位置的大气密度；$d_Y$和$d_Z$为未知有界的不确定项，包含建模误差和模型不确定项等，本文将其视为干扰量。

由于导弹在运动的过程中舵偏角对升力和侧向力的贡献很小，可以将其视为小量[20]。

本文只考虑末制导段的IGC设计，因此，假设导弹无动力飞行，且飞行速度不变，速度变化率视为干扰。对于侧滑转弯(skid to turn, STT)导弹而言，其要求速度滚转角γ_V控制为0，因此，可假设γ_V为小量，且$\sin\gamma_V\approx 0$, $\cos\gamma_V\approx 1$。定义新的状态变量$\boldsymbol{x}_1=[\dot{\varepsilon}\quad \dot{\eta}]$和$\boldsymbol{x}_2^{\#}=[\alpha\quad \beta]$，结合式(1)～式(4)，可建立三维空间弹目相对运动方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_1=\boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{x}_1)+\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{x}_1)\boldsymbol{x}_2^{\#}+\boldsymbol{d}_1(t) \tag{5}$$

式中：

$$\boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{x}_1)=\begin{bmatrix} -\dfrac{2\dot{R}}{R}\dot{\varepsilon}-\dot{\eta}^2\sin\varepsilon\cos\varepsilon+\dfrac{f(\theta_{\mathrm{m}})}{R}g\cos\theta_{\mathrm{m}} \\ -\dfrac{2\dot{R}}{R}\dot{\eta}+2\dot{\varepsilon}\dot{\eta}\tan\varepsilon+\dfrac{\sin\theta_{\mathrm{m}}\sin(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})}{R\cos\varepsilon}g\cos\theta_{\mathrm{m}} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{x}_1)=\begin{bmatrix} -(f(\theta_{\mathrm{m}})/mR)C_y^{\alpha}QS & -(\sin\varepsilon\sin(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})/mR)C_z^{\beta}QS \\ -(\sin\theta_{\mathrm{m}}\sin(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})/mR\cos\varepsilon)C_y^{\alpha}QS & (\cos(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})/mR\cos\varepsilon)C_z^{\beta}QS \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{d}_1=\begin{bmatrix} \dfrac{a_{\mathrm{ty}_4}}{R}-\dfrac{d_Y f(\theta_{\mathrm{m}})+d_Z\sin\varepsilon\sin(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})}{mR} \\ -\dfrac{a_{\mathrm{tz}_4}}{R\cos\varepsilon}-\dfrac{d_Y\sin\theta_{\mathrm{m}}\sin(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})-d_Z\cos(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})}{mR\cos\varepsilon} \end{bmatrix}$$

其中：$f(\theta_{\mathrm{m}})=\cos\theta_{\mathrm{m}}\cos\varepsilon+\sin\theta_{\mathrm{m}}\sin\varepsilon\cos(\eta-\psi_{V_{\mathrm{m}}})$。

弹目相对距离R是有界的，目标的加速度量a_{ty_4}、a_{tz_4}及空气动力相关的参量Y^{δ_z}、Z^{δ_y}、d_Y、d_Z等均是有界的，因此，可以判断$\boldsymbol{d}_1$是有界的。

根据导弹动力学方程，可建立如下导弹动力学模型[21]：

$$\begin{cases} \dot{\alpha}=-\omega_x\tan\beta\cos\alpha+\omega_y\tan\beta\sin\alpha+\omega_z-\dfrac{C_y^{\alpha}\alpha QS-mg\cos\theta_{\mathrm{m}}}{mV_{\mathrm{m}}\cos\beta}+\Delta_{\alpha} \\ \dot{\beta}=\omega_x\sin\alpha+\omega_y\cos\alpha+\dfrac{C_z^{\beta}\beta QS}{mV_{\mathrm{m}}}+\Delta_{\beta} \\ \dot{\gamma}=\omega_x-\omega_y\tan\vartheta\cos\gamma+\omega_z\tan\vartheta\sin\gamma+\Delta_{\gamma} \\ \dot{\omega}_x=\dfrac{(m_x^{\alpha}\alpha+m_x^{\beta}\beta+m_x^{\delta_x}\delta_x)QSL}{J_x}+\dfrac{J_y-J_z}{J_x}\omega_y\omega_z+\Delta_{\omega_x} \\ \dot{\omega}_y=\dfrac{(m_y^{\beta}\beta+m_y^{\delta_y}\delta_y)QSL}{J_y}+\dfrac{J_z-J_x}{J_y}\omega_z\omega_x+\Delta_{\omega_y} \\ \dot{\omega}_z=\dfrac{(m_z^{\alpha}\alpha+m_z^{\delta_z}\delta_z)QSL}{J_z}+\dfrac{J_x-J_y}{J_z}\omega_x\omega_y+\Delta_{\omega_z} \end{cases} \tag{6}$$

式中：ϑ为导弹俯仰角；γ为滚转角；J_x、J_y、J_z分别为滚转、偏航、俯仰方向上的转动惯量；ω_x、ω_y、ω_z分别为滚转、偏航、俯仰角速度；m_x^{α}、m_z^{α}分别为滚转和俯仰力矩系数对α的导数；m_x^{β}、m_y^{β}分别为滚转、偏航力矩系数对β的导数；$m_x^{\delta_x}$、$m_y^{\delta_y}$、$m_z^{\delta_z}$分别为滚转、偏航、俯仰力矩系数对δ_x、δ_y、δ_z的导数；Δ_{α}、Δ_{β}、Δ_{γ}、Δ_{ω_x}、Δ_{ω_y}、Δ_{ω_z}为包含外部扰动和建模误差的总扰动。

导弹终端角度约束问题为终端视线角约束问题[22]：

$$\begin{cases} \varepsilon(t_{\mathrm{f}})=\varepsilon_{\mathrm{d}} \\ \eta(t_{\mathrm{f}})=\eta_{\mathrm{d}} \end{cases} \tag{7}$$

式中：t_{f}为制导终端时刻；ε_{d}和η_{d}分别为期望终端视线倾角和偏角。

结合式(5)和式(6)，建立带终端角度约束的IGC设计模型为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_0=\boldsymbol{x}_1 \\ \dot{\boldsymbol{x}}_1=\boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{x}_1)+\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{x}_1)\boldsymbol{x}_2^{\#}+\boldsymbol{d}_1(t) \\ \dot{\boldsymbol{x}}_2=\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_2)+\boldsymbol{g}_2(\vartheta,\boldsymbol{x}_2)\boldsymbol{x}_3+\boldsymbol{d}_2(t) \\ \dot{\boldsymbol{x}}_3=\boldsymbol{f}_3(\boldsymbol{x}_2,\boldsymbol{x}_3)+\boldsymbol{g}_3\boldsymbol{u}+\boldsymbol{d}_3(t) \end{cases} \tag{8}$$

式中：

$$\boldsymbol{x}_0=[\varepsilon-\varepsilon_{\mathrm{d}}\quad \eta-\eta_{\mathrm{d}}]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{x}_2=[\alpha\quad \beta\quad \gamma]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{x}_3=[\omega_x\quad \omega_y\quad \omega_z]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{u}=[\delta_x\quad \delta_y\quad \delta_z]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_2)=\begin{bmatrix} -\dfrac{C_y^{\alpha}\alpha QS-mg\cos\theta_{\mathrm{m}}}{mV_{\mathrm{m}}\cos\beta} \\ \dfrac{C_z^{\beta}\beta QS}{mV_{\mathrm{m}}} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{g}_2(\vartheta,\boldsymbol{x}_2)=\begin{bmatrix} -\tan\beta\cos\alpha & \tan\beta\sin\alpha & 1 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 1 & -\tan\vartheta\cos\gamma & \tan\vartheta\sin\gamma \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{f}_3(\boldsymbol{x}_2,\boldsymbol{x}_3)=\begin{bmatrix} \dfrac{(m_x^{\alpha}\alpha+m_x^{\beta}\beta)QSL}{J_x}+\dfrac{J_y-J_z}{J_x}\omega_y\omega_z \\ \dfrac{m_y^{\beta}\beta QSL}{J_y}+\dfrac{J_z-J_x}{J_y}\omega_z\omega_x \\ \dfrac{m_z^{\alpha}\alpha QSL}{J_z}+\dfrac{J_x-J_y}{J_z}\omega_x\omega_y \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{g}_3=\begin{bmatrix} \dfrac{m_x^{\delta_x}QSL}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \dfrac{m_y^{\delta_y}QSL}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \dfrac{m_z^{\delta_z}QSL}{J_z} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{d}_2(t)=\begin{bmatrix} \Delta_{\alpha} \\ \Delta_{\beta} \\ \Delta_{\gamma} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{d}_3(t)=\begin{bmatrix} \Delta_{\omega_x} \\ \Delta_{\omega_y} \\ \Delta_{\omega_z} \end{bmatrix}$$

由于目标大机动、中末交班阶段初始状态不理想、外界干扰及系统不确定性等因素的存在，α、β、γ、ω_x、ω_y和ω_z可能会超出允许范围，这将使系统动态品质变差，影响控制性能，甚至出现控制发散的问题。

为避免因攻角、侧滑角等状态量超出允许范围, 在末制导阶段, 导弹攻角、侧滑角和滚转角需要满足如下状态约束:

$$\begin{cases} |\alpha| \leqslant \rho_\alpha \\ |\beta| \leqslant \rho_\beta \\ |\gamma| \leqslant \rho_\gamma \\ |\omega_x| \leqslant \rho_x \\ |\omega_y| \leqslant \rho_y \\ |\omega_z| \leqslant \rho_z \end{cases} \tag{9}$$

式中: $\rho_i > 0$, $i = \alpha,\beta,\gamma,x,y,z$。

本文的研究目标是设计一种 IGC 方法使得导弹的攻角、侧滑角、滚转角及俯仰、偏航、滚转角速度等状态量不超过允许范围且收敛至稳态值, 俯仰、偏航、滚转通道的舵偏角都保持在执行机构物理特性限制的范围内变化, 弹目视线角和视线角速率固定时间收敛。

1.2　预备知识

为理论推导和分析方便, 给出定义 1、定义 2 及引理 1～引理 4。

定义 1　为书写方便, 作如下定义: $\mathrm{sgn}^a(\boldsymbol{y}) = |\boldsymbol{y}|^a \mathrm{sgn}(\boldsymbol{y})$, $|\boldsymbol{y}|^a = \mathrm{diag}(|y_1|^a,\cdots,|y_n|^a)$, $\mathrm{sgn}(\boldsymbol{y}) = [\mathrm{sgn}(y_1),\cdots,\mathrm{sgn}(y_n)]^{\mathrm{T}}$。其中, $\boldsymbol{y} = [y_1,y_2,\cdots,y_n]^{\mathrm{T}}$, $\mathrm{sgn}(\cdot)$为符号函数, 且$\mathrm{sgn}(0) = 0$。

定义 2　对于非线性系统 $\dot{x}(t) = f(x(t))$, $x(0) = x_0$, 若存在一个时刻 $T_{\max} > 0$, 对任意 $x_0 \in \mathbf{R}$, $t > T_{\max}$, 满足 $x(t) = 0$, 则系统是固定时间稳定的。

引理 1[23-24]　针对系统 $\dot{y} = -c_1\mathrm{sgn}^{b_1}(y) - c_2\mathrm{sgn}^{b_2}(y)$, 且 $c_1 > 0$、$c_2 > 0$、$0 < b_1 < 1$、$b_2 > 1$, 则系统是固定时间稳定的, 且收敛时间满足:

$$T_1 \leqslant \frac{1}{c_1(1-b_1)} + \frac{1}{c_2(b_2-1)} \tag{10}$$

此外, 若系统存在小的扰动, 即 $\dot{y} = -c_1\mathrm{sgn}^{b_1}(y) - c_2\mathrm{sgn}^{b_2}(y) + \varsigma$, ς为较小正数, 则系统可固定时间收敛至原点的邻域 $\Omega = \{|y| \leqslant 2\varpi \,|\, c_1\varpi^{b_1} + c_2 b_1 \varpi^{b_2} = \varsigma\}$, 收敛时间满足:

$$T_2 \leqslant \frac{1}{c_1(2^{b_1}-1)(1-b_1)} + \frac{1}{c_2(b_2-1)} \tag{11}$$

引理 2[25]　假定存在 Lyapunov 函数 $V(\boldsymbol{x})$ 满足 $\dot{V}(\boldsymbol{x}) \leqslant -c_1 V^{b_1}(\boldsymbol{x}) - c_2 V^{b_2}(\boldsymbol{x})$, 且 $c_1 > 0$、$c_2 > 0$、$0 < b_1 < 1$、$b_2 > 1$, 则系统是固定时间稳定的, 且收敛时间满足:

$$T_3 < \frac{1}{c_1(1-b_1)} + \frac{1}{c_2(b_2-1)} \tag{12}$$

引理 3[26]　对于任意实数 x_i, $i = 1,2,\cdots,n$, 存在实数$0 < a < 1$, 使得

$$\left(\sum_{i=1}^{n}|x_i|\right)^a \leqslant \sum_{i=1}^{n}|x_i|^a \tag{13}$$

引理 4[27]　对于任意实数 x_i, $i = 1,2,\cdots,n$, 存在实数$b > 1$, 使得

$$\left(\sum_{i=1}^{n}|x_i|\right)^b \leqslant n^{b-1}\sum_{i=1}^{n}|x_i|^b \tag{14}$$

根据引理 3 和引理 4, 有

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\mathrm{sgn}^a(\boldsymbol{x}) = \sum\limits_{i=1}^{n}|x_i^2|^{\frac{a+1}{2}} \geqslant \left(\sum\limits_{i=1}^{n}|x_i^2|\right)^{\frac{a+1}{2}} = \|\boldsymbol{x}\|^{a+1} \\ \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\mathrm{sgn}^b(\boldsymbol{x}) \geqslant n^{1-\frac{b+1}{2}}\left(\sum\limits_{i=1}^{n}|x_i^2|\right)^{\frac{b+1}{2}} = n^{\frac{1-b}{2}}\|\boldsymbol{x}\|^{b+1} \end{cases} \tag{15}$$

2　制导控制一体化设计

为使导弹能够以期望终端角度精确命中目标, 基于滑模控制, 结合反演控制, 对制导控制系统进行一体化设计。为使系统状态 $\boldsymbol{x}_0$和 $\boldsymbol{x}_1$固定时间收敛至 0, 基于引理 3 和分段滑模面思想, 设计如下非奇异快速终端滑模面:

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{x}_1 + \boldsymbol{k}_1\mathrm{sgn}^{a_1}(\boldsymbol{x}_0) + \boldsymbol{k}_2\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_0) \tag{16}$$

式中: $\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_0) = [\varphi(x_{01}),\varphi(x_{02})]^{\mathrm{T}}$, 且

$$\varphi(x_{0i}) = \begin{cases} x_{0i}^{a_2} & |x_{0i}| \geqslant \delta \\ \lambda_1 x_{0i} + \lambda_2 x_{0i}^3 & |x_{0i}| < \delta \end{cases} \tag{17}$$

其中: $a_1 > 1$, $0 < a_2 = p_1/p_2 < 1$, p_1、p_2为正奇数; $\boldsymbol{k}_i = \mathrm{diag}(k_{i1},k_{i2})$为待设计正定矩阵; $\delta > 0$; $\lambda_1 = (3-a_2)\delta^{\alpha_2-1}/2$; $\lambda_2 = (a_2-1)\delta^{\alpha_2-3}/2$。

对式 (16) 求一阶导数得

$$\dot{\boldsymbol{s}} = \dot{\boldsymbol{x}}_1 + \boldsymbol{k}_1 a_1 |\boldsymbol{x}_0|^{a_1-1}\boldsymbol{x}_1 + \boldsymbol{k}_2\boldsymbol{\varphi}'(\boldsymbol{x}_0)\boldsymbol{x}_1 \tag{18}$$

其中, $\boldsymbol{\varphi}'(\boldsymbol{x}_0) = [\varphi'(x_{01})\ \ \varphi'(x_{02})]^{\mathrm{T}}$, 且

$$\varphi'(x_{0i}) = \begin{cases} a_2|x_{0i}|^{a_2-1} & |x_{0i}| \geqslant \delta \\ \lambda_1 + 2\lambda_2 x_{0i}^2 & |x_{0i}| < \delta \end{cases} \tag{19}$$

构建的 IGC 设计模型 (8) 是一种具有不确定性的严格反馈系统, 因此, 采用反演控制设计方法进行一体化控制律的设计。为使系统状态固定时间收敛, 基于固定时间稳定性理论对反演设计方法进行改进。针对反演设计中的“微分膨胀”问题, 将二阶指令滤波器引入至反演设计中: 一方面, 通过积分实现对虚拟控制量的求导, 有效降低噪声对系统的影响; 另一方面, 实现对系统状态及实际控制指令的约束, 保证其不超过允许范围。具体设计过程如下。

步骤 1　$\boldsymbol{x}_2^{\#}$的虚拟控制律设计。

定义跟踪误差为

$$\boldsymbol{s}_1 = \boldsymbol{x}_1 + \boldsymbol{k}_1\mathrm{sgn}^{a_1}(\boldsymbol{x}_0) + \boldsymbol{k}_2\boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{x}_0) \tag{20}$$

对s_1求一阶导数得

$$\dot{s}_1=\dot{x}_1+k_1a_1|x_0|^{a_1-1}x_1+k_2\varphi'(x_0)x_1=f_1+g_1x_2^{\#}+d_1+k_1a_1|x_0|^{a_1-1}x_1+k_2\varphi'(x_0)x_1 \tag{21}$$

设计虚拟控制律为

$$x_{2c}^{\#}=-g_1^{-1}[f_1+\hat{d}_1+k_1a_1|x_0|^{a_1-1}x_1+k_2\varphi'(x_0)x_1+k_3\mathrm{sgn}^{b_1}(s_1)+k_4\mathrm{sgn}^{b_2}(s_1)+\xi_1] \tag{22}$$

式中：$b_1>1$，$0<b_2=p_3/p_4<1$，p_3、p_4为正奇数；k_3和k_4为待设计的正定对角矩阵；ξ_1为滤波器跟踪误差补偿项，用于补偿指令滤波器对虚拟控制律的影响，其定义将在式(26)中给出。本文采用文献[28]提出的固定时间干扰观测器，对干扰项进行估计，具体表达式为

$$\begin{cases}\dot{\hat{x}}_1=f_1(x_1)+g_1(x_1)x_2^{\#}+\hat{d}_1\\ \hat{d}_1=\lambda_{11}\mathrm{sgn}^{\gamma_1}(\tilde{x}_1)+\lambda_{12}\mathrm{sgn}^{\gamma_2}(\tilde{x}_1)+\lambda_{13}\int_0^t\mathrm{sgn}(\tilde{x}_1(\tau))\,\mathrm{d}\tau\end{cases} \tag{23}$$

式中：$\lambda_{1i}>0\,(i=1,2,3)$；$\hat{x}_1$和$\hat{d}_1$分别为$x_1$和$d_1$的估计值；$\tilde{x}_1=x_1-\hat{x}_1$。

为避免对虚拟控制量的多次求导产生“微分膨胀”问题，同时考虑对虚拟控制变量限幅，借鉴动态面设计方法，引入一个新的虚拟控制律$x_{2d}^{\#}$，$x_{2d}^{\#}$和其导数$\dot{x}_{2d}^{\#}$由$x_{2c}^{\#}$通过一个二阶滤波器得到。滤波器的状态空间表达式为

$$\begin{bmatrix}\dot{q}_1\\ \dot{q}_2\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}q_2\\ 2\zeta\omega_n\left\{\dfrac{\omega_n^2}{2\zeta\omega_n}[S_M(x_c)-q_1]-q_2\right\}\end{bmatrix} \tag{24}$$

$$\begin{bmatrix}x_d\\ \dot{x}_d\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}q_1\\ q_2\end{bmatrix} \tag{25}$$

式中：ζ和ω_n为滤波器的参数，$\zeta>0,\omega_n>0$；$S_M(\cdot)$为幅值的饱和函数，其定义为

$$S_M(x)=\begin{cases}M\mathrm{sgn}(x) & |x|\geqslant M\\ x & |x|<M\end{cases}$$

由式(24)和式(25)可以看出，$\dot{x}_d$的计算不需要微分器，避免了反演设计中对虚拟控制量微分产生的“微分膨胀”问题。

若x_c是有界的，那么x_d和$\dot{x}_d$均为连续有界的。通过选取较大的自振频率ω_n可使$|x_d-x_c|$很小。但过大的ω_n会给系统带来高频噪声的影响，因此参数选取时要折中考虑。

ξ_1的表达式为

$$\dot{\xi}_1=\begin{cases}-l_1(\mathrm{sgn}^{b_1}(\xi_1)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\xi_1))+\dfrac{\xi_1}{\|\xi_1\|^2}s_1^{\mathrm{T}}g_1(x_{2d}^{\#}-x_{2c}^{\#}) & \|\xi_1\|>\mu_1\\ 0 & \|\xi_1\|\leqslant\mu_1\end{cases} \tag{26}$$

式中：l_1为待设计的正定对角矩阵；μ_1为较小正数。

步骤2 x_3的虚拟控制律设计。

定义跟踪误差$s_2=x_2-x_{2d}$。其中，$x_{2d}=[x_{2d}^{\#}\quad 0]$。

对s_2求导可得

$$\dot{s}_2=\dot{x}_2-\dot{x}_{2d}=f_2+g_2x_3+d_2-\dot{x}_{2d} \tag{27}$$

设计虚拟控制律为

$$x_{3c}=-g_2^{-1}[f_2+\hat{d}_2+\dot{x}_{2d}+k_5\mathrm{sgn}^{b_1}(s_2)+k_6\mathrm{sgn}^{b_2}(s_2)+\xi_2+\chi] \tag{28}$$

式中：k_5和k_6为待设计的正定对角矩阵；$\chi=[g_1^{\mathrm{T}}s_1\ \ 0]^{\mathrm{T}}$。

令x_{3c}通过二阶滤波器得到x_{3d}和$\dot{x}_{3d}$。ξ_2的表达式为

$$\dot{\xi}_2=\begin{cases}-l_2(\mathrm{sgn}^{b_1}(\xi_2)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\xi_2))+\dfrac{\xi_2}{\|\xi_2\|^2}s_2^{\mathrm{T}}g_2(x_{3d}-x_{3c}) & \|\nu_2\|>\mu_2\\ 0 & \|\xi_2\|\leqslant\mu_2\end{cases} \tag{29}$$

步骤3 实际制导律u的设计。

定义跟踪误差$s_3=x_3-x_{3d}$，对s_3求导可得

$$\dot{s}_3=\dot{x}_3-\dot{x}_{3d}=f_3+g_3u+d_3-\dot{x}_{3d} \tag{30}$$

设计虚拟控制律为

$$u_c=-g_3^{-1}[f_3+\hat{d}_3+\dot{x}_{3d}+k_7\mathrm{sgn}^{b_1}(s_3)+k_8\mathrm{sgn}^{b_2}(s_3)+\xi_3+g_2^{\mathrm{T}}s_2] \tag{31}$$

令u_c通过二阶滤波器得到实际控制指令u。ξ_3的表达式为

$$\dot{\xi}_3=\begin{cases}-l_3(\mathrm{sgn}^{b_1}(\xi_3)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\xi_3))-\dfrac{\xi_3}{\|\xi_3\|^2}s_3^{\mathrm{T}}g_3(u-u_c) & \|\xi_3\|>\mu_3\\ 0 & \|\xi_3\|\leqslant\mu_3\end{cases} \tag{32}$$

根据式(21)～式(32)可得

$$\dot{s}_1=f_1+g_1(s_2^{\#}+x_{2d}^{\#}-x_{2c}^{\#}+x_{2c}^{\#})+d_1+k_1a_1|x_0|^{a_1-1}x_1+k_2\varphi'(x_0)x_1=g_1(s_2^{\#}+x_{2d}^{\#}-x_{2c}^{\#})+\tilde{d}_1-k_3\mathrm{sgn}^{b_1}(s_1)-k_4\mathrm{sgn}^{b_2}(s_1)-\xi_1 \tag{33}$$

$$\dot{s}_2=f_2+g_2(s_3+x_{3d}-x_{3c}+x_{3c})+d_2-\dot{x}_{2d}=g_2(s_3+x_{3d}-x_{3c})+\tilde{d}_2-k_5\mathrm{sgn}^{b_1}(s_2)-k_6\mathrm{sgn}^{b_2}(s_2)-\xi_2-\chi \tag{34}$$

$$\dot{s}_3=f_3+g_3(u-u_c+u_c)+d_3-\dot{x}_{3d}=g_3(u-u_c)+\tilde{d}_3-k_7\mathrm{sgn}^{b_1}(s_3)-k_8\mathrm{sgn}^{b_2}(s_3)-\xi_3-g_2^{\mathrm{T}}s_2 \tag{35}$$

式中：$\tilde{d}_i=d_i-\hat{d}_i,i=1,2,3$；$s_2^{\#}=[s_{21}\quad s_{22}]^{\mathrm{T}}$。

构造Lyapunov函数为

$$V=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{3}(s_i^{\mathrm{T}}s_i+\xi_i^{\mathrm{T}}\xi_i) \tag{36}$$

式(36)微分得

$$\dot{V}=\sum_{i=1}^{3}(\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{s}}_i+\boldsymbol{\xi}_i^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\xi}}_i)=\boldsymbol{s}_1^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{s}_2^{\#}+\boldsymbol{x}_{2\mathrm{d}}^{\#}-\boldsymbol{x}_{2\mathrm{c}}^{\#})+\tilde{\boldsymbol{d}}_1-\boldsymbol{k}_3\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{s}_1)-\boldsymbol{k}_4\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{s}_1)-\boldsymbol{\xi}_1]+\boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{s}_3+\boldsymbol{x}_{3\mathrm{d}}-\boldsymbol{x}_{3\mathrm{c}})+\tilde{\boldsymbol{d}}_2-\boldsymbol{k}_5\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{s}_2)-\boldsymbol{k}_6\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{s}_2)-\boldsymbol{\xi}_2-\boldsymbol{\chi}]+\boldsymbol{s}_3^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{g}_3(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_{\mathrm{c}})+\tilde{\boldsymbol{d}}_3-\boldsymbol{k}_7\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{s}_3)-\boldsymbol{k}_8\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{s}_3)-\boldsymbol{\xi}_3-\boldsymbol{g}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_2]-\boldsymbol{\xi}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_1(\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{\xi}_1)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{\xi}_1))-\boldsymbol{s}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{x}_{2\mathrm{d}}^{\#}-\boldsymbol{x}_{2\mathrm{c}}^{\#})-\boldsymbol{\xi}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_2(\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{\xi}_2)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{\xi}_2))-\boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{x}_{3\mathrm{d}}-\boldsymbol{x}_{3\mathrm{c}})-\boldsymbol{\xi}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_3(\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{\xi}_3)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{\xi}_3))-\boldsymbol{s}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}_3(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_{\mathrm{c}})=\boldsymbol{s}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_1-\boldsymbol{s}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{k}_3\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{s}_1)-\boldsymbol{s}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{k}_4\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{s}_1)-\boldsymbol{s}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}_1+\boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_2-\boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{k}_5\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{s}_2)-\boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{k}_6\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{s}_2)-\boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}_2+\boldsymbol{s}_3^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_3-\boldsymbol{s}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{k}_7\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{s}_3)-\boldsymbol{s}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{k}_8\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{s}_3)-\boldsymbol{s}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}_3-\boldsymbol{\xi}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_1(\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{\xi}_1)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{\xi}_1))-\boldsymbol{\xi}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_2(\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{\xi}_2)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{\xi}_2))-\boldsymbol{\xi}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_3(\mathrm{sgn}^{b_1}(\boldsymbol{\xi}_3)+\mathrm{sgn}^{b_2}(\boldsymbol{\xi}_3)) \tag{37}$$

结合式 (15) 可得

$$\dot{V}\leqslant-3^{\frac{1-b_1}{2}}\sum_{i=1}^{3}(\lambda_{\min}(\boldsymbol{k}_{2i+1})\|\boldsymbol{s}_i\|^{b_1+1}+\lambda_{\min}(\boldsymbol{l}_i)\|\boldsymbol{\xi}_i\|^{b_1+1})-\sum_{i=1}^{3}(\lambda_{\min}(\boldsymbol{k}_{2i+2})\|\boldsymbol{s}_i\|^{b_2+1}+\lambda_{\min}(\boldsymbol{l}_i)\|\boldsymbol{\xi}_i\|^{b_2+1})+\sum_{i=1}^{3}(\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_i-\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}_i) \tag{38}$$

基于 Young 不等式得

$$\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_i\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_i+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}_i^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_i \tag{39}$$

$$-\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}_i\leqslant\frac{1}{2}\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_i+\frac{1}{2}\boldsymbol{\xi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}_i \tag{40}$$

考虑如下不等式:

$$p\leqslant p^{m_1}+p^{m_2} \tag{41}$$

式中: $p\geqslant 0; m_1>1; 0<m_2<1$。则有如下不等式成立:

$$-n_1p^{m_1}-n_2p^{m_2}+n_3p\leqslant-(n_1-n_3)p^{m_1}-(n_2-n_3)p^{m_2} \tag{42}$$

式中: $n_1>0, n_2>0, n_3>0$。

结合不等式 (39)、式 (40) 和式 (42), 式 (38) 可写为

$$\dot{V}\leqslant-3^{\frac{1-b_1}{2}}\sum_{i=1}^{3}\left[(\lambda_{\min}(\boldsymbol{k}_{2i+1})-1)\|\boldsymbol{s}_i\|^{b_1+1}+\left(\lambda_{\min}(\boldsymbol{l}_i)-\frac{1}{2}\right)\|\boldsymbol{\xi}_i\|^{b_1+1}\right]-\sum_{i=1}^{3}\left[(\lambda_{\min}(\boldsymbol{k}_{2i+2})-1)\|\boldsymbol{s}_i\|^{b_2+1}+\left(\lambda_{\min}(\boldsymbol{l}_i)-\frac{1}{2}\right)\|\boldsymbol{\xi}_i\|^{b_2+1}\right]+\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{3}\tilde{\boldsymbol{d}}_i^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_i \tag{43}$$

选取合适的参数, 使得

$$\begin{cases}\lambda_{\min}(\boldsymbol{k}_{2i+1})-1\geqslant 18^{\frac{b_1-1}{2}}k\\ \lambda_{\min}(\boldsymbol{l}_i)-\dfrac{1}{2}\geqslant 18^{\frac{b_1-1}{2}}k\\ \lambda_{\min}(\boldsymbol{k}_{2i+2})-1\geqslant k\\ \sigma=\dfrac{1}{2}\displaystyle\sum_{i=1}^{3}\tilde{\boldsymbol{d}}_i^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}_i\end{cases}\quad i=1,2,3 \tag{44}$$

式中: $k>0$。则式 (43) 可写为

$$\dot{V}\leqslant-6^{\frac{b_1-1}{2}}k\sum_{i=1}^{3}\left[(\|\boldsymbol{s}_i\|^2)^{\frac{b_1+1}{2}}+(\|\boldsymbol{\xi}_i\|^2)^{\frac{b_1+1}{2}}\right]-k\sum_{i=1}^{3}\left[(\|\boldsymbol{s}_i\|^2)^{\frac{b_2+1}{2}}+(\|\boldsymbol{\xi}_i\|^2)^{\frac{b_2+1}{2}}\right]+\sigma \tag{45}$$

定理 1　对于一体化制导控制系统 (8), 根据式 (20)～式 (32) 设计三维一体化控制律, 系统状态 $\boldsymbol{x}_0$和 $\boldsymbol{x}_1$能够固定时间收敛至原点的一个较小邻域内。

证明　根据引理 3、引理 4 和式 (45) 可得

$$\dot{V}\leqslant-k\left[\sum_{i=1}^{3}(\|\boldsymbol{s}_i\|^2+\|\boldsymbol{\xi}_i\|^2)\right]^{\frac{b_1+1}{2}}-k\left[\sum_{i=1}^{3}(\|\boldsymbol{s}_i\|^2+\|\boldsymbol{\xi}_i\|^2)\right]^{\frac{b_2+1}{2}}+\sigma=-kV^{\frac{b_1+1}{2}}-kV^{\frac{b_2+1}{2}}+\sigma \tag{46}$$

由于 $(b_1+1)/2>1$, $1/2<(b_2+1)/2<1$, 由引理 2 可知, V可固定时间收敛至原点的一个较小邻域:

$$\Omega_1=\left\{V\leqslant 2\varpi_1\,\middle|\,k\varpi_1^{\frac{b_1+1}{2}}+k\varpi_1^{\frac{b_2+1}{2}}=\sigma\right\} \tag{47}$$

且收敛时间满足:

$$t_1<\frac{1}{k(b_1-1)}+\frac{1}{k\left(2^{\frac{b_2+1}{2}}-1\right)(1-b_2)} \tag{48}$$

结合式 (47) 和式 (36) 可知, $\boldsymbol{s}_1$可在固定时间t_1内收敛至区域 $\|\boldsymbol{s}_1\|\leqslant\sqrt{2\varpi_1}$。令 $\Delta=\sqrt{2\varpi_1}$, 则 $|s_{1i}|\leqslant\Delta$, $i=1,2$。根据x_{0i}的值所在区域, 对x_{0i}和x_{1i}的收敛区域进行讨论:

1) $|x_{0i}|>\delta$, 由式 (16) 可得

$$\dot{x}_{0i}=-k_{1i}\mathrm{sgn}^{a_1}(x_{0i})-k_{2i}\mathrm{sgn}^{a_2}(x_{0i})+\phi_i\qquad|\phi_i|\leqslant\Delta \tag{49}$$

由引理 2 可知, x_{0i}能够有限时间收敛至区域 $\Omega_{2i}=\{|x_{0i}|\leqslant 2\varpi_{2i}\,|\,k_{1i}\varpi_{2i}^{a_1}+k_{2i}\varpi_{2i}^{a_2}\leqslant\Delta\}$, x_{ii}收敛至区域:

$$|x_{1i}|\leqslant k_{1i}|x_{0i}|^{a_1}+k_{2i}|x_{0i}|^{a_2}+|\phi_i|\leqslant k_{1i}(2\varpi_{2i})^{a_1}+k_{2i}(2\varpi_{2i})^{a_2}+\Delta \tag{50}$$

收敛时间满足:

$$t_2<\frac{1}{k_{1i}(a_1-1)}+\frac{1}{k_{2i}(2^{a_2}-1)(1-a_2)} \tag{51}$$

2) $|x_{0i}|<\delta$, 由式 (16) 可得

$$|x_{1i}|\leqslant k_{1i}|x_{0i}|^{a_1}+k_{2i}|\lambda_1 x_{0i}+\lambda_2 x_{1i}^3|+|\phi_i|<$$
$$k_{1i}\delta^{a_1}+k_{2i}\delta^{a_2}+\Delta \tag{52}$$

综合分析可得, x_{0i}和x_{1i}可收敛至原点的邻域:

$$\begin{cases}|x_{0i}|\leqslant\kappa_i=\max\{2\varpi_{2i},\delta\}\\ k_{1i}\varpi_{2i}^{a_1}+k_{2i}\varpi_{2i}^{a_2}\leqslant\Delta\\ |x_{1i}|\leqslant k_1\kappa_i^{a_1}+k_2\kappa_i^{a_2}+\Delta\end{cases} \tag{53}$$

综上所述, 系统状态$\boldsymbol{x}_0$和$\boldsymbol{x}_1$能够有限时间收敛至原点的一个较小邻域内, 且收敛时间满足:

$$t\leqslant t_1+t_2<t_{\rm m}=\frac{1}{k(b_1-1)}+\frac{1}{k\left(2^{\frac{b_2+1}{2}}-1\right)(1-b_2)}+$$
$$\frac{1}{k_{1i}(a_1-1)}+\frac{1}{k_{2i}(2^{a_2}-1)(1-a_2)} \tag{54}$$

由式 (54) 可以看出, 收敛时间的上界$t_{\rm m}$随着k、k_{i1}、k_{i2}、a_1和b_1的增大而增大, 随着a_2和b_2的减小而增大。由式 (44) 可知, k的大小与控制参数矩阵$\boldsymbol{k}_i(i=1,2,\cdots,8)$和$\boldsymbol{l}_j(j=1,2,3)$有关, 且成正比关系。因此, 收敛时间的上界只与控制参数有关, 与系统状态无关。 **证毕**

3 仿真分析

本节基于导弹六自由度仿真, 对所提 IGC 设计方法的性能进行仿真验证。在惯性坐标系下, 导弹和目标的初始位置分别为 (0 m,5 000 m,0 m) 和 (5 000 m, 1 000 m, 2 000 m), 导弹的速度$V_{\rm m}=600$ m/s, 导弹的初始弹道倾角$\theta_{\rm m0}=15°$, 弹道偏角$\psi_{V_{\rm m0}}=-5°$, 攻角$\alpha_0=8°$, 侧滑角$\beta_0=4°$, 滚转角$\gamma_0=8°$, 滚转角速率$\omega_{x10}=20$(°)/s, 偏航角速率$\omega_{y10}=-20$(°)/s, 俯仰角速率$\omega_{z10}=-30$(°)/s。选取导弹的动力学参数如表 1 所示。目标速度$V_{\rm t}=50$ m/s, 横向加速度$a_{{\rm t}z_2}=10\sin(\pi t/2)$, 初始航迹倾角和偏角均为 0°。设定期望终端视线角$\varepsilon_{\rm d}=-70°$, $\eta_{\rm d}=0°$。状态约束范围设定为: 攻角变化范围为 [−10°,10°], 侧滑角为 [−5°,5°], 滚转角为 [−10°,10°], 俯仰角和滚转角速度均为 [−40(°)/s, 40(°)/s], 偏航角速度为 [−30(°)/s, 30(°)/s], 俯仰、偏航和滚转通道舵偏角均为 [−10°, 10°]。

设定导弹的转动惯量存在$0.1\sin(0.2\pi t)$的不确定性, 气动力和气动力矩系数存在$0.2\sin(0.2\pi t)$的不确定性。设定$\Delta_\alpha=\Delta_\beta=\Delta_\gamma=0.2\sin(t)$, $\Delta_{\omega_x}=\Delta_{\omega_y}=\Delta_{\omega_z}=\sin(t)$。

本文方法的控制参数选取为: $\boldsymbol{k}_1=\mathrm{diag}(0.6,1)$, $\boldsymbol{k}_2=\mathrm{diag}(1,1)$, $\boldsymbol{k}_3=\boldsymbol{k}_4=\mathrm{diag}(3,4)$, $\boldsymbol{k}_5=\boldsymbol{k}_6=\mathrm{diag}(8,12,12)$, $\boldsymbol{k}_7=\boldsymbol{k}_8=\mathrm{diag}(20,10,10)$, $a_1=3$, $a_2=0.6$, $\boldsymbol{\zeta}=\mathrm{diag}(0.6,0.7,0.6)$, $\boldsymbol{\omega}_{\rm n}=\mathrm{diag}(10,20,10)$, $\boldsymbol{l}_1=\mathrm{diag}(3,2,5)$, $\boldsymbol{l}_2=\mathrm{diag}(10,8,3)$, $\boldsymbol{l}_3=\mathrm{diag}(10,10,5)$, $\delta=0.01$, $\mu_1=\mu_2=\mu_3=0.01$, $b_1=2$, $b_2=0.5$。由式 (54) 可计算$t_{\rm m}\approx13.34$ s。

表 1 导弹动力学参数

Table 1 Missile dynamics parameters

参数	数值	参数	数值	参数	数值
m/kg	1 200	m_{x1}^{β}	−0.38	C_y^{β}	−0.081
S/m^2	0.42	$m_{x1}^{\delta x}$	2.13	$C_y^{\delta z}$	5.75
L/m^2	0.69	m_{y1}^{β}	−27.30	C_z^{α}	0.09
J_{x1}/(kg·m^2)	100	$m_{y1}^{\delta y}$	−26.60	C_z^{β}	−56.32
J_{y1}/(kg·m^2)	5 800	m_{z1}^{α}	−28.15	$C_z^{\delta y}$	−5.6
J_{z1}/(kg·m^2)	5 700	$m_{z1}^{\delta z}$	−27.90	g/(m·s^{-2})	9.8
m_{x1}^{α}	0.45	C_y^{α}	57.15	$V_{\rm m}$/(m·s^{-1})	600

引入文献 [14] 提出的考虑终端角度约束的有限时间收敛制导控制一体化设计方法(finite-time convergence integrated guidance and control design method with terminal angle constraint, FTIGC)和文献 [16] 提出的考虑终端角度约束和控制受限的鲁棒制导控制一体化设计方法(robust integrated guidance and control with terminal angle and control constraint, RCIGC)进行对比仿真。FTIGC 采用终端滑模控制结合动态面控制进行 IGC 设计, 使得算法具有有限时间收敛特性, 并采用有限时间的扩张状态观测器估计系统中不确定性。RCIGC 采用滑模反演控制结合超螺旋扩张状态观测器进行一体化设计, 并采用指令滤波器处理了控制受限问题。

仿真结果如图 2～图 7 和表 2 所示。

由图 2 和图 3 可知, 在 3 种一体化控制律的作用下, 导弹都能平稳地向目标飞行, 且以不同的脱靶量击中目标; 弹目视线角都能收敛至期望值附近, 其中, 本文方法和 FTIGC 的弹目视线角能在有限时间内快速准确地收敛到期望值附近, 本文方法能够稳定收敛至期望值附近, 收敛的精度更高, 且弹目视线倾角和偏角的收敛时间分别在 13 s 和 8 s 左右, 均在理论收敛时间上界$t_{\rm m}$内, RCIGC 的弹目视线角渐进收敛, 且跟踪误差较大。

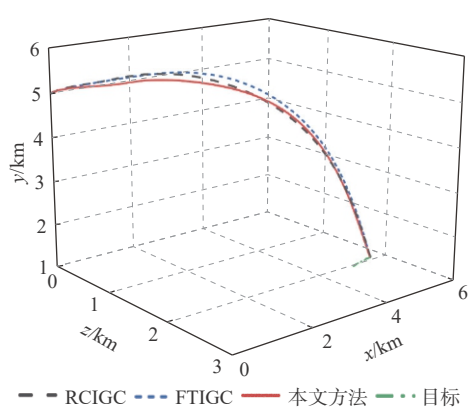


图 2 弹目运动轨迹

Fig. 2 Motion trajectories of missile and target

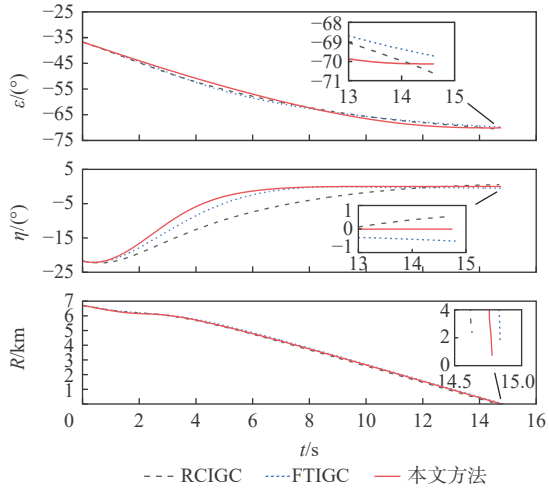


图 3　弹目视线倾角、偏角曲线和弹目相对距离

Fig. 3　LOS elevation angles, LOS azimuth angles and relative distances of missile and target

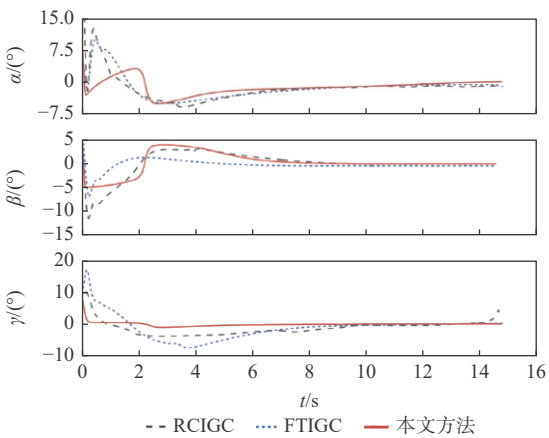


图 4　攻角、侧滑角和滚转角

Fig. 4　Attack, sideslip and roll angles

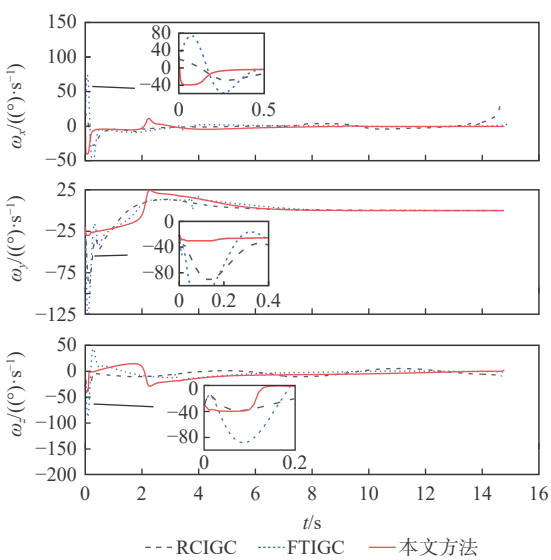


图 5　滚转、偏航和俯仰角速度

Fig. 5　Roll, yaw and pitch angular rates

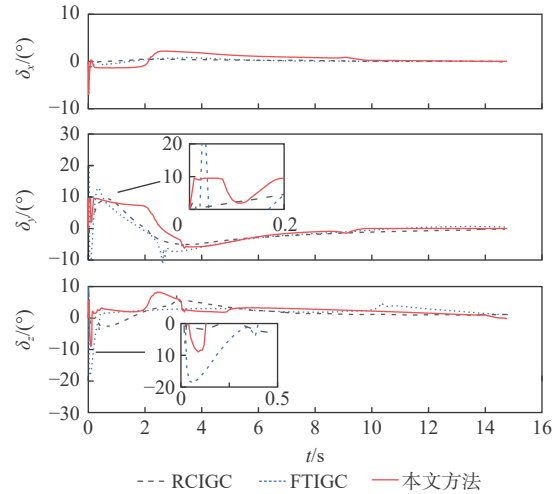


图 6　滚转、偏航和俯仰通道舵偏角

Fig. 6　Roll, yaw and pitch channel rudder angles

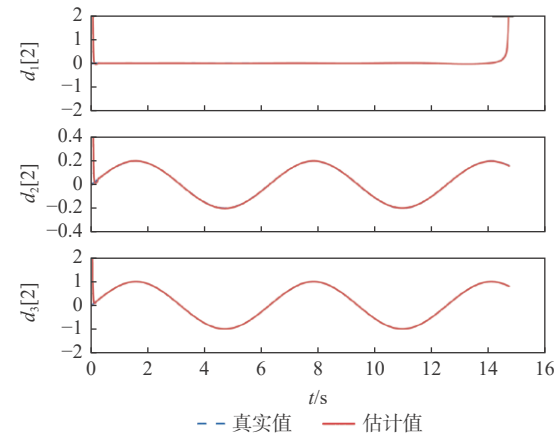


图 7　干扰观测器估计结果

Fig. 7　Estimation results of disturbance observer

表 2　不同一体化控制律的仿真结果

Table 2　Simulation results of different integrated control laws

控制律	攻击时间/s	脱靶量/m	视线倾角误差/(°)	视线偏角误差/(°)
RCIGC	14.69	2.33	0.63	0.51
FTIGC	14.82	1.71	0.22	0.43
本文方法	14.77	0.71	0.05	0.04

图 4 为攻角、侧滑角和滚转角等状态量的变化曲线, 由于没有考虑对攻角等状态量约束, 且未限制相对应的虚拟控制指令, RCIGC 和 FTIGC 的攻角、侧滑角和滚转角不同程度地超过了设定的约束范围, 而本文方法的攻角等状态量被有效地限制在约束范围内, 且平稳收敛至 0 附近。图 5 为姿态角速度变化曲线, 可见 3 种一体化方法的姿态角速度都能收敛至一个很小领域内; 与本文方法相比, RCIGC 和 FTIGC 的攻角、侧滑角和滚转角的变化越大, 其姿态角速度的变化范围也越大, 且均超出了设定的范围, 说明 RCIGC 和 FTIGC 不

能满足状态约束，而本文方法可以保证状态量满足约束条件。

图 6 给出了舵偏角的变化曲线，RCIGC 和本文方法的 3 个通道的舵偏角都没有超过最大限幅，且在后期均逐渐收敛至 0 附近。FTIGC 由于未考虑舵偏角饱和问题，其舵偏角的变化均超过了设定的约束范围。图 7 为干扰观测器对干扰$\boldsymbol{d}_1(t)$、$\boldsymbol{d}_2(t)$、$\boldsymbol{d}_3(t)$中的第 2 个元素变量($d_1[1], d_2[2], d_3[2]$)的估计结果。由图 7 可知，干扰观测器的估计值能够快速收敛至真实值，表明干扰观测器能够快速有效的估计和补偿干扰。

表 2 给出了 3 种一体化制导控制律在攻击时间、脱靶量、角度误差方面的仿真结果。在攻击时间上，三者基本相当；在脱靶量和终端角度误差上，本文方法均最小，表明了本文方法在命中精度和终端角度约束精度方面的优越性。

为研究不同制导控制参数对本文方法收敛特性的影响，通过改变不同参数的取值进行仿真分析。按照参数的性质不同，将参数分为 3 类。第 1 类参数为正定矩阵$\boldsymbol{k}_i(i=1,2,\cdots,8)$和$\boldsymbol{l}_j(j=1,2,3)$，第 2 类参数为取值范围大于 1 的$a_1$和$b_1$，第 3 类参数为取值范围在 0～1 之间的$a_2$和$b_2$。以原仿真中选取的 PIGC 的控制参数为参考值，对 3 类参数分别进行缩放处理。由于系统状态较多，本文以弹目视线倾角仿真结果为例，对方法收敛特性进行分析。图 8 为第 1 类参数缩小 5%、参考值及第 1 类参数增大 5% 时的弹目视线角变化曲线，收敛时间分别为 13.79 s、13.28 s 和 12.94 s(取到达期望值时的时间)。图 9 为第 2 类参数缩小 10%、参考值及第 2 类参数增大 10% 时的弹目视线角变化曲线，收敛时间分别为 13.62 s、13.28 s 和 13.06 s。图 10 为第 3 类参数增大 10%、参考值、第 3 类参数增大 20% 时的弹目视线角变化曲线，收敛时间分别为 13.28 s、13.56 s 和 13.91 s。由图 8～图 10 的仿真结果扩展至攻角、侧滑角等系统状态量可知，在本文方法的作用下，制导控制系统状态的收敛速度将随着第 1 类参数和第 2 类参数，即$\boldsymbol{k}_i(i=1,2,\cdots,8)$、$\boldsymbol{l}_j(j=1,2,3)$、$a_1$和$b_1$的增大而增大，随着第 3 参数$a_2$和$b_2$的增大而减小。但过度的追求收敛速度会产生较大的控制指令，需要导弹提供较大过载，而导弹可用过载是有限的，因此，在参数选取时要折中考虑。

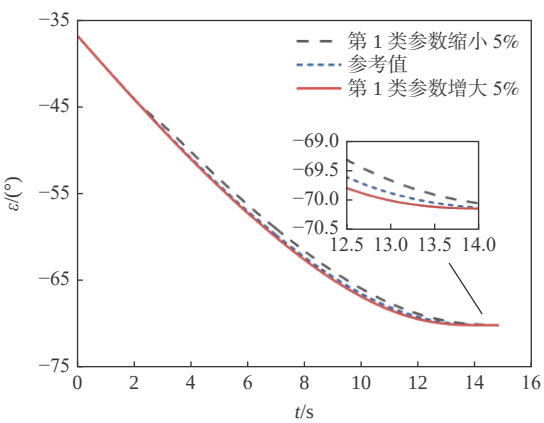


图 8 第 1 类参数变化时的弹目视线倾角

Fig. 8 LOS angles when the first class parameters change

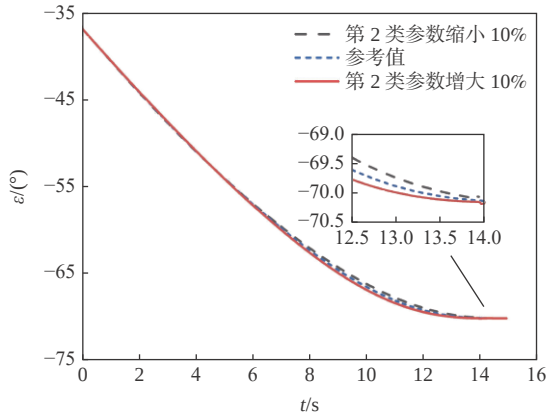


图 9 第 2 类参数变化时的弹目视线倾角

Fig. 9 LOS angles when the second class parameters change

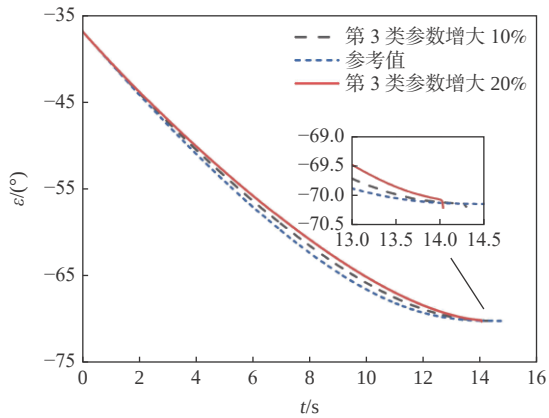


图 10 第 3 类参数变化时的弹目视线倾角

Fig. 10 LOS angles when the third class parameters change

4 结 论

针对终端角度约束、状态约束和控制受限问题，本文提出一种 IGC 方法，通过理论分析和仿真验证，可以得出如下结论：

1）本文方法能够满足导弹终端角度约束和状态约束要求，使系统状态能够固定时间收敛，避免了舵偏角饱和现象的发生，保证攻角等系统状态不超过设定的范围，有效解决了终端角度约束、状态约束和控制受限问题。

2）采用干扰观测器对模型扰动进行估计，能有效提高 IGC 系统的鲁棒性。

3）相比现有的 FTIGC 和 RCIGC 方法，本文方

法具有更高的制导精度和角度约束精度。

本文方法含有较多设计参数, 后续可对参数优化开展研究。

参考文献（References）

[1] WILLIAMS D E, RICHMAN J, FRIEDLAND B. Design of an integrated strapdown guidance and control system for a tactical missile[C]//Proceedings of AIAA Guidance and Control Conference. Reston: AIAA, 1983: 57-66.

[2] TAKESHI Y, BALAKRISHNAN S N. Integrated guidance and autopilot design for a chasing UAV via high-order sliding modes[J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349(2): 531-558.

[3] YAN H, TAN S P, HE Y Z. A small-gain method for integrated guidance and control in terminal phase of reentry[J]. Acta Astronautica, 2017, 132: 282-292.

[4] XIN M, BALAKRISHNAN S N, OHLMEYER E J. Integrated guidance and control of missiles with θ-D method[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(6): 981-992.

[5] WANG Z K, MA J W, FU J T. Research on sliding mode method about three-dimensional integrated guidance and control for air-to-ground missile[J]. Journal of Aerospace Technology and Management, 2019, 11(1): 1-15.

[6] SONG H T, ZHANG T, ZHANG G L. L1 adaptive state feedback controller for three-dimensional integrated guidance and control of interceptor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(10): 1693-1701.

[7] RAN M P, WANG Q, HOU D L, et al. Backstepping design of missile guidance and control based on adaptive fuzzy sliding mode control[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 634-642.

[8] 张宽桥, 刘连照, 马晖, 等. 考虑攻击角约束和输入饱和的制导控制一体化设计[J]. 弹道学报, 2021, 33(3): 9-18.
ZHANG K Q, LIU L Z, MA H, et al. Design on integrated guidance and control considering the constraint of impact angle and input saturation[J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(3): 9-18(in Chinese).

[9] SEYEDIPOUR S H, JEGARKANDI M F, SHAMAGHDARI S. Nonlinear integrated guidance and control based on adaptive backstepping scheme[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2017, 89(3): 415-424.

[10] TIAN J Y, XIONG N, ZHANG S F, et al. Integrated guidance and control for missile with narrow field-of-view strapdown seeker[J]. ISA Transactions, 2020, 106: 124-137.

[11] ZHAO B, XU S Y, GUO J G, et al. Integrated strapdown missile guidance and control based on neural network disturbance observer[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 170-181.

[12] ZHANG L, WEI C Z, WU R, et al. Fixed-time extended state observer based non-singular fast terminal sliding mode control for a VTVL reusable launch vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82-83: 70-79.

[13] SONG H T, ZHANG T. Fast robust integrated guidance and control design of interceptors[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(1): 349-356.

[14] LAI C, WANG W H, LIU Z H, et al. Three-dimensional integrated guidance and control for terminal angle constrained attack against ground maneuvering target[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(7): 2393-2412.

[15] 梁晓玲. 控制受限的导引与控制一体化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015: 7-10.
LIANG X L. The integrated design method of guidance and control with control constraints[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015: 7-10(in Chinese).

[16] SAEED K, FARID S. Robust extended state observer-based three dimensional integrated guidance and control design for interceptors with impact angle and input saturation constraints[J]. ISA transactions, 2020, 104: 299-309.

[17] ZHANG D H, MA P, WANG S Y, et al. Multi-constraints adaptive finite-time integrated guidance and control design[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106334.

[18] CHONG Z Y, GUO J G, ZHAO B, et al. Finite-time integrated guidance and control system for hypersonic vehicles[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2021, 43(4): 842-853.

[19] HE S M, WANG W, WANG J. Three-dimensional multivariable integrated guidance and control design for maneuvering targets interception[J]. Journal of the Franklin Institute, 2016, 353(16): 4330-4350.

[20] SHU Y J, TANG S. Integrated guidance and control backstepping design for blended control missile based on NDO[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(1): 79-85.

[21] LIU X D, HUANG W W, DU L F. An integrated guidance and control approach in three-dimensional space for hypersonic missile constrained by impact angles[J]. ISA Transactions, 2017, 66: 164-175.

[22] HE S M, LIN D F, WANG J. Continuous second-order sliding mode based impact angle guidance law[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 41: 199-208.

[23] NI J K, LIU L, LIU C X, et al. Fixed-time dynamic surface high-order sliding mode control for chaotic oscillation in power system[J]. Nonlinear Dynamics, 2016, 86(1): 401-420.

[24] WANG X, GUO J, TANG S J, et al. Fixed-time disturbance observer based fixed-time back-stepping control for an air-breathing hypersonic vehicle[J]. ISA Transactions, 2019, 88: 233-245.

[25] JIANG B Y, HU Q L, FRISWELL M I. Fixed-time attitude control for rigid spacecraft with actuator saturation and faults[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(5): 1892-1898.

[26] BASIN M, PANATHULA C B, SHTESSEL Y. Multivariable continuous fixed-time second-order sliding mode control: Design and convergence time estimation[J]. IET Control Theory & Applications, 2017, 11(8): 1104-1111.

[27] HALL C E, SHTESSEL Y B. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(6): 1315-1328.

[28] 张宽桥, 杨锁昌, 李宝晨, 等. 考虑驾驶仪动态特性的固定时间收敛制导律[J]. 航空学报, 2019, 40(11): 323227.
ZHANG K Q, YANG S C, LI B C, et al. Fixed-time convergent guidance law considering autopilot dynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11): 323227(in Chinese).

Three-dimensional integrated guidance and control design with fixed-time convergence

ZHANG Kuanqiao，ZHOU Xuanfeng，MEN Xinghuo，ZHOU Hanbing*

(State Key Laboratory of Complex Electromagnetic Environment Effects on Electronics and Information System，Luoyang 471003，China)

Abstract：This paper proposes a three-dimensional integrated design method for missile guidance and control with fixed-time convergence to address the issues of impact angle constraints, state constraints, and control constraints. A three-channel fully coupled design model of guidance and control system with impact angle constraints is constructed, and the unknown disturbances in the integrated design model are estimated and compensated by a fixed-time convergent sliding mode disturbance observer. Based on the fixed-time stability theory, terminal sliding mode control and backstepping control method, the integrated design of the guidance and control system is carried out, and the second-order instruction filter is used to restrict the system states and control instructions. The fixed-time convergence property of the integrated algorithm is proved, and the specific convergence time expression is given. The effectiveness and superiority of the integrated guidance and control law are verified by six degrees of freedom simulation of the missile.

Keywords：integrated guidance and control; impact angle constraint; state constraint; control constraint; fixed-time convergence; sliding mode control

Received：2021-06-30；**Accepted**：2022-03-18；**Published Online**：2022-04-19 12：42

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220415.1846.001.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (11904398)

* **Corresponding author**. E-mail：zhouhanbing116@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0363

一种面向空间飞行器视觉导航的椭圆检测算法

陆婷婷*，邓志均，顾鑫，费智婷，吴新峰，王华
(中国运载火箭技术研究院 研究发展中心，北京 100076)

摘 要：基于椭圆特征的空间飞行器视觉导航技术是一种新颖的高精度空间探测自主导航方法，如何对空间目标的环形边缘进行精准提取和高效拟合是实现空间飞行器视觉导航的必要条件。针对该问题，提出一种面向空间飞行器视觉导航的椭圆检测算法。利用多项式逼近导航图像连续边缘段的方式提取椭圆弧段；通过基于极大似然假设检验理论构建的模型选择判据，对来自同一个椭圆的椭圆弧段进行准确合并；对合并后的椭圆弧段进行拟合，得到空间飞行器视觉导航的椭圆检测结果。大量的仿真实验表明：与传统的椭圆检测算法相比，所提算法具有较高的精度和更高的鲁棒性，可以广泛应用于空间飞行器视觉导航图像椭圆检测，为空间飞行器视觉导航算法提供精准的二次曲线输入。

关 键 词：空间目标；环形边缘；椭圆拟合；椭圆检测；视觉导航
中图分类号：V419+.9
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0853-16

基于椭圆特征的视觉导航技术已经成为卫星、行星探测器等空间飞行器执行交汇对接、行星软着陆等空间探测任务过程中的一种重要自主导航方式，其位姿计算精度高度依赖于导航图像中椭圆检测和拟合的精度[1-2]。

实际上，导航图像椭圆检测是通用椭圆检测的一个应用分支。通用椭圆检测算法在许多基于形状的目标检测任务中均具有非常重要的作用，被大量应用于摄像机标定[3]、眼控[4]、交通标志检测[5]、工业缺陷检测等领域[6]。当前，通用椭圆检测算法按照实现原理的不同可以大致分为2类：基于霍夫变换的椭圆检测算法和基于弧段特征的椭圆检测算法。

基于霍夫变换的椭圆检测算法是一种经典的椭圆检测算法，主要包括标准霍夫变换(standard Hough transform, SHT)算法[7-8]、随机霍夫变换(randomized Hough transform, RHT)算法[9]、概率霍夫随机变换(probabilistic Hough transform, PHT)算法[10]、迭代式霍夫变换(iterative Hough transform, IHT)算法[11]等，与SHT算法相比，基于SHT的改进算法均试图降低对内存空间的需要，但无法彻底克服这个问题，并且这些算法的检测精度会随着图像中椭圆数量的增加而急剧下降。

与基于霍夫变换的椭圆检测算法相比，基于弧段特征的椭圆检测算法不再以像素为基本处理单元，而是通过对椭圆弧段整体的几何特征分析实现椭圆检测，其中，椭圆弧段属于椭圆边缘的一部分，包含多个连续的像素点。因此，基于弧段特征的椭圆检测算法通常具有较高的精度和鲁棒性，并且不需要处理高维的参数空间，极大地削弱了算法对内存空间的需求。基于弧段特征的椭圆检测算法的基本思想首先由日本学者Kim等[12]于2002年提出，随后大量学者基于该思想提出了不同的改进检测算法[13-16]。

空间导航图像除了具有普通光学图像的通用特点外，还具有自己独特的特点：由于太空光照条件恶劣、背景噪声严重，飞行器、陨石坑等空间目标的环形边缘会出现严重的断裂，导致这些导航图像中的椭圆边缘不完整并存在干扰噪声点和毛刺

收稿日期：2021-06-30；录用日期：2022-01-08；网络出版时间：2022-03-09 10:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1736.009.html
*通信作者. E-mail：tingtingspring@163.com

引用格式：陆婷婷，邓志均，顾鑫，等. 一种面向空间飞行器视觉导航的椭圆检测算法[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：853-868.
LU T T，DENG Z J，GU X，et al. An ellipse detection algorithm for spacecraft optical navigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：853-868 (in Chinese).

点，使得导航图像椭圆检测困难较大。面向空间飞行器视觉导航的椭圆检测算法必须能够有效处理椭圆边缘被分割为多段的情况，并能够解决干扰像素点多、椭圆弧段不清晰等问题。

本文以空间飞行器视觉导航图像为研究对象，提出一种基于假设检验的空间导航图像椭圆检测算法，本文算法继承了基于弧段特征的椭圆检测算法的基本框架，并针对这一框架中各个环节进行了改进和完善，使得本文算法能够有效处理空间导航图像，为空间飞行器高精度视觉导航提供必要的支撑。

1 椭圆检测总体框架

本文算法总体框架如图1所示。对于给定的空间导航图像，首先，进行椭圆弧段提取，得到椭圆弧段集合；然后，基于点到二次曲线的几何距离对提取到的椭圆弧段进行合并，得到合并后的椭圆弧段，每组合并后的椭圆弧段都来自于同一个椭圆边缘；最后，对合并后的椭圆弧段进行拟合，得到导航图像椭圆，实现导航图像椭圆检测。

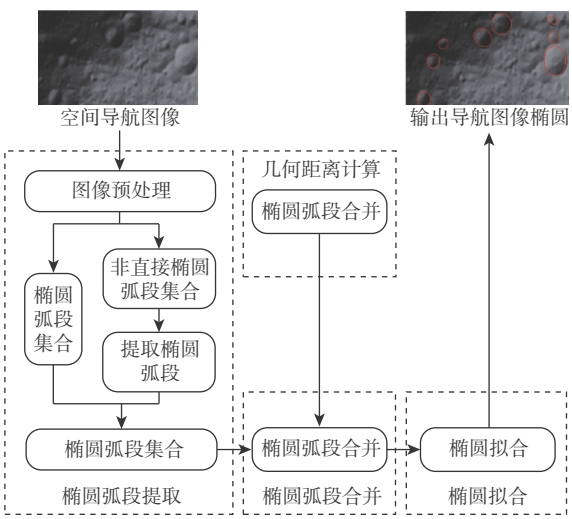


图1 本文算法总体框架

Fig. 1 Overall framework of the proposed algorithm

2 点到二次曲线几何距离计算

点到二次曲线几何距离的计算直接影响椭圆拟合的精度，对于导航图像椭圆检测至关重要。传统基于迭代计算[17]和参数化计算[18]的几何距离计算算法存在着在特定情况下不收敛、计算消耗大等问题，为此，本文提出一种非迭代式点到二次曲线几何距离计算算法，可以有效克服以上问题。本文算法的基本计算流程包括3个步骤：首先，通过将给定的二次曲线变换为单位圆的方式将原平面所有元素转换到变换平面；然后，利用变换平面上的单位圆和空间点之间的射影几何关系计算空间点到单位圆的垂足点；最后，将变换平面上所有元素反变换到原平面，得到点到二次曲线垂足点和几何距离。下面详细介绍本文算法的具体内容。

为了有效计算点到二次曲线几何距离，首先给出一个命题，该命题可以保证任何一个非退化实二次曲线一定可以被变换为一个单位圆，该命题具体内容如下。

命题1 任何一个二次曲线 E 射影等价于一个单位圆 C，并且可以按照如下方式构造2维射影变换矩阵 $\boldsymbol{H}$：

$$\boldsymbol{H}=\begin{cases}\mathrm{diag}(\sqrt{-\lambda_1},\ \sqrt{-\lambda_2},\ \sqrt{\lambda_3})[\boldsymbol{u}_1\ \ \boldsymbol{u}_2\ \ \boldsymbol{u}_3]^{\mathrm{T}} \\ \quad \lambda_1<0、\lambda_2<0、\lambda_3>0 \\ \mathrm{diag}(\sqrt{\lambda_2},\ \sqrt{\lambda_3},\ \sqrt{-\lambda_1})[\boldsymbol{u}_2\ \ \boldsymbol{u}_3\ \ \boldsymbol{u}_1]^{\mathrm{T}} \\ \quad \lambda_1<0、\lambda_2>0、\lambda_3>0\end{cases} \tag{1}$$

式中：λ_1、λ_2 和 λ_3 分别为二次曲线 E 的表示矩阵 $\boldsymbol{E}$ 的3个特征值，满足：$\lambda_1\leqslant\lambda_2\leqslant\lambda_3$；$\boldsymbol{u}_i$ 为 λ_i 对应的特征向量（i=1, 2, 3）。命题1的详细证明见附录A。

给定平面上1条二次曲线 E 和1个不在二次曲线 E 上的点 p，如图2所示，点 p 在平面二维直角坐标系 $O_{\mathrm{m}}x_{\mathrm{m}}y_{\mathrm{m}}$ 下的齐次坐标 $\boldsymbol{p}=[u_{\mathrm{p}}\quad v_{\mathrm{p}}\quad 1]^{\mathrm{T}}$。过点 p 到二次曲线 E 共有4条垂线，每一条垂线都有1个垂足点，该垂足点为相应垂线与 E 的1个交点，并且二次曲线 E 在该垂足点处的切线与相应垂线垂直。那么，点 p 到二次曲线 E 的几何距离为点 p 与其在 E 上4个垂足点之间距离的最小值。假设 l 是过点 p 到二次曲线 E 的一条垂线，点 q 是其对应的一个垂足点，直线为二次曲线 E 在点 q 的切线，那么，直线 l 和直线 m 的夹角 β 为90°。

根据命题1构造一个射影变换矩阵 $\boldsymbol{H}$，在 $\boldsymbol{H}$ 作用下，二次曲线 E、点 p 和点 q、直线 l 和直线 m 将分别被变换为单位圆 C、点 p_{h} 和点 q_{h}、直线 l_{h} 和直线 m_{h}，并且点 p_{h} 和点 q_{h} 的齐次坐标 $\boldsymbol{p}_{\mathrm{h}}$ 和 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 分别为

$$\boldsymbol{p}_{\mathrm{h}}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{p}=\begin{bmatrix}x_{\mathrm{h}} & y_{\mathrm{h}} & 1\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

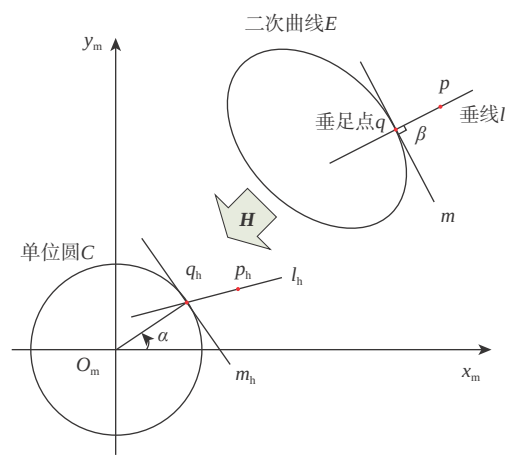


图2 点到二次曲线几何距离计算示意图

Fig. 2 Schematic diagram of calculating geometrical distance from point to conic

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}=[\cos\alpha \quad \sin\alpha \quad 1]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中: $\alpha(\alpha\in[0,2\pi))$为坐标轴 $O_{\mathrm{m}}x_{\mathrm{m}}$ 逆时针旋转到直线 $O_{\mathrm{m}}q_{\mathrm{h}}$ 的旋转角。那么, 直线 l_{h} 和直线 m_{h} 的齐次坐标 $\boldsymbol{l}_{\mathrm{h}}$ 和 $\boldsymbol{m}_{\mathrm{h}}$ 分别为

$$\boldsymbol{l}_{\mathrm{h}}=\boldsymbol{p}_{\mathrm{h}}\times\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{m}_{\mathrm{h}}=[\cos\alpha \quad \sin\alpha \quad -1]^{\mathrm{T}} \tag{5}$$

根据射影几何中两直线夹角的计算公式[19], 直线 l_{h} 和直线 m_{h} 满足:

$$\cos\beta=\frac{\boldsymbol{l}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{\infty\mathrm{h}}^{*}\boldsymbol{m}_{\mathrm{h}}}{\sqrt{(\boldsymbol{l}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{\infty\mathrm{h}}^{*}\boldsymbol{l}_{\mathrm{h}})(\boldsymbol{m}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{\infty\mathrm{h}}^{*}\boldsymbol{m}_{\mathrm{h}})}} \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{C}_{\infty\mathrm{h}}^{*}$为圆环点的对偶在射影变换矩阵 $\boldsymbol{H}$ 下的投影, 其是一个 3×3 的矩阵, 计算如下:

$$\boldsymbol{C}_{\infty\mathrm{h}}^{*}=\boldsymbol{H}\cdot\mathrm{diag}(1,1,0)\cdot\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

由于 $\cos\beta$ 的取值为 0, 从而

$$\boldsymbol{l}_{\mathrm{h}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{\infty\mathrm{h}}^{*}\boldsymbol{m}_{\mathrm{h}}=0 \tag{8}$$

令 $s=\tan(\alpha/2)$, 那么, 利用式(9)可以将点 q_{h} 的齐次坐标 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 用参数 s 表示:

$$\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}=\left[\frac{1-s^2}{1+s^2} \quad \frac{2s}{1+s^2} \quad 1\right]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

根据式 (2) 和式 (9) 得到如下一元四次方程:

$$w_1s^4+w_2s^3+w_3s^2+w_4s+w_5=0 \tag{10}$$

式中: 系数 $w_i(i=1,2,\cdots,5)$计算如下:

$$\begin{bmatrix}w_1\\w_2\\w_3\\w_4\\w_5\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-y_{\mathrm{h}} & x_{\mathrm{h}}+1 & -2y_{\mathrm{h}} & 0 & x_{\mathrm{h}}+1 & -y_{\mathrm{h}}\\ 2 & 2y_{\mathrm{h}} & -2x_{\mathrm{h}}+2 & -2x_{\mathrm{h}}-2 & 2y_{\mathrm{h}} & -2x_{\mathrm{h}}\\ 0 & -6 & 0 & 0 & 6x_{\mathrm{h}} & 0\\ -2 & 2y_{\mathrm{h}} & 2+2x_{\mathrm{h}} & -2x_{\mathrm{h}}+2 & -2y_{\mathrm{h}} & -2x_{\mathrm{h}}\\ y_{\mathrm{h}} & -x_{\mathrm{h}}+1 & -2y_{\mathrm{h}} & 0 & x_{\mathrm{h}}-1 & y_{\mathrm{h}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}c_{11}\\c_{12}\\c_{13}\\c_{22}\\c_{23}\\c_{33}\end{bmatrix} \tag{11}$$

式中: $c_{ij}(i,j=1,2,3)$ 为矩阵$\boldsymbol{C}_{\infty\mathrm{h}}^{*}$的元素。利用式 (9) 和式 (10) 计算得到 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 的所有解, 从而基于式(12)得到点 q 的齐次坐标 $\boldsymbol{q}$ 的 4 个解:

$$\boldsymbol{q}=\boldsymbol{H}^{-1}\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}} \tag{12}$$

注意到, 如果 $[-1 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}$ 是 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 的一个解, 该解对应的参数 α 将会等于 180°, 这意味着 s 等于无穷大, 因此, 式 (10) 将会出现一个取值为无穷大的解, 相应地, 系数 w_1 等于 0, 那么, 式 (10) 将会退化为三次方程, 利用式 (9) 和式 (10) 只能得到 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 的 3 个解, 此时, 需要手动为 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 添加一个解 $[-1 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}$。

假设点 q_0 是点 p 在二次曲线 E 上距离点 p 最近的垂足点, 点 q_0 的非齐次坐标为$\bar{\boldsymbol{q}}_0$, 那么, 点 p 到二次曲线 E 的几何距离 d 计算如下:

$$d=\|\bar{\boldsymbol{p}}-\bar{\boldsymbol{q}}_0\| \tag{13}$$

式中: $\bar{\boldsymbol{p}}$为点 p 的非齐次坐标。

点到二次曲线几何距离的完成计算流程如算法 1 所示。

算法 1　点到二次曲线的几何距离计算算法。

输入: 二次曲线 E 的表示矩阵 $\boldsymbol{E}$ 和点 p 的齐次坐标 $\boldsymbol{p}$。

1　计算矩阵 $\boldsymbol{E}$ 的特征值和特征向量, 并根据命题 1 构造射影变换矩阵 $\boldsymbol{H}$。

2　根据式 (1) 计算点 p 在射影变换矩阵 $\boldsymbol{H}$ 作用下的齐次坐标 $\boldsymbol{p}_{\mathrm{h}}$, 并根据式(9)和式(10)计算系数 w_i $(i=1,2,\cdots,5)$。

3　根据式 (9) 和式 (10) 计算 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 的所有解。

4　if $w_1=0$

5　　令 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{h}}$ 的第 4 个解为 $[-1 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}$

6　end

7　利用式 (12) 计算得到垂足点 q 的齐次坐标 $\boldsymbol{q}$ 的所有解, 并将这些解中与 $\boldsymbol{p}$ 最近的值所对应的齐次坐标赋值给$\bar{\boldsymbol{q}}_0$。

8　利用式 (13) 计算点 p 到二次曲线 E 的几何距离 d。

输出: 点 p 到二次曲线 E 的几何距离 d。

3　椭圆弧段提取

3.1　图像预处理

图像预处理的主要目的是从输入的空间导航图像的边缘图像中删除干扰像素点, 得到一系列连续边缘段, 并将其分为 2 类: 椭圆弧段和非直接椭圆弧段。其中, 椭圆弧段是指仅包含来自同一个椭圆边缘像素点的连续边缘段, 将这类连续边缘段直接存入椭圆弧段集合, 用于后续的椭圆弧段合并; 非直接椭圆弧段是指包含来自多个椭圆边缘像素点的连续边缘段, 需要从中提取椭圆弧段。图 3 为空间导航图像预处理算法的基本流程。

对于输入的空间导航图像, 第 1 步进行干扰像素点删除。首先, 利用经典的 Canny 算子[20] 提取图像边缘。然后, 从所有边缘像素点中删除可以被拟合为直线段的像素点集合[21]。最后, 从剩余的边缘像素点中删除 2 类干扰点[22]: ①孤立点, 其 3×3 邻域范围内仅存在 1 个像素点; ②交叉点, 即位于 2 个连续边缘段交叉位置的像素点。经过处理后,

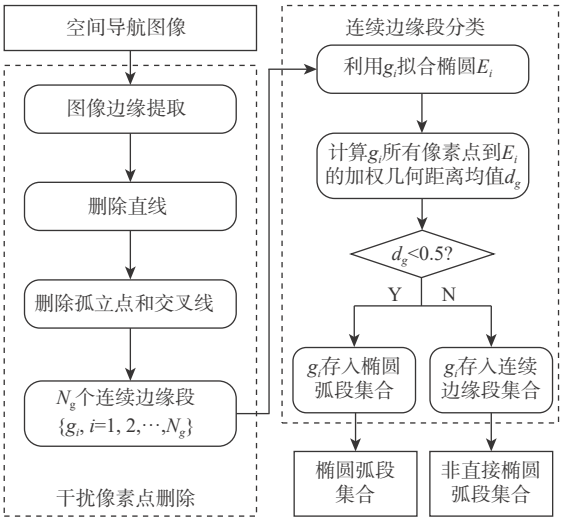


图 3 空间导航图像预处理算法基本流程

Fig. 3 Basic flowchart of spacecraft navigation image pre-processing algorithm

可以得到 1 个连续边缘段集合$\{g_i, i=1,2,\cdots, N_g\}$，其中每个边缘段 g_i 均由 1 组连续的像素点构成。

第 2 步进行连续边缘段分类。对于第 1 步输出的连续边缘段集合$\{g_i, i=1, 2, \cdots, N_g\}$中的每一个连续边缘段 g_i，利用直线最小二乘(direct least square fitting, DLSF)椭圆拟合算法[23]进行拟合得到椭圆 E_i，计算 g_i 所有像素点到 E_i 的加权几何距离(即 Kanatani 几何距离)的均值 d_g，如果 d_g 小于阈值 d_0(实际应用中，d_0 常取值为 0.5)，认为 g_i 已经是一个椭圆弧段，将其存入椭圆弧段集合；否则，g_i 由多个椭圆弧段构成，将 g_i 存入非直接椭圆弧段集合，作为椭圆弧段提取的输入。

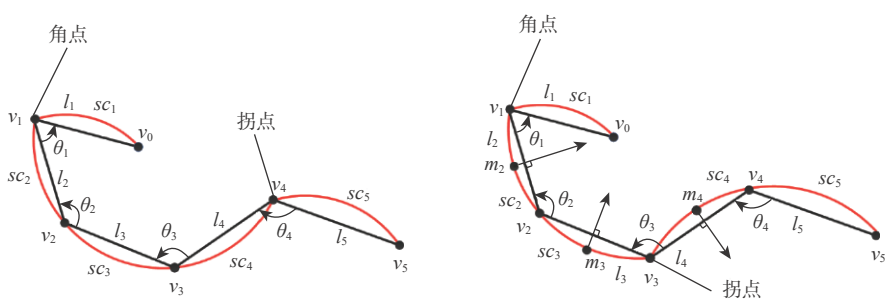
3.2 提取椭圆弧段

图像预处理得到的非直接椭圆弧段由多个椭圆弧段构成，这些椭圆弧段由角点或者拐点连接。其中，角点指边缘段曲率大小发生急剧变化的点(见图 4(a) 中的 v_1 点和图 4(b) 中的 v_1 点)，拐点指边缘段曲率方向发生急剧变化的点(图 4(a) 中的 v_4 点，以及图 4(b)中的点 v_3)。因此，对于给定的非直接椭圆弧段，只要将其在角点和拐点处断开，便可以从中提取到椭圆弧段，那么，椭圆弧段提取的关键就是角点和拐点的检测。

本文利用多项式折线实现非直接椭圆弧段的角点和拐点检测。该技术是图像处理领域对形状边缘进行处理的一种常用算法，通过求解一个最小化的优化问题实现从非直接椭圆弧段中提取一组对该边缘段形状描述起重要作用的像素点(称为显著点)，并利用直线段对相邻显著点进行连接，从而得到一组多项式折线，这组多项式折线可以保留边缘的曲率信息[24]，并且能够有效抑制图像中的干扰点噪声，另外，多项式折线近似还有助于降低算法对计算资源的需求，提高时间效率。

假设给定的某非直接椭圆弧段可以利用直线段$\{l_1,l_2,\cdots,l_N\}$近似，由直线段 l_{i+1} 逆时针旋转到直线段 l_i 经过的角度为 $\theta_i\in[-\pi, \pi]$, $i=1,2,\cdots, N-1$, 直线段 l_{i+1} 和 l_i 的交点(显著点)为 v_i。那么，当 l_{i+1} 和 l_i 的夹角 θ_i 小于 $\pi/2$ 时，认为 l_{i+1} 和 l_i 的交点 v_i 为一个角点，以图 4(a) 和图 4(b) 这 2 种情况为例，2 个例子中的直线段 l_1 和 l_2 的交角小于 $\pi/2$，那么，l_1 和 l_2 的交点 v_1 为角点。对于拐点的检测，传统算法[25]主要通过 2 组相邻直线段夹角的旋转方向来判别该点是否为拐点，但这种算法的检测精度不高、鲁棒性较差，这是因为并没有考虑连续边缘段的曲率信息，所以可能会出现误检测的情况，仍以图 4(b) 为例，传统算法会将点 v_4 判别为拐点，而实际上真正的拐点为点 v_3。

针对已有拐点检测算法存在的问题，本文设计一种精度更高、鲁棒性更强的拐点检测算法，利用多项式折线段中相邻直线段的夹角和每个直线段对应的小弧段的曲率方向实现拐点的确定。假设直线段 l_i 对于椭圆弧段的曲率方向具有连续性，椭圆弧段的多项式近似折线中的所有 θ_i 一定具有相同的符号，并且多项式折线中每一个小直线段所对应的弧段的曲率方向一定相同，基于该思想，可以高效简便地实现拐点的检测。具体算法如下：对于给定的由 N 条近似直线段$\{l_1,l_2,\cdots,l_N\}$组成的非直接椭圆弧段，将其近似直线段每 3 个分为 1 组，相



(a) 角点和拐点示例 1　　(b) 角点和拐点示例 2

图 4 椭圆弧段提取示例

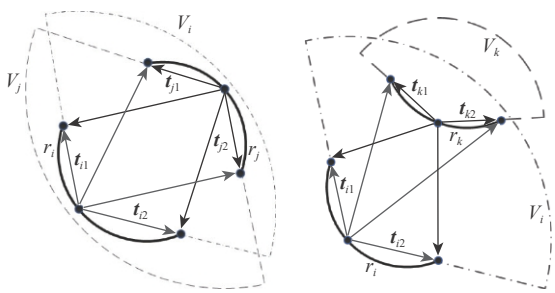
Fig. 4 Instances of elliptic curve extraction

邻 2 组的首尾直线段重合, 即将 $\{l_1,l_2,\cdots,l_N\}$分割为 $N-2$ 组: $\{l_1,l_2,l_3\},\{l_3,l_4,l_5\},\cdots,\{l_{i-2},l_{i-1},l_i\},\{l_i,l_{i+1},l_{i+2}\},\cdots,\{l_{N-2},l_{N-1},l_N\}$; 对于每组 $\{l_i,l_{i+1},l_{i+2}\}$依次利用如下算法进行处理, 从而实现对给定的非直接椭圆弧段的拐点提取: 对于 3 条直线段 l_i、l_{i+1} 和 l_{i+2}(2 个交点分别为 v_i 和 v_{i+1}), 其所对应 3 个弧段分别为 sc_i、sc_{i+1} 和 sc_{i+2}, 由 l_{i+2}、l_{i+1} 逆时针旋转到 l_{i+1}、l_i 经过的旋转角分别为 θ_{i+1} 和 θ_i; 如果旋转角 θ_{i+1} 和 θ_i 符号不同, 显著点 v_i 和 v_{i+1} 中一定有 1 个是拐点: 如果 sc_{i+2} 的曲率向量旋转到 sc_{i+1} 曲率向量的旋转方向与 sc_{i+1} 的曲率向量旋转到 sc_i 的曲率向量的方向不同, 那么, v_i 是拐点, 否则, v_{i+1} 是拐点。仍以图 4(b)为例, 由于旋转角 θ_3 和 θ_4 的符号不同, v_3 和 v_4 中一定有 1 个是拐点, 又由于 sc_3 的曲率向量旋转到 sc_2的曲率向量是顺时针, 但 sc_2 的曲率向量旋转到 sc_1的曲率向量是逆时针, v_3 是要检测的拐点。

4　椭圆弧段合并及拟合

4.1　椭圆弧段合并的必要条件

首先, 定义椭圆弧段凸锥。对于任何一个椭圆弧段 r_i, 其凸锥 V_i 定义为由 r_i 的中心点指向 r_i 的 2 个端点的向量 $\boldsymbol{t}_{i1}$ 和 $\boldsymbol{t}_{i2}$ 展开成的锥体(见图 5)。然后, 基于弧段凸锥的定义给出 2 个弧段能够被合并的必要条件, 如命题 2 所述。



(a) 来自同一个椭圆的弧段　　(b) 来自不同椭圆的弧段

图 5　椭圆弧段合并必要条件示意图

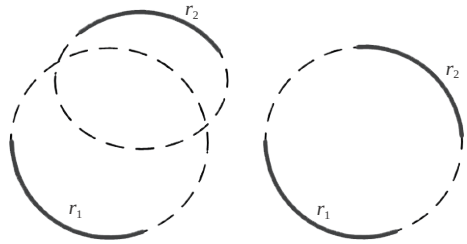
Fig. 5　Examples of necessary condition of elliptic curves mergence

命题 2　2 个圆弧段属于同一个椭圆的必要条件是这 2 个弧段中任何一个弧段必须位于另一个弧段的凸锥中。

命题 2 的具体证明见附录 B。图 5 以图例的形式给出了命题 2 的 2 个示意图, 如图 5 (a) 所示, 弧段 r_i 和 r_j 分别位于 r_j 的凸锥 V_j 和 r_i 的凸锥 V_i 中, 因此, 弧段 r_i 和 r_j 可能来自于同一个椭圆, 而图 5 (b) 中, 由于弧段 r_k 位于弧段 r_i 的凸锥 V_k 中, 但弧段 r_i 却不在弧段 r_k 的凸锥 V_k 中, 弧段 r_k 和弧段 r_i 不可能被合并。

4.2　基于极大似然假设检验的椭圆弧段合并准则

假设椭圆弧段 r_1 和 r_2 分别位于对方的凸锥中, 那么, r_1 和 r_2 可能来自于同一个椭圆, 利用极大似然假设检验(likelihood ratio test, LRT)判断 r_1 和 r_2 是否能够被合并, 如图 6 所示, 分别构建模型 M(1)和模型 M(2), 其中, M(1) 表示 r_1 和 r_2 来自于不同的椭圆, 即 r_1 和 r_2 不能够被合并, M(2) 表示 r_1 和 r_2 来自于同一个椭圆, 能够被合并。由此可见, 椭圆弧段的合并问题实际是一种模型选择问题, 而统计假设检验 Neyman-Pearson 理论是解决这一问题的有效方式, 为此, 本文采用假设检验算法实现椭圆弧段的合并。



(a) 模型 M(1)　　(b) 模型 M(2)

图 6　基于极大似然假设检验的椭圆弧段合并的模型

Fig. 6　Mergence models of elliptic curves based on maximum likelihood ratio test

假设 r_i 包含 N_i 个像素点(i=1,2), r_i 上第 m_i 个像素点对应于模型 M(k) 的残差为d_{km_i}(k=1,2; m_i=1,2,$\cdots$, N_i), 残差d_{km_i}等于第 m_i 个像素点到相应椭圆的几何距离, 基于文献 [26] 可以得到d_{km_i}服从如下分布:

$$d_{km_i} \sim N(0,\sigma k^2) \tag{14}$$

式中: σk^2为模型 M(k) 残差的总体方差。令 LRT 的原假设为 H_0: 模型 M(2) 为正确模型(即弧段 r_1 和 r_2 可以合并), H_1: 模型 M(1) 为正确模型(即弧段 r_1 和 r_2 不能够被合并), 并构造如下所示的 LRT 统计量 $\lambda(\boldsymbol{d})$:

$$\lambda(\boldsymbol{d}) = \frac{\sup\left\{P(\boldsymbol{d}_1|\sigma 1^2,\mathrm{M}(1))\right\}}{\sup\{P(\boldsymbol{d}_2|\sigma 2^2,\mathrm{M}(2))\}} \tag{15}$$

式中: 向量 $\boldsymbol{d}_k$=[d_{km_i}](k=1,2; m_i=1,2,$\cdots$,N_i)由弧段 r_i (i=1,2) 的所有像素点在模型 Mk 上的残差组成。令 $\boldsymbol{d}$=[$\boldsymbol{d}_1$,$\boldsymbol{d}_2$], $\sup\{P(\boldsymbol{d}_k|\sigma k^2,\mathrm{M}(k))\}$为似然函数 $P(\boldsymbol{d}_k|\sigma k^2,\mathrm{M}(k))$的极大值, 计算如下:

$$\sup\left\{P(\boldsymbol{d}_k|\sigma k^2,\mathrm{M}(k))\right\} = \prod_{i=1}^{2}\prod_{m_i=1}^{N_i}\frac{1}{\sqrt{2\pi\hat{\sigma}k^2}}\exp\left(-\frac{d_{km_i}^2}{2\hat{\sigma}k^2}\right) \tag{16}$$

式中: $\hat{\sigma}k^2$为 σk^2 的极大似然估计, 计算如下:

$$\hat{\sigma}k^2 = \frac{J_k}{N_1+N_2} \tag{17}$$

式中: J_k 为模型 M(k) 残差平方和, 计算如下:

$$J_k = \sum_{i=1}^{2}\sum_{m_i=1}^{N_i} d_{km_i}^2 \tag{18}$$

将式 (16) 和式 (17) 代入式 (15) 得到

$$\lambda(\boldsymbol{d})=\left(\frac{J_2}{J_1}\right)^{\frac{N_1+N_2}{2}} \tag{19}$$

那么，当 $\lambda(\boldsymbol{d})\geqslant\zeta$ 时，LRT 将拒绝原假设 H_0，拒绝域如下：

$$\boldsymbol{d}:\ \left(\frac{J_2}{J_1}\right)^{\frac{N_1+N_2}{2}}\geqslant\zeta \tag{20}$$

式 (20) 等价于：

$$\boldsymbol{d}:\ \frac{J_2/(N_1+N_2-5)}{J_1/(N_1+N_2-10)}\geqslant\zeta^{\frac{2}{N_1+N_2}}\frac{N_1+N_2-10}{N_1+N_2-5}\triangleq c \tag{21}$$

当原假设 H_0 为真时，模型 M(1) 和 M(2) 的残差相同，这是因为此时 2 个模型像素点的残差服从相同的分布，所以，根据 Neyman-Pearson 公式，标量 c 可以由式(22)计算得到：

$$P\{H_0\text{为真但被拒绝}\}=P_{\sigma_1^2=\sigma_2^2}\left\{\frac{J_2/(N_1+N_2-5)}{J_1/(N_1+N_2-10)}\geqslant c\right\}=$$

$$P_{\sigma_1^2=\sigma_2^2}\left\{\frac{J_2/(N_1+N_2-5)}{J_1/(N_1+N_2-10)}\cdot\frac{\sigma_1^2}{\sigma_2^2}\geqslant c\right\}=\alpha_0 \tag{22}$$

式中：α_0 为拒真错误的概率。

根据样本分布理论[26]，J_k 满足如下分布：

$$J_k/\sigma k^2\sim\chi^2(N_1+N_2-f_k) \tag{23}$$

式中：k=1,2；f_1=10 和 f_2=5 分别为模型 M(1) 和模型 M(2) 的自由度。因此，有如下分布成立：

$$\frac{J_2/(N_1+N_2-5)}{J_1/(N_1+N_2-10)}\cdot\frac{\sigma_1^2}{\sigma_2^2}\sim F(N_1+N_2-5,N_1+N_2-10) \tag{24}$$

那么，标量 c 取值如下：

$$c=F_{1-\alpha_0}(N_1+N_2-5,N_1+N_2-10) \tag{25}$$

从而

$$P(x>F_{1-\alpha_0}(N_1+N_2-5,N_1+N_2-10))=\alpha_0 \tag{26}$$

式中：随机变量 x 服从 F 分布，经实验验证，取 α_0=0.01。

对于任意给定的 2 个椭圆弧段 r_1 和 r_2，如果其观测值落入式 (26) 所表示的拒绝域，则拒绝 H_0，并接受 H_1；否则，接受 H_0，认为弧段 r_1 和弧段 r_2 来自于同一个椭圆，能够被合并。基于 LRT 的弧段合并准则详细过程如算法 2 所示，该算法的输入为椭圆弧段 r_1 和椭圆弧段 r_2，输出为弧段合并残差。

算法 2 基于极大似然假设检验的椭圆弧段合并准则算法。

输入： 椭圆弧段 r_1 和椭圆弧段 r_2。

1 统计弧段 r_1 的像素个数 N_1 和弧段 r_2 的像素个数 N_2。

2 if r_1 和 r_2 分别位于相互的凸锥 V_2 和 V_1 内

3 利用弧段 r_1 和 r_2 拟合椭圆 e_{12}，并分别利用 r_1 和 r_2 拟合椭圆 e_1 和 e_2

4 利用算法 1 计算 d_{km_i}(i=1,2; m_i=1,2,⋯,N_i)

5 利用式(18) 计算 J_1 和 J_2，并利用式(25) 计算 c

6 if J_1 和 J_2 落入由式 (21) 描述的拒绝域

7 令弧段合并残差 $\hat{\sigma}_2^2=J_2/(N_1+N_2)$

8 else

9 令弧段合并残差 $\hat{\sigma}_2^2=10^5$（大于 100 的任意大取值）

10 end

11 end

输出： 弧段合并残差 $\hat{\sigma}_2^2$。

4.3 椭圆弧段拟合

对于空间导航图像中所提取出的所有椭圆弧段，基于算法 2 迭代进行如下 2 个步骤便可以实现对图像中所有椭圆弧段的合并：第 1 步，构建代价矩阵，每一个元素分别表示该元素所对应的 2 个椭圆弧段被合并时的方差值；第 2 步，分析代价矩阵，如果其最小值小于一个事先设定的任意大取值（与算法 2 一致，设置为 10^5），那么，该最小元素所对应的 2 个椭圆弧段被合并。

空间导航图像椭圆弧段合并的具体过程如算法 3 所示，基于该算法对所有来自同一个椭圆边缘的椭圆弧段进行合并后，再利用 DLSF 算法[23] 对这些合并后的椭圆弧段进行椭圆拟合，最终得到椭圆检测结果。本文采用的 DLSF 算法是一种经典的椭圆拟合算法，对于给定的合并后的椭圆弧段，该算法能够实现高效的椭圆拟合，不会对椭圆检测结果造成影响。

算法 3 椭圆弧段合并算法。

输入： 椭圆弧段集合 $\Theta=\{r_k, k=1,2,\cdots,n\}$。

1 统计输入椭圆弧段集合中包含的弧段个数 n，并初始化代价矩阵 **CM**=ones(n, n)×10^5。

2 for i=1 to n

3 for j=i+1 to n

4 对弧段 r_i 和 r_j 应用算法 2，将返回结果赋值给 **CM**(i, j)

5 end

6 end

7 while 矩阵 **CM** 中的最小值小于 10^5

8 记录矩阵 **CM** 中最小值对应的行指标 rIndex 和列指标 cIndex

9 将弧段 r_{rIndex} 和 r_{cIndex} 进行合并，并将结果存放在 Θ 的 r_{rIndex} 中同时将 r_{cIndex} 从 Θ 中删除

10 for j= rIndex+1: **CM** 的列数

11 利用算法 2 对弧段 r_{rIndex} 和 r_j 进行处理，将返回结果赋值给 **CM**(rIndex, j)

12 end

13 for i=1 : rIndex−1

14 利用算法 2 对弧段 r_i 和 r_{rIndex} 进行处

理, 将返回结果赋值

15　　给 **CM**(i, rIndex)

16　　end

17　end

输出: 更新后的椭圆弧段集合 $\Lambda=\{g_k, k=1,2,\cdots,s\}$, 其中, g_k 为合并后的第 k 个椭圆弧段。

5　仿真实验

通过仿真实验手段对本文算法的有效性和精度进行验证, 整个实验过程在具有 Windows10 操作系统的台式计算机上完成。

5.1　合成数据实验

由于本文算法属于基于弧段特征的椭圆检测算法, 在合成数据实验中, 利用 4 种经典的基于弧段特征的椭圆检测算法(Mai 算法[12]、Prasad 算法[27]、Yasu 算法[28]、Alex 算法[29])及 1 种经典的基于霍夫变换的椭圆检测算法(RHT 算法[9])作为对比算法。

本组实验利用查准率 P、查全率 R 和 F_1[30] 作为衡量各椭圆检测算法性能的度量指标。对于某一个检测得到的椭圆 E_1, 如果其与真实椭圆 E_2 的交叉率 M 大于阈值 M_0(设置为 0.95[21]), 那么, 就认为椭圆 E_1 为正确检测的椭圆, 其中, 交叉率的具体定义如下:

$$M(E_1,E_2)=\frac{\text{area}(E_1)\cup\text{area}(E_2)}{\text{area}(E_1)\cap\text{area}(E_2)} \tag{27}$$

式中: area(E_o) 为椭圆 E_o 包含的像素个数, o=1,2。应注意, 交叉率 M 的阈值 M_0 主要用来判断所有对比算法椭圆检测性能的好坏, 一旦设置, 其对于所有对比算法都是公平的, 不会对各对比算法性能优劣造成影响。

椭圆检测算法的性能通常受到椭圆形状、交叠、遮挡、噪声等因素的影响, 因此, 5.1.1 节～5.1.5 节将分别利用椭圆几何参数鲁棒性测试数据集、交叉椭圆数据集、交叠椭圆数据集和椒盐噪声椭圆数据集测试椭圆检测算法的性能, 并且对第 2 节提出的点到二次曲线几何距离计算算法进行实验测试。

5.1.1　点到二次曲线几何距离计算测试实验

本节主要利用数值仿真实验对第 2 节提出的点到二次曲线几何距离计算算法(简称所提计算算法)的性能进行验证, 并且选择 Liu 算法[21]、Kanatani 算法[17]、Wijewickrema 算法[18] 作为对比算法, 选择几何距离平均计算时间、收敛率作为性能评价指标, 其中, 收敛率为进行多次几何距离计算中计算收敛的比例。对于每一类二次曲线(椭圆、抛物线、双曲线), 首先, 分别产生 25 组测试数据, 其中, 第 k 组 (k=1,2,⋯,25) 数据包含 100 幅尺寸为 300×300 的图像, 每幅图像上都随机产生 1 条二次曲线, 在这条二次曲线上随机选取 100 个像素点, 并在每个像素点的 2 个坐标分量上加入均值为 0、方差 $\gamma=2k$ 的高斯噪声。然后, 分别利用所提计算算法和 3 种对比算法计算每组数据中的 100 幅图像上所有像素点到相应的二次曲线的几何距离, 并统计 4 种几何距离计算算法在每组数据中的 100 幅测试图像的平均计算时间和收敛率。由于 4 种算法都能够精确地计算点到二次曲线的几何距离, 计算的精准度不作为衡量点到二次曲线几何距离的性能度量指标。4 种几何距离计算算法在每一类二次曲线数据集上平均计算时间和收敛率的实验结果分别如图 7 和图 8 所示。

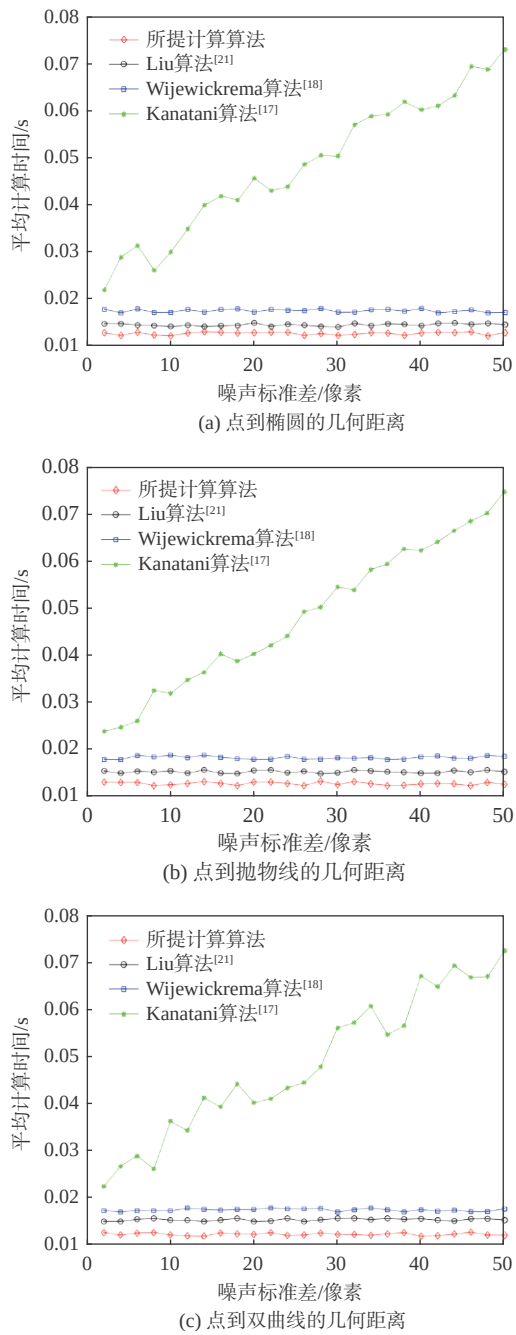
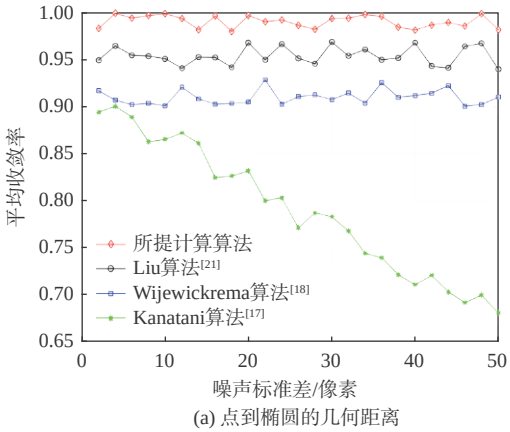
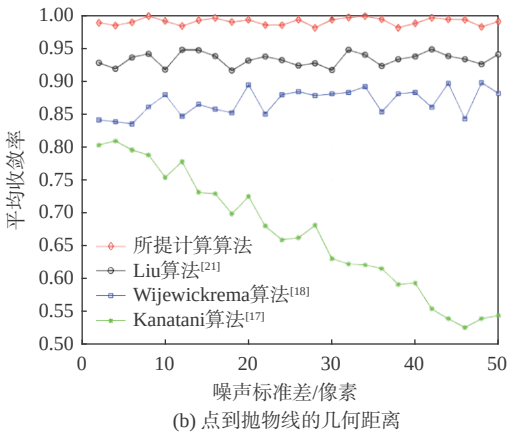


图 7　四种点到二次曲线几何距离计算算法平均计算时间

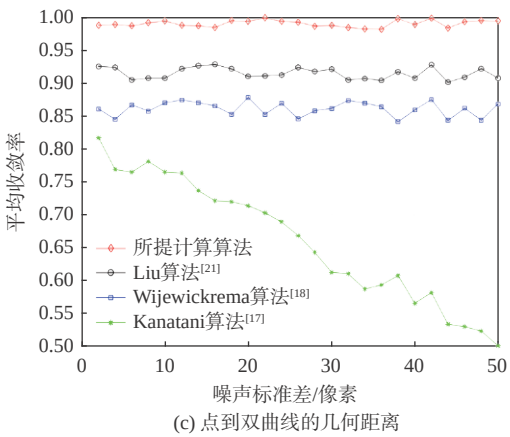
Fig. 7　Mean calculation time of four geometric distance calculation algorithms from point to curve



(a) 点到椭圆的几何距离



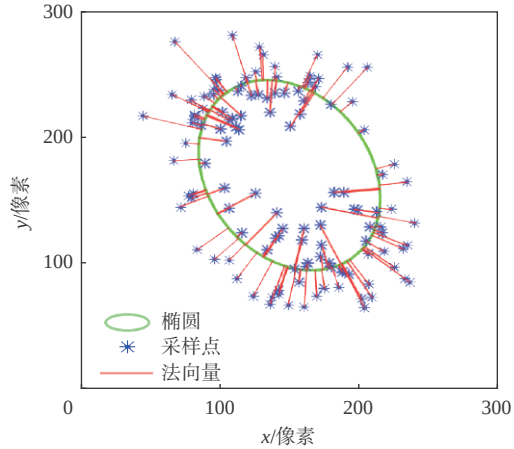
(b) 点到抛物线的几何距离



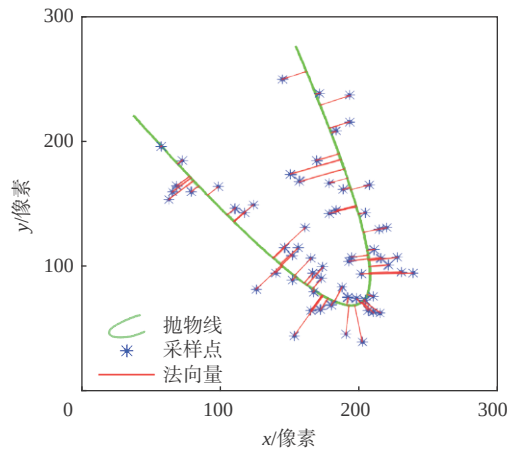
(c) 点到双曲线的几何距离

图 8 四种点到二次曲线几何距离计算算法平均收敛率

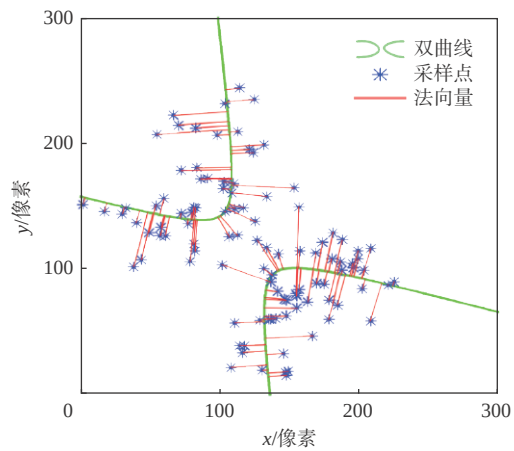
Fig. 8 Mean rate of convergence of four geometric distance calculation algorithms



(a) 点到椭圆的几何距离



(b) 点到抛物线的几何距离



(c) 点到双曲线的几何距离

图 9 本文几何距离计算算法的典型计算结果

Fig. 9 Typical calculation results of the proposed geometric distance algorithms

可以看到，在每一类二次曲线的测试数据集上，所提计算算法的平均计算时间都是最低的，并且平均收敛率都是最高的，同时所提计算算法的平均计算时间和收敛率与给定点和二次曲线的距离（实验中通过设置采样点的噪声标准差实现）无关，而 Kanatani 算法[17] 和 Wijewickrema 算法[18] 的平均计算时间与收敛率随着给定点与二次曲线距离的增加，性能逐渐恶化，这主要是由于 Kanatani 算法[17] 在计算点到二次曲线几何距离时截断了点到二次曲线几何距离高阶项。另外，图 9 为利用所提计算算法得到的点到二次曲线几何距离计算的典型结果，其中，直线段表示给定采样点到相应二次曲线的几何距离。

5.1.2 椭圆几何参数鲁棒性测试实验

在实际椭圆检测问题中，图像椭圆的几何参数（旋转角 θ、半长轴 a、半短轴 b、轴之比 a/b）会对椭圆检测算法的性能造成很大的影响。因此，本组实验以椭圆检测算法对椭圆几何形状的鲁棒性作为

测试对象。

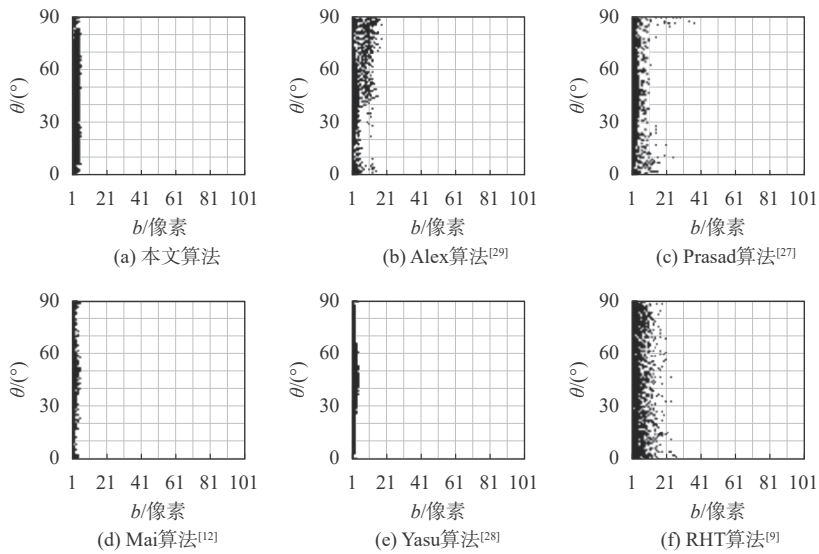
首先, 产生 2 个测试数据集, 每个测试数据集都由一定数量大小为 400×400 的合成图像构成, 并且每幅合成图像都包含一个中心坐标为 (200,200) 的椭圆, 但这 2 个数据集中的椭圆参数(θ、a 和 b)取值方式不同, 表 1 给出了这 2 个数据集的具体信息。数据集 1 的主要目的是为了测试椭圆检测算法对椭圆的方向和尺寸的鲁棒性, 而数据集 2 的主要目的是为了测试椭圆检测算法对椭圆形状的鲁棒性。

本文算法和 5 种对比算法在数据集 1 上的实验结果如图 10 所示, 各椭圆检测算法对应的实验结果均由一幅 0-1 数字图像表示, 白色像素点(灰度值为 1)表示相应的椭圆检测算法能够正确对该像素点对应的椭圆进行检测, 而黑色像素点(灰度值为 0)则表示椭圆检测算法不能够实现对相应椭圆的检测。同样, 所有算法在数据集 2 上的测试结果如图 11

表 1　椭圆检测算法对几何参数鲁棒性测试数据集

Table 1　Dataset testing robustness of ellipse detection algorithm to geometric parameters

数据集	图像数量	图像尺寸/像素	半长轴a/像素	半短轴b/像素	长短轴之比a/b	旋转角θ/(°)
数据集1	9 100	400×400	100	区间[1,100], 步长为1	不需设定, 由a和b确定	区间[0,90], 步长为1
数据集2	10 000	400×400	区间[1,100], 步长为1	不需设定, 由a和a/b确定	[0.01,1], 步长为0.01	60

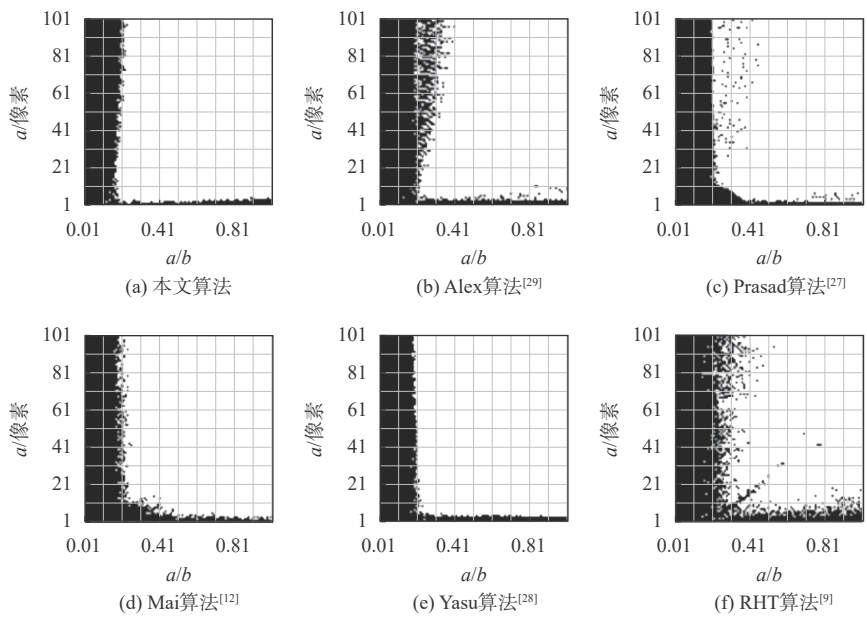


(a) 本文算法　(b) Alex算法[29]　(c) Prasad算法[27]

(d) Mai算法[12]　(e) Yasu算法[28]　(f) RHT算法[9]

图 10　数据集 1 测试结果

Fig. 10　Testing results on dataset1



(a) 本文算法　(b) Alex算法[29]　(c) Prasad算法[27]

(d) Mai算法[12]　(e) Yasu算法[28]　(f) RHT算法[9]

图 11　数据集 2 测试结果

Fig. 11　Testing results on dataset 2

所示，各算法对应的实验结果的表示方法与数据集1的实验结果表示方法完全一致。

从数据集1的实验结果可以看到，当椭圆的旋转角θ发生变化时，所有的椭圆检测算法都能够实现正确的检测，因此，所有椭圆检测算法都对椭圆方向的变化具有很强的鲁棒性。结合数据集1和数据集2的实验结果可以看到，当椭圆的尺寸过小或长短轴之比过小时，所有椭圆检测算法都无法实现正确检测，这是因为此时的图像椭圆无法为椭圆检测算法提供充分的像素点信息。

总体而言，本文算法和Mai算法[12]、Yasu算法[28]在2组数据集上的表现要优于Alex算法[29]和Prasad算法[27]。另外，在所有椭圆检测算法中，RHT算法[9]对椭圆的长短轴尺寸和长短轴之比最为敏感，这是由于RHT算法[9]的基本原理导致的，当随机地从尺寸过小或者形状过于扁平的椭圆上选取3个像素点并对其进行拟合时，所得结果通常都趋近于一条直线，从而导致算法的误检率较高。

5.1.3 交叉椭圆测试实验

本组实验主要考察椭圆检测算法对交叉椭圆的处理能力，交叉椭圆的存在会导致图像中的椭圆边缘被分割为多个小弧段，增大了椭圆检测问题的难度。对于空间飞行器导航图像而言，由于光照和图像背景的影响，图像椭圆的环形边缘也会被分割为多个部分，椭圆检测算法对交叉椭圆数据集的鲁棒性能够有效衡量算法对图像陨石坑环形边缘检测问题的处理能力。

本组实验将使用文献[28]中所使用的标准交叉椭圆数据集，其包含6组数据，每组数据都由100幅大小为300×300的图像构成，每组数据中的图像所包含的椭圆个数分别为4、8、12、16、20和24。图12给出了交叉椭圆数据集的1个典型示例，每幅图像左下角的数字表示该幅图像所包含的

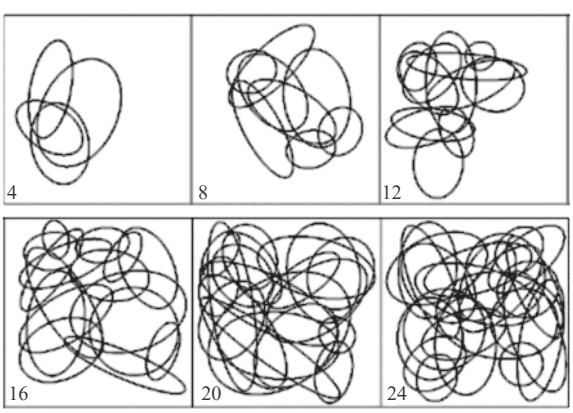


图12 交叉椭圆数据集中椭圆示例

Fig. 12 Instances of ellipses in crossing ellipse dataset

椭圆个数。可以看到，随着图像中椭圆个数的增加，每个椭圆都被分割为更多的小弧段，从而增大了椭圆检测算法的难度。

分别利用本文算法和5种对比算法对交叉椭圆数据集进行椭圆检测，并统计所有算法在每组数据集上的查全率R、查准率P、F_1和执行时间T，具体实验结果如图13所示。图中：本文表示数据集中的椭圆个数N。从图13可以看到，随着数据集中椭圆个数的增加，所有算法的度量指标都有所降低，但本文算法是所有算法中效果最好的，当图像中包含12个椭圆时，本文算法仍具有较高的性能指标：R=0.98、P=0.97、F_1=0.97。即使图像中含有24个椭圆时，本文算法的结果仍然比较好，所有的度量指标都大于0.8，而此时其他算法的性能远远低于本文算法。另外，除了RTH算法[9]，其他所有算法的执行时间都随着图像中椭圆个数的增长而剧烈的增加，这是因为当图像中包含较多椭圆时，所有算法都需要更多的时间对图像中被断开的弧段进行合并。本文算法速度快于Alex算法[29]，但却慢于Prasad算法[27]、Mai算法[12]和RHT算法[9]，但总体而言，本文算法能够有效地平衡算法的运行速度和检测精度。

5.1.4 交叠椭圆测试实验

本组实验主要考察椭圆检测算法对交叠椭圆的处理能力。交叠就是椭圆之间存在相互遮挡的情况，此时，被遮挡的椭圆只有部分边缘出现在图像中，对于空间飞行器导航图像而言，由于光照和拍摄视角的影响，图像椭圆会出现与交叠椭圆相似的情况。因此，椭圆检测算法在交叠椭圆数据集上，鲁棒性对空间飞行器视觉导航图像椭圆检测算法比较重要。本组实验将使用文献[28]中所使用的标准交叠椭圆数据集，其与交叉椭圆数据集类似，也包含6组数据，每组数据均由100幅大小为300×300的灰度图像构成，并且每组数据图像所包含的交叠椭圆个数分别为4、8、12、16、20、24。图14给出了每组数据中的1幅典型图像，每幅图像左下角的数字为该幅图像所包含的交叠椭圆个数。可以看到，随着图像中椭圆个数的增加，椭圆之间的遮挡变得越来越严重，处理难度也逐渐增加。

分别利用本文算法和5种对比算法对交叠椭圆数据集中的每组数据进行椭圆检测，统计各椭圆检测算法在每组数据集上的查全率R、查准率P和F_1，实验结果如图15(a)～图15(c)所示，图15(d)给出了各算法的执行时间T。可以看到，随着椭圆个数N的增加，图像中的椭圆弧段变得越来越多，各

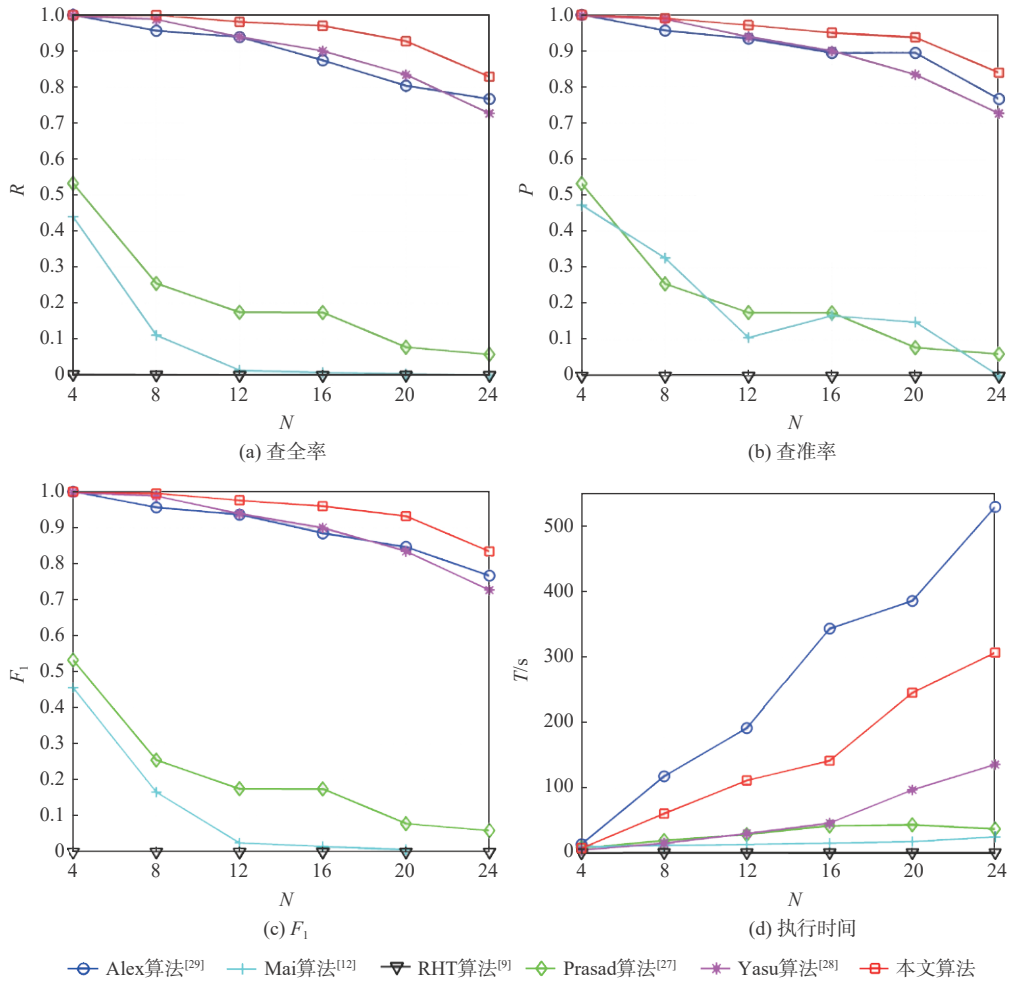


图 13　交叉椭圆数据集上椭圆检测结果图例

Fig. 13　Examples of ellipse detection results on crossing ellipse dataset

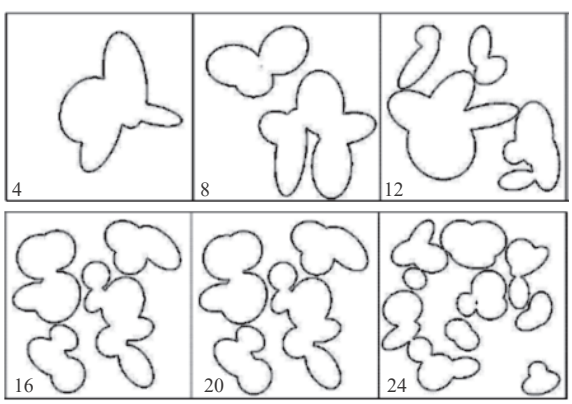


图 14　交叠椭圆数据集中椭圆示例

Fig. 14　Instances of ellipses in occluded ellipse dataset

椭圆检测算法的性能指标都随之下降, 但本文算法的整体性能优于其他 5 种对比算法, 即使当图像中存在 24 个交叠椭圆的情况下, 本文算法的 3 个性能指标仍然大于 0.9, 相比之下, 5 种对比算法中表现最好的 Alex 算法[29]的 3 个性能指标也只是 0.87。除了 RHT 算法[9]之外, 其他所有算法的执行时间都随着图像中椭圆个数的增加而增大, 对于 RHT 算法[9], 当椭圆个数为 8 时, 其执行时间却急剧下降为 5 s, 这是因为此时 RHT 算法[9]已经无法检测到任何的椭圆了。虽然本文算法的执行速度要慢于 Mai 算法[12], 但在 3 个性能指标上, 本文算法却远优于 Mai 算法[12], 因此, 本文算法较好地平衡了执行速度和检测精度。

5.1.5　椒盐噪声测试实验

本组实验利用椒盐噪声椭圆数据集测试本文算法和其他 5 种对比算法对图像中椒盐噪声的处理能力。该数据集包括 6 组数据, 每组数据含有 100 幅大小为 300×300 的图像, 这 100 幅图像的原始数据与交叉椭圆数据集中椭圆个数为 8 的子集完全相同, 依次在每组数据的图像中加入比例为 δ 的椒盐噪声, 其中, 每组数据的 δ 依次取值为 4%、8%、12%、16%、20%、24%。图 16 给出了该数据集中每组数据的一个典型示例, 每个示例的左下角数字表示当前图像的 δ 取值。可以看到, 随着 δ 取值的增加, 图像中的干扰像素点逐渐增加, 椭圆检测难度逐渐增大。

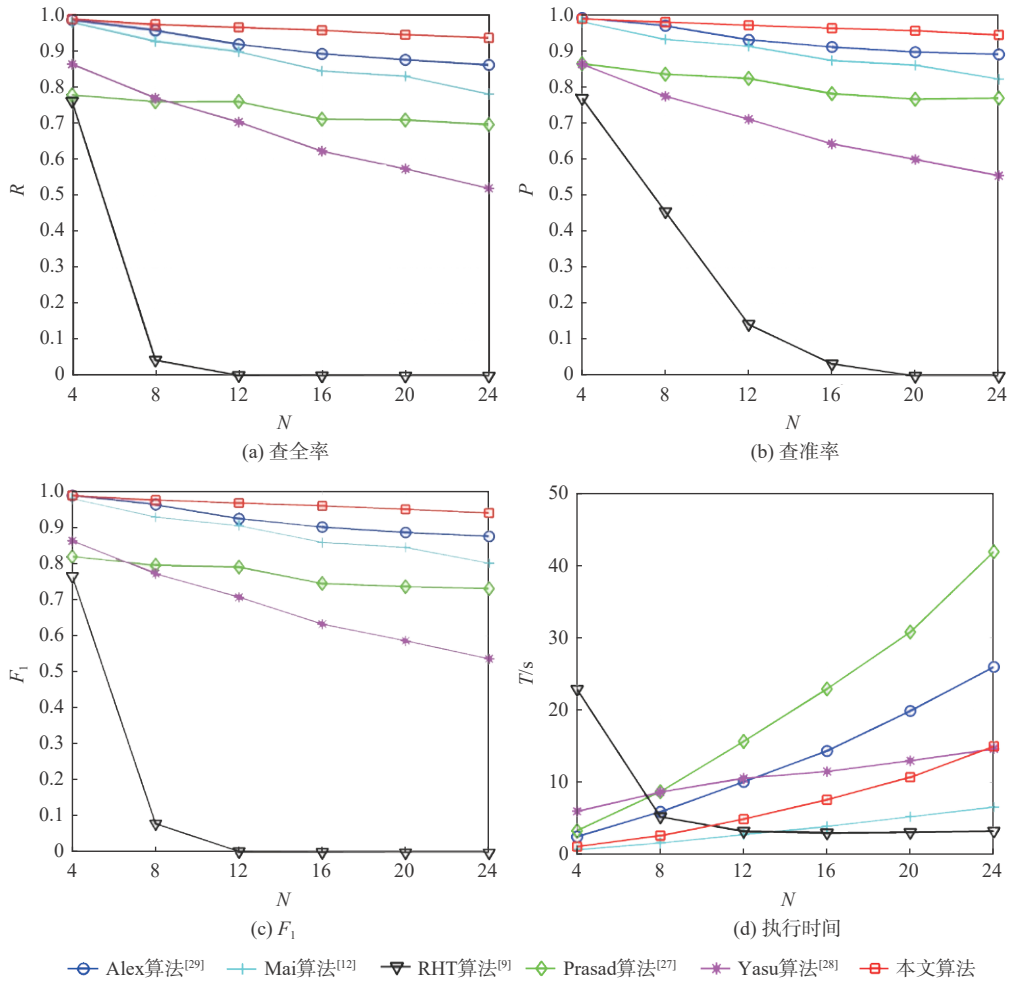


图 15 交叠椭圆数据集上椭圆检测结果图例

Fig. 15 Examples of ellipse detection results on occluded ellipse dataset

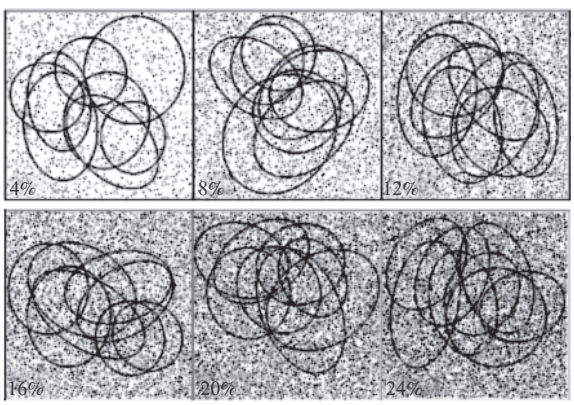


图 16 椒盐噪声椭圆数据集中椭圆示例

Fig. 16 Instances of ellipses in ellipse dataset with impulsive noise

所有椭圆检测算法在该组数据集上的检测结果如图 17 所示。图 17 分别给出了各椭圆检测算法在每组数据上的查全率 R、查准率 P、F_1 和执行时间 T。可以看到，随着 δ 取值的增加，各算法的检测性能都急剧下降，但本文算法的性能是所有椭圆检测算法中最好的。当图像中的 δ 取值为 24% 时，本文算法的 3 个度量指标取值都大于 0.7。除了本文算法外，Alex 算法[29] 是其他所有椭圆检测算法中精度最高的，当 δ 取值为 12%时，Alex 算法[29] 的 3 个度量指标约为 0.85，而当 δ 取值为 24% 时，3 个度量指标取值约为 0.65。另外，虽然本文算法速度不是最快的，但精度却远远高于其他对比算法。因此，本文算法在椒盐噪声椭圆数据集上也能够较好地平衡了算法的运行速度和检测精度。

5.2 真实图像实验

本节利用真实空间飞行器导航图像对本文算法进行测试，与仿真数据图像相比，真实图像的光照条件比较恶劣、背景更加复杂、存在阴影和遮挡的情况，因此，更加具有挑战性，对算法的测试也更加具有说服力。本组实验主要选择 2 种典型的空间飞行器导航图像作为测试数据，即陨石坑图像和航天器图像。每种类型数据都包含 200 幅图像，这些数据既可以用来测试本文算法在空间飞行器导航图像上的性能，也能衡量本文算法对一般图像的处理能力。另外，本组实验将以 Mai 算法[12]、Alex

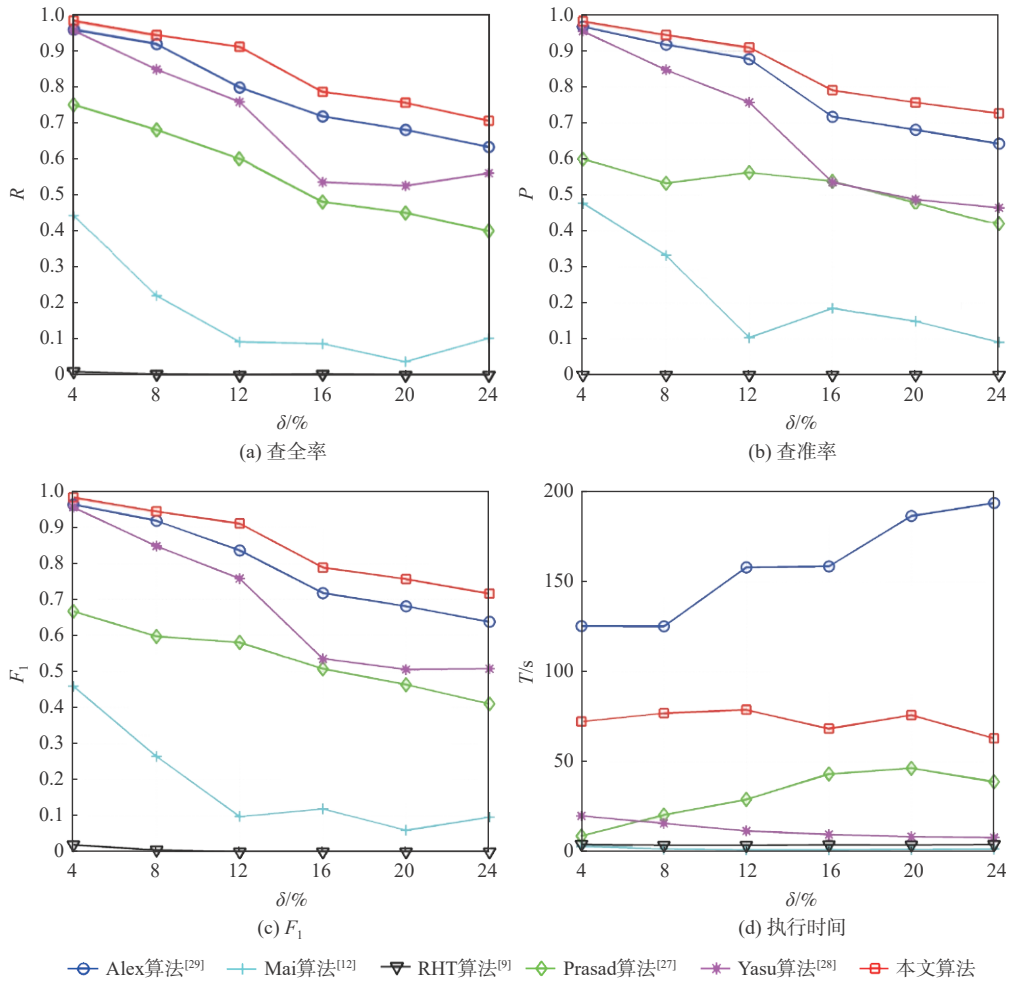


图 17　椒盐噪声数据集上椭圆检测结果图例

Fig. 17　Examples of ellipse detection results on ellipse dataset with impulsive noise

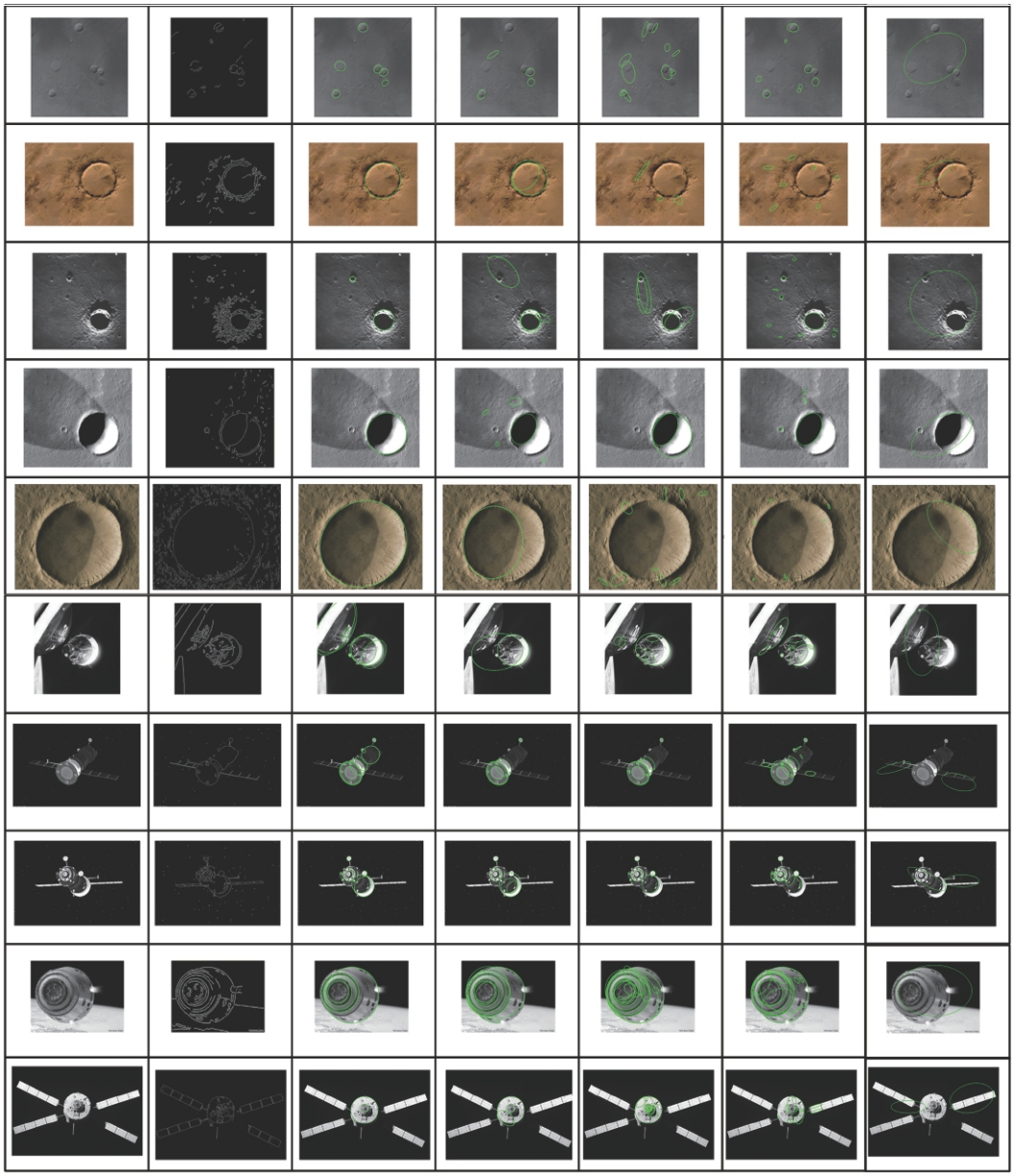
算法[29]、Prasad 算法[27] 和 RHT 算法[9] 作为对比算法, 与合成数据集实验不同, 在本组实验中, 阈值 M_0 设置为 0.9。本文算法和 4 种对比算法在这 400 幅测试图像上的 3 个性能指标(查全率 R、查准率 P、F_1)和平均执行时间如表 2 所示。从实验结果可以看到, 本文算法的 3 个性能指标高于其他 4 种对比算法, 另外, 本文算法的运行速度高于 Mai 算法[12]、Yasu 算法[28]、Alex 算法[29] 和 RHT 算法[9], 但略低于 Prasad 算法[27]。总体而言, 本文算法在真实数据集上也较好地平衡了算法的执行时间和检测精度。

表 2　不同算法在真实数据集上的实验结果

Table 2　Experimental results of different algorithms on real dataset

算法	R	P	F_1	平均执行时间/s
本文算法	0.81	0.84	0.83	77.75
Alex算法[29]	0.78	0.78	0.78	124.64
Prasad算法[27]	0.74	0.75	0.75	46.84
Yasu算法[28]	0.53	0.53	0.53	110.65
Mai算法[12]	0.51	0.55	0.53	97.92
RHT算法[9]	0	0	0	80.31

图 18 为本组实验的一些典型检测结果, 其中, 前 5 行图像为陨石坑图像, 后 5 行图像为航天器图像。从实验结果可以看到, Prasad 算法[27] 在椭圆合并的性能上表现很差, Prasad 算法[27] 比较倾向于将一个较大的弧段分割为非常多的小弧段, 而其相应的合并算法并不能很有效地合并大量的小弧段, 这是因为利用来自同一个椭圆的 2 个小弧段上的 3 个随机点计算得到的椭圆圆心, 通常与分别从这 2 个小弧段上随机提取到的 3 个点确定的 2 个椭圆圆心相差很大。相比之下, Alex 算法[29] 和 Mai 算法[12] 效果要好很多, 但都存在大量的误检结果, 而本文算法在能够有效检测出图像中椭圆的同时, 保证较低的误检率, 因此, 非常适合用于陨石坑图像和航天器图像的椭圆检测。另外, 由于本组实验选择的真实图像中具有较多的噪声, 其边缘图像被分割成大量的小弧段, RHT 算法[9] 无法有效处理这类图像, 无法从给定的真实图像中正确地提取椭圆。



(a) 原始真实图像 (b) 边缘图像 (c) 本文算法 (d) Mai算法[12] (e) Alex算法[29] (f) Prasad算法[27] (g) RHT算法[9]

图 18 真实数据集上椭圆检测结果图例

Fig. 18 Examples of ellipse detection results on real dataset

6 结 论

针对空间飞行器视觉导航对飞行器、陨石坑等具有圆形特征的空间目标椭圆检测的需求，提出一种高精度的空间飞行器视觉导航图像椭圆检测算法。

1）可以实现从空间飞行器视觉导航图像中提取空间目标的环形边缘，为基于圆环形特征的空间飞行器视觉导航算法提供精准的输入。

2）在计算点到二次曲线几何距离时，充分利用单位圆和椭圆之间的射影变换关系，通过非迭代计算的方式得到点到二次曲线的几何距离，提高了计算的速度，降低了对计算资源的消耗。

3）利用多项式折线段中相邻直线段的夹角和每个直线段对应的小弧段的曲率方向实现了拐点的精确检测，提高了椭圆弧段检测的精度。

4）充分考虑椭圆弧段的统计特性，利用基于极大似然估计的假设检验算法实现椭圆弧段合并，提高了椭圆弧段合并的精度和鲁棒性。

一种面向空间飞行器视觉导航的椭圆检测算法可以为基于椭圆特征的空间飞行器视觉导航算法提供精准的输入，得到椭圆检测结果后，还需要对基于圆环形特征的高精度导航算法进行研究，这将是下一步研究工作的重点。

参考文献（References）

[1] LIU C, HU W. Relative pose estimation for cylinder-shaped spacecrafts using single image[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(4): 3036-3056.

[2] LU T, HU W, LIU C, et al. Relative pose estimation of a lander using crater detection and matching[J]. Optical Engineering, 2016, 55(2): 023102.

[3] SU S, LUO Y, YANG K, et al. A novel camera calibration method based on multilevel-edge-fitting ellipse-shaped analytical model[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(11): 5818-5826.

[4] 梁琼, 赵慧民, 葛任贤, 等. 基于椭圆拟合的改进Hough变换算法在眼控系统中的应用研究[J]. 广东技术师范大学学报, 2020, 41(3): 9-15.
LIANG Q, ZHAO H M, GE R X, et al. Application of improved Hough transform algorithm based on ellipse fitting in eye-control system[J]. Journal of Guangdong Polytechnic Normal University, 2020, 41(3): 9-15(in Chinese).

[5] 李迎松, 郑顺义, 夏远鑫, 等. 自然环境下圆形禁令交通标志检测[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2016, 41(12): 1619-1625.
LI Y S, ZHENG S Y, XIA Y X, et al. Detection of round ban traffic signs in natural environment[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2016, 41(12): 1619-1625(in Chinese).

[6] 段志达, 魏利胜, 刘小珲, 等. 基于Hough变换圆检测和边缘模板匹配的轴承缺陷检测与定位[J]. 安徽工程大学学报, 2020, 35(4): 60-68.
DUAN Z D, WEI L S, LIU X H, et al. Bearing defect detection and location based on Hough transform circle detection and edge template matching[J]. Journal of Anhui Polytechnic University, 2020, 35(4): 60-68(in Chinese).

[7] DUAD R O. Use of the Hough transformation to detect lines and curves in pictures[J]. Communications of the ACM, 1972, 15(1): 11-15.

[8] MUKHOPADHYAY P, CHAUDHURI B B. A survey of Hough transform[J]. Pattern Recognition, 2015, 48(3): 993-1010.

[9] MCLAUGHLIN R A. Randomized Hough transform: Improved ellipse detection with comparison[J]. Pattern Recognition Letters, 1998, 19(3-4): 299-305.

[10] KIRYATI N, ELDAR Y, BRUCKSTEIN A M. A probabilistic Hough transform[J]. Pattern Recognition, 1991, 24(4): 303-316.

[11] LU W, TAN J. Detection of incomplete ellipse in images with strong noise by iterative randomized Hough transform (IRHT)[J]. Pattern Recognition, 2008, 41(4): 1268-1279.

[12] KIM E, HASEYAMA M, KITAJIMA H. Fast and robust ellipse extraction from complicated images[C]//Proceedings of the First International Conference on Information Technology and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2002: 357-362.

[13] HAHN K, JUNG S, HAN Y, et al. A new algorithm for ellipse detection by curve segments[J]. Pattern Recognition Letters, 2008, 29(13): 1836-1841.

[14] MAI F, HUNG Y S, ZHONG H, et al. A hierarchical approach for fast and robust ellipse extraction[J]. Pattern Recognition, 2008, 41(8): 2512-2524.

[15] LIU Z Y, QIAO H. Multiple ellipses detection in noisy environments: A hierarchical approach[J]. Pattern Recognitio, 2009, 42(11): 2421-2433.

[16] NGUYEN T M, AHUJA S, WU Q, et al. A real-time ellipse detection based on edge grouping[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Piscataway: IEEE Press, 2009: 3280-3286.

[17] KANATANI K, SUGAYA Y. Compact algorithm for strictly ML ellipse fitting[C]//Proceedings of International Conference on Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2009: 1-4.

[18] WIJEWICKREMA S, ESSON C, PAPLINSKI A. Orthogonal distance least squares fitting: A novel approach[C]//Proceedings of International Joint Conference on Computer Vision, Imaging and Computer Graphics Theory and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2010: 255-268.

[19] 吴福朝. 计算机视觉中的数学方法[M]. 北京: 科学出版社, 2008: 40-60.
WU C F. Mathematical methods in computer vision[M]. Beijing: Science Press, 2008: 40-60(in Chinese).

[20] CANN J. A computational approach to edge detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1986, 8(6): 679-698.

[21] LIU C, HU W. Effective method for ellipse extraction and integration for spacecraft images[J]. Optical Engineering, 2013, 52(5): 057002.

[22] ZHANG S C, LIU Z Q. A robust, real-time ellipse detector[J]. Pattern Recognition, 2005, 38(2): 273-287.

[23] FITZGIBBON A, PILU M, FISHER R B. Direct least square fitting of ellipses[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1999, 21(5): 476-480.

[24] IMAI H, IRI M. Polygonal approximations of a curve—Formulations and algorithms[J]. Machine Intelligence and Pattern Recognition, 1988, 6: 71-86.

[25] PRASAD D K, LEUNG M K H, CHAI Q, et al. A novel framework for making dominant point detection methods non-parametric[J]. Image and Vision Computing, 2012, 30(11): 843-859.

[26] KANATANI K. Statistical optimization for geometric computation: Theory and practice[M]. New York: Elsevier Science, 1996: 115-125.

[27] PRASAD D K, LEUNG M K H, CHO S Y. Edge curvature and convexity based ellipse detection method[J]. Pattern Recognition, 2012, 45(9): 3204-3221.

[28] SUGAYA Y. Ellipse detection by combining division and model selection based integration of edge points[C]//Proceedings of 4th Pacific-Rim Symposium on Image and Video Technology Image and Video Technology. Piscataway: IEEE Press, 2010: 64-69.

[29] CHIA A Y, RAHARDJA S, RAJAN D, et al. A split and merge based ellipse detector with self-correcting capability[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2011, 20(7): 1991-2006.

[30] 陆婷婷, 张尧, 阎岩, 等. 一种基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 939-952.
LU T T, ZHANG Y, YAN Y, et al. A crater region detection algorithm based on automatic feature learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 939-952 (in Chinese).

附录 A

证明　给定非退化实二次曲线 E, 其表示矩阵为 $\boldsymbol{E}$, 根据二次曲线的分类可知, $\boldsymbol{E}$ 的秩为 3, $\boldsymbol{E}$ 的 3 个特征值 $\lambda_i(i=1,2,3$, 并且满足 $\lambda_1\leqslant\lambda_2\leqslant\lambda_3)$非 0 且具有不同的符号, 从而二次曲线 E 和单位圆 C 射影等价, 其中, C 的表示矩阵为 $\boldsymbol{C}$=diag(1,1,−1), 因此, 一定存在一个变换矩阵 $\boldsymbol{H}$ 可以将矩阵 $\boldsymbol{E}$ 变换为矩阵 $\boldsymbol{C}$, 并且矩阵 $\boldsymbol{H}$ 可以按照式 (1) 构造。根据 3 个

特征值的大小关系可知，其一定满足 $\lambda_1<0$、$\lambda_2<0$、$\lambda_3>0$ 或 $\lambda_1<0$、$\lambda_2>0$、$\lambda_3>0$。下面针对这2种情况进行讨论。

当3个特征值满足 $\lambda_1<0$、$\lambda_2<0$、$\lambda_3>0$ 时，可以令 $\boldsymbol{H}$ 为式(1)中第1个等式，那么利用变换矩阵 $\boldsymbol{H}$ 对矩阵 $\boldsymbol{E}$ 进行射影变换可得

$$\begin{aligned}\boldsymbol{H}^{-\mathrm{T}}\boldsymbol{E}\boldsymbol{H}^{-1}=&\left(\begin{bmatrix}\sqrt{-\lambda_1}&&\\&\sqrt{-\lambda_2}&\\&&\sqrt{\lambda_3}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_2^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_3^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\right)^{-\mathrm{T}}\cdot\\&\left(\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_1&\boldsymbol{u}_2&\boldsymbol{u}_3\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\lambda_1&&\\&\lambda_2&\\&&\lambda_3\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_2^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_3^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\right)\cdot\\&\left(\begin{bmatrix}\sqrt{-\lambda_1}&&\\&\sqrt{-\lambda_2}&\\&&\sqrt{\lambda_3}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_2^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_3^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\right)^{-1}=\\&\mathrm{diag}(-1,-1,1)\doteq\boldsymbol{C}\end{aligned}\tag{A1}$$

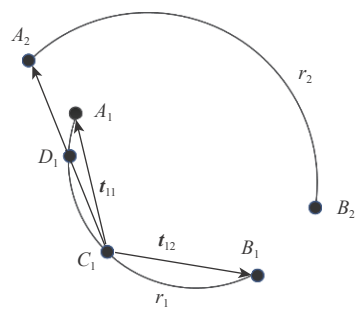
当3个特征值满足 $\lambda_1<0$、$\lambda_2>0$、$\lambda_3>0$ 时，可以令 $\boldsymbol{H}$ 为式(1)中的第2个等式，那么利用变换矩阵 $\boldsymbol{H}$ 对矩阵 $\boldsymbol{E}$ 进行射影变换可得

$$\begin{aligned}\boldsymbol{H}^{-\mathrm{T}}\boldsymbol{E}\boldsymbol{H}^{-1}=&\left(\begin{bmatrix}\sqrt{\lambda_2}&&\\&\sqrt{\lambda_3}&\\&&\sqrt{-\lambda_1}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_2^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_3^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\right)^{-\mathrm{T}}\cdot\\&\left(\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_2&\boldsymbol{u}_3&\boldsymbol{u}_1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\lambda_2&&\\&\lambda_3&\\&&\lambda_1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_2^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_3^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\right)\cdot\\&\left(\begin{bmatrix}\sqrt{\lambda_2}&&\\&\sqrt{\lambda_3}&\\&&\sqrt{-\lambda_1}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_2^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_3^{\mathrm{T}}\\\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}\right)=\\&\mathrm{diag}(1,1,-1)\doteq\boldsymbol{C}\end{aligned}\tag{A2}$$

式中：“$\doteq$”表示相差一个尺度因子。从而命题1可证。

附录 B

证明 利用反证法。假设来自同一个椭圆的2个弧段中，至少有一个弧段不在另一个弧段的凸锥中。具体地，假设这2个弧段分别为 r_1 和 r_2，并且不失一般性，假设 r_2 不在 r_1 的凸锥中，如图B1所示。r_1 和 r_2 的2个端点分别为 A_1 和 B_1、A_2 和 B_2，r_1 的中点为 C_1，C_1 指向 A_1 和 B_1 的方向向量分别为 $\boldsymbol{t}_{11}$ 和 $\boldsymbol{t}_{12}$，由 $\boldsymbol{t}_{11}$ 和 $\boldsymbol{t}_{12}$ 可以生成一个凸锥 V_1。如果 r_2 不在 r_1 的凸锥中，那么，r_2 至少有一个端点不在 V_1 中，假设 r_2 的端点 A_2 不在 V_1 中，那么，向量 $\overrightarrow{C_1A_2}$ 将与 r_1 相交，假设该交点为 D_1。由于 r_1 和 r_2 来自同一个椭圆，那么，点 C_1、D_1 和 A_3 是直线 C_1A_2 与椭圆的交点，这与直线与椭圆最多有2个交点相矛盾，假设不成立。来自同一椭圆的2个弧段中任何一个弧段一定位于另一个弧段的凸锥中，从而命题2可证。



图B1 命题2证明

Fig. B1 Proof of Proposition 2

An ellipse detection algorithm for spacecraft optical navigation

LU Tingting*, DENG Zhijun, GU Xin, FEI Zhiting, WU Xinfeng, WANG Hua

(Research and Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The ellipse-based optical navigation technology has become a novel and precise autonomous navigation method. Therefore, how to fit the elliptic edge of the space object is the essential condition of the optical navigation method. We propose an ellipse detection algorithm for the spacecraft optical navigation in this paper. First, the elliptic curves are extracted by utilizing the polygonal curve to approximate the edge in edge map of the navigation image. Second, the elliptic curves are merged accurately by a model selection criterion derived from the maximal likelihood ratio hypothesis test. Finally, the ellipses in the navigation image are detected by fitting the merged elliptic curves. The experimental results demonstrate that the proposed algorithm can detect ellipses with higher accuracy and robustness than the traditional ellipse detection methods, and can be applied in the ellipse detection for the spacecraft optical navigation method to provide the precise curves as the inputs.

Keywords: space objects; elliptic edge; ellipse fitting; ellipse detection; optical navigation

Received: 2021-06-30; **Accepted**: 2022-01-08; **Published Online**: 2022-03-09 10:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220307.1736.009.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0131

卫星不足情况下低成本 MEMS-INS/GPS 伪松组合导航

李灿[1]，沈强[1,*]，汪立新[1]，左凯[1]，田颖[2]
(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025；2. 火箭军参谋部军事训练中心，北京 100191)

摘　　要：为了解决GPS可观测卫星不足情况下低成本微电子机械-惯性导航系统/全球定位系统（MEMS-INS/GPS）组合导航精度维持问题，提出基于灰色模型和自适应卡尔曼滤波的MEMS-INS/GPS伪松组合导航方法。以MEMS-INS/GPS松组合导航模式为框架，建立了伪松组合导航系统的状态空间模型。基于MEMS-INS/GPS的历史观测数据，使用灰色模型对MEMS-INS/GPS观测差值进行预测，称为系统伪观测量。当GPS可观测卫星充分时，使用噪声自适应估计卡尔曼滤波对MEMS-INS/GPS进行松组合导航；当GPS可观测卫星不足时，使用噪声自适应估计卡尔曼滤波依据系统伪观测量，将MEMS-INS/GPS进行伪松组合导航。以车载低成本MEMS-INS/GPS组合导航系统为例进行仿真和实验验证，结果表明：当GPS可观测卫星不足时，传统的MEMS-INS/GPS松组合导航精度迅速下降并发散，而MEMS-INS/GPS伪松组合导航精度与GPS正常工作时的导航精度相差不大，维持了较高精度的导航状态。

关　键　词：伪松组合导航；导航精度维持；灰色预测模型；噪声自适应估计；卡尔曼滤波
中图分类号：V279; TN96
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0869-10

微电子机械-惯性导航系统/全球定位系统(micro-electro-mechanical system-inertial navigation system/global positioning system, MEMS-INS/GPS)是一种经典的组合导航方式,广泛应用于车辆、无人机等导航领域。GPS导航系统具有定位精度高、误差不随时间积累等优点,但是却容易出现遮挡和干扰等问题[1]。当GPS可观测卫星不足3颗时,MEMS-INS/GPS松组合导航系统退化为MEMS纯惯导系统,对于低成本的MEMS惯导系统,其测量值在较短时间就会发散。因此,对于MEMS-INS/GPS组合导航系统,当GPS可观测卫星少于4颗时,系统的导航精度会快速下降并发散,无法应用于实际导航之中[2]。因此,研究MEMS-INS/GPS组合导航系统在可观测卫星不足3颗情况下的精度保持问题,对保持良好的导航效果具有重要意义。

INS/GPS组合导航包括松组合导航、紧组合导航和深组合导航。紧组合导航将捷联式惯性导航系统(strap-down inertial navigation system, SINS)的位置、速度信息和接收机该时刻的卫星星历联合解算,利用微型惯性测量单元(miniature inertial measurement unit, MIMU)解算出该时刻的伪距、伪距率与GPS解算的伪距、伪距率做差得到紧组合滤波的观测量[3]。松组合导航的观测量则是GPS系统、INS系统速度、位置信息的差值[4]。松组合导航存在GPS可观测卫星不足情况下导航精度快速下降的问题,当前一般使用紧组合导航解决这一问题[5]。

收稿日期：2021-03-22；**录用日期**：2021-08-22；**网络出版时间**：2021-09-15 09:12
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1654.009.html
基金项目：陕西省自然科学基础研究计划(2020JQ-491)；陕西省高效科协青年人才托举计划(20200109)
*通信作者. E-mail：shenq110@163.com

引用格式：李灿，沈强，汪立新，等. 卫星不足情况下低成本MEMS-INS/GPS伪松组合导航[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：869-878. LI C，SHEN Q，WANG L X，et al. Pseudo loosely-integrated navigation of low-cost MEMS-INS/GPS with insufficient observable satellites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：869-878 (in Chinese).

但是与松组合模式相比，紧组合模式的算法计算量大、需要建立复杂的系统模型和观测模型，而且紧组合导航的状态量维度较高，较高的状态量维度必然增加滤波器的收敛时间[6]。因此，本文在松组合导航模式下，试图解决GPS可观测卫星不足情况下的组合导航精度维持问题。

本文研究了GPS可观测卫星不足情况下的低成本MEMS-INS/GPS导航精度维持问题，建立了MEMS-INS/GPS组合导航系统的状态空间模型，使用灰色模型对MEMS-INS/GPS观测差值进行预测。当GPS可观测卫星不足时，使用系统伪观测值进行伪松组合导航，维持高精度的导航状态。

1 MEMS-INS/GPS伪松组合导航

为了解决在GPS可观测卫星数量不足时，低成本MEMS-INS/GPS组合导航系统导航精度下降甚至发散的问题，本文提出了MEMS-INS/GPS伪松组合导航方法，设计思路为：当GPS可观测卫星数量超过4颗时，正常使用MEMS-INS/GPS组合导航模式；当GPS可观测卫星数量不足4颗时，使用灰色预测模型基于MEMS-INS/GPS差值的历史观测数据对当前输出进行预测，本文将此输出预测命名为系统伪观测值。依据系统伪观测值，使用自适应卡尔曼滤波算法实现MEMS-INS/GPS系统的伪松组合导航。本文所提MEMS-INS/GPS伪松组合导航方法如图1所示。

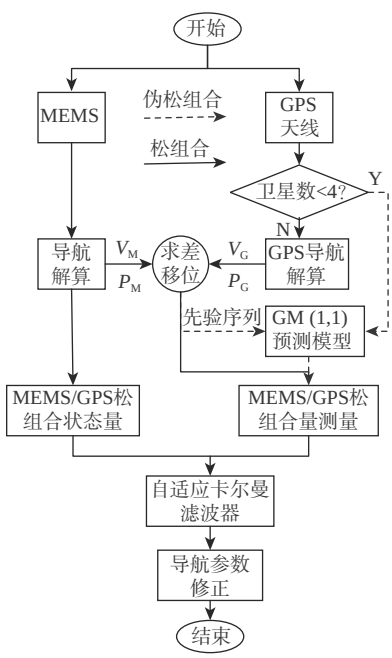


图1 MEMS-INS/GPS伪松组合导航

Fig. 1 MEMS-INS/GPS pseudo loosely-integrated navigation

图1中，V_M和P_M分别为MEMS-INS解算出的载体速度和位置，V_G和P_G分别为GPS解算出的载体速度和位置。此处需要强调的是，由于GPS信号失效的时刻是随机且未知的，因此，为了保证GPS信号失效后可以立刻切换到伪松组合导航状态下，需要使用灰色模型对GPS输出进行实时预测，当GPS量测信息正常时使用量测信息进行松组合导航，当GPS量测信息失效时使用系统伪观测数据进行伪松组合导航。

基于本节对MEMS-INS/GPS伪松组合导航方法的描述，设计MEMS-INS/GPS伪松组合导航步骤为：

步骤1 获取GPS卫星系统、MEMS系统解算的速度和位置数据。

步骤2 判断GPS可观测卫星数量是否少于4颗，若是则执行步骤3，若否则执行步骤4。

步骤3 使用灰色预测模型对MEMS-INS/GPS观测差值进行预测，依据系统伪观测数据，使用自适应卡尔曼滤波算法实现MEMS-INS/GPS系统的伪松组合导航。

步骤4 依据MEMS测量数据和GPS测量数据，使用自适应卡尔曼滤波算法实现MEMS-INS/GPS系统的松组合导航。

步骤5 判断是否到达目的地，若否则转至步骤1，若是则导航结束。

2 状态空间模型与GPS伪观测量

2.1 组合导航系统状态空间模型

选取MEMS惯导系统解算的9维导航参数误差和微型惯性器件的6维测量误差作为组合系统的状态向量：

$$\boldsymbol{x}_{\mathrm{L}}=[\delta L,\delta\lambda,\delta h,\delta V_{\mathrm{E}},\delta V_{\mathrm{N}},\delta V_{\mathrm{U}},\delta\phi_{\mathrm{E}},\delta\phi_{\mathrm{N}},\delta\phi_{\mathrm{U}},\varepsilon_{\mathrm{bx}},\varepsilon_{\mathrm{by}},\varepsilon_{\mathrm{bz}},B_{\mathrm{bx}},B_{\mathrm{by}},B_{\mathrm{bz}}]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{x}_{\mathrm{L}}$为系统状态向量；$\delta L$、$\delta\lambda$和$\delta h$分别为经度、纬度和高度误差量；$\delta V_{\mathrm{E}}$、$\delta V_{\mathrm{N}}$和$\delta V_{\mathrm{U}}$分别为东向、北向和天向速度误差量；$\delta\phi_{\mathrm{E}}$、$\delta\phi_{\mathrm{N}}$和$\delta\phi_{\mathrm{U}}$分别为姿态角误差量；$\varepsilon_{\mathrm{bx}}$、$\varepsilon_{\mathrm{by}}$和$\varepsilon_{\mathrm{bz}}$为陀螺仪的三维测量误差；$B_{\mathrm{bx}}$、$B_{\mathrm{by}}$和$B_{\mathrm{bz}}$为加速度计的三维测量误差。

可得MEMS-INS/GPS松组合系统状态方程为[7]

$$\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{L}}=\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{L}}+\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{L}}\boldsymbol{w}_{\mathrm{L}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{F}_{\mathrm{L}}$为非奇异系统矩阵；$\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{L}}$为过程噪声输入矩阵；$\boldsymbol{w}_{\mathrm{L}}$为过程噪声。

通过GPS和MEMS-INS的速度和位置信息差值构造松组合系统的观测量，假设载体的真实位置为(L,λ,h)，速度为$(V_{\mathrm{E}},V_{\mathrm{N}},V_{\mathrm{U}})$，MEMS-INS解算的位置为$(L_{\mathrm{I}},\lambda_{\mathrm{I}},h_{\mathrm{I}})$，速度为$(V_{\mathrm{IE}},V_{\mathrm{IN}},V_{\mathrm{IU}})$，GPS测得的位置为$(L_{\mathrm{G}},\lambda_{\mathrm{G}},h_{\mathrm{G}})$，速度为$(V_{\mathrm{GE}},V_{\mathrm{GN}},V_{\mathrm{GU}})$，则MEMS-INS解算的位置和速度分别为

$$\begin{cases} L_{\mathrm{I}} = L + \delta L \\ \lambda_{\mathrm{I}} = \lambda + \delta\lambda \\ h_{\mathrm{I}} = h + \delta h \end{cases} \tag{3}$$

$$\begin{cases} V_{\mathrm{IE}} = V_{\mathrm{E}} + \delta V_{\mathrm{E}} \\ V_{\mathrm{IN}} = V_{\mathrm{N}} + \delta V_{\mathrm{N}} \\ V_{\mathrm{IU}} = V_{\mathrm{U}} + \delta V_{\mathrm{U}} \end{cases} \tag{4}$$

GPS 解算的位置和速度分别为

$$\begin{cases} L_{\mathrm{G}} = L - \dfrac{n_{\mathrm{N}}}{R_{\mathrm{M}} + h} \\ \lambda_{\mathrm{G}} = \lambda - \dfrac{n_{\mathrm{E}}}{(R_{\mathrm{N}} + h)\cos L} \\ h_{\mathrm{G}} = h - n_{\mathrm{U}} \end{cases} \tag{5}$$

$$\begin{cases} V_{\mathrm{GE}} = V_{\mathrm{E}} + n_{v\mathrm{E}} \\ V_{\mathrm{GN}} = V_{\mathrm{N}} + n_{v\mathrm{N}} \\ V_{\mathrm{GU}} = V_{\mathrm{U}} + n_{v\mathrm{U}} \end{cases} \tag{6}$$

式中: n_{E}、n_{N}和n_{U}分别为 GPS 在地理坐标系东向、北向和天向的距离测量误差; $n_{v\mathrm{E}}$、$n_{v\mathrm{N}}$和$n_{v\mathrm{U}}$分别为 GPS 在地理坐标系东向、北向和天向的速度测量误差。

将 GPS 和 MEMS-INS 的速度和位置信息做差, 并进行移位后得到的参数值作为松组合系统的观测量。此观测量无实际的物理含义, 但是参考移位前物理量的含义, 本文将位置观测量称为 GPS 和 MEMS-INS 解算的经度差值、纬度差值和高度差值, 将速度观测量称为 GPS 和 MEMS-INS 的东、北、天向速度差值。MEMS-INS/GPS 松组合系统的位置观测方程为

$$\boldsymbol{z}_{\mathrm{p}} = \begin{bmatrix} (L_{\mathrm{I}} - L_{\mathrm{G}})(R_{\mathrm{M}} + h) \\ (\lambda_{\mathrm{I}} - \lambda_{\mathrm{G}})(R_{\mathrm{N}} + h)\cos L \\ h_{\mathrm{I}} - h_{\mathrm{G}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_{\mathrm{M}} + h)\delta L + n_{\mathrm{N}} \\ (R_{\mathrm{N}} + h)\cos L\delta\lambda + n_{\mathrm{E}} \\ \delta h + n_{\mathrm{U}} \end{bmatrix} \tag{7}$$

将式(7)写为矩阵形式为

$$\boldsymbol{z}_{\mathrm{p}} = \boldsymbol{H}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{L}} + \boldsymbol{v}_{\mathrm{p}} \tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{z}_{\mathrm{p}}$为位置观测向量; $\boldsymbol{H}_{\mathrm{p}}$为位置系统矩阵; $\boldsymbol{v}_{\mathrm{p}}$为位置量测噪声。

MEMS-INS/GPS 松组合系统的速度观测方程为

$$\boldsymbol{z}_{v} = \boldsymbol{H}_{v}\boldsymbol{x}_{\mathrm{L}} + \boldsymbol{v}_{v} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{z}_{v}$为速度观测向量; $\boldsymbol{H}_{v}$为速度系统矩阵; $\boldsymbol{v}_{v}$为速度量测噪声。

结合式(8)和式(9), 可得 MEMS-INS/GPS 松组合系统的观测方程:

$$\boldsymbol{z}_{\mathrm{L}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{z}_{v} \\ \boldsymbol{z}_{\mathrm{p}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{H}_{v} \\ \boldsymbol{H}_{\mathrm{p}} \end{bmatrix} \boldsymbol{x}_{\mathrm{L}} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{v}_{v} \\ \boldsymbol{v}_{\mathrm{p}} \end{bmatrix} \tag{10}$$

即

$$\boldsymbol{z}_{\mathrm{L}} = \boldsymbol{H}_{\mathrm{L}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{L}} + \boldsymbol{v}_{\mathrm{L}} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{H}_{\mathrm{L}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{H}_{v} \\ \boldsymbol{H}_{\mathrm{p}} \end{bmatrix}$为量测观测矩阵; $\boldsymbol{v}_{\mathrm{L}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{v}_{v} \\ \boldsymbol{v}_{\mathrm{p}} \end{bmatrix}$为量测噪声。

2.2　基于灰色模型的 GPS 伪观测量预测

根据第 1 节设计的伪松组合导航方案, 当 GPS 系统的可观测卫星数量不足 4 颗时, 使用 GPS 伪观测量与 MEMS-INS 系统组成伪松组合导航。GPS 和 MEMS-INS 的测量数据都存在严重的非线性和波动趋势, 其速度和位置差值观测量也存在一定的非线性和随机性, 但是可以基于样本数据对未来数据进行预测。

当前基于样本的预测方法较多, 常用的有灰色预测、神经网络、支持向量机等, 但是神经网络模型对训练样本需求量大, 使得样本数据实时性差, 基于延迟较大的历史数据对未来状态进行预测, 容易导致预测状态不准确, 且神经网络存在过拟合问题。支持向量机存在和函数选取、参数优化困难, 而且其计算量大于灰色预测模型, 难以满足导航计算的实时性要求。灰色模型 (grey model, GM) 可以通过部分一致的样本发展趋势得到整体的样本统计特性[8-9], 并对后续未知序列即观测量进行预测, 而且灰色模型不需要大量样本, 一般使用 10 个以内的数据进行预测, 数据延迟较小, 预测数据的实时性较好, 而且灰色模型计算量小, 能够满足导航实时性需求。基于本节分析, 本文使用灰色模型对 GPS 和 MEMS-INS 测量差值进行建模预测, 分为以下几个步骤实现。

步骤 1　进行数据预处理, 将 MEMS-INS 系统与 GPS 系统测量的位置误差和速度误差作为原始数据进行处理, 使用3σ原则去除历史数据中的异常值和坏值, 使用均值法填补空值。

步骤 2　将灰色预测模型的原始数据写为矩阵形式, 即

$$\boldsymbol{Z}^{(0)} = [Z^{(0)}(i,j)] = \begin{vmatrix} \Delta L^{(0)}(1) & \Delta L^{(0)}(2) & \cdots & \Delta L^{(0)}(n) \\ \Delta\lambda^{(0)}(1) & \Delta\lambda^{(0)}(2) & \cdots & \Delta\lambda^{(0)}(n) \\ \Delta h^{(0)}(1) & \Delta h^{(0)}(2) & \cdots & \Delta h^{(0)}(n) \\ \Delta V_x^{(0)}(1) & \Delta V_x^{(0)}(2) & \cdots & \Delta V_x^{(0)}(n) \\ \Delta V_y^{(0)}(1) & \Delta V_y^{(0)}(2) & \cdots & \Delta V_y^{(0)}(n) \\ \Delta V_z^{(0)}(1) & \Delta V_z^{(0)}(2) & \cdots & \Delta V_z^{(0)}(n) \end{vmatrix} \tag{12}$$

式中: n为历史观测量的数据长度, 一般取$n \geqslant 4$; $Z^{(0)}(i,j)$为第i行观测量 (分别是三轴的位置和速度差值观测量信息) 第j时刻的历史观测量参数; ΔL、$\Delta\lambda$和Δh分别为 MEMS-INS 与 GPS 解算的经度、纬度和高度差值; ΔV_x、ΔV_y和ΔV_z分别为 MEMS-INS 与 GPS 解算的东、北和天向速度差值。

将每一行利用一次累加生成 1-AGO 单增序列,

记 $\boldsymbol{Z}^{(1)}$为 $\boldsymbol{Z}^{(0)}$的 1-AGO 序列[10]，$Z^{(1)}(i,1)=Z^{(0)}(i,1)$，$Z^{(1)}(i,k)=\sum_{j=1}^{k}Z^{(0)}(i,j),\ k=2,3,\cdots,n$。则

$$\boldsymbol{Z}^{(1)}=\begin{vmatrix}\Delta L^{(1)}(1) & \Delta L^{(1)}(2) & \cdots & \Delta L^{(1)}(n)\\ \Delta\lambda^{(1)}(1) & \Delta\lambda^{(1)}(2) & \cdots & \Delta\lambda^{(1)}(n)\\ \Delta h^{(1)}(1) & \Delta h^{(1)}(2) & \cdots & \Delta h^{(1)}(n)\\ \Delta V_x^{(1)}(1) & \Delta V_x^{(1)}(2) & \cdots & \Delta V_x^{(1)}(n)\\ \Delta V_y^{(1)}(1) & \Delta V_y^{(1)}(2) & \cdots & \Delta V_y^{(1)}(n)\\ \Delta V_z^{(1)}(1) & \Delta V_z^{(1)}(2) & \cdots & \Delta V_z^{(1)}(n)\end{vmatrix} \tag{13}$$

利用邻近均值$\boldsymbol{Z}^{(1)}$生成序列$\boldsymbol{X}^{(1)}$，则邻近均值序列$\boldsymbol{X}^{(1)}$为[11]

$$\boldsymbol{X}^{(1)}=[X^{(1)}(i,k)]=\begin{vmatrix}\Delta L^{(1)}(1) & \Delta L^{(1)}(2) & \cdots & \Delta L^{(1)}(n)\\ \Delta\lambda^{(1)}(1) & \Delta\lambda^{(1)}(2) & \cdots & \Delta\lambda^{(1)}(n)\\ \Delta h^{(1)}(1) & \Delta h^{(1)}(2) & \cdots & \Delta h^{(1)}(n)\\ \Delta V_x^{(1)}(1) & \Delta V_x^{(1)}(2) & \cdots & \Delta V_x^{(1)}(n)\\ \Delta V_y^{(1)}(1) & \Delta V_y^{(1)}(2) & \cdots & \Delta V_y^{(1)}(n)\\ \Delta V_z^{(1)}(1) & \Delta V_z^{(1)}(2) & \cdots & \Delta V_z^{(1)}(n)\end{vmatrix} \tag{14}$$

式中：$X^{(1)}(i,k)=\left(Z^{(1)}(i,k)+Z^{(1)}(i,k-1)\right)/2$。

步骤 3 判断离散数据序列是否光滑，以序列ΔL为例，记$\Delta L^{(0)}=(\Delta L^{(0)}(1),\Delta L^{(1)}(2),\cdots,\Delta L^{(1)}(n))$，令$\varepsilon_k=\Delta L^{(0)}(k)\Big/\sum_{i=1}^{k-1}\Delta L^{(0)}(i)=\Delta L^{(0)}(k)/\Delta L^{(1)}(k-1)$，当$k\geqslant 3$时，若$0\leqslant\varepsilon_k<1$，且$\{\varepsilon_k\}$是一个递减序列，则称$\Delta L^{(0)}$为光滑的离散序列。当不满足光滑条件时，则需要继续执行累加操作，直至满足光滑序列的条件；当满足光滑条件时则进入步骤 4。

步骤 4 在步骤 4～步骤 6 流程中，以观测量第 1 行数据为例进行说明，其余行向量处理方法与第 1 行完全一致。此时有[12]

$$\boldsymbol{X}^{(1)}=\left\{X^{(1)}(2),X^{(1)}(3),\cdots,X^{(1)}(n)\right\}=\left\{\Delta L^{(1)}(2),\Delta L^{(1)}(3),\cdots,\Delta L^{(1)}(n)\right\} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{Z}^{(0)}=\left\{Z^{(0)}(2),Z^{(0)}(3),\cdots,Z^{(0)}(n)\right\}=\left\{\Delta L^{(0)}(2),\Delta L^{(0)}(3),\cdots,\Delta L^{(0)}(n)\right\} \tag{16}$$

则建立 GM(1,1)的灰色微分方程为

$$Z^{(0)}(k)+aX^{(1)}(k)=b \tag{17}$$

式中：$Z^{(0)}(k)$为灰导数；a为发展系数；$X^{(1)}(k)$为背景值；b为灰作用量；$k=2,3,\cdots,n$。将式(17)写为矩阵形式：

$$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{BP} \tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{Y}=\left[Z^{(0)}(2),Z^{(0)}(3),\cdots,Z^{(0)}(n)\right]^{\mathrm{T}}$为历史观测向量；$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}-X^{(1)}(2) & 1\\ -X^{(1)}(3) & 1\\ \vdots & \vdots\\ -X^{(1)}(n) & 1\end{bmatrix}$为序列矩阵；$\boldsymbol{P}=[a,b]^{\mathrm{T}}$为参数向量。

利用最小二乘法求解，可得

$$\boldsymbol{P}=\left(\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}\right)^{-1}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Y} \tag{19}$$

将$\boldsymbol{P}=[a,b]^{\mathrm{T}}$代入到式(17)中，取$Z^{(1)}(0)=Z^{(0)}(1)$，解方程得到时间相关函数为

$$Z^{(1)}(t)=\left(Z^{(0)}(t_0)-\frac{b}{a}\right)\exp(-a(t-t_0))+\frac{b}{a} \tag{20}$$

式中：t_0为初始时刻。

因此，灰色微分方程的时间响应序列为[13]

$$\hat{Z}^{(1)}(k+1)=\left(Z^{(0)}(1)-\frac{b}{a}\right)\exp(-ak)+\frac{b}{a}\quad k=1,2,\cdots,n \tag{21}$$

式(21)中，$k+1$时刻前的数据是先验序列，$k+1$时刻后的数据为预测观测量序列。基于预测模型经过逆生成作用还原得到预测值为

$$\hat{Z}^{(0)}(k+1)=\hat{Z}^{(1)}(k+1)-\hat{Z}^{(1)}(k)=\left(Z^{(0)}(1)-\frac{b}{a}\right)\left(1-\exp(a)\right)\exp(-ak) \tag{22}$$

步骤 5 灰色模型的精度检验。以观测量式(12)第 1 行数据为例进行说明，根据式(22)得到的观测量预测值$\hat{Z}^{(0)}(k)$，可以得到预测残差$e(k)=Z^{(0)}(k)-\hat{Z}^{(0)}(k)$，得到残差序列$e=(e(1),e(2),\cdots,e(n))$。记原始序列$\{Z^{(0)}(k)\}$的方差为$S_1^2$，均值为$\bar{Z}^{(0)}$；记残差序列$\{e(k)\}$的方差为$S_2^2$，均值为$\bar{e}$。构造后验差比值$C$和小误差概率$p$分别为

$$\begin{cases}C=S_2/S_1\\ p=P\{|e(k)-\bar{e}|<0.674\,5S_1\}\end{cases} \tag{23}$$

灰色模型的预测精度依据后验差比值C和小误差概率p进行划分，共分为 4 个等级，如表 1 所示。

表 1 灰色模型预测精度等级

Table 1 Prediction accuracy grade of grey model

模型精度等级	小误差概率p	后验差比值C
1级(好)	$p\geqslant 0.95$	$C\leqslant 0.35$
2级(合格)	$0.80\leqslant p<0.95$	$0.35<C\leqslant 0.5$
3级(勉强)	$0.70\leqslant p<0.80$	$0.5<C\leqslant 0.65$
4级(不合格)	$p<0.70$	$C>0.65$

步骤 6 将灰色模型的精度要求设定为 1 级，当模型精度指标参数不满足 1 级要求时，则建立残差序列$e=(e(1),e(2),\cdots,e(n))$的灰色模型，并将其累加到原预测模型中，再次进行模型精度检验，重复此过程直至灰色模型精度达到 1 级。

基于步骤 1～步骤 6 的原理，制定基于灰色模型的 GPS 伪观测量预测步骤如图 2 所示。

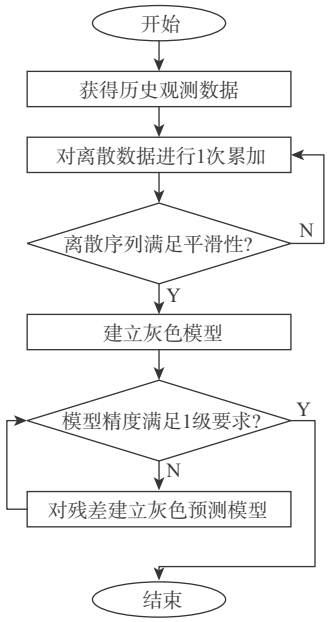


图 2　基于灰色模型的 GPS 伪观测量预测

Fig. 2　Grey-model based prediction of pseudo observing quantity of GPS

3　噪声自适应估计卡尔曼滤波

使用系统伪观测量用于组合导航时, 其观测量存在观测误差、预测误差等, 势必影响组合导航精度。而系统的预测数据新息中隐含着观测噪声、系统噪声、预测误差信息, 因此, 可以使用量测新息对噪声矩阵 $\boldsymbol{Q}$ 和观测噪声矩阵 $\boldsymbol{R}$ 进行自适应调整, 实现对状态量的准确估计, 达到提高导航精度的目的。

3.1　量测噪声自适应估计

新息定义为 $\boldsymbol{e}_k = \boldsymbol{z}_k - \boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}$, 假设其为高斯白噪声, 则协方差矩阵的理论值为

$$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{e}_k} = \boldsymbol{R}_k + \boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} \tag{24}$$

依据新息测量值或预测值, 得到协方差矩阵的估计值为

$$\hat{\boldsymbol{C}}_{\boldsymbol{e}_k} = \frac{1}{N-1}\sum_{j_0}^{k}\boldsymbol{e}_j\boldsymbol{e}_j^{\mathrm{T}} \tag{25}$$

式中: $j_0 = k-N+1$; N为采样点数量; 使用新息协方差估计值替换理论值:

$$\boldsymbol{R}_k^{\mathrm{m}} = \frac{1}{N-1}\sum_{j_0}^{k}\boldsymbol{e}_j\boldsymbol{e}_j^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} \tag{26}$$

将$\boldsymbol{R}_k^{\mathrm{m}}$经过低通滤波器, 得到自适应观测噪声矩阵估计值$\hat{\boldsymbol{R}}_k$:

$$\hat{\boldsymbol{R}}_k = \hat{\boldsymbol{R}}_{k-1} + \frac{\boldsymbol{R}_k^{\mathrm{m}} - \hat{\boldsymbol{R}}_{k-1}}{L_{\mathrm{R}}} \tag{27}$$

式中: L_{R}为移动窗口的大小。L_{R}取值应适中, 若L_{R}取值过大则$1/L_{\mathrm{R}} \to 0$, 算法失去自适应能力; 若L_{R}取值过小则算法失去低通能力, 本文取$L_{\mathrm{R}}=5$。

3.2　系统噪声自适应估计

定义状态残差$\boldsymbol{d}_k$:

$$\boldsymbol{d}_k = \hat{\boldsymbol{x}}_{k|k} - \hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1} = \boldsymbol{K}_k(\boldsymbol{z}_k - \boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}) \tag{28}$$

状态残差$\boldsymbol{d}_k$表示状态向量估计值在量测更新前与更新后的差值, 状态残差越大表明状态的一步预测误差越大, 反之亦然。当采用新的量测更新状态时, 会出现估计跳跃现象。为了提高算法的估计精度, 应对状态残差作适当修正, 类似于观测噪声, 系统噪声修正为

$$\boldsymbol{Q}_k^{\mathrm{m}} = \frac{1}{N-1}\sum_{j_0}^{k}\boldsymbol{d}_j\boldsymbol{d}_j^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{P}_{k|k} - \boldsymbol{F}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{\Phi}_k^{\mathrm{T}} \tag{29}$$

同样的, 将$\boldsymbol{Q}_k^{\mathrm{m}}$经过低通滤波器, 得自适应系统噪声矩阵估计值$\hat{\boldsymbol{Q}}_k^{\mathrm{m}}$:

$$\hat{\boldsymbol{Q}}_k = \hat{\boldsymbol{Q}}_{k-1} + \frac{\hat{\boldsymbol{Q}}_k^{\mathrm{m}} - \hat{\boldsymbol{Q}}_{k-1}}{L_{\mathrm{Q}}} \tag{30}$$

式中: L_{Q}为移动窗口的大小。L_{Q}的选取规则与L_{R}一致, 本文取$L_{\mathrm{Q}}=4$。

3.3　噪声自适应估计卡尔曼滤波

将观测噪声自适应估计矩阵$\hat{\boldsymbol{R}}_k$和系统噪声自适应估计矩阵$\hat{\boldsymbol{Q}}_k$代入到卡尔曼滤波的 5 个迭代方程中, 得到融合数据(即车辆的位置和速度), 迭代式为[14-15]

$$\begin{cases}
\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k} = \hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1} + \boldsymbol{K}_k\left[\boldsymbol{Z}_k - \boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}\right] \\
\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1/k-1} \\
\boldsymbol{K}_k = \boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\left[\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} + \hat{\boldsymbol{R}}_k\right]^{-1} \\
\hat{\boldsymbol{R}}_k = \hat{\boldsymbol{R}}_{k-1} + \dfrac{\boldsymbol{R}_k^{\mathrm{m}} - \hat{\boldsymbol{R}}_{k-1}}{L_{\mathrm{R}}} \\
\boldsymbol{R}_k^{\mathrm{m}} = \dfrac{1}{N-1}\displaystyle\sum_{j_0}^{k}\boldsymbol{e}_j\boldsymbol{e}_j^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} \\
\boldsymbol{P}_{k/k} = \boldsymbol{P}_{k/k-1} - \boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\left[\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} + \hat{\boldsymbol{R}}_k\right]^{-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_{k/k-1} \\
\boldsymbol{P}_{k/k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}\boldsymbol{P}_{k-1/k-1}\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\Gamma}_{k/k-1}\hat{\boldsymbol{Q}}_{k-1}\boldsymbol{\Gamma}_{k/k-1}^{\mathrm{T}} \\
\hat{\boldsymbol{Q}}_k = \hat{\boldsymbol{Q}}_{k-1} + \dfrac{\hat{\boldsymbol{Q}}_k^{\mathrm{m}} - \hat{\boldsymbol{Q}}_{k-1}}{L_{\mathrm{Q}}} \\
\boldsymbol{Q}_k^{\mathrm{m}} = \dfrac{1}{N-1}\displaystyle\sum_{j_0}^{k}\boldsymbol{d}_j\boldsymbol{d}_j^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{P}_{k|k} - \boldsymbol{F}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{\Phi}_k^{\mathrm{T}}
\end{cases} \tag{31}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k}$为$k$时刻的后验滤波值; $\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}$为$k$时刻的先验预测值; $\boldsymbol{K}_k$为k时刻的修正增益; $\boldsymbol{Z}_k$为k时刻的观测值; $\boldsymbol{H}_k$为k时刻的输出矩阵; $\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}$为系统矩阵; $\boldsymbol{P}_{k/k-1}$为最优预测估计误差方差阵; $\boldsymbol{P}_{k/k}$为最优滤波估计误差方差矩阵; $\boldsymbol{\Gamma}_{k/k-1}$为输出矩阵。

4 仿真与实验验证

4.1 仿真验证

以车辆为载体进行仿真验证，车辆初始状态如下：姿态、速度均为0，位置为(34°, 108°, 380 m)，水平姿态角误差为20′，航向角误差为30′，初始速度误差均为0.1 m/s，初始位置误差为10 m。依据所使用的GPS接收机精度，将GPS位置测量误差设置为幅值2 m的高斯白噪声，速度测量误差设置为幅值0.5 m/s的高斯白噪声。载体运动过程包含：静止、加速、匀速、转弯、爬升、改平、减速等，载体的轨迹运动是通过数学仿真产生的。采用MEMS-INS/GPS组合导航方式确定车辆载体的位置和速度，组合导航运行仿真轨迹如图3所示。图3中L为经度，λ为纬度，h为高度。

本次仿真中MEMS-INS与GPS的参数设置参照4.2节进行设置，如表2所示。

GPS航向精度：使用2 m基线时为0.1°，使用4 m基线时为0.05°，使用8 m基线时为0.025°。设置系统仿真时间为1 300 s，在仿真时间段380～410 s之间，对卫星信号进行干扰，使得GPS卫星可观测卫星数量少于4颗，此时MEMS-INS/GPS松组合导航退化为单一的MEMS-INS惯性导航状态。为了有效验证所提算法，同时设置如下3组实验。

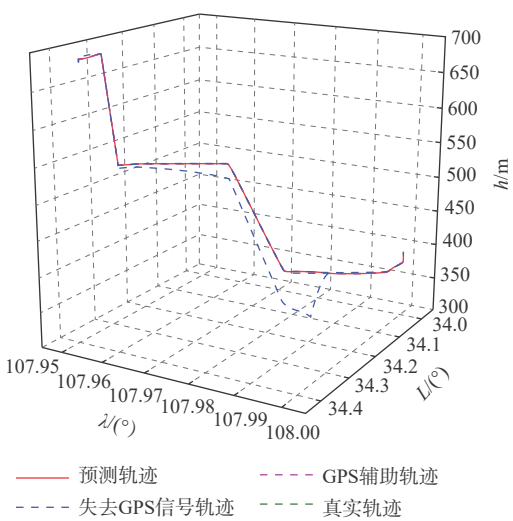


图3 载体运行轨迹

Fig. 3 Path of carrier

1）卫星正常。整个系统仿真过程中，卫星充足，GPS能提供较高精度的导航参数，将本组实验作为一个对照实验。

2）卫星不足。在380～410 s时间段(对应匀速阶段)对卫星干扰30 s，使得GPS系统失去导航功能，系统退化为单一的MEMS-INS惯性系统解算，作为本文的另一个对照实验。

3）观测量预测。在“卫星不足”实验的基础上，当卫星信号受到干扰后，不能提供观测量信息，根据历史观测量信息建立的GM(1,1)时间序列模型，预测当前观测量信息，从而实现滤波更新，本文简称其为“伪松组合”导航解算算法。在此实验中，为了确定灰色预测使用的数据长度，将取值范围设置为$n \in [4,10]$，选择预测相对误差最小时的数据长度$n=7$。

首先，对灰色预测模型的预测性能进行验证，根据轨迹在经度、纬度二维平面的投影，车辆在700 s发生了一次转弯，转弯时车辆为匀速运动。由于转弯伴随着车辆东向、北向速度状态的突变，因此，以转弯为例分析灰色模型对速度的预测性能。着重分析699～701 s共30个数据的预测结果，如图4所示。

根据图4给出的预测结果，并统计各点的预测相对误差，得出以下结论：①关于灰色模型预测的最大相对误差，ΔV_x的最大相对误差为10%，ΔV_y的最大相对误差为9%，且都出现在第11个点处，说明速度突变对灰色预测精度有一定影响，但是预测误差在接受范围内；②相对误差从第11个点向后逐渐减小并恢复正常预测精度，说明灰色模型能够快速收敛至真实值，这是因为第11个点之后的状态预测开始有转弯状态数据参与；③由于灰色模型使用当前时刻的前7个数据进行预测，也就是使用当前时刻前0.7 s的数据进行预测，使得数据实时性极好，因此，转弯对灰色模型预测精度的影响时间约为0.4～0.5 s，对整体组合导航精度影响不大。

3组实验得到的车辆速度误差和位置误差如图5所示。

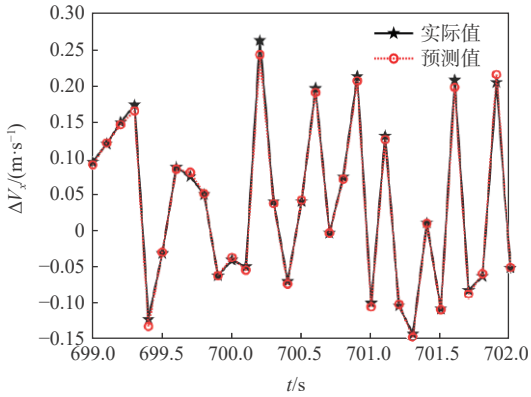
3组实验在380～410 s的位置、速度误差均值和标准差(standard deviation, SD)统计结果如表3和表4所示。

表2 MEMS仪表性能指标参数

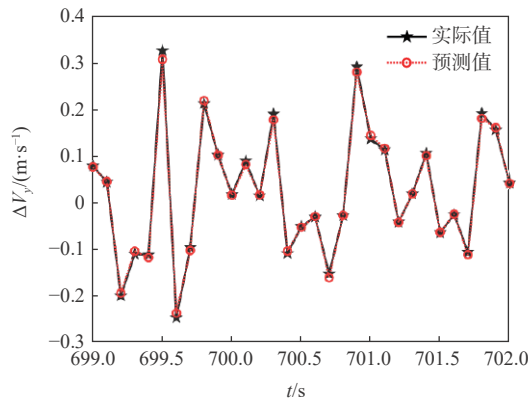
Table 2 Property index parameters of MEMS

MEMS陀螺仪				MEMS加速度计				GPS			
量程/((°)·s^{-1})	零偏/((°)·s^{-1})	零偏稳定性/((°)·s^{-1})	零偏重复性/((°)·s^{-1})	量程	零偏	零偏稳定性	零偏重复性	授时精度/ns	位置精度(CEP DGPS)/m	速度精度/(m·s^{-1})	数据更新率/Hz
±150	0.08	0.02	0.05	±10 g	5×10^{-3} g	8×10^{-4} g	5×10^{-3} g	50	0.3	0.02	10

注：CEP为原概率偏差，DGPS是差分GPS工作模式。



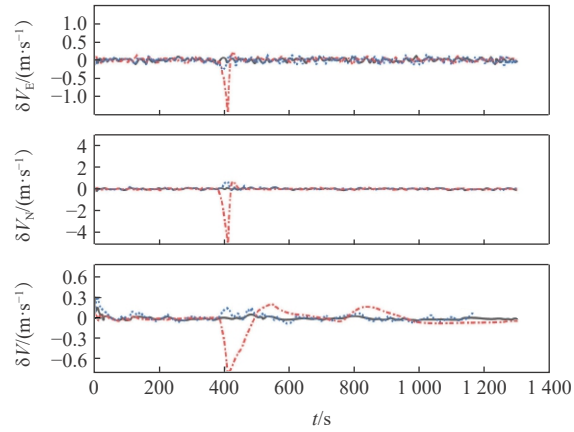
(a) 东向



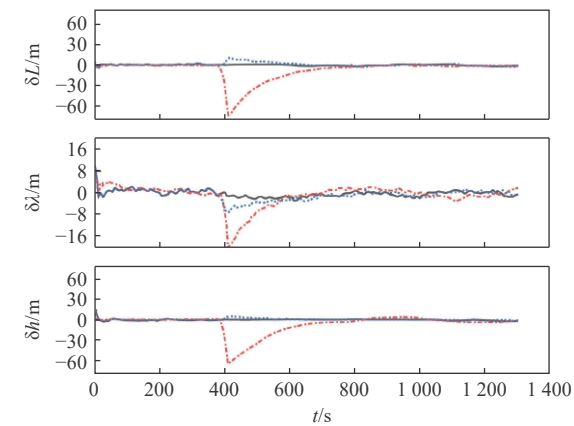
(b) 北向

图 4　东向和北向速度差值预测结果

Fig. 4　Prediction result of difference between eastward and northward speeds



(a) 车辆速度误差



(b) 车辆位置误差

— GPS正常 ··· GPS无信号 ···· 校正误差预测

图 5　3 组实验的车辆导航误差

Fig. 5　Vehicle navigation error of three group experiments

由于实验载体为车辆, 车辆在行驶过程中主要关注位置和速度 2 个参数, 所以结果中忽略了姿态误差的讨论。

由图 4 给出的仿真对比实验表明: 当卫星处于正常时, 载体的速度误差和位置误差均较小, 速度误差在 0.15 m/s 以内, 位置误差在 5 m 以内。当卫星受到干扰后, MEMS-INS/GPS 松组合系统退化为 MEMS-INS 纯惯导解算, 解算时间为 30 s, 载体的速度误差和位置误差均逐渐增大, 呈现发散趋势, 载体的速度误差最大为 5 m/s, 位置误差最大为 73 m, 误差值明显超过了可应用范围, 直至 410 s, GPS 信号恢复后, 速度误差和位置误差才逐渐向 0 值附近收敛。而基于 GM(1,1)模型预测的 GPS 伪观测量可以与 MEMS-INS 测量值继续进行组合导航模式, 抑制了速度误差和位置误差的发散趋势, 位置误差为 10 m 以内, 速度误差在 0.5 m/s 以内, 且经过短期小范围的误差调整后收敛至 0 值附近, 继续进行较高精度的组合导航。

从表 3 和表 4 可以看出, 在 GPS 失去信号时, 纯 MIMU 惯性导航系统解算出的位置、速度的误差均值和误差标准差值都很大, 表明此时载体导航参数解算处于发散的状态, 导航精度不高, 但是基于 GM(1,1) 模型的伪松组合导航算法通过对位置、速度误差观测量的预测使导航解算的位置、速度误差均值和误差标准差值与 MEMS-INS/GPS 组合导航系统相近, 表明基于 GM(1,1) 模型的伪松组合导

表 3　380～410 s 位置误差统计

Table 3　Statistics of location error among 380～410 s　　m

双测状态	经度		纬度		高度	
	均值	SD	均值	SD	均值	SD
卫星正常	0.208 18	1.058 7	−0.251 83	1.196 67	−0.374 09	1.219 27
卫星不足	−6.853 83	14.331 06	−0.984 21	4.062 05	−6.513 93	13.875 75
观测量预测	0.812 43	2.375 02	−0.729 29	1.890 76	0.250 46	1.313 43

表 4　380～410 s 速度误差统计

Table 4　Statistics of speed error among 380～410 s　　m/s

双测状态	V_E		V_N		V_U	
	均值	SD	均值	SD	均值	SD
卫星正常	0.017 27	0.042 24	−0.004 26	0.051 91	−0.002 91	0.021 13
卫星不足	0.007 96	0.126 05	−0.066 87	0.449 14	−0.023 72	0.148 46
观测量预测	0.012 21	0.065 36	0.005 64	0.099 93	0.008 35	0.050 92

航算法可以在 GPS 失去信号时保持一定的导航精度。

为了进一步研究基于灰色预测模型的伪松组合导航可用性边界，按照第 3 组实验的设置情况，从 380 s 开始 GPS 系统失去导航能力，而后一直维持 GPS 不可用的伪松组合导航状态，统计不同时段的最大导航误差如表 5 所示。

表 5　伪松组合导航下的最大位置误差

Table 5　Maximum position error under pseudo loosely-integrated navigation

参数	时刻/s									
	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50
最大误差/m	3.6	4.1	5.0	6.2	7.6	9.2	12.2	15.7	19.8	23.9

由表 5 中数据可知，按照当前的参数设置，当精度要求为 10 m 时，伪松组合导航在导航精度要求范围内可持续工作 30 s；当精度要求为 20 m 时，伪松组合导航在精度要求范围内可持续工作 45 s。

4.2　实验验证

利用 MEMS-INS/GPS 松组合导航系统实验平台车进行实验：惯性组件固定在工位上，GPS 接收机连接好白色圆形蘑菇头天线，通过串口转 USB 的方式与笔记本电脑相连，MEMS 惯性组件通过 USB 充电数据线与电脑相连，蘑菇头天线一侧为车前进方向，其整体布局如图 6 所示。



图 6　实验车装置

Fig. 6　Device of experimental vehicle

MEMS-INS 导航实验装置采用北京星网宇达科技开发有限公司生产的 XW ADU5600 型号的姿态方位组合导航系统，XW ADU5600 内置三轴 MEMS 陀螺仪和 MEMS 加速度计，通过串口与计算机连接交换数据，可以提供陀螺仪、加速度计和 GPS 的原始数据，也可以提供精确的位置信息、速度信息、姿态角信息、航向信息等数据，内部支持烧写程序进行第 2 次开发，XW ADU5600 中 MEMS 陀螺仪、MEMS 加速度计、GPS 的性能指标参数与表 2 一致。

实验车以 8 字的形状轨迹进行运动，轨迹如图 7 所示，共计时长为 1 500 s，其中 451～490 s 时间段为遮挡 GPS 信号段。

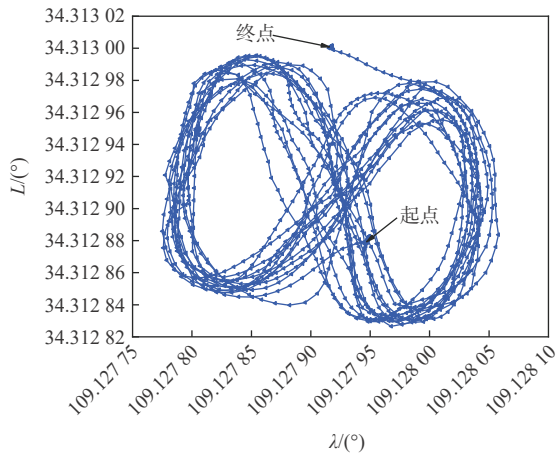


图 7　实验车轨迹

Fig. 7　Path of experimental vehicle

设计以下 3 个对比实验。

实验 1：MEMS-INS/GPS 组合导航解算输出的高精度参数，作为参考值。

实验 2：卫星不足情况下的组合导航。在 451～490 s 时间段（对应图 7 中最右侧经度由小到大的一段轨迹）对卫星干扰 40 s，使 GPS 系统失去导航功能，干扰方式为将 451～490 s 的 GPS 数据设置为不可获取状态。

实验 3：伪松组合导航。在实验 2 的基础上，当卫星信号受到干扰后不能提供观测量信息时，根据建立的 GM(1,1) 模型依据 GPS 历史观测信息预测当前观测信息，MEMS-INS 观测量与 GPS 预测量的伪松组合导航。在此实验中，灰色预测模型的原始数据量 $n=8$。

3 个实验解算的速度信息如图 8(a)所示，位置信息如图 8(b)所示。由于车辆行驶在平坦的路面上，几乎没有高度的变化，因此，本实验不讨论高度导航信息。

统计卫星失效范围内，实验 2 与实验 3 的导航误差量均值和标准差，结果如表 6 和表 7 所示。

结合图 8 和表 6、表 7 可以看出，在 GPS 信号失效时，MEMS-INS/GPS 组合导航退化为 MEMS-INS 单纯的惯性导航，解算得到的速度、位置信息出现了较大的波动，有发散的趋势。基于 GM(1,1) 预测模型的伪松组合导航算法和 MEMS-INS/GPS 松组合导航算法解算得到的速度、位置信息基本一致，存在着小范围波动。因此，MEMS-INS/GPS 伪松组合导航算法可以在 GPS 失去信号时维持较高

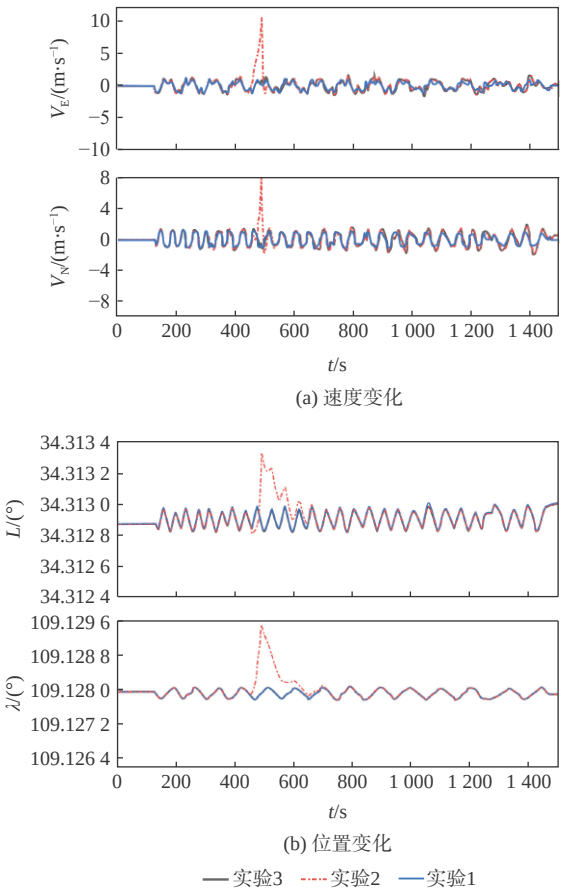


图 8　不同导航方案导航量的变化情况

Fig. 8　Navigation parameter changes of different navigation schemes

表 6　卫星失效范围内速度误差统计

Table 6　Statistics of speed error among satellite failure ramge　m/s

实验	V_E		V_N	
	均值	SD	均值	SD
实验2	3.253 61	5.782 39	2.635 61	4.643 85
实验3	0.063 27	0.095 32	0.008 63	0.109 36

表 7　卫星失效范围内位置误差统计

Table 7　Statistics of location error among satellite failure ramge　m

实验	经度		纬度	
	均值	SD	均值	SD
实验2	8.060 01	18.213 67	5.349 18	10.401 09
实验3	1.013 42	2.639 26	1.012 32	2.201 67

的导航精度, 这是因为当 GPS 失去信号时, 伪松组合导航算法使用 GM(1,1)模型基于历史观测量预测当前观测量, 从而获得 GPS 的伪观测数据, 维持较高精度的 MEMS-INS/GPS 组合导航功能。

综合本节仿真和实验结果可以看出, 在可观测卫星数量不足 4 颗的情况下, 本文提出的基于系统伪观测量的伪组合导航方案可以维持较高的导航精度, 与 GPS 系统正常情况下的导航精度在同一数量级, 可以满足导航精度需求。关于导航实时性, 实际导航时数据更新频率为 10 Hz, 而灰色预测模型的数据更新频率为 16 Hz, 即每 0.06 s 算法可完成迭代一次, 因此, 能够满足导航实时性需求。

5　结　论

本文研究了 GPS 可观测卫星不足情况下, 低成本 MEMS-INS/GPS 组合导航精度的维持问题。经研究和验证得出以下结论:

1) 当 GPS 可观测卫星不足时, 低成本 MEMS-INS/GPS 组合导航精度迅速下降, 并呈现发散趋势。

2) 使用灰色模型基于 GPS 历史数据对当前输出进行预测, 当 GPS 可观测卫星不足时, 使用 GPS 伪量测值进行伪组合导航, 既可以将导航精度维持在较高水平, 同时保证了导航的实时性。

参考文献（References）

[1] 宋丽君, 李喆, 付强文, 等. 基于格网框架的极区SINS/GPS组合导航算法研究[J]. 系统仿真学报, 2019, 31(8): 1683-1691.
SONG L J, LI Z, FU Q W, et al. Research on SINS/GPS integrated navigation system based on grid reference frame for transpolar aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(8): 1683-1691(in Chinese).

[2] 龙腾, 穆荣军, 苏炳志, 等. 双天线GPS/MEMS-INS深组合导航方法研究[J]. 宇航学报, 2021, 42(1): 92-102.
LONG T, MU R J, SU B Z, et al. Research on dual-antenna GPS/MEMS-INS deeply-integrated navigation approach[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(1): 92-102(in Chinese).

[3] HANSEN J M, JOHANSEN T A, SOKOLOVA N, et al. Nonlinear observer for tightly coupled integrated inertial navigation aided by RTK-GNSS measurements[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2018, 27(3): 1084-1099.

[4] BITAR N A, GAVRILOV A I. Comparative analysis of fusion algorithms in a loosely-coupled integrated navigation system on the basis of real data processing[J]. Gyroscopy and Navigation, 2019, 10(4): 231-244.

[5] 张复建, 单斌, 杨波, 等. MIMU/GPS系统在卫星不足时的导航算法研究[J]. 现代防御技术, 2019, 47(2): 30-35.
ZHANG F J, SHAN B, YANG B, et al. Research on the MIMU/GPS integrated navigation system under the condition of the lack of satellite[J]. Modern Defense Technology, 2019, 47(2): 30-35(in Chinese).

[6] 刘崇锦. GNSS/INS组合导航定位数据处理算法研究[D]. 西安: 中国科学院国家授时中心, 2020.
LIU C J. Research on data processing algorithm for GNSS/INS integrated navigation and positioning [D]. Xi'an: National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, 2020 (in Chinese).

[7] 李哲, 刘强, 王箫杨. GPS/MEMS-IMU松耦合导航系统的设计[J]. 舰船电子工程, 2018, 38(12): 52-56.
LI Z, LIU Q, WANG X Y. Design of GPSIMEMS-IMU loosely coupled navigation system[J]. Ship Electronic Engineering, 2018, 38(12): 52-56(in Chinese).

[8] BALOCHIAN S, BALOOCHIAN H. Improving grey prediction model and its application in predicting the number of users of a public road transportation system[J]. Journal of Intelligent Systems, 2020, 30(1): 104-114.

[9] 陈静, 陈友军. 近似非齐次指数递增序列的IANGM(1, 1, *k*)模型构造[J]. 统计与决策, 2020, 36(20): 24-27.
CHEN J, CHEN Y J. Construction of IANGM(1, 1, *k*) model with approximate non-homogeneous exponential incremental sequence [J]. Statistics & Decision, 2020, 36(20): 24-27(in Chinese).

[10] 梁松, 闫明, 陈卓, 等. 基于灰色估计和多项式变异理论的附件传动系统在随机载荷作用下的疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2020, 35(2): 432-439.
LIANG S, YAN M, CHEN Z, et al. Fatigue life prediction under random loading for accessory transmission system based on grey estimation and polynomial mutation theory[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 432-439(in Chinese).

[11] URRUTIA J D, MENESES J L, ANTONIO G V A. Predicting future monthly electricity consumption in the philippines using markov-chain grey model[J]. Indian Journal of Science and Technology, 2019, 12(33): 1-44.

[12] 吕明明, 刘荣忠, 侯远龙, 等. 一种光电跟踪平台共轴控制的目标运动滤波方法[J]. 兵工学报, 2019, 40(3): 548-554.
LV M M, LIU R Z, HOU Y L, et al. A target motion filtering method for on-axis control of electro-optical tracking platform[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(3): 548-554(in Chinese).

[13] 吴发友, 王林峰, 翁其能. 灰色预测模型在隧道洞顶楔形体稳定性预测中的应用[J]. 计算机科学, 2019, 46(5): 327-330.
WU F Y, WANG L F, WENG Q N. Application of grey prediction model in prediction of stability of wedge-shaped body of tunnel[J]. Computer Science, 2019, 46(5): 327-330(in Chinese).

[14] 郑江涛, 李四海, 刘士明, 等. 基于惯导和激光雷达的采煤机定位方法[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(5): 595-602.
ZHENG J T, LI S H, LIU S M, et al. Positioning method of a shearer based on inertial navigation and lidar[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(5): 595-602(in Chinese).

[15] PANNEKOUCKE O, RICHARD M, AABARIBAOUNE M E, et al. A methodology to obtain model-error covariances due to the discretization scheme from the parametric Kalman filter perspective[J]. Nonlinear Processes in Geophysics, 2021, 28(1): 1-22.

Pseudo loosely-integrated navigation of low-cost MEMS-INS/GPS with insufficient observable satellites

LI Can[1], SHEN Qiang[1,*], WANG Lixin[1], ZUO Kai[1], TIAN Ying[2]

(1. College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Military Training Center of Rocket Force General Staff, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve the problem of accuracy maintenance of low-cost MEMS-INS/GPS integrated navigation under the condition of insufficient observable GPS satellites, a MEMS-INS/GPS pseudo loosely-integrated navigation method is proposed based on grey model and adaptive Kalman filter. In the framework of the proposed navigation mode, a state space model of integrated navigation system is established. Based on the MEMS-INS/GPS historical observation data, grey model is used to predict the difference between GPS and MEMS-INS, and this prediction is named system pseudo-observation. When the observable GPS satellites are sufficient, noise adaptive estimating Kalman filter is used for MEMS-INS/GPS integrated navigation; otherwise, this filter is used for MEMS-INS/GPS pseudo loosely-integrated navigation based on the system pseudo-observation. An example of low-cost MEMS-INS/GPS integrated vehicle navigation system is used in simulation and experimental verification. The results show that when the observable GPS satellites are insufficient, the traditional MEMS-INS/GPS loosely-integrated navigation decreases in accuracy rapidly and diverges, but the MEMS-INS/GPS pseudo loosely-integrated navigation is not significantly different from the normal GPS navigation in terms of accuracy, maintaining a high precision navigation state.

Keywords: pseudo loosely-integrated navigation; navigation accuracy maintenance; grey prediction model; noise adaptive estimation; Kalman filter

Received: 2021-03-22; **Accepted**: 2021-08-22; **Published Online**: 2021-09-15 09:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1654.009.html

Foundation items: Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2020JQ-491); Young Elite Scientists Sponsorship Program by University Association for Science and Technology of Shaanxi (20200109)

* **Corresponding author**. E-mail: shenq110@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0340

无人直升机 LPV 控制律设计

段镖，杨庶*，李爱军
(西北工业大学 自动化学院，西安 710072)

摘 要：针对无人直升机航迹控制要求，提出一种基于线性变参数 (LPV) 控制理论的无人直升机一体化式飞行控制律设计方法，通过速度、侧滑角、高度和偏航角控制通道的显模型跟踪控制，实现无人直升机航迹控制。建立了无人直升机高阶非线性动力学模型，模型中考虑了旋翼桨叶挥舞和摆振运动、旋翼动态入流、机体运动之间的运动耦合，用于检验直升机高阶运动特性对控制律性能和闭环系统稳定性的影响。由于无人直升机的非线性动力学模型是典型的周期性系统，基于简谐平衡方法进行无人直升机的配平和模型线性化计算，在速度包线内得到用于控制律设计的无人直升机 LPV 模型，通过凸函数优化方法求解 LPV 控制律的参数。基于典型直升机机动，采用数值仿真方法对 LPV 控制律在传感器噪声影响下的控制性能进行检验，仿真结果表明：LPV 控制律在速度包线内具有良好的控制性能和鲁棒性，无人直升机闭环系统在机动飞行中满足给定的性能要求。

关 键 词：无人直升机；高阶动力学模型；一体化式飞行控制；鲁棒控制；线性变参数控制；显模型跟踪

中图分类号：V212.4; V249.1

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0879-12

无人直升机能够在复杂地形、高威胁环境、低可视条件下自主执行飞行任务，在提高任务执行效率的同时，避免直升机飞行员直接参与此类高风险任务。直升机先进飞行控制律是保证无人直升机具有良好自主飞行性能的前提，使无人直升机能够跟踪指定的航迹指令。针对无人直升机自主飞行的技术需求，美国陆军作战能力发展司令部在直升机先进飞行控制律的设计与实现方面开展了大量研究，采用 EH-60L 直升机进行飞行试验，对直升机先进控制律和自主飞行性能进行检验[1]。Takahashi 等[2] 采用动态逆方法设计了具有显模型跟踪性能的无人直升机飞行控制律，采用 RASCAL JUH-60A 直升机进行飞行试验，检验了控制律在航迹跟踪、自主着陆、低空避障等飞行任务中的控制性能。Halbe 和 Hajek[3] 基于滑模控制方法设计了直升机航迹控制律，保证直升机精确跟踪航迹控制指令，并且实现直升机闭环系统的解耦控制性能和抗外界干扰性能。Greer 和 Sultan[4-5] 采用模型预测方法设计了直升机飞行控制律，用于提高直升机在自主着舰任务中的控制性能。

国内科研人员在直升机动力学与控制方面开展了大量研究。陈南宇等[6] 研究了无人直升机飞行品质的定义与评价体系，通过对 ADS-33E 标准进行改进，给出了无人直升机飞行品质的评价标准。吴超等[7] 采用基于桨尖平面简化的直升机动力学模型，设计了直升机自抗扰控制律，实现了直升机的姿态解耦控制。汪庆等[8] 采用 H_∞ 回路成形方法，设计了具有抗饱和性能的直升机飞行控制律，采用直升机线性模型检验了控制律的控制性能。赵佳等[9] 基于自适应模型逆控制方法，提出并设计了基于多点逆模型组的直升机慢切换姿态控制律。

大多数飞行器的控制律需要在较大飞行包线

收稿日期：2021-06-22；录用日期：2021-10-29；网络出版时间：2021-11-16 10:05
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211115.2150.003.html
*通信作者. E-mail：syang@nwpu.edu.cn

引用格式：段镖，杨庶，李爱军. 无人直升机 LPV 控制律设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：879-890.
DUAN B，YANG S，LI A J. Design of LPV control law for unmanned helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：879-890（in Chinese）.

范围内有效控制系统的运动特性，实际应用中常用的增益调度控制器是在飞行包线内的多个离散平衡点处进行设计的，无法在理论上保证被控对象，在除去设计点外的其他飞行状态仍然保持闭环稳定[10]。线性变参数(linear parameter varying, LPV)控制理论是为了解决该问题而提出的[11]，在弹性高超声速飞行器的纵向控制律设计[12]、过驱动高超声速飞行器的飞行控制律设计[13]、F-14飞机的横侧向控制律设计[14]等方面得到成功应用。在直升机飞行控制领域，LPV控制方法被用于解决直升机主动振动控制[15]、有人直升机内回路姿态控制[16-17]等问题，公开文献中针对无人直升机航迹控制的LPV控制律设计方法的研究十分有限。

本文针对无人直升机航迹控制要求，提出一种基于LPV控制理论的无人直升机一体化式飞行控制律设计方法。该控制律无需常规的内外回路控制律结构，通过速度、侧滑角、高度和偏航角的显模型跟踪控制，在速度包线内实现无人直升机的航迹控制。LPV控制律具有较好的鲁棒性，在传感器噪声影响下能够保持期望的控制性能。

由于旋翼桨叶运动和动态入流等直升机高阶动力学特性对直升机飞行控制律的性能存在明显的影响[18]，而旋翼-机体运动耦合可能导致直升机控制律性能恶化和闭环系统不稳定等问题[19]，本文建立了无人直升机高阶非线性动力学模型，模型中考虑了旋翼桨叶挥舞和摆振运动、旋翼动态入流、机体运动之间的运动耦合，可分析直升机的周期性运动特性和旋翼-机体动力学耦合对LPV控制律性能的影响。基于无人直升机高阶动力学模型，通过数值仿真检验了LPV控制律的控制性能和鲁棒性，并研究了无人直升机闭环系统在多种典型机动下对航迹指令的跟踪控制性能。

1 无人直升机高阶动力学模型

本文采用高阶动力学模型研究无人直升机的飞行力学特性，根据UH-60A直升机的参数[20]，在建模中考虑了主旋翼桨叶的挥舞和摆振运动、旋翼动态入流、直升机机体运动之间的动力学耦合。通过对机体模型、尾翼模型、主旋翼模型和尾桨模型进行综合，形成无人直升机的运动方程。

1.1 机体和尾翼模型

直升机机体运动采用刚体假设进行建模，机体参考系中的机体速度向量$\boldsymbol{V}$和角速度向量$\boldsymbol{\omega}$可表达为

$$\begin{cases}\boldsymbol{V}=[u \quad v \quad w]^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{\omega}=[p \quad q \quad r]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{1}$$

式中：u、v和w分别为机体参考系的三轴线速度；p、q和r分别为机体参考系的三轴角速率。

根据刚体力学理论[21]，机体的运动方程可写为

$$\begin{cases}\boldsymbol{f}_{\mathrm{b1}}=m\left(\dot{\boldsymbol{V}}+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{V}\right)-\boldsymbol{F}=\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b2}}=\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega})-\boldsymbol{M}=\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b3}}=\dot{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{S}(\boldsymbol{\theta})^{-1}\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b4}}=\dot{\boldsymbol{z}}-\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{V}=\boldsymbol{0}\end{cases} \tag{2}$$

式中：m为机体质量；$\boldsymbol{J}$为机体转动惯量矩阵；$\boldsymbol{S}(\boldsymbol{\theta})$为角速率与欧拉角速率的变换矩阵；$\boldsymbol{R}(\boldsymbol{\theta})$为机体参考系到惯性参考系的旋转矩阵[22]；$\boldsymbol{F}$和$\boldsymbol{M}$分别为直升机机体的合外力和合外力矩向量，包含由主旋翼、尾桨、机体和尾翼产生的力和力矩，机体和尾翼的气动力根据非线性气动模型进行计算，计算中考虑了旋翼尾流的下洗影响[20]；$\boldsymbol{\theta}$和$\boldsymbol{z}$分别为机体欧拉角向量和机体在惯性参考系中的位置向量，可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\theta}=[\phi \quad \theta \quad \psi]^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{z}=[x \quad y \quad h]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{3}$$

式中：ϕ、θ和ψ分别为滚转角、俯仰角和偏航角；x和y为直升机在惯性参考系中的水平位置；h为飞行高度。

1.2 主旋翼模型

在无人直升机的高阶动力学模型中，对直升机旋翼桨叶的挥舞和摆振运动进行建模。旋翼桨叶的广义坐标如图1所示，挥舞角β_i和摆振角δ_i用于建立第i片桨叶挥舞和摆振的刚体运动特性。本文的无人直升机主旋翼包含4片桨叶，根据刚体力学理论可将桨叶挥舞和摆振运动方程表达为[23]

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{r}}=\ddot{\boldsymbol{r}}-\boldsymbol{g}(\boldsymbol{r},\dot{\boldsymbol{r}},\boldsymbol{V},\dot{\boldsymbol{V}},\boldsymbol{\omega},\dot{\boldsymbol{\omega}},\theta_i,t)=\boldsymbol{0} \tag{4}$$

式中：t为时间；$\boldsymbol{r}=[\beta_1 \quad \beta_2 \quad \beta_3 \quad \beta_4 \quad \delta_1 \quad \delta_2 \quad \delta_3 \quad \delta_4]^{\mathrm{T}}$；第$i$片桨叶的变距角$\theta_i$可写为$\theta_i=\theta_0+\theta_{\mathrm{c}}\cos\psi_i+\theta_{\mathrm{s}}\sin\psi_i$，$\theta_0$、$\theta_{\mathrm{c}}$、$\theta_{\mathrm{s}}$和$\psi_i$分别为总距角、横向变距角、纵向变距角和第$i$片桨叶的相位角。式(4)中的桨叶气动力采用叶素法进行计算，每片桨叶的气动参数根据非线性半定常气动模型进行求解[20]。

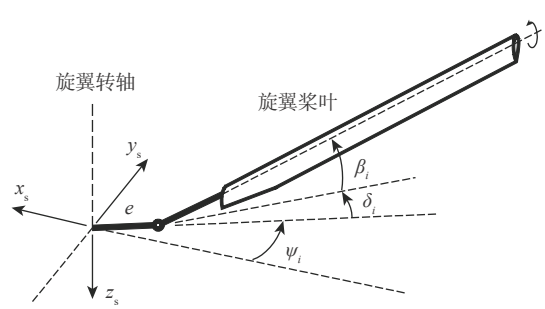


图1 主旋翼桨叶的广义坐标

Fig. 1 Generalized coordinates of main rotor blades

在计算旋翼桨叶气动力时, 需要考虑因旋翼尾流所产生的旋翼入流。本文采用 Pitt-Peters 动态入流模型进行建模[24]:

$$\boldsymbol{f}_i=\frac{\boldsymbol{\tau}}{\Omega}\dot{\boldsymbol{\lambda}}+\boldsymbol{\lambda}-\boldsymbol{L}\boldsymbol{C}_{\lambda}=\boldsymbol{0} \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{\lambda}=[\lambda_0\quad\lambda_{\mathrm{s}}\quad\lambda_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$, λ_0、λ_{s}和λ_{c}分别为旋翼入流的均匀分量、正弦分量和余弦分量; $\boldsymbol{C}_{\lambda}=[C_{\mathrm{T}}\quad C_{\mathrm{l}}\quad C_{\mathrm{m}}]^{\mathrm{T}}$, C_{T}、C_{l}和C_{m}分别为旋翼拉力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数; Ω 为主旋翼转速; 系数矩阵$\boldsymbol{\tau}$和$\boldsymbol{L}$的定义参见文献 [24]。

1.3　尾桨模型

由于尾桨的桨盘半径远小于主旋翼, 通常可忽略尾桨桨叶运动, 仅考虑尾桨产生的合力和合力矩。本文采用 Bailey 方法计算尾桨的拉力和扭矩[25], 在计算拉力和扭矩时涉及的尾桨入流采用简化的 Pitt-Peters 动态入流模型进行计算:

$$f_{\mathrm{t}}=\frac{4}{3\pi}\frac{\dot{\lambda}_{\mathrm{t}}}{\Omega_{\mathrm{t}}}+v_{\mathrm{t}}\lambda_{\mathrm{t}}-\frac{1}{2}C_{\mathrm{t}}=0 \tag{6}$$

式中: λ_{t}为尾桨均匀入流; Ω_{t}为尾桨转速; v_{t}为尾桨桨盘中心速度; C_{t}为尾桨拉力系数, 尾桨拉力系数C_{t}的大小可通过尾桨总距θ_{t}进行控制。

1.4　无人直升机运动方程

综合式 (4)～式 (6), 无人直升机的运动方程可表达为

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}},\boldsymbol{u},t)=\boldsymbol{0} \tag{7}$$

式中: t为时间; 状态变量$\boldsymbol{x}$、控制输入$\boldsymbol{u}$和运动方程$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}},t)$分别可写为

$$\boldsymbol{x}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{V}\\ \boldsymbol{\omega}\\ \boldsymbol{\theta}\\ \boldsymbol{z}\\ \boldsymbol{r}\\ \dot{\boldsymbol{r}}\\ \boldsymbol{\lambda}\\ \lambda_{\mathrm{t}}\end{bmatrix}\quad \boldsymbol{u}=\begin{bmatrix}\theta_0\\ \theta_{\mathrm{c}}\\ \theta_{\mathrm{s}}\\ \theta_{\mathrm{t}}\end{bmatrix}\quad \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}},t)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{f}_{\mathrm{b1}}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b2}}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b3}}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b4}}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{t}}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{i}}\\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{r}}\end{bmatrix} \tag{8}$$

2　配平与线性模型

由于旋翼桨叶的周期性运动特性, 式 (7) 中的无人直升机运动方程是典型的周期性系统。本文采用简谐平衡方法[26], 基于式 (7) 中的非线性运动方程进行无人直升机配平和线性模型计算。

2.1　配平计算

由于旋翼桨叶的挥舞、摆振运动和主旋翼动态入流的动力学特性直接受到旋翼旋转的影响, 根据简谐平衡方法, 式 (8) 中的状态变量$\boldsymbol{r}$和$\boldsymbol{\lambda}$的配平解可近似表达为 Fourier 级数形式:

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}^{\mathrm{trim}}=\boldsymbol{r}^0+\sum\limits_{k=1}^{K}(\boldsymbol{r}^{kc}\cos k\psi_{\mathrm{R}}+\boldsymbol{r}^{ks}\sin k\psi_{\mathrm{R}})\\ \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{trim}}=\boldsymbol{\lambda}^0+\sum\limits_{k=1}^{K}(\boldsymbol{\lambda}^{kc}\cos k\psi_{\mathrm{R}}+\boldsymbol{\lambda}^{ks}\sin k\psi_{\mathrm{R}})\end{cases} \tag{9}$$

式中: ψ_{R}为主旋翼相位角; 上标 0 表示基频 Fourier 系数; 上标kc和ks表示第k阶余弦和正弦 Fourier 系数。

直升机机体运动的配平计算主要考虑机体运动在旋翼旋转的一个周期内是否满足合外力和合外力矩平衡。因此, 基于定常平飞条件将机体角速度和偏航角的配平解设为 0, 考虑机体速度向量、滚转角和俯仰角配平解的基频 Fourier 系数:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\theta}^0=\begin{bmatrix}\phi^0 & \theta^0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{V}^0=V_{\mathrm{p}}\begin{bmatrix}\cos\theta^0 & \sin\phi^0\sin\theta^0 & \cos\phi^0\sin\theta^0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{10}$$

式中: V_{p}为给定的配平速度; ϕ^0和θ^0分别为滚转角和俯仰角的配平解均为待求变量。由于式 (6) 中忽略了尾桨拉力的周期性变化特性, 配平计算时仅考虑λ_{t}配平解的基频 Fourier 系数, 即λ_{t}^0。

将式 (9) 和式 (10) 代入式 (7) 后, 根据简谐平衡方法可得到直升机配平计算的代数方程:

$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{y})=\begin{bmatrix}\int_0^{2\pi}\boldsymbol{g}_{\mathrm{b}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})\mathrm{d}\psi_{\mathrm{R}}\\ \int_0^{2\pi}\boldsymbol{g}_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})\mathrm{d}\psi_{\mathrm{R}}\\ \int_0^{2\pi}\boldsymbol{g}_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})\cos\psi_{\mathrm{R}}\mathrm{d}\psi_{\mathrm{R}}\\ \int_0^{2\pi}\boldsymbol{g}_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})\sin\psi_{\mathrm{R}}\mathrm{d}\psi_{\mathrm{R}}\\ \vdots\\ \int_0^{2\pi}\boldsymbol{g}_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})\cos K\psi_{\mathrm{R}}\mathrm{d}\psi_{\mathrm{R}}\\ \int_0^{2\pi}\boldsymbol{g}_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})\sin K\psi_{\mathrm{R}}\mathrm{d}\psi_{\mathrm{R}}\end{bmatrix}=\boldsymbol{0} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{g}_{\mathrm{b}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})$和$\boldsymbol{g}_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})$的定义为

$$\begin{cases}\boldsymbol{g}_{\mathrm{b}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{f}_{\mathrm{b1}}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{f}_{\mathrm{b2}}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{f}_{\mathrm{t}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{g}_{\mathrm{r}}(\boldsymbol{y},\psi_{\mathrm{R}})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{f}_{\mathrm{r}}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{f}_{\mathrm{i}}^{\mathrm{T}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{12}$$

式中: $\boldsymbol{y}$元素为式 (9) 和式 (10) 中的 Fourier 系数。本文采用 BFGS 方法[27], 在给定飞行速度下求解式 (11), 进而得到无人直升机配平状态参数。

2.2　线性模型

在计算直升机线性模型时, 需要对旋翼桨叶的挥舞角β_i和摆振角δ_i进行多桨叶坐标变换[28]。本文的无人直升机采用四叶桨主旋翼, 多桨叶坐标可表达为

$$\boldsymbol{b}=\begin{bmatrix}\beta_0 & \beta_{1\mathrm{c}} & \beta_{1\mathrm{s}} & \beta_{\mathrm{d}} & \delta_0 & \delta_{1\mathrm{c}} & \delta_{1\mathrm{s}} & \delta_{\mathrm{d}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{13}$$

由于多桨叶坐标变换是可逆的, 将式 (8) 中的桨叶挥舞角和摆振角向量$\boldsymbol{r}$替换为多桨叶坐标$\boldsymbol{b}$后, 可得到无人直升机的另一组状态变量$\boldsymbol{x}_{\mathrm{R}}$。

采用简谐平衡方法和中心差分法, 根据式 (7) 和式 (11) 求得的配平解可得到无人直升机的线性周期性模型:

$$\Delta\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{R}}=\boldsymbol{A}(t)\Delta\boldsymbol{x}_{\mathrm{R}}+\boldsymbol{B}(t)\Delta\boldsymbol{u} \tag{14}$$

式中：$\Delta \boldsymbol{x}_{\mathrm{R}}$和$\Delta \boldsymbol{u}$分别为$\boldsymbol{x}_{\mathrm{R}}$和$\boldsymbol{u}$的小扰动变量，控制输入$\boldsymbol{u}$的定义见式(8)。忽略式(14)中的高阶分量，仅保留$\boldsymbol{A}(t)$和$\boldsymbol{B}(t)$的基频项（即$\boldsymbol{A}^0$和$\boldsymbol{B}^0$），可得到无人直升机的线性时不变模型：

$$\Delta \dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{R}} = \boldsymbol{A}^0 \Delta \boldsymbol{x}_{\mathrm{R}} + \boldsymbol{B}^0 \Delta \boldsymbol{u} \tag{15}$$

3 LPV控制律设计

采用基于模型线性化的LPV建模方法[29]，根据式(7)和式(15)可建立无人直升机的LPV模型：

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{m}} \\ \boldsymbol{e} \\ \boldsymbol{y}_{\mathrm{m}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}(\rho) & \boldsymbol{B}_1(\rho) & \boldsymbol{B}_2(\rho) \\ \boldsymbol{C}_1(\rho) & \boldsymbol{D}_{11}(\rho) & \boldsymbol{D}_{12}(\rho) \\ \boldsymbol{C}_2(\rho) & \boldsymbol{D}_{21}(\rho) & \boldsymbol{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{x}_{\mathrm{m}} \\ \boldsymbol{d} \\ \boldsymbol{u} \end{bmatrix} \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}$为LPV模型的状态变量向量，包含直升机开环系统状态变量、参考模型状态变量和权值函数状态变量；$\boldsymbol{u}$为控制输入向量；$\boldsymbol{d}$为广义输入向量；$\boldsymbol{e}$为广义误差向量；$\boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}$为测量输出向量。由于飞行速度对直升机的运动特性有着明显的影响，式(16)中的参数$\rho = V/V_{\mathrm{m}}$，V为无人直升机飞行速度，V_{m}为最大飞行速度。

通过设计一个LPV控制律：

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{k}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{k}}(\rho)\boldsymbol{x}_{\mathrm{k}} + \boldsymbol{B}_{\mathrm{k}}(\rho)\boldsymbol{y}_{\mathrm{m}} \\ \boldsymbol{u} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{k}}(\rho)\boldsymbol{x}_{\mathrm{k}} + \boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}(\rho)\boldsymbol{y}_i \end{cases} \tag{17}$$

使闭环系统满足如下的范数条件：

$$\|\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{ed}}\| = \sup_{\rho} \sup_{\boldsymbol{d} \in \mathcal{L}_2} \frac{\|\boldsymbol{e}\|_2}{\|\boldsymbol{d}\|_2} < \gamma \tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{ed}}$为从输入$\boldsymbol{d}$到输出$\boldsymbol{e}$的闭环系统传递函数矩阵，$\|\cdot\|_2$代表$\mathcal{L}_2$范数。

满足式(18)的LPV控制律参数可通过求解如下的凸函数优化问题得到[30]：

$$\text{find } \boldsymbol{R},\ \boldsymbol{S},\ \bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k}},\ \bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k}},\ \bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k}},\ \boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}$$

$$\begin{cases} \text{s.t.} \begin{bmatrix} \boldsymbol{R} & \boldsymbol{I} \\ \boldsymbol{I} & \boldsymbol{S} \end{bmatrix} > 0 \\ \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{M}} + \boldsymbol{M}_{\mathrm{A}} + \boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{B}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{T}} & -\gamma \boldsymbol{I} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{C}} & \boldsymbol{M}_{\mathrm{D}} & -\gamma \boldsymbol{I} \end{bmatrix} < 0 \end{cases} \tag{19}$$

式中：矩阵$\dot{\boldsymbol{M}}$、$\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}$、$\boldsymbol{M}_{\mathrm{B}}$、$\boldsymbol{M}_{\mathrm{C}}$和$\boldsymbol{M}_{\mathrm{D}}$定义为

$$\begin{cases} \boldsymbol{M}_{\mathrm{A}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}\boldsymbol{R} + \boldsymbol{B}_2\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k}} & \boldsymbol{A} + \boldsymbol{B}_2\boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{C}_2 \\ \bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k}} & \boldsymbol{S}\boldsymbol{A} + \bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{C}_2 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{B}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{B}_1 + \boldsymbol{B}_2\boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{D}_{21} \\ \boldsymbol{S}\boldsymbol{B}_1 + \bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{D}_{21} \end{bmatrix} \\ \dot{\boldsymbol{M}} = \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{R}} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & -\dot{\boldsymbol{S}} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{C}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{C}_1\boldsymbol{R} + \boldsymbol{D}_{12}\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k}} & \boldsymbol{C}_1 + \boldsymbol{D}_{12}\boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{C}_2 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{M}_{\mathrm{D}} = \boldsymbol{D}_{11} + \boldsymbol{D}_{12}\boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{D}_{21} \end{cases} \tag{20}$$

式(17)中控制器参数可通过下式计算：

$$\begin{cases} \boldsymbol{M}\boldsymbol{N}^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{I} - \boldsymbol{R}\boldsymbol{S} \\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{k}} = \boldsymbol{N}^{-1}(\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k}} - \boldsymbol{S}\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}) \\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{k}} = (\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k}} - \boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{C}_2\boldsymbol{R})\boldsymbol{M}^{-1} \\ \boldsymbol{A}_{\mathrm{k}} = \boldsymbol{N}^{-1}(\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k}} - \boldsymbol{N}\boldsymbol{B}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{C}_2\boldsymbol{R} - \boldsymbol{S}\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{C}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{M}^{\mathrm{T}} - \\ \quad \boldsymbol{S}(\boldsymbol{A} + \boldsymbol{B}_2\boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}\boldsymbol{C}_2)\boldsymbol{R} + \boldsymbol{R}\dot{\boldsymbol{S}} + \boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{N}}^{\mathrm{T}})\boldsymbol{M}^{-\mathrm{T}} \end{cases} \tag{21}$$

为了使计算式简洁，式(19)～式(21)中省略了各个矩阵的参数ρ。

用于LPV控制律设计的系统连接结构如图2所示，图中$\boldsymbol{n}_{\mathrm{d}}$为测量噪声向量，反馈信号设计为

$$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}} = \begin{bmatrix} V & \beta & h & \boldsymbol{V}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{22}$$

式中：V为速度；β为侧滑角；h为高度；向量$\boldsymbol{V}$、$\boldsymbol{\omega}$和$\boldsymbol{\theta}$的定义见式(1)和式(3)。

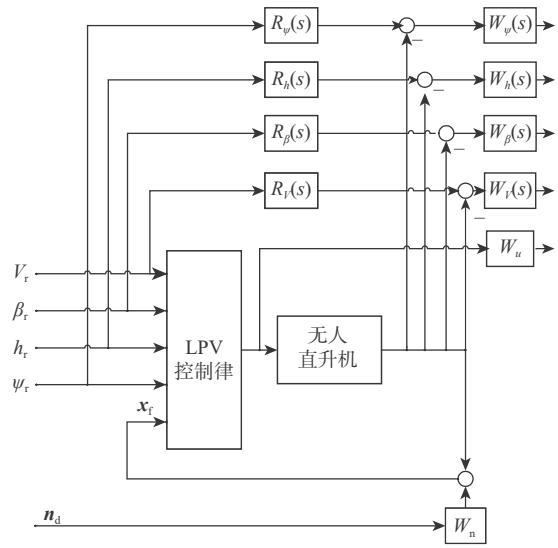


图2 LPV控制律设计的系统连接结构

Fig. 2 System interconnections for LPV control

为了满足无人直升机的航迹控制要求，需要实现无人直升机的速度大小、速度向量方向和高度控制。因此，LPV控制律的输入指令设计为速度指令V_{r}、侧滑角指令β_{r}、高度指令h_{r}和偏航角指令ψ_{r}。为了实现显模型跟踪性能，速度通道、侧滑角通道、高度通道和偏航角通道的参考模型设计阻尼比为0.7的二阶系统：

$$\begin{cases} R_V(s) = \dfrac{0.64}{s^2 + 1.12s + 0.64} \\ R_\beta(s) = \dfrac{1}{s^2 + 1.4s + 1} \\ R_h(s) = \dfrac{0.36}{s^2 + 0.84s + 0.36} \\ R_\psi(s) = \dfrac{4}{s^2 + 2.8s + 4} \end{cases} \tag{23}$$

式中：s为传递函数在复频域的自变量。

速度通道、侧滑角通道、高度通道和偏航角通道的误差权值函数设计为

$$\begin{cases} W_V(s)=\dfrac{0.125s+50}{100s+1} \\ W_\beta(s)=\dfrac{0.5s+200}{12.5s+1} \\ W_h(s)=\dfrac{0.05s+20}{100s+1} \\ W_\psi(s)=\dfrac{0.5s+200}{5s+1} \end{cases} \tag{24}$$

式(24)中误差权值函数的设计目标为速度、侧滑角、高度和偏航角的稳态控制误差分别小于2%、0.5%、5% 和 0.5%。控制权值函数设计为

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{u}}=\mathrm{diag}\left(\frac{36}{\pi},\frac{18}{\pi},\frac{36}{\pi},\frac{18}{\pi}\right) \tag{25}$$

噪声权值函数设计为

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{n}}=\mathrm{diag}\left(\frac{1}{10},\frac{0.1\pi}{180},\frac{1}{10},\frac{1}{10}\boldsymbol{I}_3,\frac{0.05\pi}{180}\boldsymbol{I}_3,\frac{0.1\pi}{180}\boldsymbol{I}_3\right) \tag{26}$$

式中: $\boldsymbol{I}_3$ 为 3×3 的单位矩阵。

LPV 控制律设计时采用的速度包线为0 m/s ⩽ V ⩽ 80 m/s, 在求解式 (19) 时将该速度包线离散为如下网格:

$$\mathcal{P}=\{0,\ 5,\ 10,\ 20,\ 30,\ 40,\ 50,\ 60,\ 70,\ 80\} \tag{27}$$

在求解 LPV 控制律参数时, 式 (19) 中的矩阵 $\boldsymbol{R}$、$\boldsymbol{S}$、$\overline{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k}}$、$\overline{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k}}$、$\overline{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k}}$和$\boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}$采用如下的参数化形式:

$$\begin{cases} \boldsymbol{R}(\rho)=\boldsymbol{R}_0+\rho\boldsymbol{R}_1+\rho^2\boldsymbol{R}_2+\rho^3\boldsymbol{R}_3 \\ \boldsymbol{S}(\rho)=\boldsymbol{S}_0 \\ \bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k}}(\rho)=\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k0}}+\rho\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k1}}+\rho^2\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k2}}+\rho^3\bar{\boldsymbol{A}}_{\mathrm{k3}} \\ \bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k}}(\rho)=\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k0}}+\rho\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k1}}+\rho^2\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k2}}+\rho^3\bar{\boldsymbol{B}}_{\mathrm{k3}} \\ \bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k}}(\rho)=\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k0}}+\rho\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k1}}+\rho^2\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k2}}+\rho^3\bar{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{k3}} \\ \boldsymbol{D}_{\mathrm{k}}(\rho)=\boldsymbol{D}_{\mathrm{k0}}+\rho\boldsymbol{D}_{\mathrm{k1}}+\rho^2\boldsymbol{D}_{\mathrm{k2}}+\rho^3\boldsymbol{D}_{\mathrm{k3}} \end{cases} \tag{28}$$

4　仿真结果

为了检验本文建立的直升机高阶动力学模型的精度, 根据 UH-60A 直升机飞行试验数据, 将配平试飞数据与高阶动力学模型给出的配平数值解进行对比, 进行模型校核。

为了检验本文设计的 LPV 控制律的控制性能, 采用无人直升机非线性模型进行数值仿真, 分别在低速前飞和高速前飞 2 个典型飞行状态下给出对偶输入指令, 检验 LPV 控制律在速度、侧滑角、高度和偏航角控制通道的控制性能。同时, 采用水平加减速和穿桩回旋这 2 种典型机动, 检验无人直升机闭环系统的控制性能。仿真中考虑了传感器噪声, 用于检验 LPV 控制律的鲁棒性。每个反馈通道的噪声服从均值为 0 的正态分布, 速度、高度、角速率和姿态角噪声的3σ值分别设置为 0.03 m/s、0.03 m、0.05(°)/s 和 0.1°。

4.1　模型校核

本节根据 UH-60A 直升机的配平试飞数据[25], 与式 (11) 给出的直升机配平数值解进行对比, 检验直升机非线性模型的精度。在配平计算中, 采用总距杆位移x_{C}、横向杆位移x_{A}、纵向杆位移x_{B}和脚蹬位移x_{P}作为控制输入, 杆输入和旋翼变距输入的映射关系参见文献 [20]。

如图 3 和图 4 所示, 直升机高阶动力学模型给出的配平数值解与试飞数据基本吻合。在直升机的前飞速度超过 72.0 m/s 时, 俯仰角θ和脚蹬位移x_{P}的配平数值解与试飞数据存在一定偏差。该对比结果说明, 本文建立的直升机高阶动力学模型在速度包线内各个平衡点处具有较好的精度。

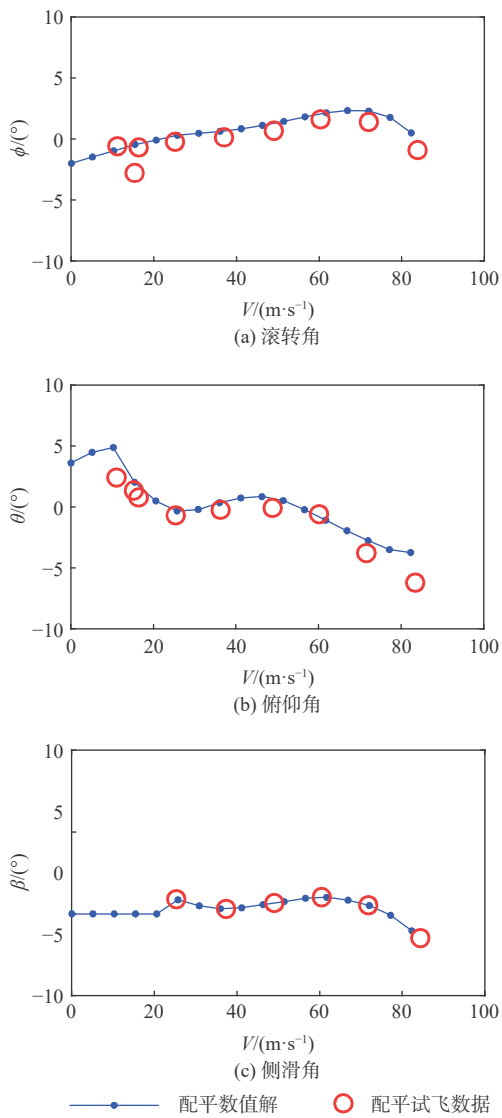


图 3　滚转角、俯仰角和侧滑角配平结果

Fig. 3　Trim results of roll, pitch, and sideslip angles

4.2　对偶输入响应

本节分别在无人直升机 2.5 m/s 前飞和 61.7 m/s

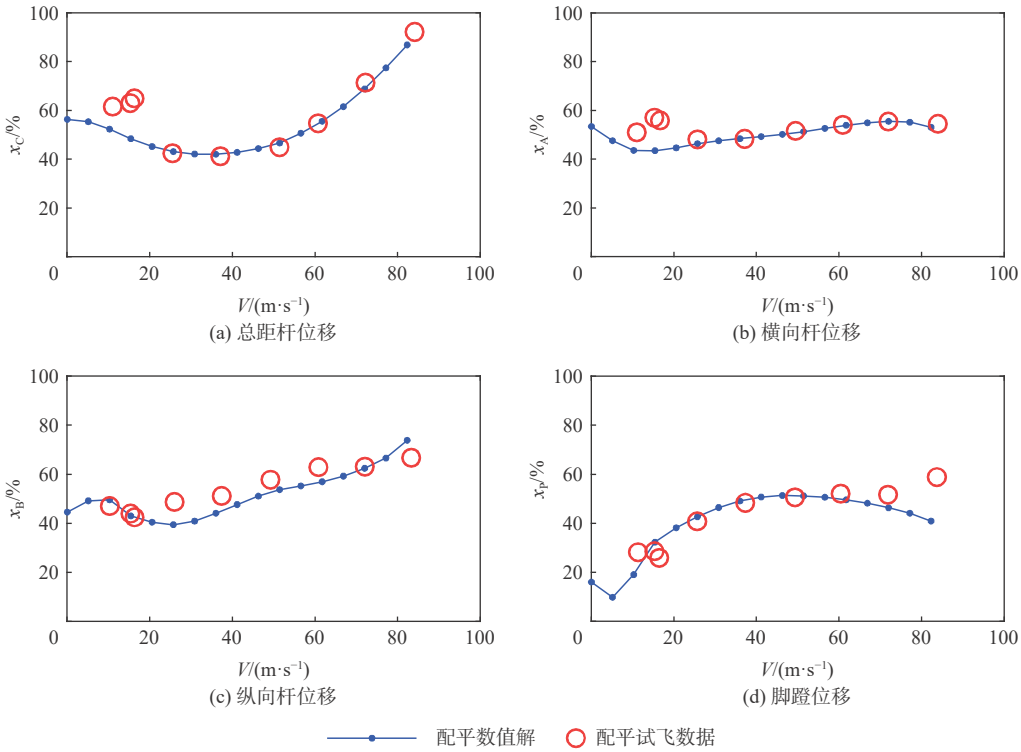


图4 杆输入配平结果

Fig. 4 Trim results of stick inputs

前飞状态下，在速度、侧滑角、高度和偏航角通道给定对偶输入指令，检验LPV控制律在低速和高速前飞2个典型飞行状态下的控制性能。

如图5和图6所示，在低速和高速前飞状态下无人直升机的速度、侧滑角、高度和偏航角响应均可跟踪参考模型，实现了显模型跟踪控制性能。同时，在给定对偶输入指令后，无人直升机闭环系统仅在相应的控制通道中产生期望的系统响应，其余控制通道中没有出现明显的系统响应变化，说明无人直升机闭环系统具有良好的解耦控制性能。图7和图8中的无人直升机控制输入变化合理，旋翼总距和变距输入的最大幅值较小。

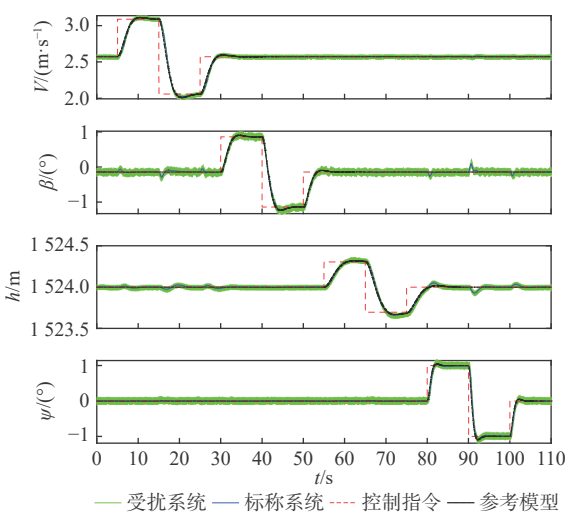


图5 对偶输入指令和无人直升机响应(V=2.5 m/s)

Fig. 5 Doublet input commands and unmanned helicopter responses (V=2.5 m/s)

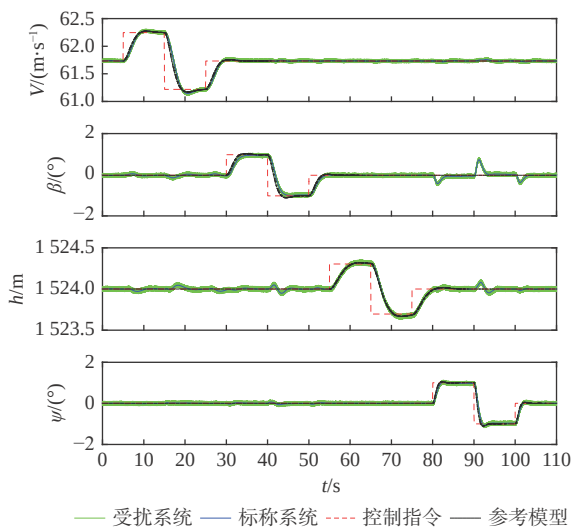


图6 对偶输入指令和无人直升机响应(V=61.7 m/s)

Fig. 6 Doublet input commands and unmanned helicopter responses (V=61.7 m/s)

图5～图8中的仿真结果表明，LPV控制律在传感器噪声的影响下仍然能够保持期望的控制性能，使闭环系统跟踪参考模型，说明该控制律相对于外界扰动具有良好的鲁棒性。

4.3 水平加减速机动

本节采用水平加减速机动，检验LPV控制律在速度包线内的控制性能。该机动的控制目标是无

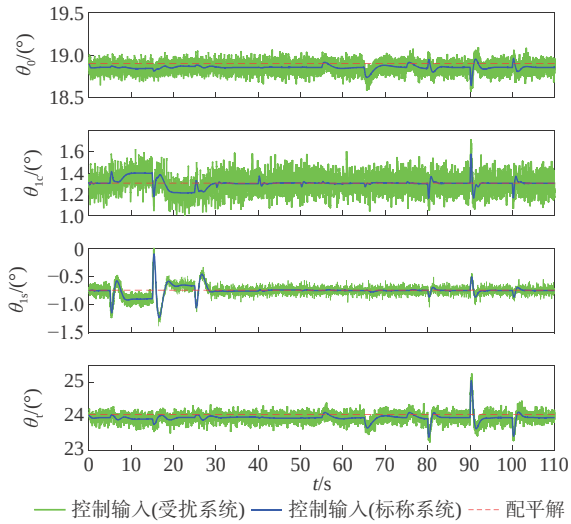


图 7　控制输入(V = 2.5 m/s)

Fig. 7　Control inputs (V = 2.5 m/s)

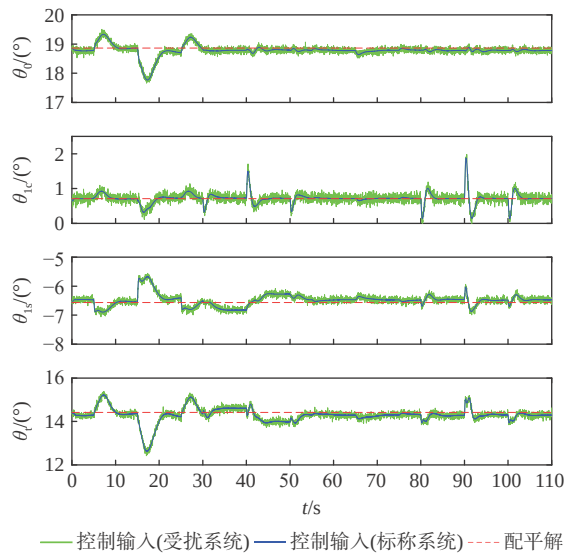


图 8　控制输入(V = 61.7 m/s)

Fig. 8　Control inputs (V = 61.7 m/s)

人直升机在从悬停状态水平加速至 77.2 m/s 前飞状态, 之后减速至 36.0 m/s 前飞状态, 在加减速过程中保持高度和航向不变。

图 9 中的仿真结果表明, LPV 控制律使无人直升机的飞行速度跟踪给定的速度控制指令, 机动过程中侧滑角、高度和偏航角的控制误差很小。如图 10 所示, 俯仰角响应呈现先减小后增大的变化规律, 对应于无人直升机先低头加速后抬头减速的变化趋势, 与图 9 中的速度控制指令和速度响应的仿真结果一致。在水平加减速机动中滚转角变化较小, 与图 9 中侧滑角和偏航角具有较小控制误差的结果一致。

图 11 中旋翼纵向挥舞角β_{1c}呈现先增加后减小的变化趋势, 说明旋翼桨盘先前倾使直升机低头加

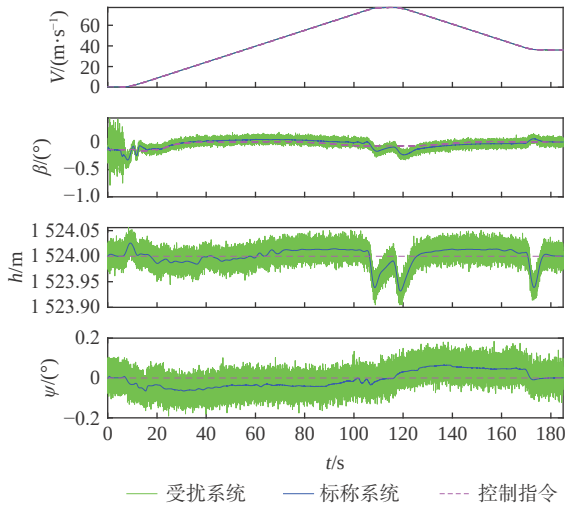


图 9　控制指令和无人直升机响应(水平加减速机动)

Fig. 9　Control commands and unmanned helicopter responses (level acceleration and deceleration)

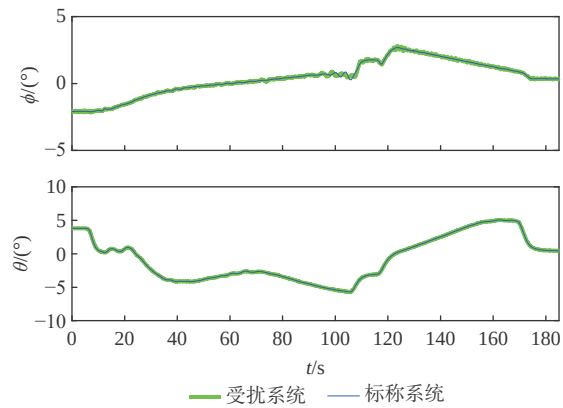


图 10　滚转角和俯仰角响应(水平加减速机动)

Fig. 10　Responses of roll and pitch angles (level acceleration and deceleration)

速, 之后桨盘后倾使直升机抬头减速, 与俯仰角和速度响应结果保持一致。旋翼横向挥舞角β_{1s}的变化规律说明旋翼桨盘先右倾后左倾, 与图 10 中滚转角响应曲线给出的无人直升机先向右滚转后向左滚转的变化规律一致。图 12 中旋翼总距和变距控制变化平缓且未超过控制输入边界。

如图 9～图 12 所示, 闭环系统在传感器噪声的影响下仍然能够跟踪给定的加减速指令, 控制性能没有降低。显然, LPV 控制律相对于外界扰动具有良好的鲁棒性。

4.4　穿桩回旋机动

本节采用 ADS-33E-PRF 标准[31] 中的穿桩回旋机动(slalom), 检验 LPV 控制律的多通道综合控制性能。根据穿桩回旋机动的一级品质要求, 仿真中要求直升机速度保持 30.9 m/s, 高度保持 30.5 m, 在间隔 152.4 m 的多个标记点之间连续水平转弯, 横向机动偏差不超过 15.2 m。

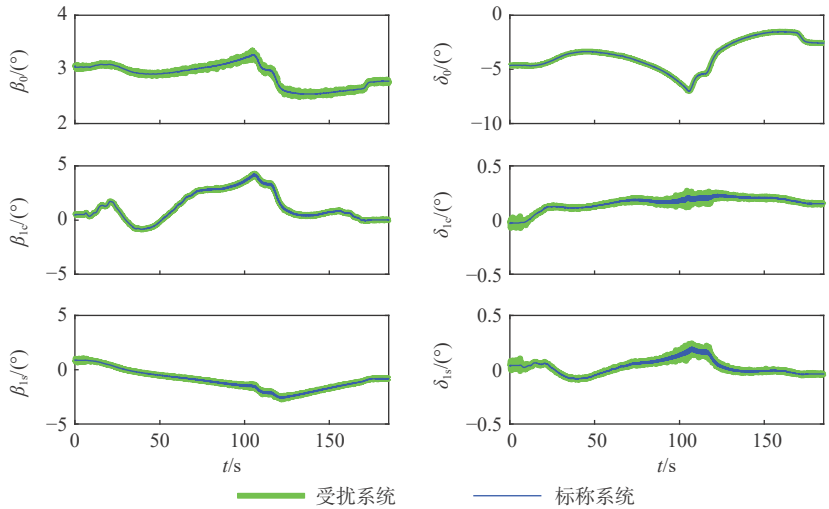


图 11 旋翼多桨叶坐标响应(水平加减速机动)

Fig. 11 Responses of rotor multi-blade coordinates (level acceleration and deceleration)

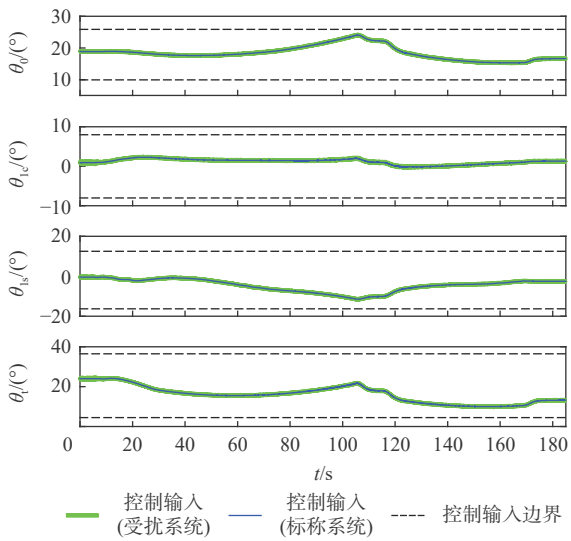


图 12 控制输入(水平加减速机动)

Fig. 12 Control inputs (level acceleration and deceleration)

图 13 和图 14 中的仿真结果表明,LPV 控制律使无人直升机跟踪给定的控制指令,完成了穿桩回旋机动。机动过程中无人直升机的航迹满足机动要求,速度和高度的控制精度较高。图 15 和图 16 中的无人直升机姿态角和旋翼多桨叶坐标的响应曲线变化合理。当图 16 中的旋翼横向挥舞角β_{1s}增大时,旋翼桨盘左倾并产生向左滚转力矩,使图 15

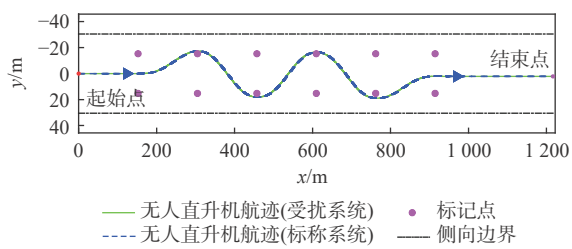


图 13 无人直升机航迹(穿桩回旋机动)

Fig. 13 Unmanned helicopter trajectory (slalom)

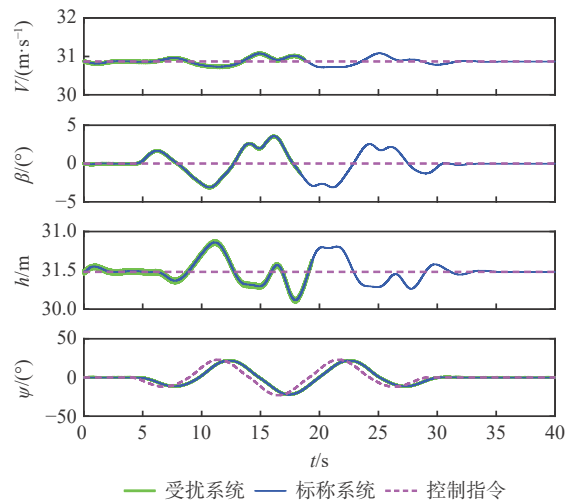


图 14 控制指令和无人直升机响应(穿桩回旋机动)

Fig. 14 Control commands and unmanned helicopter responses (slalom)

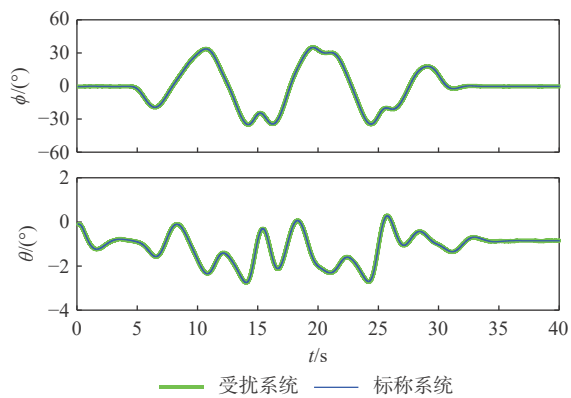


图 15 滚转角和俯仰角响应(穿桩回旋机动)

Fig. 15 Responses of roll and pitch angles (slalom)

中滚转角ϕ减小,进而使图 14 中的偏航角ψ减小,实现图 13 中的无人直升机航迹左偏。图 16 中旋翼纵向挥舞角β_{1c}的变化幅值在 2°以内,说明无人直升机的俯仰力矩变化很小,与图 15 中的俯仰角θ和

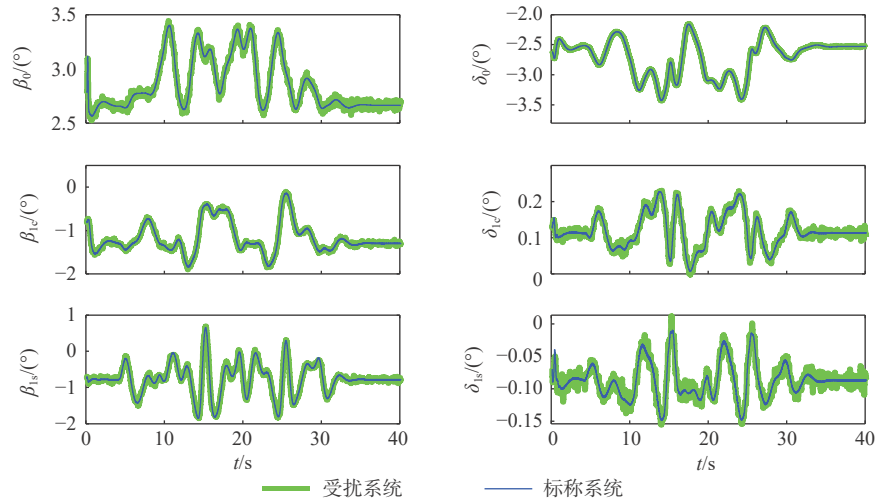


图 16　旋翼多桨叶坐标响应(穿桩回旋机动)

Fig. 16　Responses of rotor multi-blade coordinates (slalom)

图 14 中飞行速度V的响应曲线一致。图 17 中的旋翼总距和变距控制输入在机动过程中未超过控制输入边界。从仿真结果可以看出, 在传感器噪声的影响下, LPV 控制律仍然保持良好的控制性能, 使无人直升机的航迹满足机动要求。

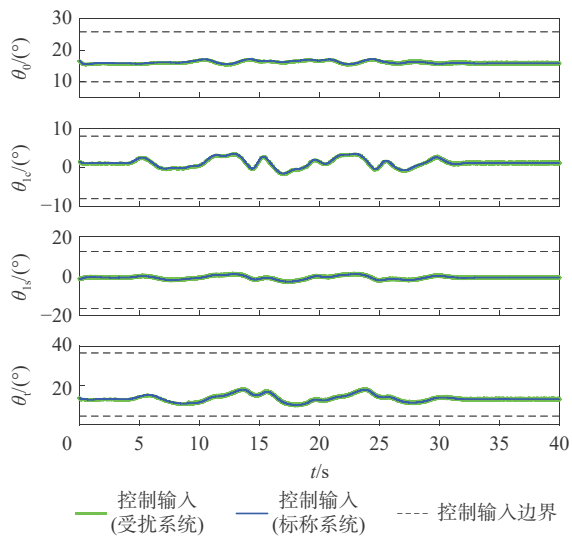


图 17　控制输入(穿桩回旋机动)

Fig. 17　Control inputs (slalom)

5　结　论

本文针对无人直升机的航迹控制要求, 基于 LPV 控制方法设计了无人直升机一体化式飞行控制律, 采用无人直升机高阶非线性动力学模型进行数值仿真, 检验 LPV 控制律的控制性能和鲁棒性, 具体结论如下:

1) 无人直升机的高阶非线性动力学模型中考虑了旋翼挥舞和摆振运动、旋翼动态入流和机体运动之间的耦合特性, 完整运动方程为典型的周期性系统。

2) LPV 控制律根据无人直升机的速度包线进行设计, 该一体化式控制律不区分常规的内外控制回路, 能够使无人直升机跟踪给定的速度、侧滑角、高度和偏航角控制指令。

3) LPV 控制律在无人直升机的速度、侧滑角、高度和偏航角控制通道中具有显模型跟踪控制性能, 无人直升机闭环系统的各个控制通道之间具有良好的解耦控制性能。在水平加减速机动和穿桩回旋机动中具有良好的控制性能, 无人直升机闭环系统在滚转、俯仰、偏航和高度控制通道中的性能均满足指定的机动要求。

4) 在传感器噪声的影响下, LPV 控制律能够保持预期的控制性能, 使无人直升机跟踪给定控制信号并保证闭环系统稳定, 说明该控制律相对于外界扰动具有较好的鲁棒性。

参考文献（References）

[1] TAKAHASHI M D, FUJIZAWA B T, LUSARDI J A, et al. Autonomous guidance and flight control on a partial-authority Black Hawk helicopter[C]//Proceedings of AIAA Aviation Forum. Reston: AIAA, 2020: 1-39.

[2] TAKAHASHI M D, WHALLEY M S, FLETCHER J W, et al. Development and flight testing of a flight control law for autonomous operations research on the RASCAL JUH-60A[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59: 032007.

[3] HALBE O, HAJEK M. Robust helicopter sliding mode control for enhanced handling and trajectory following[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2020, 43(10): 1805-1821.

[4] GREER W B, SULTAN C. Infinite horizon model predictive control tracking application to helicopters[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98: 105675.

[5] GREER W B, SULTAN C. Shrinking horizon model predictive control method for helicopter-ship touchdown[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2020, 43(5): 884-900.

[6] 陈南宇, 蒙志君, 黄俊. 无人直升机飞行品质要求探讨[J].

北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 337-344.
CHEN N Y, MENG Z J, HUANG J. Research on flying quality of unmanned helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 337-344(in Chinese).

[7] 吴超, 王浩文, 姜辰, 等. 基于LADRC的直升机姿态解耦控制及参数整定[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2085-2094.
WU C, WANG H W, JIANG C, et al. LADRC-based attitude decoupling control for helicopter and parameters tuning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2085-2094(in Chinese).

[8] 汪庆, 王永, 彭程, 等. 直升机两步法抗饱和控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7): 888-894.
WANG Q, WANG Y, PENG C, et al. Two-step anti-windup control of helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 888-894(in Chinese).

[9] 赵佳, 申功璋, 陈胜功. 基于多点逆模型组的直升机慢切换姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(7): 798-802.
ZHAO J, SHENG G Z, CHEN S G. Helicopter slow switching attitude control based on multiple points inversion models group[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7): 798-802(in Chinese).

[10] RUGH W J, SHAMMA J S. Research on gain scheduling[J]. Automatica, 2000, 36: 1401-1425.

[11] WU F, YANG X H, PACKARD A, et al. Induced L_2-norm control for LPV systems with bounded parameter variation rates[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1996, 6: 983-998.

[12] HUGHES H, WU F. H_∞ LPV state feedback control for flexible hypersonic vehicle longitudinal dynamics[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2010: 1-13.

[13] SIGTHORSSON D O, SERRANI A, BOLENDER M A, et al. LPV control design for over-actuated hypersonic vehicles models[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009: 1-24.

[14] BALAS G J, FIALHO I, PACK A, et al. On the design of LPV controllers for the F-14 aircraft lateral-directional axis during powered approach[C]//Proceedings of the 1997 American Control Conference. Reston: AIAA, 1997: 123-127.

[15] BITTANTI S, CUZZOLA F A, LOVERA M, et al. An LPV-LMI approach to generalised active control of vibrations in helicopters[C]//Proceedings of the 1999 European Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 1999: 2783-2788.

[16] SUN X D, POSTLETHWAITE I. Affine LPV modelling and its use in gain-scheduled helicopter control[C]//Proceedings of UKACC International Conference on Control. Piscataway: IEEE Press, 1998: 1504-1509.

[17] POSTLETHWAITE I, KONSTANTOPOULOS I K, SUN X D, et al. Design, flight simulation, and handling qualities evaluation of an LPV gain-scheduled helicopter flight control system[J]. European Journal of Control, 2000, 6: 553-566.

[18] CHEN R T N, HINDSON W S. Influence of high-order dynamics on helicopter flight-control system bandwidth[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1986, 9(2): 190-197.

[19] DRYFOOS J B, KOTHMANN B D, MAYO J. An approach to reducing rotor-body coupled roll oscillations on the RAH-66 Comanche using modified roll rate feedback[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 55th Annual Forum. Fairfax: AHS, 1999: 1-14.

[20] HOWLETT J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program: Volume 1 - mathematical model: NASA CR 166309[R]. Washington, D. C.: NASA, 1981: 5-361.

[21] PADFIELD G D. Helicopter flight dynamics[M]. 2nd ed. Oxford: Blackwell Publishing Ltd, 2007: 175-179.

[22] STEVENSBL,LEWISFL,JOHNSONEN.Aircraftcontrolandsimulation[M]. 3rd ed. Hoboken: John Wiley & Sons Inc, 2015: 34-45.

[23] DUVAL R W. Inertial dynamics of a general purpose rotor model: NASA TM-78557[R]. Washington, D. C.: NASA, 1979: 6-34.

[24] PITT D M, PETERS D A. Theoretical prediction of dynamics inflow derivatives[J]. Vertica, 1981, 5(1): 21-34.

[25] BALLIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter: NASA TM-88360[R]. Washington, D. C.: NASA, 1987: 23-26.

[26] KIM F D, CELI R, TISCHLER M B. Forward flight trim and frequency response validation of a helicopter simulation model[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 854-863.

[27] NOCEDAL J, WRIGHT S J. Numerical optimization[M]. Berlin: Springer, 2006: 136-142.

[28] JOHNSON W. Rotorcraft aeromechanics[M]. New York: Cambridge University Press, 2013: 549-562.

[29] MARCOS A, BALAS G J. Development of linear-parameter-varying models for aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(2): 218-228.

[30] AKARIAN P, ADAMS R J. Advanced gain-scheduling techniques for uncertain systems[J]. IEEE Transactions on Control System Technology, 1998, 6(1): 21-32.

[31] BASKETT B J. Aeronautical design standard performance specification handling qualities requirements for military rotorcraft: ADS-33E-PRF[S]. Alabama: United States Army Aviation and Missile Command, 2000: 35-36.

附录 A: 无人直升机模型参数

本文建立的无人直升机非线性高阶动力学模型(即式 (7))采用 UH-60A 直升机的参数进行建模, 部分参数见表 A1, 详细参数参见文献 [18]。

表 A1 UH-60A 直升机参数

Table A1 UH-60A helicopter parameters

参数	数值
直升机质量/kg	6 955.39
主旋翼桨盘半径/m	8.18
主旋翼转速/(rad·s^{-1})	27
主旋翼桨叶数	4
尾桨桨盘半径/m	1.68
尾桨转速/(rad·s^{-1})	124.62
尾桨桨叶数	4

由于式 (15) 中状态矩阵和控制矩阵的维度分别为$\boldsymbol{A}^0 \in \mathbf{R}^{34\times34}$和$\boldsymbol{B}^0 \in \mathbf{R}^{34\times4}$, 因篇幅有限无法给出相

应的线性模型参数。本节给出无人直升机简化线性模型参数, 该模型中忽略了旋翼桨叶状态变量, 可用于描述旋翼变距输入作用下直升机机体的运动状态。简化线性模型的表达式可写为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{s}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{s}} + \boldsymbol{B}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{u} \tag{A1}$$

式中: $\boldsymbol{x}_{\mathrm{s}}$和$\boldsymbol{u}$分别定义为

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}_{\mathrm{s}} = [\,\Delta u \quad \Delta v \quad \Delta w \quad \Delta p \quad \Delta q \quad \Delta r \quad \Delta\phi \quad \Delta\theta \quad \Delta\psi\,]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{u} = [\,\Delta\theta_0 \quad \Delta\theta_{\mathrm{c}} \quad \Delta\theta_{\mathrm{s}} \quad \Delta\theta_{\mathrm{t}}\,]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{A2}$$

式 (A3) 和 (A4) 分别给出了前飞速度为 1 节 (0.51 m/s)和前飞速度为 60 节 (30.87 m/s) 的无人直升机简化线性模型参数:

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_{\mathrm{s}} = \begin{bmatrix} -0.020\,2 & -0.012\,9 & 0.007\,5 & -1.356\,1 & 1.035\,8 & -0.268\,6 & 0 & -32.095\,1 & 0 \\ -0.006\,1 & -0.047\,8 & -0.000\,4 & 0.053\,8 & -0.481\,5 & -1.333\,2 & 32.078 & 0.065\,1 & 0 \\ 0.003\,8 & 0.005 & -0.282\,6 & 0.178\,9 & 1.234\,4 & 2.124\,1 & 1.047\,3 & -1.994\,2 & 0 \\ 0.039\,4 & -0.034\,9 & 0.003\,9 & -3.428\,1 & -1.704\,1 & 0.019\,7 & 0 & 0 & 0 \\ 0.000\,1 & 0.009\,1 & -0.000\,3 & 0.248\,5 & -0.579 & -0.039\,5 & 0 & 0 & 0 \\ 0.004\,0 & 0.001\,0 & -0.000\,7 & -0.184\,2 & -0.165\,6 & -0.170\,6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -0.002\,0 & 0.062\,1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.999\,5 & 0.032\,6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0.032\,7 & 1.001\,4 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{s}} = \begin{bmatrix} 17.963\,8 & 6.603\,6 & -31.159\,3 & -0.411\,1 \\ -4.274\,4 & -12.537\,2 & -4.412\,2 & 5.230\,2 \\ -257.074 & 0.707\,9 & 4.086\,3 & -2.474\,8 \\ -2.834\,4 & -47.774\,1 & -6.457\,2 & 2.942\,8 \\ 2.072\,1 & -1.317\,5 & 7.163\,1 & -0.837\,2 \\ 6.230\,3 & -2.835\,9 & -0.176\,2 & -2.128\,1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{A3}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_{\mathrm{s}} = \begin{bmatrix} -0.009\,2 & 0.004\,1 & 0.003\,8 & -0.996\,4 & 2.961\,6 & -0.217\,7 & 0 & -32.152\,0 & 0 \\ -0.008\,6 & -0.076\,3 & -0.005\,4 & -2.362\,8 & -0.562\,2 & -100.385\,0 & 32.151\,1 & 0.004\,3 & 0 \\ -0.044\,1 & -0.005\,7 & -0.634\,4 & -0.901\,1 & 99.920\,3 & 1.611\,9 & -0.243\,8 & 0.573\,5 & 0 \\ -0.009\,8 & -0.012\,2 & 0.024\,7 & -3.496\,5 & -1.247\,2 & 0.193\,3 & 0 & 0 & 0 \\ 0.009\,9 & 0.010\,2 & 0.002\,4 & 0.239\,9 & -1.028\,6 & -0.108\,5 & 0 & 0 & 0 \\ -0.002\,5 & 0.003\,4 & -0.004\,6 & -0.253\,8 & 0.031\,3 & -0.348\,3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -0.000\,1 & -0.017\,8 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -0.007\,6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.007\,6 & 1.000\,1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{s}} = \begin{bmatrix} -2.486\,2 & 4.779\,3 & -26.567\,2 & -0.285\,6 \\ -5.586\,2 & -11.455\,1 & -3.355\,9 & 4.691\,7 \\ -281.76\,9 & 0.504\,3 & -53.746\,1 & -2.948\,7 \\ 7.111\,5 & -46.788 & -2.924\,8 & 3.265\,4 \\ 7.785\,4 & -1.229\,3 & 8.677\,5 & -1.055\,9 \\ 3.752\,8 & -2.350\,9 & -0.706\,6 & -2.049\,0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{A4}$$

Design of LPV control law for unmanned helicopter

DUAN Biao，YANG Shu*，LI Aijun

(School of Automation，Northwestern Polytechnical University，Xi'an 710072，China)

Abstract：An LPV control scheme is proposed to design integrated flight control laws for unmanned helicopters. The LPV control law achieves explicit model following performance for an unmanned helicopter in velocity, sideslip angle, altitude, and yaw angle control channels, leading to desired flight path control performance. A nonlinear mathematical model is developed for an unmanned helicopter to take into consideration the coupling among rotor blade flapping and lead-lag dynamics, rotor inflow dynamics, and fuselage dynamics. Since helicopter dynamics is periodic, harmonic balance method is employed to conduct trim and model linearization, leading to an LPV model used to perform LPV control design in a velocity envelope. Parameters of the LPV control law are determined by solving a convex optimization problem. Numerical simulations are conducted to examine the performance of the LPV control law based on typical helicopter maneuvers under sensor noise. Results show that the proposed law has good performance and robustness in helicopter velocity envelope, satisfying performance standards of each maneuver of an unmanned helicopter.

Keywords：unmanned helicopter；high-order dynamics model；integrated flight control；robust control；linear parameter varying control；explicit model following

Received：2021-06-22；**Accepted**：2021-10-29；**Published Online**：2021-11-16 10：05

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211115.2150.003.html

* **Corresponding author**. E-mail：syang@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0357

Q345钢两相流冲蚀实验研究

王志杰[1]，姚军[1]，熊家志[1]，赵彦琳[1,*]，常笑[1]，董士刚[2]

(1. 中国石油大学（北京） 机械与储运工程学院，北京 102249；2. 厦门大学 能源学院，厦门 361005)

摘 要：冲蚀磨损广泛存在于民用、工业、军工等领域中，常导致设备受颗粒撞击形成不同程度的损伤。选用Q345钢开展液固两相流冲蚀实验，基于失重法和表面分析技术研究颗粒粒径、颗粒质量分数、冲蚀角度（15°～90°）、冲蚀时间等因素对冲蚀磨损的影响，并对冲蚀后的样品表面形貌特征进行分区。实验结果表明：随颗粒质量分数增大，冲蚀失重量上升的速率逐渐趋于平缓；3D形貌观测发现，颗粒质量分数高于0.1%后，材料表面全部受到了侵蚀，最大冲蚀深度降低；30°冲蚀角度附近Q345钢的质量损失最大，这与其较强的韧塑性有关。基于金相显微拍照分析，90°射流冲击后样品表面分成3个区域，靠近喷嘴外边缘的2区内坑洞和犁沟数量最多，损伤最为严重，这与射流流场特性和颗粒分布有关。

关 键 词：Q345钢；两相流；冲蚀；失重量；表面形貌

中图分类号：V351.35; TK05

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0891-09

冲蚀磨损是由于坚硬的固体颗粒不断冲击材料表面所形成的损伤，严重时常导致重要工作部件失效而停止工作[1]。例如，直升机等经常在砂尘、冰雹等恶劣环境下工作，坚硬颗粒物的高速撞击会导致关键部件的结构损伤，给设备的可靠性带来了极大的挑战[2-3]。特别是在砂尘浓度较高的沙漠地带，受高速气流的诱导作用，颗粒被吸入发动机，在颗粒的高速冲击作用下，压气机叶片的完整性遭到破坏，严重时会影响作战机的性能[4]。数据统计表明，“沙漠风暴”军事行动中，美军直升机的耗油量和维护成本高达正常工作状态的数倍，极大地降低了发动机的使用寿命[5]。除此之外，在核电、石油化工、采矿、冶金等行业生产过程中，液体中携带的固体颗粒以一定的速度和角度撞击在材料表面，导致管道、阀门、容器等壁厚减薄，一旦发生泄漏需要及时停车检修，严重时甚至会造成生命和财产损失[6]。所以，开展材料的冲蚀磨损实验研究能够为工业设备的设计生产提供参考，为设备的安全评估提供理论指导。

已有的文献报道显示，颗粒冲蚀角度[7-8]、冲击速度[9]、颗粒粒径[10]、颗粒质量分数[11-12]等因素均会对材料的冲蚀产生重要影响。Zhao等[7,13]研究了射流冲蚀角度对材料冲蚀的影响，发现冲蚀角度30°时样品表面可以分为3个特征区间（即滞止区、切削过渡区和壁面射流区）；3个区间内受流体的影响颗粒分布及运动行为差异较大，从而导致样品表面损伤形貌的不同。Liu等[8]研究了冲蚀角度30°～90°下碳钢的失重情况，结果显示，随着冲蚀角度的增大失重量逐渐减小，这与材料的韧塑性有关，韧塑性较强时颗粒小角度的切削会造成较大的质量损失。Elemuren等[12]对10%～30%砂粒质量分数下弯管的冲蚀情况进行了研究，结果表明，随着质量分数的增大，1080钢的表面硬度增加，一定程度降低了冲蚀速率；另一方面，高颗粒浓度增大了颗粒-颗粒和颗粒-壁面间的碰撞，导致颗粒的球形度增加，从而也降低了材料的冲蚀速率。Tang等[14]

收稿日期：2021-06-29；录用日期：2021-08-13；网络出版时间：2021-08-29 19:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210820.1348.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (51776225,51876221)
*通信作者. E-mail：ylzhao@cup.edu.cn

引用格式：王志杰，姚军，熊家志，等. Q345钢两相流冲蚀实验研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：891-899.
WANG Z J，YAO J，XIONG J Z，et al. Experimental research on erosion of Q345 steel under two-phase flow condition [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：891-899（in Chinese）.

开展了冰球撞击飞机表面层板的实验研究，发现冰球的冲击动能与其半径成线性关系，并且材料的破坏存在能量阈值。综合文献 [7-14] 所述，材料的冲蚀磨损受多重因素的同时作用，其损伤机理也较为复杂，而碳钢作为在民用、军用领域中常用的结构材料[15-16]，经常受到不同程度的冲蚀损伤，有必要对其进行实验研究。

本文选用 Q345 钢进行冲蚀磨损实验，主要研究了颗粒质量分数、颗粒粒径、冲蚀角度、冲蚀时间等因素对材料冲蚀的影响，并通过失重法、表面分析技术进行表征量化，旨在为工业领域中的材料冲蚀提供一些理论依据和参考。

1 实验装置和方法

实验材料选用 Q345 钢，硬度值为 180 HB，其力学性能和化学成分分别如表 1 和表 2 所示。采用分析纯石英砂颗粒对样品表面进行冲击，石英砂颗粒粒径尺寸分别为 20-40、40-60 和 60-80 目 3 种。

表 1 样品力学性能

Table 1 Sample mechanical properties of samples

参数	材料	屈服强度/MPa	布氏硬度/HB	抗拉强度/MPa	延伸率/%
数值	Q345	345	180	490-630	21

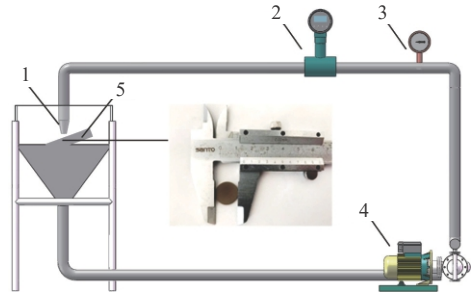
表 2 样品化学成分

Table 2 Sample chemical composition

元素	C	Si	Cr	Ni	P	S	Mo	Fe
含量/%	0.2	0.5	0.3	0.5	0.03	0.03	0.1	96.1

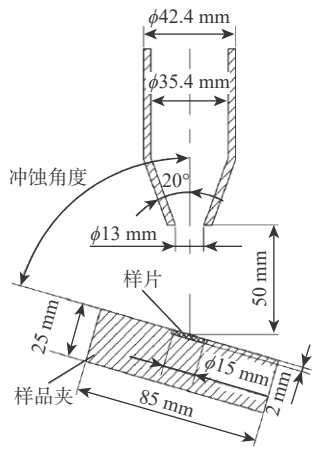
采用同文献 [17] 中相同的冲击射流环路系统，装置示意图如图 1 所示。环路系统由有机玻璃挡板、样品夹、储液罐、喷嘴、电磁流量计、压力表及离心泵组成。图 1(a)中可见，样品为直径为 15 mm，厚为 2 mm 的圆柱形样片，实验前分别用 180#、400#、800#、1 200#砂纸打磨 Q345 样片，并研磨抛光，直至样品表面呈光滑镜面，最后用无水乙醇清洗并称重。喷嘴及样片夹具的尺寸如图 1(b)所示，喷嘴内径为 13 mm，喷嘴距离样片为 50 mm；圆柱形样片放置在夹具上，通过调整夹具与喷嘴的角度(0°～90°)可以实现变冲蚀角度测量。实验时，将一定质量分数的砂水混合液加入到储液罐内，开启离心泵进行冲蚀，通过有机玻璃挡板可以实时观测到颗粒与样品表面的撞击情况。通过改变颗粒质量分数、颗粒粒径及冲蚀角度进行变参数实验研究，冲击速度保持在 10 m/s，冲蚀时间为 0～24 h，具体的实验条件参数如表 3 所示。

冲蚀实验完成后，对样品进行超声清洗，并干燥称重，计算冲蚀失重量，最后通过金相显微镜



1—喷嘴；2—电磁流量计；3—压力表；4—离心泵；5—样品夹。

(a) 冲击射流环路系统



(b) 喷嘴及样片夹具尺寸

图 1 实验装置示意图

Fig. 1 Diagram of experimental device

表 3 实验条件参数

Table 3 Experimental condition parameters

参数	数值
颗粒材料	SiO_2
颗粒质量分数/%	0.01、0.05、0.1、0.3、0.5
颗粒粒径/目	20～40、40～60、60～80
冲蚀角度/(°)	15、30、45、60、75、90
冲蚀温度/℃	40～50
喷嘴高度/mm	50
冲蚀时间/h	0～24
冲击速度/(m·s^{-1})	10

和 3D 激光共聚焦显微镜(laser scanning confocal microscopy, LSCM)进行表面形貌观测，测量样品的冲蚀深度、坑洞等特征参数进行分析。最大冲蚀深度测量时，为降低人为测量的随机误差，参考美国材料协会标准[18]，随机在每个样片上选取了 15 个撞击坑进行测量，对较深的 10 个坑洞深度求平均得到最大冲蚀深度。

2 实验结果和讨论

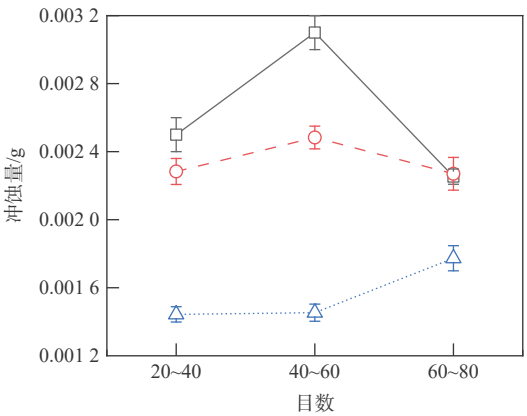
2.1 颗粒粒径对冲蚀的影响

图 2 为冲蚀时间 2 h 时冲蚀量与颗粒粒径的变化关系。图 2(a)为颗粒质量分数 0.01% 时冲蚀量

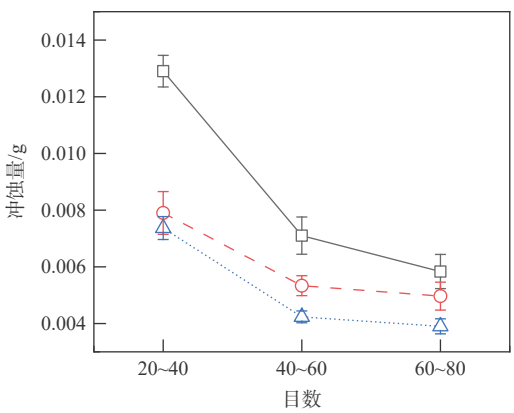
变化情况, 此时冲蚀量与粒径大小并没有表现出较好的一致性, 可能是因为低颗粒质量分数时大粒径颗粒的数量较少, 较低的碰撞次数一定程度降低了冲蚀[19]; 所以在低颗粒质量分数下, 颗粒的尺寸效应并不明显。由图 2(b)和图 2(c)可以看出, 3 种冲蚀角度下(30°、60°、90°), 冲蚀量和颗粒粒径的关系表现出较好的一致性, 随粒径减小(目数越大粒径越小)冲蚀量逐渐降低。这是因为大颗粒的冲击动能较大, 更容易在材料表面形成切削和凹坑, 所以大颗粒的冲蚀能力较强[20]。整体可以看出, 低冲蚀角度下冲蚀量更大, 这与材料的韧塑性有关, 具体的分析详见 2.3 节。

2.2　颗粒质量分数对冲蚀的影响

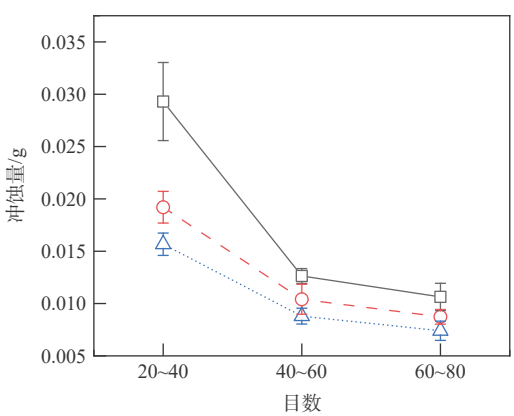
图 3 为冲蚀时间 2 h 时冲蚀量与颗粒质量分数的变化关系。可以看出, 3 种粒径(20～40 目、40～60 目、60～80 目)分布下, 颗粒质量分数从 0.01% 增



(a) 颗粒质量分数0.01%



(b) 颗粒质量分数0.1%

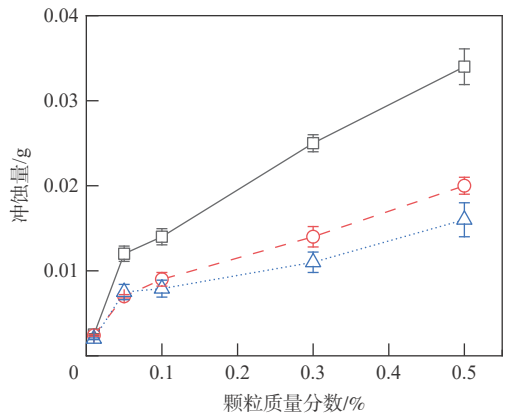


(c) 颗粒质量分数0.5%

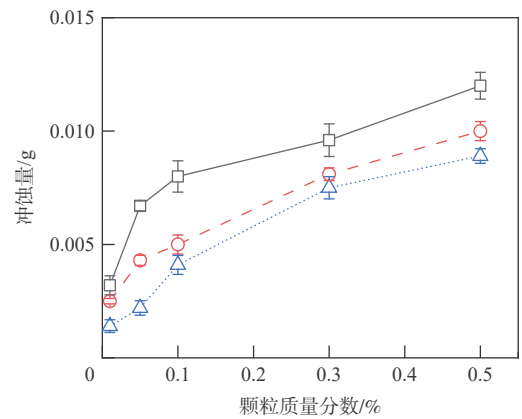


图 2　2 h 冲蚀量与颗粒粒径的关系

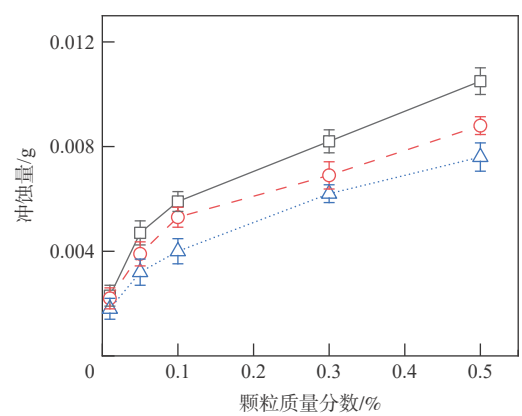
Fig. 2　Relationship between erosion amount and particle size at 2 hours



(a) 颗粒粒径20~40目



(b) 颗粒粒径40~60目



(c) 颗粒粒径60~80目

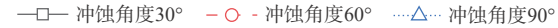


图 3　2 h 冲蚀量与颗粒质量分数的关系

Fig. 3　Relationship between erosion amount and particle concentration at 2 hours

加到0.5%的过程中冲蚀量逐渐增加，但是递增的梯度是逐渐放缓的，这可能是因为高颗粒质量分数时会导致材料表面的加工硬化，材料硬度提高后降低了冲蚀；另一方面，可能是由于颗粒-颗粒和颗粒壁面间的碰撞增多，导致颗粒的球形度增大，从而降低了颗粒的冲蚀能力[12]。冲蚀角度方面表现出一致的规律性，即小角度的冲蚀量更大，这与图2所示的相同。

图4为不同质量分数下材料表面的3D形貌分析。从图4中3D表面形貌可以明显看到颗粒撞击形成的坑洞，其颜色与表面形貌的高度标尺相对应；随着颗粒质量分数的增大，表面坑洞数量逐渐增加，当颗粒质量分数高于0.1%时，整个表面都遭到了大面积的冲蚀。图5为最大冲蚀深度对比，可见，随着颗粒质量分数增大最大冲蚀深度先逐渐增加，当高于0.1%后，最大冲蚀深度又逐渐降低，峰值在0.1%附近，最大冲蚀深度约为60 μm。图6为不同颗粒质量分数下的损伤机理图，可见，随着颗粒质量分数增加，冲蚀深度逐渐增大，当颗粒质量分数高于0.1%后，材料表面均受到了侵蚀，这从图4中可以清晰地看到，较大的损伤面积降低了冲蚀深度。因为材料表面受到大面积侵蚀后，颗粒撞击在坑洞的外部使得表面高度降低，从而导致坑洞底部与材料表面的距离减小，所以最大冲蚀深度降低。

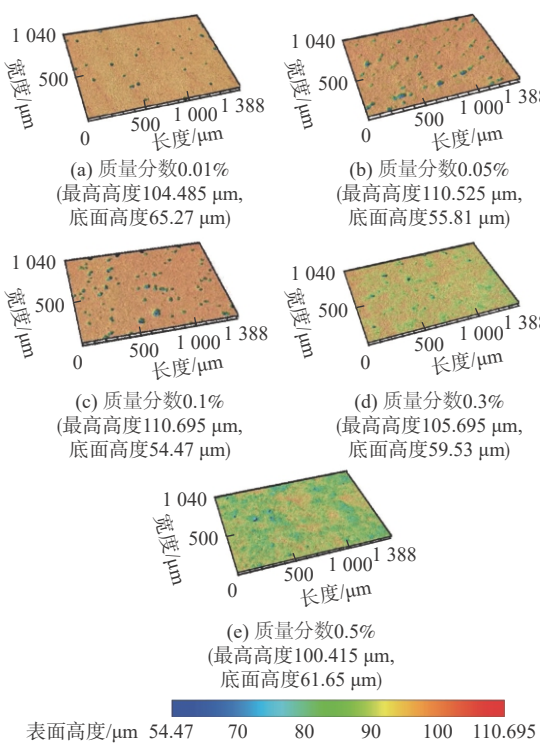


图4 冲蚀角度90°，颗粒粒径20～40目时不同质量分数颗粒冲蚀2 h后的材料3D表面形貌

Fig. 4 3D surface topography of materials after 2 hours of erosion with different mass concentrations of particles at 90° of erosion angle and particle size of 20～40 mesh

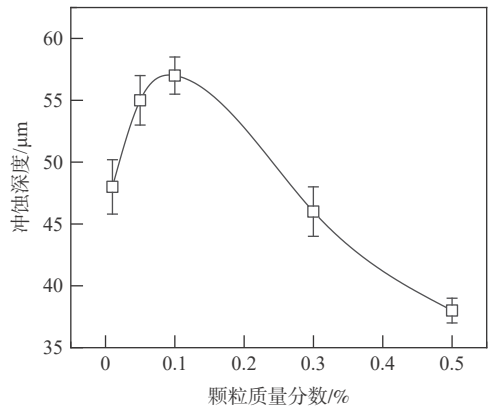


图5 冲蚀角度90°，颗粒粒径20～40目时不同质量分数颗粒2 h后的最大冲蚀深度

Fig. 5 Maximum erosion depth after 2 hours for particles of different mass concentrarion at an erosion angle of 90° and particle size of 20～40 mesh

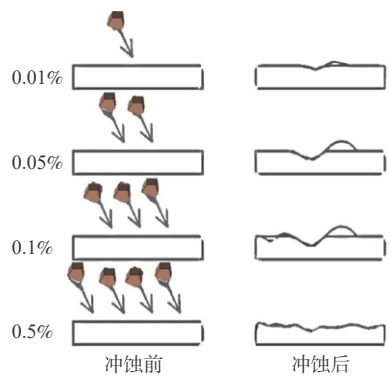


图6 冲蚀角度90°样品表面损伤机理

Fig. 6 Damage mechanism of sample surface with an erosion angle of 90°

2.3 冲蚀角度的影响

图7为不同冲蚀角度下材料的冲蚀量变化。3种粒径分布(20～40、40～60、60～80目)下，冲蚀量随冲蚀角度的变化关系表现出相似性，随冲蚀角度增大材料的冲蚀量先增大后减小，并且小角度时冲蚀量较大，最大冲蚀量在30°附近。这与Liu等[8]实验的X80钢现象相同，因为Q345材料的韧性较好，所以颗粒以小角度切削时材料的损伤较为严重。

为了形象地观察不同冲蚀角度下的损伤形式，对样片进行3D表面形貌拍摄，如图8所示。可以看到，冲蚀角度30°下样品表面出现了大量细长的犁沟，随着冲蚀角度增大，犁沟的形貌消失，直至90°时样品表面的损伤以坑洞为主，这充分揭示了Q345材料的抗冲蚀性能，即小角度切削时冲蚀损伤更加严重。

2.4 冲蚀时间的影响

为了研究时间对冲蚀的影响，开展了0～24 h

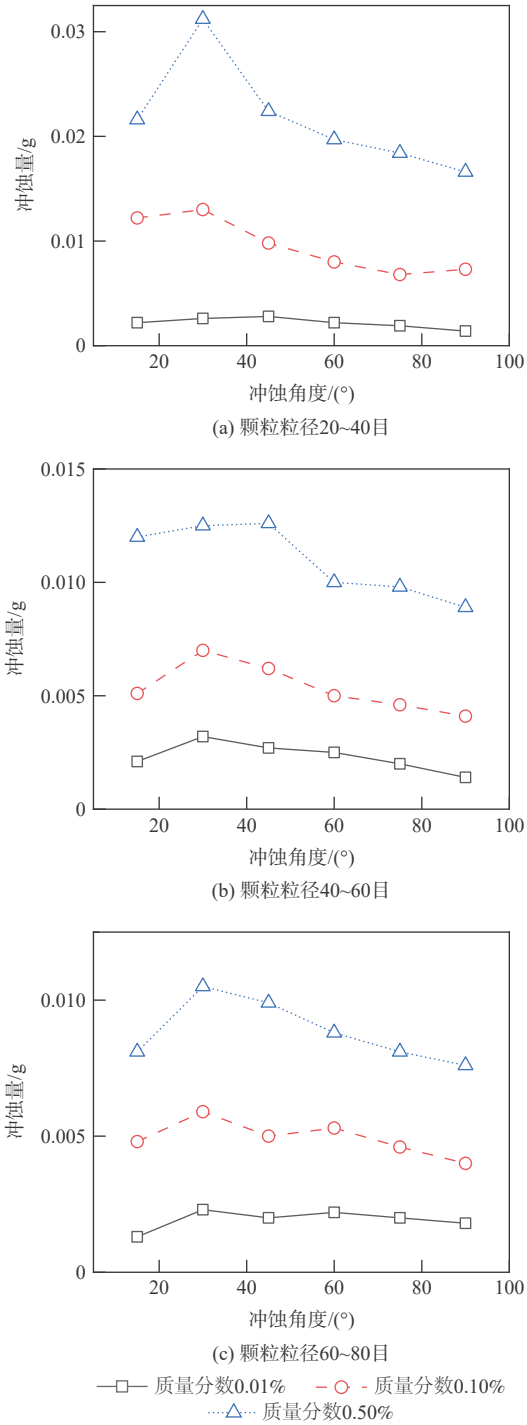


图 7　2 h 时冲蚀量与冲蚀角度的关系

Fig. 7　Relationship between erosion amount and erosion angle at 2 hours

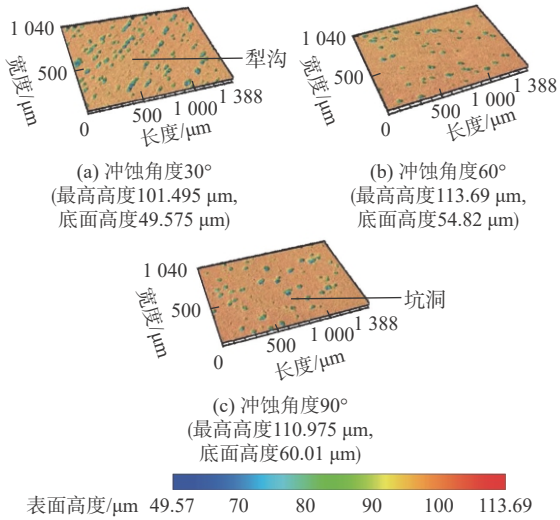


图 8　颗粒粒径 40-60 目, 质量分数 0.1% 时不同冲蚀角度下 2 h 时 3D 表面形貌

Fig. 8　Under condition of particle size 40-60 mesh and mass concentration 0.1%, different erosion angle 3D surface morphology for 2 hours

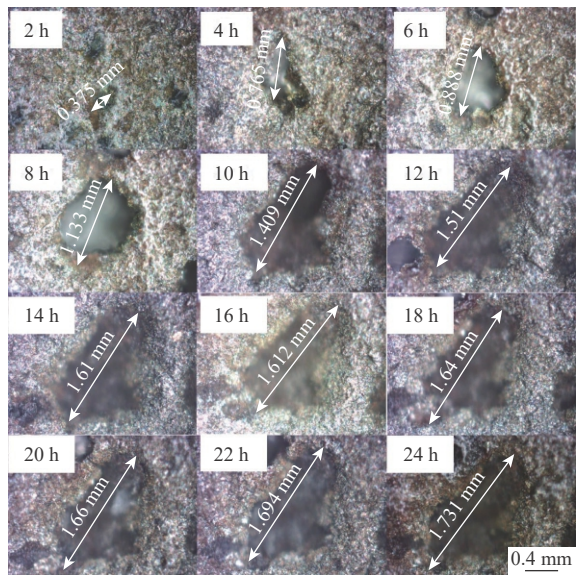


图 9　颗粒粒径 40～60 目, 质量分数 0.1%, 冲蚀角度 90°下不同时间的金相拍照

Fig. 9　Under condition of particle size 40-60 mesh and mass concentration 0.1%, metallographic photos at 90° erosion angle at different times

的冲蚀实验。如图 9 所示, 对不同冲蚀时间的样品表面进行金相拍照, 并测量坑洞的最大尺寸(图 9 中含箭头线段)。在相同位置处, 随着时间的增加坑洞逐渐扩大加深, 12 h 后坑洞的形貌变化较小。图 10 为冲蚀量随时间的变化关系, 随着冲蚀时间的增加, 材料的冲蚀量逐渐降低, 12 h 后冲蚀量开始趋于平缓, 这与图 9 中的金相形貌变化相同。文献 [21] 对 304 不锈钢长时间的冲蚀也发现了类似的现象, 笔者认为, 由于长时间的颗粒撞击, 导致 Q345 表面发生了加工硬化, 硬度的提高增强了材料的抗冲蚀能力, 所以冲蚀量呈下降趋势。

2.5　冲蚀表面形貌分区

基于 2.1 节～2.4 节中冲蚀影响因素的分析, 包括颗粒粒径、颗粒质量分数、冲蚀角度、冲蚀时间等, 得到了材料冲蚀的基本变化规律。本节对冲蚀后材料的表面形貌进行了特征分区, 并对各区内的特征参数进行量化, 这里分别对冲蚀角度 30°和

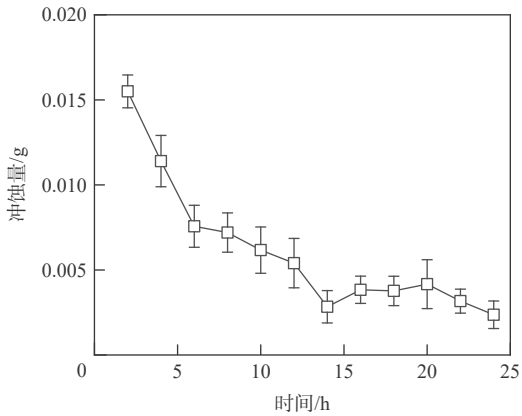
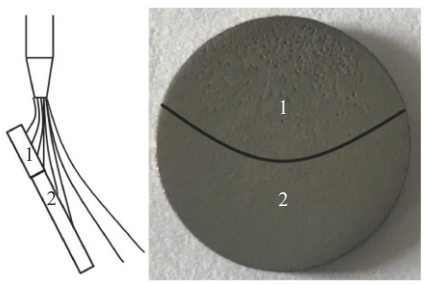


图10 颗粒粒径40～60目，质量分数0.1%，冲蚀角度90°下不同时间的冲蚀量

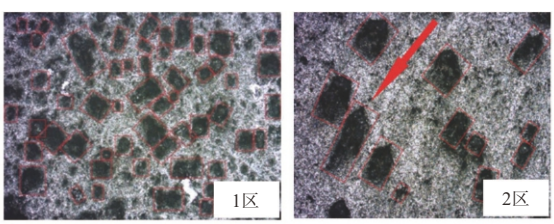
Fig. 10 Under the condition of particle size 40-60 mesh and mass concentration 0.1%, erosion volume at 90° erosion angle at different time

90°下的表面形貌进行阐述。

图11为颗粒粒径40～60目，颗粒质量分数0.1%，冲蚀角度30°下样品表面形貌分区。图11(a)中看到，样品表面可分为2个特征区，1区正对着喷嘴的下部，颗粒的实际冲击角度较大，大多数颗粒撞击在该区域，冲蚀也最为严重；2区内颗粒的碰撞角度较小，仅有很少部分的颗粒撞击在该区域。图11(b)中金相拍照看到，1区内主要是坑洞型的损伤，并且坑洞数量较多；2区内形成了明显的切削犁沟型损伤，并且破坏较为轻微，这与图11(a)中的表面观察是一致的。



(a) 表面形貌分区



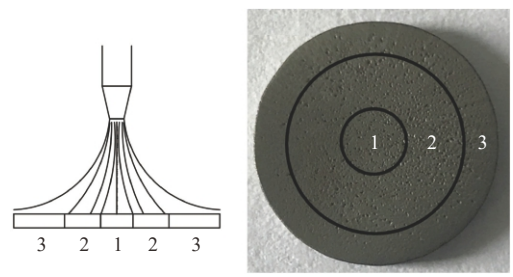
(b) 金相拍照

图11 颗粒粒径40～60目，质量分数0.1%，冲蚀角度30°下样品表面形貌分区

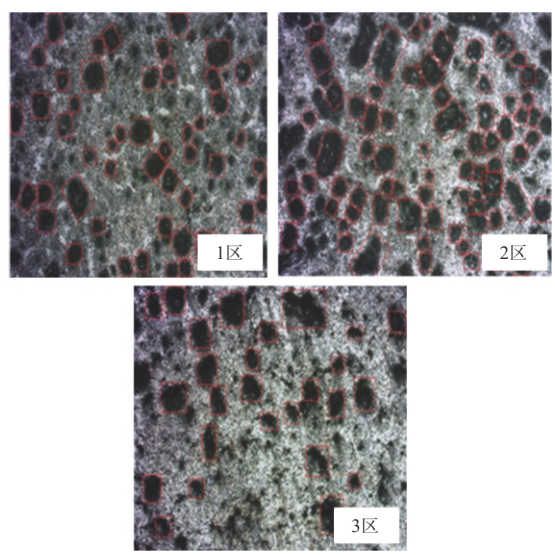
Fig. 11 Under the condition of particle size 40-60 mesh and mass concentration 0.1%, sample surface morphology partitioning at 30° erosion angle

图12为冲蚀角度90°样品表面的分区特征，与冲蚀角度30°不同，表面可以分成3个特征区间。其中，1区内样品表面的损伤形式以坑洞为主，2区靠近喷嘴外边缘，表面坑洞数量最多，尺寸较大，受到的破坏最为严重，这表明颗粒受流场影响在该处的聚集度较高，发生了高频碰撞；而3区在图12(b)中可以明显观察到沿流体方向的犁沟型损伤。图12的表面形貌分区与流场速度和颗粒的实际撞击角度有关。根据张伟浩[22]和Nguyen等[23]的数值模拟结果，在中心1区，颗粒撞击角度最大接近90°，随着径向位置的增大，颗粒的实际撞击角度逐渐减小。速度场方面[22-23]，由于中心1区的流场速度较低，所以颗粒侵蚀并不严重；2区内流场及颗粒撞击速度最高，并且该位置碰撞最为频繁，冲蚀也最为严重；而外边缘3区内多以小角度低速碰撞为主，所以冲蚀最为微弱。

通过金相显微镜对2种冲蚀角度样品表面各分区内坑洞数量、犁沟数量、平均长径比的计算识别，得到了相关的具体量化参数，如表4所示。其



(a) 表面形貌分区



(b) 金相拍照

图12 颗粒粒径40～60目，质量分数0.1%，冲蚀角度90°下样品表面形貌分区

Fig. 12 Under the condition of particle size 40-60 mesh and mass concentration 0.1%, sample surface morphology partitioning at 90° erosion angle

中, 冲蚀角度 30°时 1 区内损伤数量高达 54 个, 并且损伤形貌以坑洞为主; 2 区内损伤数量为 12 个, 多数以犁沟形出现。冲蚀角度 90°时, 2 区内受冲蚀最为严重, 损伤数量为 69 个, 并且 1、2、3 区内均以坑洞形貌为主, 中心 1 区内受切削最轻微, 随着径向位置的增大, 颗粒的切削犁沟逐渐增多; 这与冲蚀角度 90°时流体运动及颗粒的分布有关, 颗粒从喷嘴喷出后, 由于惯性力会撞击在 1 区内, 受射流流体高湍流特性的影响, 颗粒会径向地向外扩散, 在 2 区附近颗粒聚集最为严重, 直至 3 区内颗粒分布很少, 并且主要是径向方向的剪切运动[24]。正是由于射流流场的分布特性, 导致颗粒的运动行为产生差异, 从而在样品表面呈现出不同的碰撞行为及形貌分区。

表 4　表面形貌特征参数

Table 4　Surface topography characteristic parameters

冲蚀角度/(°)	分区	平均长径比	数量	坑洞比例/%	犁沟比例/%
30	1区	1.29	54	63.5	36.5
	2区	1.69	12	25.7	74.3
90	1区	1.11	51	90.	9.8
	2区	1.14	69	87.3	12.7
	3区	1.19	30	72.1	27.9

3　结　论

1) 大粒径颗粒相对于小粒径颗粒具有较高的冲击动能和破坏力, 对材料的冲蚀量更高; 但是当颗粒质量分数较低时(0.01%), 颗粒对于冲蚀量的尺寸效应不明显。

2) 随着颗粒质量分数的增大, 材料的冲蚀量逐渐升高, 但是其上升的速率是逐渐趋于平缓的; 3D 形貌观测看到, 最大冲蚀深度约为 60 μm, 质量分数高于 0.1% 后, 材料表面全部受到了侵蚀, 由于损伤面积的增加一定程度降低了最大冲蚀深度。

3) 随冲蚀角度的增大, Q345 钢冲蚀量先增大后减小, 最大冲蚀角度在 30°附近, 并且低颗粒质量分数时冲蚀量随角度的变化关系较为微弱。

4) 0～24 h 的冲蚀实验发现, 随着时间的增加, 冲蚀量是逐渐减小的, 12 h 后冲蚀量保持在相对稳定较低的值, 这是由于长期的颗粒撞击使表面发生加工硬化所导致的。

5) 对冲蚀角度 30°和 90°冲击后样品表面形貌特征进行分区, 并对具体参数进行了量化, 包括坑洞数量、犁沟数量、长径比等; 冲蚀角度 90°时, 靠近喷嘴外边缘的 2 区内坑洞和犁沟数量最多, 损伤最为严重, 这些形貌特征这与射流流场特性及颗粒分布有关。

由于湍流流场的复杂性, 后续还需要开展相应的数值模拟与流场测试研究, 从而更好地解释目前的冲蚀现象。

参考文献（References）

[1] 赵彦琳, 杨少帅, 姚军. 304不锈钢两相流冲蚀腐蚀的实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(8): 1504-1511.
ZHAO Y L, YANG S S, YAO J. Experimental study on erosion-corrosion of 304 stainless steel under two-phase flow condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(8): 1504-1511(in Chinese).

[2] 马志宏, 李运泽, 张华, 等. 砂尘环境试验设备中颗粒浓度场的实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(8): 884-887.
MA Z H, LI Y Z, ZHANG H, et al. Experimental study on particle concentration in sand and dust equipment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(8): 884-887(in Chinese).

[3] 张超, 方鑫, 刘建春. 复合材料层板冰雹高速冲击损伤预测及失效分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(4): 698-707.
ZHANG C, FANG X, LIU J C. Damage prediction and failure mechanism of composite laminates under high-velocity hailstone impact[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(4): 698-707(in Chinese).

[4] 何光宇, 李应红, 柴艳, 等. 航空发动机压气机叶片砂尘冲蚀防护涂层关键问题综述[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1733-1743.
HE G Y, LI Y H, CHAI Y, et al. Review of key issues on coating against sand erosion of aero-engine compressor blade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1733-1743(in Chinese).

[5] PEPI M, SQUILLACIOTI R, PFLEDDERER L, et al. Solid particle erosion testing of helicopter rotor blade materials[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2012, 12(1): 96-108.

[6] 姚军, 曹培根, 周芳, 等. 两相流冲蚀不锈钢材料的实验研究[J]. 厦门大学学报(自然科学版), 2015, 54(5): 746-750.
YAO J, CAO P G, ZHOU F, et al. Experimental investigation of the erosion-corrosion of stainless steel by two-phase flow jets[J]. Journal of Xiamen University (Natural Science), 2015, 54(5): 746-750(in Chinese).

[7] ZHAO Y L, TANG C Y, YAO J, et al. Investigation of erosion behavior of 304 stainless steel under solid-liquid jet flow impinging at 30°[J]. Petroleum Science, 2020, 17(4): 1135-1150.

[8] LIU Y F, ZHAO Y L, YAO J. Synergistic erosion-corrosion behavior of X80 pipeline steel at various impingement angles in two-phase flow impingement[J]. Wear, 2021, 466-467: 203572.

[9] MOLINA N, WALCZAK M, MICHALCZEWSKI R. Erosion under turbulent slurry flow: An experimental determination of particle impact angle, impact direction, and distribution thereof by image processing[J]. Wear, 2020, 454-455: 203302.

[10] MOLINA N, WALCZAK M, KALBARCZYK M, et al. Erosion under turbulent slurry flow: Effect of particle size in determining impact velocity and wear correlation by inverse analysis[J]. Wear, 2021, 474-475: 203651.

[11] YAO J, ZHOU F, ZHAO Y L, et al. Investigation of erosion of

stainless steel by two-phase jet impingement[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 88: 353-362.

[12] ELEMUREN R, TAMSAKI A, EVITTS R, et al. Erosion-corrosion of 90° AISI 1018 steel elbows in potash slurry: Effect of particle concentration on surface roughness[J]. Wear, 2019, 430-431: 37-49.

[13] ZHAO Y L, ZHOU F, YAO J, et al. Erosion-corrosion behavior and corrosion resistance of AISI 316 stainless steel in flow jet impingement[J]. Wear, 2015, 328-329: 464-474.

[14] TANG E L, WANG J R, HAN Y F, et al. Microscopic damage modes and physical mechanisms of CFRP laminates impacted by ice projectile at high velocity[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2019, 8(6): 5671-5686.

[15] 刘建华, 李松梅, 杨应广, 等. A3钢在厌氧环境中的新型缓蚀剂性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(6): 624-627.
LIU J H, LI S M, YANG Y G, et al. Novel inhibitors of microbiologically inducing corrosion of A3 steel in anaerobic environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(6): 624-627(in Chinese).

[16] 杜娟, 李松梅, 刘建华, 等. 氧化硫硫杆菌和芽孢杆菌协作下Q235钢腐蚀行为[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 31-38.
DU J, LI S M, LIU J H, et al. Corrosion behavior of steel Q235 co-influenced by Thiobacillus thiooxidans and Bacillus[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 31-38(in Chinese).

[17] 赵彦琳, 柳灏, 姬忠礼, 等. 316不锈钢在含沙两相射流中长时间冲蚀的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(2): 361-365.
ZHAO Y L, LIU H, JI Z L, et al. Experimental investigation of long time erosion behavior of 316 stainless steel by sand-water flow jet impingement[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(2): 361-365(in Chinese).

[18] American Society for Testing and Materials. Standard guide for examination and evaluation of pitting corrosion: ASTM G46-94[S]. West Conshohocken: American Society for Testing and Materials, 2003.

[19] CLARK H M. The influence of the flow field in slurry erosion[J]. Wear, 1992, 152(2): 223-240.

[20] 曾子华, 姚军, 周芳, 等. 液固两相射流中304不锈钢冲蚀行为研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(12): 2853-2858.
ZENG Z H, YAO J, ZHOU F, et al. Investigation of particle impact on 304SS under the liquid-solid two phase flow[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(12): 2853-2858(in Chinese).

[21] 姚军, 曾子华, 周芳, 等. 颗粒射流冲击材料行为研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(11): 2266-2272.
YAO J, ZENG Z H, ZHOU F, et al. Investigation of behaviour of particle impact on material by impinging jet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(11): 2266-2272(in Chinese).

[22] 张伟浩. 两相射流及冲蚀的大涡模拟研究[D]. 北京: 中国石油大学(北京), 2021: 36-39.
ZHANG W H. Large-eddy simulation of two-phase impinging jet and erosion[D]. Beijing: China University of Petroleum(Beijing), 2021: 36-39(in Chinese).

[23] NGUYEN V B, NGUYEN Q B, LIU Z G, et al. A combined numerical-experimental study on the effect of surface evolution on the water-sand multiphase flow characteristics and the material erosion behavior[J]. Wear, 2014, 319(1-2): 96-109.

[24] LI D B, FAN J R, LUO K, et al. Direct numerical simulation of a particle-laden low Reynolds number turbulent round jet[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2011, 37(6): 539-554.

Experimental research on erosion of Q345 steel under two-phase flow condition

WANG Zhijie[1], YAO Jun[1], XIONG Jiazhi[1], ZHAO Yanlin[1,*], CHANG Xiao[1], DONG Shigang[2]

(1. College of Mechanical and Transportation Engineering, China University of Petroleum-Beijing, Beijing 102249, China;
2. School of Energy, Xiamen University, Xiamen 361005, China)

Abstract: Erosion is a common occurrence in the civic, industrial, military, and other sectors, and it frequently results in equipment being struck by particles and suffering varied degrees of damage. This paper selects Q345 steel to carry out the erosion experiment under the liquid-solid two-phase flow condition. Based on the weight loss method and surface analysis technology, the effect of particle size, particle concentration, erosion angle (15°-90°), erosion time and other factors on erosion were studied. And the morphological characteristics of the surface of the sample after the erosion were partitioned. The experimental results show that as the particle mass concentration increases, the rate of erosion weight loss gradually tends to be flat. 3D morphological observation found that after the concentration was higher than 0.01%, all of the material surface was eroded, and the maximum erosion depth was reduced. Q345 steel has the largest mass loss near the 30° attack angle, which is related to its strong toughness and plasticity. Based on the analysis of metallographic microscopy, the sample surface is divided into three zones after the 90° jet impact. The 2 zones near the outer edge of the nozzle have the largest number of pits and furrows and the most serious damage, which is related to the characteristics of the jet flow field and particle distribution.

Keywords: Q345 steel; two-phase flow; erosion; weightlessness method; surface analysis technique

Received: 2021-06-29; **Accepted**: 2021-08-13; **Published Online**: 2021-08-29 19:50
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210820.1348.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51776225,51876221)
* **Corresponding author**. E-mail: ylzhao@cup.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0362

基于 DM-DSC 的舰载机着舰自动复飞控制算法

崔凯凯[1]，韩维[1]，刘玉杰[1]，刘洁[2,*]，褚达文[3]，崔荣伟[1]

(1. 海军航空大学 航空基础学院，烟台 264001；2. 军事科学院 战争研究院，北京 100850；
3. 解放军 75833 部队，广州 510000)

摘　　要：针对理想复飞轨迹已知条件下的舰载机自动复飞控制问题，提出一种基于偏差模型的动态面控制（DM-DSC）算法。基于 Radau 伪谱法给出了舰载机着舰的最优复飞轨迹；根据得到的最优复飞轨迹及其所对应的控制方案，分别给出了速度子系统和高度子系统的偏差控制模型和反演（Backstepping）控制器，并通过引入动态面结构来获得虚拟控制量的微分信号，避免了 Backstepping 控制律求解过程中的“微分膨胀”问题；考虑到气动参数的不确定性及舰尾流场的干扰，采用线性扩张状态观测器（LESO）对控制模型中的干扰项进行估计和补偿，并设计抗饱和辅助系统来抑制控制饱和的不利影响；最后，基于 Lyapunov 方法证明闭环系统信号的有界性。仿真结果表明：所提算法具有良好的控制性能。

关 键 词：舰载机；着舰复飞；反演；动态面控制；干扰观测器；抗饱和控制
中图分类号：V249.12
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0900-13

目前，随着中国航母事业的不断发展，有关舰载机着舰控制技术的研究也层出不穷，但由于着舰环境恶劣加之对飞行控制的精度要求严苛，使得舰载机无法保证 100% 的成功着舰。在舰载机进行着舰的过程中，当舰载机的位置与理想滑道偏离较远，且根据舰载机的机动能力判断其无法实现安全着舰时，通常需要进行复飞。据统计，目前舰载机复飞的概率约为 5%[1]。在舰载机复飞过程中，为了保证飞行安全，要求舰载机的飞行轨迹距离海平面和舰面均有一定的安全距离。一般情况下，舰载机飞行员在进行复飞操纵时，首先应停止下滑着舰飞行，关闭全自动着舰控制系统（automatic carrier landing system, ACLS），将油门杆推至最大军用推力处，同时保持升降舵偏角不变。但这一复飞方式往往不能充分发挥舰载机的复飞能力，容易造成复飞安全边界后移和着舰成功率降低。与传统的复飞操纵方式不同，采用最优控制技术生成复飞操纵方案，可以充分发挥舰载机的复飞能力，但通常情况下很难要求舰载机驾驶员按照最优操纵方式对舰载机进行复飞操纵[2]。因此，需要设计相应的自动复飞控制系统，使舰载机能够自动复飞，其设计目标在于设计闭环控制律，使得舰载机能够按照预定的最优复飞轨迹进行复飞，在提高复飞安全性的同时，降低飞行员的操纵难度。

当前，针对舰载机复飞的相关研究主要集中在复飞决策技术上[3-5]，而有关自动复飞控制的研究相对较少。杜洁[6]设计了比例积分导数（proportion integral derivative, PID）迎角恒定控制器，用于改善舰载机的复飞性能。沈宏良和龚正[2]针对舰载机复飞控制问题设计了相应的模糊控制器，但文献 [2] 和文献 [6] 中的控制算法本质上都只是针对舰载机的迎角进行控制，而非对复飞轨迹本身进行控制，

收稿日期：2021-06-30；**录用日期**：2021-09-30；**网络出版时间**：2021-11-02 10:26
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1524.007.html
基金项目：国家自然科学基金 (62003366)
* **通信作者**. E-mail：liuyexiaobao@163.com

引用格式：崔凯凯，韩维，刘玉杰，等. 基于 DM-DSC 的舰载机着舰自动复飞控制算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：900-912.
CUI K K，HAN W，LIU Y J，et al. Automatic wave-off control algorithm for carrier aircraft based on DM-DSC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：900-912（in Chinese）.

其对复飞轨迹的间接控制效果还有待验证。虽然当前公开文献中针对舰载机复飞控制的研究相对较少, 但由于舰载机的复飞控制问题与高超声速飞行器 (hypersonic flight vehicle, HFV) 的飞行控制问题之间具有一定的相似性, 尤其是在高度控制回路中, HFV 与舰载机的动力学模型较为接近, 其动力学模型都可通过一定的近似和假设转化为具有严格反馈形式的仿射系统, 因而当前有关 HFV 飞行控制的相关研究成果对舰载机复飞控制的研究有一定的参考价值。在 HFV 的飞行控制研究中, 通过对控制模型进行一定的合理假设和简化, 可将其纵向控制问题描述为一类严格反馈的非线性控制问题。作为一种处理严格反馈系统控制问题的有效方法, 反演 (Backstepping) 控制技术在 HFV 飞行控制的研究中得到了广泛的应用和发展。

Hu 等[7] 针对 HFV 控制过程中的控制输入非线性问题, 基于动态逆方法设计了高度子系统和速度子系统的自适应 Backstepping 控制器, 并通过引入前馈补偿器来抑制控制输入饱和死区非线性对系统产生的不利影响。路遥[8] 提出一种基于 Backstepping 的抗饱和非线性控制器, 并利用微分跟踪器来估计系统中的未知干扰项和避免 Backstepping 中的“微分膨胀”问题, 其设计的控制器采用待跟踪状态量与理想指令间的误差作为反馈量, 对控制器增益变化有较强的适应能力。针对参数不确定性条件下的 HFV 跟踪控制问题, Yu 等[9] 提出一种新型的 HFV 模型变换方法, 并针对变换后的非线性控制系统, 提出一种新的自适应 Backstepping 控制方法, 该方法可以保证闭环不确定系统对指令信号的渐近跟踪, 且可以有效地避免控制奇异问题。Zhang 等[10] 针对 HFV 的纵向控制问题, 提出一种非线性自适应跟踪控制器, 该控制器将速度和高度子系统转化为线性参数化形式, 以便于进行自适应律的设计, 同时对于执行器约束, 引入了幅度和速率限制滤波器, 保证了所得的控制信号适用于执行器机构。针对 HFV 的跟踪控制问题, Dong 等[11] 根据有限时间稳定理论设计了一种自适应 Backstepping 控制方案, 该方案采用滑模微分器来估计虚拟控制律的导数, 同时设计了相应的辅助系统来抑制控制饱和对控制系统的影响。王肖等[12] 设计了一种基于非线性干扰观测器的终端滑模反演控制算法, 该算法采用非奇异终端滑模对 HFV 的俯仰角和俯仰角速率进行控制, 保证了闭环系统能够在有限时间内收敛。Zhang 等[13] 考虑了摄动和执行器故障条件下 HFV 的跟踪控制问题, 针对高度控制回路提出了一种新的有限时间指令滤波 Backstepping 算法, 该算法的优点在于其采用了修正补偿信号和虚拟指令来补偿指令滤波的误差, 该算法具有有限时间收敛的特性和良好的抖振抑制能力。针对 HFV 跟踪控制系统同时存在测量噪声和不确定性的实际情况, Liang 等[14] 提出一种基于卡尔曼滤波和干扰观测器的鲁棒 Backstepping 控制方法, 保证了控制系统在测量噪声和不确定性条件下的跟踪控制性能。An 等[15] 基于滑模精确扰动观测器辅助动态, 设计了一种自适应反演控制律, 该控制律具有抗干扰能力强, 对执行器饱和适应能力强的特点。He 等[16] 针对 HFV 的姿态控制问题, 提出一种自适应动态面控制方法, 该方法将动态面控制与径向基函数神经网络 (radial basis function neural network, RBFNN) 相结合, 通过 RBFNN逼近未知的非线性函数, 并在控制器中引入鲁棒分量, 以消除复合扰动的影响, 提高了系统的鲁棒性和自适应性。针对含有不确定干扰项的吸气式 HFV 模型, 路遥等[17] 设计了基于 Backstepping 的航迹控制器, 并基于 LaSalle 不变集定理和 Lyapunov理论设计了干扰变量的自适应更新律, 使得所设计的控制器在飞行器存在不确定干扰的情况下, 仍能对参考信号进行有效的跟踪。除此以外, Backstepping控制技术在导弹飞行控制[18] 和航天器姿态控制[19-20]等领域中也得到了广泛的应用。

虽然 Backstepping 控制技术在 HFV 控制器的设计过程中已经取得了良好的效果, 但是相关的控制器设计方法无法直接应用到舰载机着舰自动复飞控制问题上, 其主要原因有 2 点: ①由于舰载机的最优复飞轨迹是基于最优控制方法获得的, 其所对应的部分控制输入已十分接近饱和值, 当直接运用 Backstepping 对最优复飞轨迹进行跟踪控制时, 由于其控制结构与最优控制结构不同, 加之在实际控制过程中, 系统会受到各种干扰, 其控制量极易产生长时间的饱和, 进而会对 Backstepping 的控制效果产生较大影响; ②舰载机的发动机推力输出模型与 HFV 有较大差异, 且由于舰载机发动机的油门输入和油门响应之间存在延迟, 因而在速度控制子系统的设计过程中必须考虑发动机动态响应特性对控制系统的影响。

针对舰载机着舰自动复飞控制问题的特点, 借助于 Backstepping 的控制思想, 本文提出一种基于偏差模型的动态面自动复飞控制 (deviation model dynamic surface control, DM-DSC) 算法, 所提算法的主要思想是对实际系统的状态量与理想复飞轨迹所对应的状态量之间的偏差进行控制, 即在最优控制算法的控制基础上, 采用动态面法对系统的偏差量进行修正, 从而使得舰载机在多种干扰的影响

下，依然能够精确地跟踪最优复飞轨迹；同时，所提算法在速度控制子系统的设计过程中，将发动机油门响应作为虚拟控制变量，并通过增加系统控制阶次的方法较好地解决了发动机响应延迟的问题。

1 舰载机最优复飞轨迹求解

在舰载机的复飞过程中，其飞行轨迹距离海平面和舰面均有一定的安全距离要求，如图1所示。

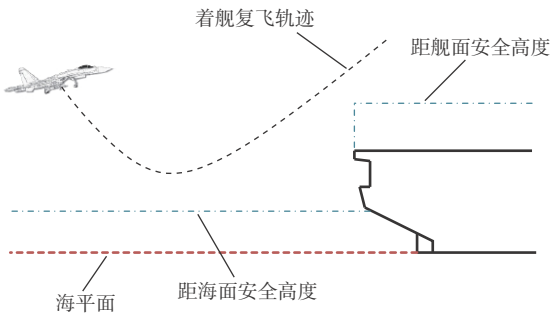


图1 舰载机着舰复飞示意图

Fig. 1 Wave-off diagram of carrier aircraft

一般在舰载机复飞过程中，主要考虑舰载机的纵向控制问题，通常情况下，其纵向动力学模型可以表示为

$$\begin{cases}\dot{M}=\dfrac{1}{mv_{\mathrm{a}}}\left[T_{\mathrm{m}}\eta\cos\alpha-\dfrac{1}{2}C_D\rho(v_{\mathrm{a}}M)^2S-mg\sin\gamma\right]\\ \dot{\gamma}=\dfrac{1}{mv_{\mathrm{a}}M}\left[T_{\mathrm{m}}\eta\sin\alpha+\dfrac{1}{2}C_L\rho(v_{\mathrm{a}}M)^2S-mg\cos\gamma\right]\\ \dot{\theta}=q\\ \dot{q}=\dfrac{1}{2I_{yy}}\rho(v_{\mathrm{a}}M)^2Sc_{\mathrm{a}}C_m\\ \alpha=\theta-\gamma\\ \dot{x}_{\mathrm{g}}=v_{\mathrm{a}}M\cos\gamma-V_{\mathrm{C}}\\ \dot{z}_{\mathrm{g}}=-v_{\mathrm{a}}M\sin\gamma\\ \dot{H}=-\dot{z}_{\mathrm{g}}=Mv_{\mathrm{a}}\sin\gamma=V\sin\gamma\end{cases}\tag{1}$$

式中：H、M、γ、θ、q、α、x_{g}、z_{g}分别为舰载机的高度、马赫数、航迹爬升角、俯仰角、俯仰角速度、迎角及惯性位置坐标，其中，符号上“$\cdot$”表示求导；m为舰载机的质量；V、T_{m}、η、ρ、S、c_{a}、I_{yy}、v_{a}、V_{C}分别为舰载机速度、最大推力、推力系数（发动机油门）、大气密度、气动参考面积、平均气动弦长、俯仰转动惯量、声速及航母的航行速度；C_D、C_L、C_m分别为舰载机的阻力系数、升力系数及俯仰力矩系数，各气动系数的表达式可写为[21]

$$\begin{cases}C_L=C_{L\alpha}\alpha+C_{L\mathrm{e}}\delta_{\mathrm{e}}+C_{L0} & 0^\circ\leqslant\alpha\leqslant10^\circ\\ C_L=C_{L\alpha2}\alpha^2+C_{L\alpha'}\alpha+C_{L\mathrm{e}}\delta_{\mathrm{e}}+C_{L0'} & 10^\circ\leqslant\alpha\leqslant20^\circ\\ C_D=C_{D\alpha2}\alpha^2+C_{D\alpha}\alpha+C_{D0} & 0^\circ\leqslant\alpha\leqslant20^\circ\\ C_m=C_{m\alpha}\alpha+C_{m\mathrm{e}}\delta_{\mathrm{e}}+C_{mq}q+C_{m0}\end{cases}\tag{2}$$

式中：δ_{e}为升降舵偏角。由于发动推力的动态响应较慢，将油门输出η直接作为控制量会带来较大误差，因此，在控制系统设计过程中，必须考虑发动机油门输入δ_P与油门响应η之间的关系：

$$\frac{\eta}{\delta_P}=\frac{as+b}{s^2+cs+b}=\frac{2.671\,0s+1.184\,6}{s^2+2.533\,6s+1.184\,6}\tag{3}$$

式中：a、b、c为常数量；s为拉普拉斯变换的复变量。式(3)油门输入与油门响应之间的传递函数关系可以改写为

$$\begin{cases}\dot{\eta}=-c\eta+x_{\mathrm{m}}+a\delta_P\\ \dot{x}_{\mathrm{m}}=-b\eta+b\delta_P\end{cases}\tag{4}$$

式中：x_{m}为虚拟中间变量。至此，式(1)、式(2)和式(4)就构成了完整的舰载机着舰复飞非线性控制模型，为了对控制输入的变化率进行约束，此处，记系统的状态变量$\boldsymbol{X}=[M,\gamma,\theta,q,\delta_{\mathrm{e}},\eta,x_{\mathrm{m}},x_{\mathrm{g}},H]^{\mathrm{T}}$，控制变量$\boldsymbol{U}=[\dot{\delta}_{\mathrm{e}},\delta_P]^{\mathrm{T}}$，进一步，可将舰载机的非线性控制模型用$\dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{F}(\boldsymbol{X},\boldsymbol{U})$表示。

理想复飞轨迹的设计目标是使舰载机能够在最短的时间内离开着舰下滑道，并迅速爬升，以防止舰载机触碰海面或航母舰尾。因此，针对舰载机着舰复飞的最优控制问题可以表示为

$$\begin{cases}\max J=\Phi(\boldsymbol{X}(t_{\mathrm{f}}),t_{\mathrm{f}})=H(t_{\mathrm{f}})\\ \text{s.t.}\quad\dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{F}(\boldsymbol{X},\boldsymbol{U})\\ \qquad\boldsymbol{X}(t_0)=\boldsymbol{X}_0,x_{\mathrm{g}}(t_{\mathrm{f}})=x_{\mathrm{f}}\\ \qquad\boldsymbol{X}_{\min}\leqslant\boldsymbol{X}\leqslant\boldsymbol{X}_{\max},\boldsymbol{U}_{\min}\leqslant\boldsymbol{U}\leqslant\boldsymbol{U}_{\max}\end{cases}\tag{5}$$

式中：J为性能指标函数值；Φ为最优控制目标函数；t_{f}为终止时刻。式(5)表示经过特定的水平飞行距离$x_{\mathrm{f}}-x_0$后，舰载机爬升的高度最大。其中，路径约束$\boldsymbol{X}_{\min}\leqslant\boldsymbol{X}\leqslant\boldsymbol{X}_{\max}$，$\boldsymbol{U}_{\min}\leqslant\boldsymbol{U}\leqslant\boldsymbol{U}_{\max}$可改写为

$$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{X}(t),\boldsymbol{U}(t),t)\leqslant\boldsymbol{0}\qquad t_0\leqslant t\leqslant t_{\mathrm{f}}\tag{6}$$

边界约束$\boldsymbol{X}(t_0)=\boldsymbol{X}_0$，$x_{\mathrm{g}}(t_{\mathrm{f}})=x_{\mathrm{f}}$可改写为

$$\boldsymbol{B}(\boldsymbol{X}(t_0),t_0,\boldsymbol{X}(t_{\mathrm{f}}),t_{\mathrm{f}})=\boldsymbol{0}\tag{7}$$

路径约束中舰载机状态/控制变量的容许范围如表1所示。

表1 舰载机状态/控制变量的容许范围

Table 1 Admissible ranges of state and control variables

状态/控制变量	α/(°)	q	δ_P	δ_{e}/(°)	$\dot{\delta}_{\mathrm{e}}$/((°)·s^{-1})
容许取值范围	[1, 20]	[−1, 1]	[0, 1]	[−24, 10.5]	[−40, 40]

针对非线性最优控制问题式(5)，目前已有多种成熟的算法可以对其进行求解，此处选择Radau伪谱法[22-23]对该问题进行求解，以获得舰载机着舰复飞的最优控制方案和最优复飞轨迹对应的状态变量，下面对Radau伪谱法的基本原理进行简要介绍。

1) 时间区间离散及变换

利用 Radau 伪谱法对最优控制问题进行求解, 首先需要将求解的时间区间$[t_0,t_f]$划分为 K 个子区间 $[t_{k-1},t_k]$, $k=1,2,\cdots,K$, $t_0<t_1<t_2<\cdots<t_K=t_f$, 后续用符号$(\cdot)^{(k)}$表示在第 k 个子区间内的相关参数, 则有$t_0^{(k)}=t_{k-1}, t_f^{(k)}=t_k$, 因此, 可利用映射变换(式(8))将$[t_0^{(k)},t_f^{(k)}]$变换到区间 [−1, 1] 上:

$$\tau^{(k)}=\frac{2}{t_f^{(k)}-t_0^{(k)}}\left(t-\frac{t_f^{(k)}+t_0^{(k)}}{2}\right)\qquad t\in[t_0^{(k)},t_f^{(k)}] \tag{8}$$

进一步, 将状态变量、控制变量、性能函数及约束条件在一系列离散配点上进行多项式插值逼近, Radau 伪谱法的配点为 Legendre-Gauss-Radau (LGR) 点, N 阶 LGR 点是多项式方程$P_N(\tau)+P_{N-1}(\tau)=0$ 的根, $P_N(\tau)$为 N 阶的 Legendre 多项式:

$$P_N(\tau)=\frac{1}{2^N N!}\cdot\frac{\mathrm{d}^N}{\mathrm{d}\tau^N}[(\tau^2-1)^N] \tag{9}$$

2) 状态变量近似

设第 k 个子区间上的$N^{(k)}$个 LGR 配点分别为 $\tau_i^{(k)}, i=1,2,\cdots,N^{(k)}$, 同时增加 $\tau_{N^{(k)}+1}^{(k)}=1$ 这一插值节点, 则采用$N^{(K)}$阶 Lagrange 插值多项式$L_i^{(k)}(\tau)$作为基函数, 对状态变量进行近似可得

$$\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau)\approx\sum_{i=1}^{N^{(k)}+1}\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)})L_i^{(k)}(\tau)\qquad k=1,2,\cdots,K \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)})$为$\boldsymbol{X}^{(k)}$在节点$\tau_i^{(k)}$处的取值, 可以简记为$\boldsymbol{X}_i^{(k)}$; $L_i^{(k)}(\tau)=\prod_{j=1,j\neq i}^{N^{(k)}+1}\frac{\tau-\tau_j^{(k)}}{\tau_i^{(k)}-\tau_j^{(k)}}$为节点的 Lagrange 插值基函数, 其满足:

$$L_i^{(k)}(\tau_j^{(k)})=\delta_{ij}=\begin{cases}1 & i=j\\ 0 & i\neq j\end{cases} \tag{11}$$

式中: δ_{ij}为克罗内克函数。

3) 控制变量近似

由于前 K−1 个子区间的首个配点与区间连接点重合, 故可采用与状态变量相同的节点对前 K−1 个子区间上的控制变量进行近似:

$$\boldsymbol{U}^{(k)}(\tau)\approx\sum_{i=1}^{N^{(k)}+1}\boldsymbol{U}^{(k)}(\tau_i^{(k)})L_i^{(k)}(\tau)\qquad k=1,2,\cdots,K-1 \tag{12}$$

对于第 K 个子区间, 由于其右端点不属于 LGR 配点, 故直接利用$N^{(K)}-1$阶的 Lagrange 插值基函数$\tilde{L}_i^{(K)}(\tau)$对控制变量进行近似:

$$\boldsymbol{U}^{(K)}(\tau)\approx\sum_{i=1}^{N^{(K)}}\boldsymbol{U}^{(K)}(\tau_i)\tilde{L}_i^{(K)}(\tau) \tag{13}$$

式中:

$$\tilde{L}_i^{(K)}(\tau)=\prod_{j=1,j\neq i}^{N^{(K)}}\frac{\tau-\tau_j^{(K)}}{\tau_i^{(K)}-\tau_j^{(K)}} \tag{14}$$

4) 约束条件及性能指标函数转换

对状态变量求导有

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\tau}\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau)=\dot{\boldsymbol{X}}^{(k)}(\tau)\approx\sum_{i=1}^{N^{(k)}+1}\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)})\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\tau}L_i^{(k)}(\tau) \tag{15}$$

则在配点$\tau_j^{(k)}, j=1,2,\cdots,N^{(k)}$处, 对式 (15) 进行离散化, 可得

$$\dot{\boldsymbol{X}}^{(k)}(\tau_j^{(k)})\approx\sum_{i=1}^{N^{(k)}+1}D_{ji}^{(k)}\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)}) \tag{16}$$

式中: $D_{ji}^{(k)}=\dot{L}_i^{(k)}(\tau_j^{(k)}), i=1,2,\cdots,N^{(k)}+1$为 Radau 伪谱微分矩阵$\boldsymbol{D}^{(k)}$第 j 行第 i 列的分量, 阶数为 $N^{(k)}\times(N^{(k)}+1)$。将式 (16) 代入式 (5) 中的微分约束方程, 则可在配点处将微分约束方程转换为

$$\sum_{i=1}^{N^{(k)}+1}D_{ji}^{(k)}\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)})=\frac{t_f^{(k)}-t_0^{(k)}}{2}\boldsymbol{F}^{(k)}(\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau_j^{(k)}),\boldsymbol{U}^{(k)}(\tau_j^{(k)}),\tau_j^{(k)}) \tag{17}$$

进一步, 对路径约束条件进行离散化:

$$\boldsymbol{C}^{(k)}(\boldsymbol{X}^{(k)}(\tau_i^{(k)}),\boldsymbol{U}^{(k)}(\tau_i^{(k)}),\tau_i^{(k)})\leqslant\boldsymbol{0}\qquad i=1,2,\cdots,N^{(k)} \tag{18}$$

性能指标函数可写为

$$J\approx\Phi(\boldsymbol{X}^{(K)}(1),t_f^{(K)}) \tag{19}$$

边界条件可表示为

$$\boldsymbol{B}(\boldsymbol{X}^{(1)}(-1),t_0^{(1)},\boldsymbol{X}^{(K)}(1),t_f^{(K)})=\boldsymbol{0} \tag{20}$$

连接条件为子区间端点处的状态变量相等, 需要满足:

$$X_{N^{(k)}+1}^{(k)}=X_1^{(k+1)}\qquad k=1,2,\cdots,K-1 \tag{21}$$

5) 非线性规划问题求解

通过参数化处理后, 可将最优控制问题式 (5) 转化为非线性规划问题 (nonlinear programming problems, NLP) 进行求解, 借助于 NLP 求解器, 如 SNOPT 软件包等对 NLP 进行求解, 进而可以获得最优控制问题的解。

2　基于最优复飞轨迹的 DM-DSC 算法

在复飞控制系统的设计过程中, 需要对舰载机的复飞轨迹进行精确控制, 具体而言, 即要求舰载机能够准确地跟踪预定的参考复飞轨迹H_r, 下标 r 表示对应变量的标称参考值, 即对问题式 (5) 求解所得的结果。为了实现复飞控制, 可将式 (1) 中的动力学模型划分为由变量 V 所构成的速度子系统和以状态γ、θ和q组成的高度子系统, 2 个子系统分

别通过控制量δ_P和δ_e进行控制。由动力学模型式(1)可知,η可以通过影响推力进而影响高度子系统的动力学特性。因此,可以先对速度子系统进行控制器设计,得到δ_P的控制律及其所对应的η,再将所得的η代入到高度子系统中,进而再对δ_e的控制律进行设计。为了方便研究,此处做如下假设:

1)由于舰载机在复飞的过程中,其高度变化范围有限,因而在复飞过程中可认为大气密度保持不变;同时,在着舰过程中,航母一般不进行机动,故认为航母的速度恒定。

2)当前,有关飞行器的Backstepping控制研究中,为了保证控制系统模型满足严格反馈形式,通常需要忽略δ_e对于升力系数的影响,由于本文中的控制算法是对偏差模型施加控制,故在升力计算时可将δ_e的数值用其标称值δ_{er}进行代替,来减小直接忽略δ_e所引起的误差,同时将该近似处理方式所带来的误差作为系统的干扰进行处理。

3)与小迎角(10°内)下的飞行状态不同,在舰载机复飞的过程中,迎角α的变化范围较大,舰载机的升力系数与迎角间不再满足线性关系,会有α^2项出现,这也导致了最终的控制模型中会存在非仿射项,但在问题区间(迎角0°~20°)内,采用迎角的线性关系式表示升力系数的误差并不大,为简化问题,本文用迎角的线性关系式近似表示升力系数,简化处理所引起的误差作为系统的干扰部分进行处理。

基于此假设条件,本节对速度子系统及高度子系统的控制器分别进行设计。

2.1 速度子系统控制器设计

由式(1)和式(4)可以给出速度子系统的控制模型为

$$\begin{cases}\dot{V}=f_v+g_v\eta+d_v\\ \dot{\eta}=-c\eta+x_{\mathrm{m}}+a\delta_P\\ \dot{x}_{\mathrm{m}}=-b\eta+b\delta_P\end{cases}\tag{22}$$

式中:

$$\begin{cases}f_v=-\dfrac{QSC_D}{m}-g\sin x_1\\ g_v=\dfrac{T_{\mathrm{m}}\cos(x_2-x_1)}{m}\end{cases}\tag{23}$$

为了方便表示,记$x_1=\gamma$,$x_2=\theta$和$x_3=q$,$Q=\rho(v_aM)^2/2$为动压,d_v为气动参数不准确及外部干扰所引起的误差项。设理想复飞轨迹的状态变量及控制变量均已获得,则有

$$\begin{cases}\dot{V}_{\mathrm{r}}=f_{v\mathrm{r}}+g_{v\mathrm{r}}\eta_{\mathrm{r}}\\ \dot{\eta}_{\mathrm{r}}=-c\eta_{\mathrm{r}}+x_{\mathrm{mr}}+a\delta_{P\mathrm{r}}\\ \dot{x}_{\mathrm{mr}}=-b\eta_{\mathrm{r}}+b\delta_{P\mathrm{r}}\end{cases}\tag{24}$$

进一步,可以推导出速度子系统的偏差控制模型为

$$\begin{cases}\dot{V}_e=F_v+G_v\eta_{\mathrm{r}}+g_v\eta_e+d_v\\ \dot{\eta}_e=-c\eta_e+x_{\mathrm{m}e}+a\bar{\delta}_P\end{cases}\tag{25}$$

式中:$V_e=V-V_{\mathrm{r}}$;$F_v=f_v-f_{v\mathrm{r}}$;$G_v=g_v-g_{v\mathrm{r}}$;$\eta_e=\eta-\eta_{\mathrm{r}}$;$x_{\mathrm{m}e}=x_{\mathrm{m}}-x_{\mathrm{mr}}$;$\bar{\delta}_P=\delta_P-\delta_{P\mathrm{r}}$。进一步,以$\eta_e$为虚拟控制变量,则其所对应的控制律可以设计为

$$\eta_e^{\mathrm{cmd}}=(-k_vV_e-F_v-G_v\eta_{\mathrm{r}}-\hat{d}_v)/g_v-\mu_P\tag{26}$$

式中:$\hat{d}_v$为误差项d_v的估计值;μ_P为抗饱和辅助变量。

为了避免控制饱和对控制系统性能造成的不利影响,这里借鉴文献[24]的思想,设计如下抗饱和辅助系统对控制信号进行补偿:

$$\begin{cases}\dot{\mu}_P=-k_{\mathrm{a}1}\mu_P+a(\bar{\delta}_P-\bar{\delta}_P^{\mathrm{cmd}})\\ \mu_P(0)=0\end{cases}\tag{27}$$

式中:$k_{\mathrm{a}1}>0$为常数。同时,为了避免反演控制中的"微分膨胀"问题,本文采用动态面方法处理控制系统的控制输入信号:

$$\begin{cases}\tau_v\dot{\bar{\eta}}_e^{\mathrm{cmd}}+\bar{\eta}_e^{\mathrm{cmd}}=\eta_e^{\mathrm{cmd}}\\ \bar{\eta}_e^{\mathrm{cmd}}(0)=\eta_e^{\mathrm{cmd}}(0)\end{cases}\tag{28}$$

式中:τ_v为时间常数。进一步,令$S_v=\eta_e-\bar{\eta}_e^{\mathrm{cmd}}$,$z_P=S_v-\mu_P$,则舰载机油门输入控制律可以设计为

$$\bar{\delta}_P^{\mathrm{cmd}}=(-k_Pz_P+c\eta_e-x_{\mathrm{m}e}-k_{\mathrm{a}1}\mu_P+\dot{\bar{\eta}}_e^{\mathrm{cmd}}-g_vV_e)/a\tag{29}$$

2.2 干扰观测器设计

在舰载机的复飞动力学模型中,其干扰项主要是由于外界环境干扰、模型的简化及气动参数的漂移等因素所导致的,针对该因素的干扰,董朝阳等[25]采用扩张状态观测器(extended state observer, ESO)[26]取得了良好的估计效果,ESO的一大优势在于其不需要系统的大量已知信息,但是由于舰载机的复飞动力学模型是已知的,这种情况下,此处采用参数更易整定的线性状态扩张观测器(linear state expansion observer, LESO)对系统中的未知干扰进行估计,其观测方程可以写为[27]

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{z}}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{z}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{s}}u+\boldsymbol{L}(y-\hat{y})\\ \hat{y}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{z}\end{cases}\tag{30}$$

式中:$\boldsymbol{z}$为状态观测向量;$\hat{y}$为系统输出的估计值,针对一阶系统有:

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}_{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}0&1\\0&0\end{bmatrix},\boldsymbol{B}_{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}b\\0\end{bmatrix},\boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}=[1\quad 0]\\ \boldsymbol{L}=\begin{bmatrix}\beta_1\\\beta_2\end{bmatrix},\boldsymbol{z}=\begin{bmatrix}z_1\\z_2\end{bmatrix}\end{cases}\tag{31}$$

根据式(30)设计d_v的观测器,并将其表示为分量形式

$$\begin{cases} E_v = Z_{v1} - V \\ \dot{Z}_{v1} = Z_{v2} + f_v + g_v\eta - \beta_{v1}E_v \\ \dot{Z}_{v2} = -\beta_{v2}E_v \end{cases} \tag{32}$$

式中: $\hat{d}_v = Z_{v2}$; E_v为观测器的估计误差; β_{v1}和β_{v2}为观测增益, 均为正数。由于实际物理场景中$\dot{d}_v$可认为是有界的, 因此, 通过选择合适的观测器增益, 可以保证的观测器的估计误差也是有界的[28], 即

$$\left|\tilde{d}_v\right| = \left|d_v - \hat{d}_v\right| \leqslant \varepsilon_v \tag{33}$$

采用文献 [29] 中给出的参数整定方法来确定观测增益, 即通过极点配置法将 LESO 的全部极点配置在$-\bar{\omega}_v$处, 可确定增益系数为

$$\beta_{vi} = \frac{(n+1)!}{i!(n+1-i)!}\bar{\omega}_v^i \qquad i = 1,2 \tag{34}$$

式中: $\bar{\omega}_v$为观测器的带宽; n为系统阶数。后续在 2.3 节高度控制回路中也将采用 LESO 设计方法对干扰观测器进行设计。

2.3　高度子系统控制器设计

根据第 2 节假设, 给出航迹角子系统的简化模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1 + g_1x_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = f_3 + g_3\delta_{\mathrm{e}} + d_3 \end{cases} \tag{35}$$

式中:

$$\begin{cases} f_1 = \dfrac{QS(-C_{L\alpha}x_1 + C_{L0} + C_{L\delta_{\mathrm{e}}}\delta_{\mathrm{er}}) - T_{\mathrm{m}}\eta x_1}{mMv_{\mathrm{a}}} - \dfrac{g}{Mv_{\mathrm{a}}}\cos x_1 \\ f_3 = \dfrac{QSc_{\mathrm{a}}\left[C_{m\alpha}(x_2 - x_1) + C_{mq}x_3 + C_{m0}\right]}{I_{yy}} \\ g_1 = \dfrac{QSC_{L\alpha} + T_{\mathrm{m}}\eta}{mMv_{\mathrm{a}}} \\ g_3 = \dfrac{QSc_{\mathrm{a}}C_{m\delta_{\mathrm{e}}}}{I_{yy}} \end{cases} \tag{36}$$

d_1和d_3分别为由于系统模型近似、气动参数不准确及外部干扰所引起的误差项。由于最优复飞轨迹中的各变量满足:

$$\begin{cases} \dot{x}_{1\mathrm{r}} = f_{1\mathrm{r}} + g_{1\mathrm{r}}x_{2\mathrm{r}} + d_{1\mathrm{r}} \\ \dot{x}_{2\mathrm{r}} = x_{3\mathrm{r}} \\ \dot{x}_{3\mathrm{r}} = f_{3\mathrm{r}} + g_{3\mathrm{r}}\delta_{\mathrm{er}} \end{cases} \tag{37}$$

式中: 下标 r 表示各变量在标准参考轨迹中所对应的数值, $d_{1\mathrm{r}}$为系统模型近似所引起的误差项。定义变量:

$$\begin{cases} x_{1e} = x_1 - x_{1\mathrm{r}} \\ x_{2e} = x_2 - x_{2\mathrm{r}} \\ x_{3e} = x_3 - x_{3\mathrm{r}} \\ F_1 = f_1 - f_{1\mathrm{r}} \\ F_3 = f_3 - f_{3\mathrm{r}} \\ \bar{\delta}_{\mathrm{e}} = \delta_{\mathrm{e}} - \delta_{\mathrm{er}} \\ G_1 = g_1 - g_{1\mathrm{r}} \\ G_3 = g_3 - g_{3\mathrm{r}} \end{cases} \tag{38}$$

则将式 (35) 和式 (37) 作差, 并整理得

$$\begin{cases} \dot{x}_{1e} = F_1 + G_1x_{2\mathrm{r}} + g_1x_{2e} + d_1 - d_{1\mathrm{r}} \\ \dot{x}_{2e} = x_{3e} \\ \dot{x}_{3e} = F_3 + G_3\delta_{\mathrm{er}} + g_3\bar{\delta}_{\mathrm{e}} + d_3 \end{cases} \tag{39}$$

由于$\sin\gamma \approx \gamma$, 这里近似认为$\dot{H} \approx V\gamma$, 进一步可以得到舰载机的高度误差方程为

$$\dot{H}_e = (V - V_{\mathrm{r}})\gamma_{\mathrm{r}} + V\gamma_e \tag{40}$$

根据式(40)设计航迹角的指令信号为

$$x_{1e}^{\mathrm{cmd}} = \frac{-k_{\mathrm{h}}H_e - (V - V_{\mathrm{r}})\gamma_{\mathrm{r}}}{V} \tag{41}$$

由式(40)和式(41)可知, 对于高度轨迹的跟踪可以转化为对航迹角的跟踪, 即对于高度子系统的控制目标可以转化为对航迹角指令信号x_{1e}^{cmd}的跟踪。同样, 采用动态面方法处理控制输入信号:

$$\begin{cases} \tau_i\dot{\bar{x}}_{ie}^{\mathrm{cmd}} + \bar{x}_{ie}^{\mathrm{cmd}} = x_{ie}^{\mathrm{cmd}} \\ \bar{x}_{ie}^{\mathrm{cmd}}(0) = x_{ie}^{\mathrm{cmd}}(0) \end{cases} \qquad i = 1,2,3 \tag{42}$$

式中: $\tau_i, i = 1,2,3$为时间常数。定义$S_1 = x_{1e} - \bar{x}_{1e}^{\mathrm{cmd}}$, 进一步, 取中间变量$x_{2e}$的虚拟控制信号:

$$x_{2e}^{\mathrm{cmd}} = (-k_1S_1 - F_1 - G_1x_{2\mathrm{r}} + \dot{\bar{x}}_{1e}^{\mathrm{cmd}} - \hat{d}_1)/g_1 \tag{43}$$

式中: $\hat{d}_1$为$d_1 - d_{1\mathrm{r}}$的估计信号, 其对应的观测器方程为

$$\begin{cases} E_1 = Z_{11} - x_{1e} \\ \dot{Z}_{11} = Z_{12} + F_1 + G_1x_{2\mathrm{r}} + g_1x_{2e} - \beta_{11}E_1 \\ \dot{Z}_{12} = -\beta_{12}E_1 \end{cases} \tag{44}$$

式中: $\hat{d}_1 = Z_{12}$; E_1为观测器的估计误差; β_{11}和β_{12}为观测增益, 均为正数, 观测器带宽$\bar{\omega}_1$确定后, 可按式 (34) 确定观测增益。

同样, 采用动态面方法, 利用式 (42) 获得x_{2e}^{cmd}所对应的$\bar{x}_{2e}^{\mathrm{cmd}}$和$\dot{\bar{x}}_{2e}^{\mathrm{cmd}}$, 并定义$S_2 = x_{2e} - \bar{x}_{2e}^{\mathrm{cmd}}$。为了避免控制饱和对控制性能带来的不良影响, 引入抗饱和辅助变量μ_q对控制信号进行补偿:

$$\begin{cases} \dot{\mu}_q = -k_{\mathrm{a}2}\mu_q + g_3(\bar{\delta}_{\mathrm{e}} - \bar{\delta}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{cmd}}) \\ \mu_q(0) = 0 \end{cases} \tag{45}$$

设计x_{3e}的控制信号为

$$x_{3e}^{\mathrm{cmd}} = -k_2S_2 - g_1S_1 + \dot{\bar{x}}_{2e}^{\mathrm{cmd}} - \mu_q \tag{46}$$

利用式 (42) 获得x_{3e}^{cmd}所对应的$\bar{x}_{3e}^{\mathrm{cmd}}$和$\dot{\bar{x}}_{3e}^{\mathrm{cmd}}$, 并定义$S_3 = x_{3e} - \bar{x}_{3e}^{\mathrm{cmd}}$, $z_q = S_3 - \mu_q$。进一步, 设计舵偏角指令的控制律为

$$\bar{\delta}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{cmd}} = (-k_3z_q - F_3 - G_3\delta_{\mathrm{er}} + \dot{\bar{x}}_{3e}^{\mathrm{cmd}} - k_{\mathrm{a}2}\mu_q - S_2 - \hat{d}_3)/g_3 \tag{47}$$

式中: $\hat{d}_3$为d_3的估计信号, 其对应的观测器方程为

$$\begin{cases} E_3 = Z_{31} - x_{3e} \\ \dot{Z}_{31} = Z_{32} + f_3 + g_3\delta_{\mathrm{e}} - \beta_{31}E_3 \\ \dot{Z}_{32} = -\beta_{32}E_3 \end{cases} \tag{48}$$

式中：$\hat{d}_3 = Z_{32}$；E_3为观测器的估计误差；β_{31}和β_{32}为观测增益，均为正数，观测器带宽$\bar{\omega}_3$确定后，可按式 (34) 确定观测增益。

将式 (29) 和式 (47) 得到控制律信号$\bar{\delta}_P^{\rm cmd}$和$\bar{\delta}_{\rm e}^{\rm cmd}$分别与理想最优复飞轨迹所对应的标称控制信号$\delta_{P{\rm r}}$和$\delta_{\rm er}$相加，并经过限幅处理后，便可得到系统的最终控制信号δ_P和$\delta_{\rm e}$，对于本节中所设计的复飞控制系统，其控制结构示意图如图 2 所示。

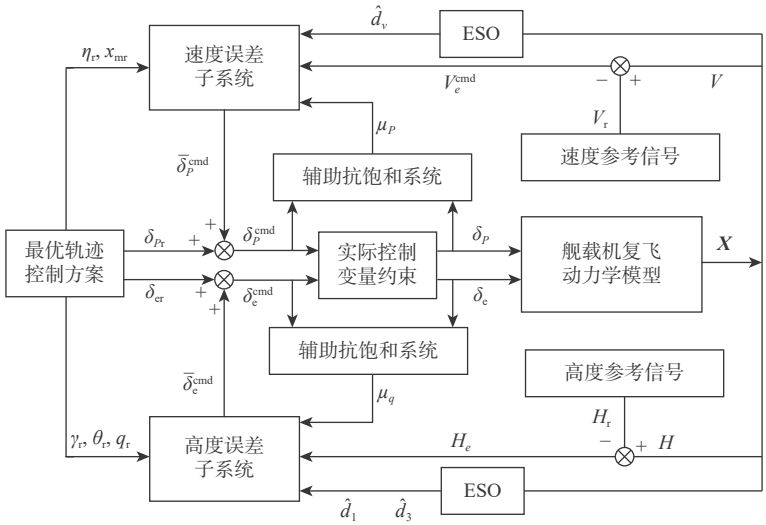


图 2 自动复飞控制系统结构示意图

Fig. 2 Diagram of automatic wave-off control system

3 稳定性分析

对于 Backstepping 和动态面控制算法的稳定性，在相关文献中已有完整的证明，但由于本文控制算法是基于偏差模型设计的，且控制器的设计与已有文献中的算法存在差异，因此，需要对本文控制算法的稳定性进行分析。此处借鉴文献 [24] 中的思路对 DM-DSC 算法的稳定性进行分析：

令$W_v = V_e^2/2$，则有

$$\dot{W}_v = -k_v V_e^2 + g_v V_e(\eta_e - \eta_e^{\rm cmd} - \mu_P) + \tilde{d}_v V_e \tag{49}$$

式中：$\tilde{d}_v = d_v - \hat{d}_v$。进一步，取$W_P = z_P^2/2$，则有

$$\begin{aligned}\dot{W}_P =& z_P(\dot{S}_v - \dot{\mu}_P) = z_P(\dot{\eta}_e - \dot{\bar{\eta}}_e^{\rm cmd} - \dot{\mu}_P) = \\ & z_P[-c\eta_e + x_{\rm me} + a\bar{\delta}_P - \dot{\bar{\eta}}_e^{\rm cmd} + k_{\rm a1}\mu_P - \\ & a(\bar{\delta}_P - \bar{\delta}_P^{\rm cmd})] = -k_P z_P^2 - g_v V_e(\eta_e - \bar{\eta}_e^{\rm cmd} - \mu_P)\end{aligned} \tag{50}$$

所以有

$$\dot{W}_v + \dot{W}_P = -k_v V_e^2 - k_P z_P^2 - g_v V_e \omega_\eta + \tilde{d}_v V_e \tag{51}$$

式中：$\omega_\eta = \eta_e^{\rm cmd} - \bar{\eta}_e^{\rm cmd}$。

同样，令$W_1 = S_1^2/2$，则有

$$\dot{W}_1 = -k_1 S_1^2 + g_1 S_1(x_{2e} - x_{2e}^{\rm cmd}) + \tilde{d}_1 S_1 \tag{52}$$

令$W_2 = S_2^2/2$，则有

$$\dot{W}_2 = -k_2 S_2^2 - g_1 S_1(x_{2e} - \bar{x}_{2e}^{\rm cmd}) + S_2(x_{3e} - x_{3e}^{\rm cmd}) - \mu_q S_2 \tag{53}$$

进一步，令$W_3 = z_q^2/2$，则有

$$\begin{aligned}\dot{W}_3 =& z_q(\dot{S}_3 - \dot{\mu}_q) = z_q(\dot{x}_{3e} - \dot{\bar{x}}_{3e}^{\rm cmd} - \dot{\mu}_q) = \\ & z_q(F_3 + G_3\delta_{\rm er} + d_3 - \dot{\bar{x}}_{3e}^{\rm cmd} + k_{\rm a2}\mu_q + g_3\bar{\delta}_{\rm e}^{\rm cmd}) = \\ & -k_3 z_q^2 + z_q\tilde{d}_3 - S_2(x_{3e} - \bar{x}_{3e}^{\rm cmd} - \mu_q)\end{aligned} \tag{54}$$

所以有

$$\begin{aligned}\dot{W}_1 + \dot{W}_2 + \dot{W}_3 =& -k_1 S_1^2 - k_2 S_2^2 - k_3 z_q^2 - g_1 S_1 \omega_2 - \\ & S_2\omega_3 + \tilde{d}_1 S_1 + \tilde{d}_3 z_q\end{aligned} \tag{55}$$

式中：$\tilde{d}_1 = d_1 - d_{1{\rm r}} - \hat{d}_1$；$\tilde{d}_3 = d_3 - \hat{d}_3$；$\omega_2 = x_{2e}^{\rm cmd} - \bar{x}_{2e}^{\rm cmd}$；$\omega_3 = x_{3e}^{\rm cmd} - \bar{x}_{3e}^{\rm cmd}$。

令$\omega_1 = x_{1e}^{\rm cmd} - \bar{x}_{1e}^{\rm cmd}$，由于在舰载机复飞过程中，状态变量及控制变量均存在一定的取值约束范围，进而可知$V_e, F_v, G_v, \eta_{\rm r}, g_v$及其导数均有界，且$g_v \neq 0$，实际情况中，干扰$d_v$及其导数可认为是有界的，进一步，由文献 [8] 中的分析可知，在有限时间内，$a(\bar{\delta}_P - \bar{\delta}_P^{\rm cmd})$和$\mu_P$均有界，所以$\dot{\mu}_P$有界，利用链式法则对式 (26) 进行求导，并结合本节分析可知，$\dot{\eta}_e^{\rm cmd}$有界，也即$|\dot{\eta}_e^{\rm cmd}| \leqslant \sigma_\eta$。经类似的分析过程有$|\dot{x}_{ie}^{\rm cmd}| \leqslant \sigma_i$，$i = 1,2,3$，则根据动态面方程可得

$$\omega_i\dot{\omega}_i \leqslant -\frac{1}{\tau_i}\omega_i^2 + \sigma_i|\omega_i| \qquad i = \eta, 1, 2, 3 \tag{56}$$

进一步，根据表 1 中的复飞约束条件可知，$g_v \leqslant \sigma_4$=3.5，且当 V<100 m/s 时，有$g_1 \leqslant \sigma_5$=0.7。

将$W = W_v + W_P + \sum_{i=1}^{3} W_i + \frac{1}{2}\omega_\eta^2 + \sum_{i=1}^{3}\frac{1}{2}\omega_i^2$取为准 Lyapunov 函数，则有

$$\dot{W}=-k_vV_e^2-k_Pz_P^2-k_1S_1^2-k_2S_2^2-k_3z_q^2-g_vV_e\omega_\eta+\tilde{d}_vV_e-$$
$$g_1S_1\omega_2-S_2\omega_3+\tilde{d}_1S_1+\tilde{d}_3z_q+\sum_{i=1}^{3}\omega_i\dot{\omega}_i+\omega_\eta\dot{\omega}_\eta\leqslant$$
$$-k_vV_e^2-k_Pz_P^2-k_1S_1^2-k_2S_2^2-k_3z_q^2-g_vV_e\omega_\eta+\tilde{d}_vV_e-$$
$$g_1S_1\omega_2-S_2\omega_3+\tilde{d}_1S_1+\tilde{d}_3z_q-\sum_{i=1}^{3}\frac{\omega_i^2}{\tau_i}-\frac{\omega_\eta^2}{\tau_\eta}+$$
$$\sum_{i=1}^{3}\sigma_i|\omega_i|+\sigma_\eta|\omega_\eta| \tag{57}$$

根据 Young 不等式方程$xy\leqslant x^2/2+y^2/2$, 且对于式 (44) 和式 (48) 所对应的 LESO 有$|\tilde{d}_1|\leqslant\varepsilon_1, |\tilde{d}_3|\leqslant\varepsilon_3$, 所以有

$$\dot{W}\leqslant-k_vV_e^2-k_Pz_P^2-k_1S_1^2-k_2S_2^2-k_3z_q^2+\frac{1}{2}\sigma_4V_e^2+$$
$$\frac{1}{2}\sigma_4\omega_\eta^2+\frac{1}{2}\varepsilon_v^2+\frac{1}{2}V_e^2+\frac{1}{2}\sigma_5S_1^2+\frac{1}{2}\sigma_5\omega_2^2+$$
$$\frac{1}{2}S_2^2+\frac{1}{2}\omega_3^2+\frac{1}{2}\varepsilon_1^2+\frac{1}{2}S_1^2+\frac{1}{2}\varepsilon_3^2+\frac{1}{2}z_q^2-$$
$$\sum_{i=1}^{3}\frac{\omega_i^2}{\tau_i}-\frac{\omega_\eta^2}{\tau_\eta}+\sum_{i=1}^{3}\left(\frac{1}{2}\sigma_i^2+\frac{1}{2}\omega_i^2\right)+\frac{1}{2}\sigma_\eta^2+\frac{1}{2}\omega_\eta^2\leqslant$$
$$-\left(k_v-\frac{1}{2}\sigma_4-\frac{1}{2}\right)V_e^2-k_Pz_P^2-\left(k_1-\frac{1}{2}\sigma_5-\frac{1}{2}\right)S_1^2-$$
$$\left(k_2-\frac{1}{2}\right)S_2^2-\left(k_3-\frac{1}{2}\right)z_q^2-\left(\frac{1}{\tau_\eta}-\frac{1}{2}\sigma_4-\frac{1}{2}\right)\omega_\eta^2-$$
$$\left(\frac{1}{\tau_3}-1\right)\omega_3^2-\left(\frac{1}{\tau_2}-\frac{1}{2}\sigma_5-\frac{1}{2}\right)\omega_2^2-\left(\frac{1}{\tau_1}-\frac{1}{2}\right)\omega_1^2+$$
$$\frac{1}{2}\varepsilon_v^2+\frac{1}{2}\varepsilon_1^2+\frac{1}{2}\varepsilon_3^2+\frac{1}{2}\sigma_\eta^2+\sum_{i=1}^{3}\frac{1}{2}\sigma_i^2 \tag{58}$$

取控制系数满足:

$$\begin{cases}k_v>\dfrac{1}{2}\sigma_4+\dfrac{1}{2}\\ k_1>\dfrac{1}{2}\sigma_5+\dfrac{1}{2}\\ k_2>\dfrac{1}{2}\\ k_3>\dfrac{1}{2}\\ \dfrac{1}{\tau_1}>\dfrac{1}{2}\\ \dfrac{1}{\tau_2}>\dfrac{1}{2}\sigma_5+\dfrac{1}{2}\\ \dfrac{1}{\tau_3}>1\\ \dfrac{1}{\tau_\eta}>\dfrac{1}{2}\sigma_4+\dfrac{1}{2}\end{cases} \tag{59}$$

令

$$\bar{K}=\min\left(k_v-\frac{1}{2}\sigma_4-\frac{1}{2},k_P,k_1-\frac{1}{2}\sigma_5-\frac{1}{2},\right.$$
$$k_2-\frac{1}{2},k_3-\frac{1}{2},\frac{1}{\tau_1}-\frac{1}{2},\frac{1}{\tau_2}-\frac{1}{2}\sigma_5-\frac{1}{2},$$
$$\left.\frac{1}{\tau_3}-1,\frac{1}{\tau_\eta}-\frac{1}{2}\sigma_4-\frac{1}{2}\right) \tag{60}$$

$$\Gamma=\frac{1}{2}\left[\sum_{i=1}^{3}\sigma_i^2+\sigma_\eta^2+\varepsilon_v^2+\varepsilon_1^2+\varepsilon_3^2\right] \tag{61}$$

则有$\dot{W}\leqslant-\bar{K}W+\Gamma$, 即当$W\geqslant\Gamma/\bar{K}$时, $\dot{W}\leqslant0$, 所以可知W一致有界。

4　仿真校验

取舰载机的初始状态为

$$\begin{cases}V_0=61.4\text{ m/s},\ \gamma_0=-5.7°,\ \theta_0=4.7°\\ q_0=-1.8(°)/\text{s},\ \eta_0=0.254,\ x_{\text{m0}}=0\\ x_0=-1\,068\text{ m},\ H_0=-3.6\text{ m},\ x_{\text{f}}=0\text{ m}\end{cases} \tag{62}$$

仿真步长τ=0.005 s, 控制器及观测器参数选为

$$\begin{cases}k_v=2.5,k_h=k_P=0.05,k_1=1,k_2=k_3=0.6\\ \tau_1=\tau_2=\tau_3=\tau_\eta=0.1,k_{\text{a1}}=k_{\text{a2}}=0.2\\ \bar{\omega}_v=100,\bar{\omega}_1=50,\bar{\omega}_3=50\end{cases} \tag{63}$$

为了更好地模拟实际情况, 对舰载机的气动参数引入 1% 以内的随机误差。与一般的飞行控制问题不同, 舰载机在着舰复飞过程中必须要考虑舰尾复杂流场的干扰影响。为了模拟舰尾气流的影响, 本节通过工程化模型[30]来对舰尾流场进行模拟, 结果如图 3 所示, u_{g}和w_{g}分别表示水平方向的舰尾流及垂直方向的舰尾流强度, 横坐标中的负值表示位于航母俯仰中心的后方, 正值表示位于俯仰中心前方。

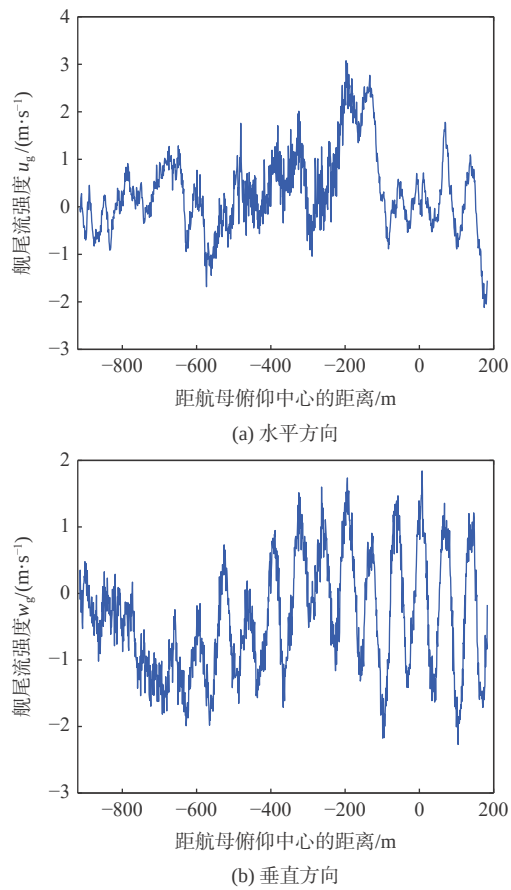


图 3　水平和垂直方向舰尾流强度

Fig. 3　Horizontal and vertical intensity of carrier air wake

利用 GPOPS 软件对舰载机的最优复飞轨迹进行优化求解，得到最优的复飞轨迹及其对应的期望速度。在进行最优轨迹求解的过程中，为了留有一定的安全裕度和控制裕量，将状态变量及控制变量的取值范围限制为表 1 中极限值的 0.8 倍（具体数值可根据实际需要设置，且由于最优控制方案中，发动机输入δ_P在绝大多数时间内都取为极大值，为简化问题，在求解过程中，直接将δ_P限定为其极大值的 0.8 倍，这一限定对最终的复飞轨迹结果影响不大）。

在考虑舰尾流干扰及气动参数漂移的情况下，采用 DM-DSC 算法对舰载机进行复飞控制。同时，为了验证 DM-DSC 算法的优势，选择文献 [2] 中的自动复飞模糊控制算法及文献 [31] 中基于最优轨迹的前馈控制算法进行对比，可得在相同的仿真条件下，3 种算法对速度子系统的控制结果如图 4 所示。

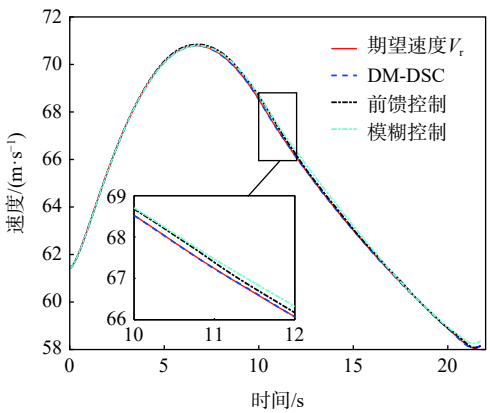


图 4 速度子系统跟踪控制误差

Fig. 4 Tracking control errors of speed subsystem

由图 4 可知，采用 3 种算法均可以对期望速度进行有效的跟踪，但相对而言，DM-DSC 算法较另外 2 种控制算法具有更高的控制精度。

为了定量地分析 3 种算法的控制效果，图 5 中给出了 3 种算法所对应的速度误差曲线，可以看出，在整个复飞过程中，DM-DSC 算法可以将速度误差控制在±0.05 m/s 以内，而前馈控制算法和模糊控制算法的最大控制误差分别达到了±0.18 m/s 和±0.26 m/s。可见 DM-DSC 算法的控制误差明显小于另外 2 种算法，且模糊控制算法的控制精度最差。

图 6 和图 7 分别为 3 种算法对于高度子系统的控制结果及控制误差。可以分析出，对于高度控制回路，DM-DSC 算法同样具有更高的控制精度，在考虑舰尾流干扰及气动参数漂移的情况下，DM-DSC 算法的高度控制误差在±0.45 m 以内，前馈控制算法的控制误差则在±1 m 以内，而模糊控制算法的控制误差达到了±2.7 m。因此，DM-DSC 算法在

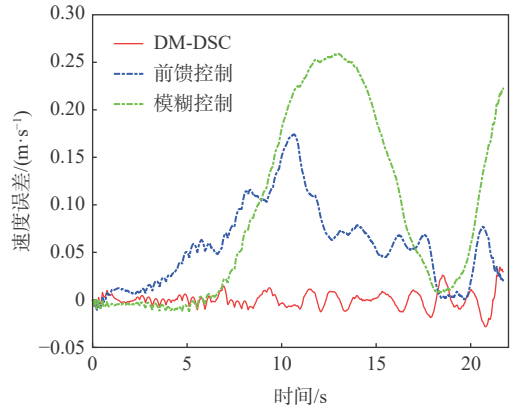


图 5 高度子系统跟踪控制结果

Fig. 5 Tracking control results of altitude subsystem

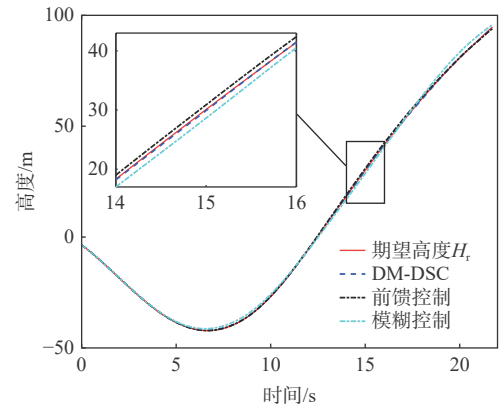


图 6 高度子系统跟踪控制误差

Fig. 6 Tracking control errors of altitude subsystem

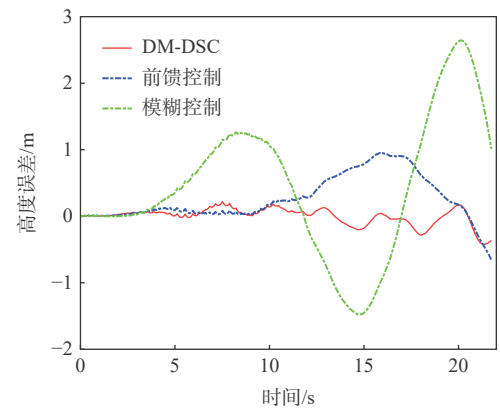


图 7 控制系统油门输入

Fig. 7 Throttle input of control system

2 个子回路中均具有良好的控制效果。

由于文献 [2] 中给出的是升降舵偏角与迎角误差和迎角误差变化率之间的模糊控制逻辑关系，为了对比算法的轨迹跟踪效果，在模糊控制效果仿真过程中按照文献 [2] 中给出模糊控制逻辑关系，分别构建了升降舵偏角与高度误差和高度误差变化率及油门输入与速度误差和速度误差变化率之间的模糊控制关系，并经参数调试后对复飞轨迹进行跟踪控制。

图 8 为 DM-DSC 算法在控制过程中的油门输入曲线, 其对应的油门输出响应曲线如图 9 所示。可见在 6 s 之后, 油门输入较参考轨迹对应的油门输入有较大的波动。这是由于在 6 s 时刻左右, 舰载机开始进入了舰尾流的影响范围内, 控制偏差增大, 相应地, 控制系统需要提供较大的控制量来抑制舰尾流所产生的影响。图 9 中的油门输出也具有相似的变化趋势。

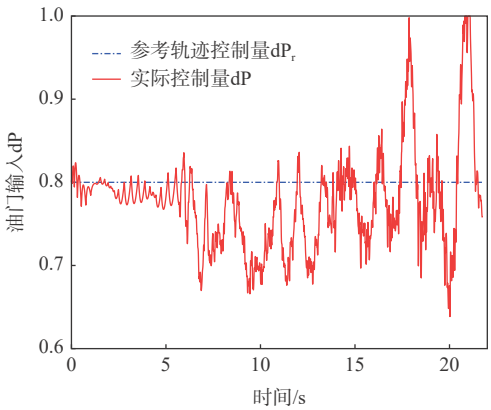


图 8　发动机油门输出响应

Fig. 8　Output response of engine thrust

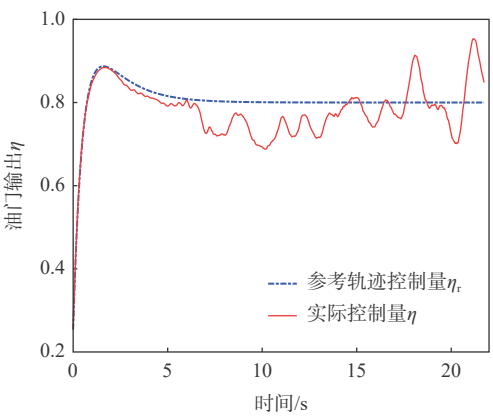


图 9　控制系统舵偏角输入

Fig. 9　Elevator deflection input of control system

图 10 为 DM-DSC 算法所对应的升降舵偏角输入结果曲线, 可以分析出, 除最后阶段 (19～22 s) 外, 参考轨迹所对应的舵偏角均在某一定值附近变化, 当考虑控制过程中存在的各种干扰后, DM-DSC 算法所给出的控制方案围绕着参考轨迹的控制量小范围上下波动。

图 11 为升降舵偏角变化率曲线。可以分析出, 舵偏角变化率在起始阶段和 10 s 后间歇性的达到饱和数值(图中的绿色虚线表示舵偏角变化率的最大允许值)。

图 12 为速度回路和高度回路抗饱和系统的补偿信号。可以分析出, 对于补偿信号μ_P, 其在前 21 s 内均为 0, 这是由于在前 21 s 内油门输入未达到饱

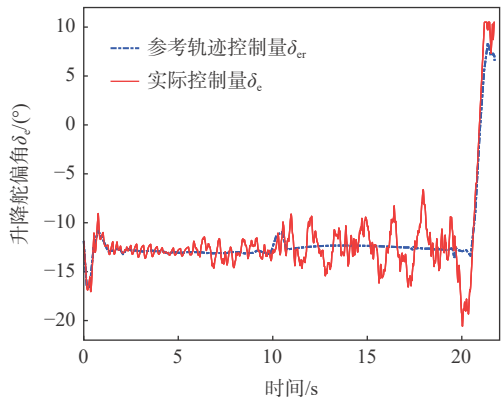


图 10　舵偏角输入变化率

Fig. 10　Rate of change of elevator deflection input

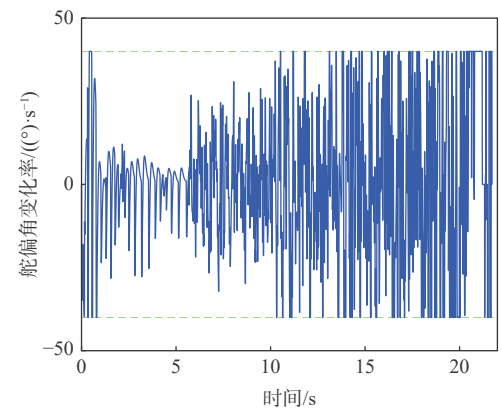


图 11　抗饱和系统的补偿信号

Fig. 11　Compensation signal of anti-saturation system

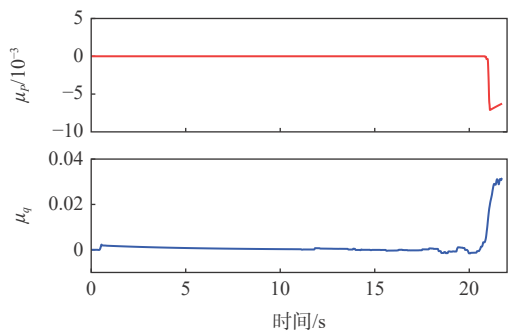


图 12　未知干扰的估计结果

Fig. 12　Estimation results of unknown disturbances

和, 故$\bar{\delta}_P = \bar{\delta}_P^{\mathrm{cmd}}$, μ_P保持为零; 与μ_P不同, 由于舵偏角速率在 0.4 s 左右就出现了较为明显的饱和现象, 这也使得μ_q信号在控制过程开始后不久便对控制量进行了补偿, 但在时间区间 [1, 10] s 内, 舵偏角及其角速率均未出现饱和现象, 补偿信号μ_q在这一时间段内逐渐收敛到 0 附近。

图 13 和图 14 分别为 LESO 对系统中未知干扰的估计结果及估计误差。从图 13 中可以分析出, 在前 6 s 内, Z_{v2}和Z_{32}的数值接近于零。这是由于在前 6 s 内, 舰载机尚未进入舰尾流的影响范围内, d_v和d_3中只包含了气动参数不确定性对系统带来的

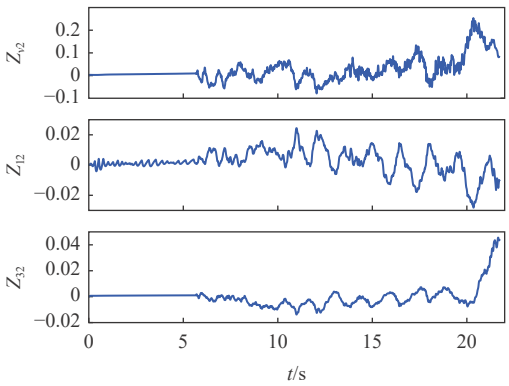


图13 LESO的估计误差

Fig. 13 Estimation errors of LESO

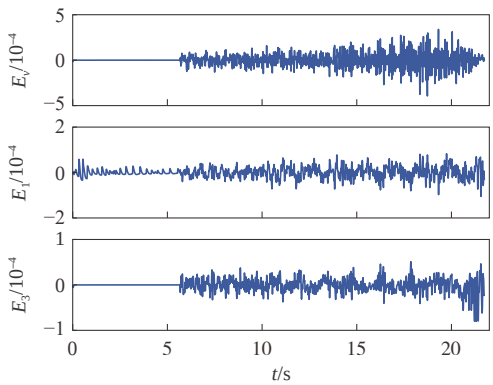


图14 速度子系统跟踪控制结果

Fig. 14 Tracking control results of speed subsystem

干扰，加之仿真过程中，在气动参数中引入的1%以内的随机误差相对较小，故其相对应的估计结果Z_{v2}和Z_{32}数值与6 s后的估计结果相比较小。由于d_1中还包含了模型近似所引起的误差，所以其对应的估计值Z_{i2}与6 s后的估计结果相比不可忽略。

基于以上分析可知，在本文的仿真条件下，舰尾流和模型近似是引起控制干扰的主要因素。进一步，由图14可知，采用LESO对系统中的未知干扰进行估计时，观测器的估计误差均小于5×10^{-4}，可见LESO可以较好地实现对系统中未知干扰项的估计。

5 结 论

1）普通的Backstepping算法通常需要对模型中不满足严反形式的项进行忽略，而利用偏差模型进行控制系统设计时，可以将非严反项用其参考值进行替代，从而提高了建模的精度。

2）采用偏差模型进行控制方案设计时，充分利用了最优复飞轨迹的信息，相应的控制方案实际上是在最优复飞轨迹基础上对系统的偏差量进行修正。

3）利用偏差系统模型和抗饱和辅助系统，较好地解决了当系统在控制极限附近时，控制效果会因控制饱和而受到影响的问题。

同时，值得注意的是，在利用本文算法对复飞轨迹进行跟踪控制时，需要事先知道理想模型条件下，待跟踪轨迹所对应的控制变量和状态变量信息，因此，本文算法通常需要结合轨迹规划算法同时使用，即先通过轨迹规划算法获得某一规划轨迹及其所对应的控制变量和状态变量信息，再利用本文算法对规划算法所得到的轨迹进行跟踪控制。

参考文献（References）

[1] 焦晓辉, 陈胜杰, 王晓江. 舰载机复飞决策研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(8): 41-46.
JIAO X H, CHEN S J, WANG X J. Research on wave-off decision of carrier-based aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(8): 41-46(in Chinese).

[2] 沈宏良, 龚正. 舰载飞机复飞决策与操纵研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(5): 5-9.
SHEN H L, GONG Z. Research on wave-off decision and control for carrier aircraft[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(5): 5-9(in Chinese).

[3] 焦鑫, 江驹, 王新华, 等. 舰载机综合复飞决策研究[J]. 飞行力学, 2012, 30(5): 405-409.
JIAO X, JIANG J, WANG X H, et al. Research on comprehensive wave-off decision of carrier-based aircraft[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(5): 405-409(in Chinese).

[4] 曲志刚. 基于小扰动动力学模型的舰载机复飞决策系统研究[J]. 青岛大学学报, 2010, 23(4): 52-56.
QU Z G. Wave-off decision system based on small disturbance dynamics model[J]. Journal of Qingdao University, 2010, 23(4): 52-56(in Chinese).

[5] 王宝宝, 龚华军, 王新华, 等. 舰载机智能复飞决策技术研究[J]. 飞行力学, 2010, 28(2): 42-45.
WANG B B, GONG H J, WANG X H, et al. Study on intelligent wave-off decision techniques of carrier aircraft[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(2): 42-45(in Chinese).

[6] 杜洁. 舰载机复飞决策及操纵策略研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 39-47.
DU J. Research on wave-off decision and manipulation strategy of carrier-based aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015: 39-47(in Chinese).

[7] HU Q L, MENG Y, WANG C L, et al. Adaptive backstepping control for air-breathing hypersonic vehicles with input nonlinearities[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 73: 289-299.

[8] 路遥. 基于跟踪微分器的高超声速飞行器Backstepping控制[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 324737.
LU Y. Backstepping control for hypersonic flight vehicles based on tracking differentiator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 324737(in Chinese).

[9] YU C J, JIANG J, ZHEN Z Y, et al. Adaptive backstepping control for air-breathing hypersonic vehicle subject to mismatched uncertainties[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106244.

[10] ZHANG S, WANG Q, DONG C Y. A novel adaptive dynamic surface control scheme of hypersonic flight vehicles with thrust and actuator constraints[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2018, 40(4): 1362-1374.

[11] DONG C Y, LIU Y, WANG Q. Barrier lyapunov function based adaptive finite-time control for hypersonic flight vehicles with state constraints[J]. ISA Transactions, 2020, 96: 163-176.

[12] 王肖, 郭杰, 唐胜景, 等. 吸气式高超声速飞行器鲁棒非奇异Terminal滑模反步控制[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 320287.
WANG X, GUO J, TANG S J, et al. Robust nonsingular terminal sliding mode backstepping control for air-breathing hypersonic vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 320287(in Chinese).

[13] ZHANG X Y, ZONG Q, DOU L Q, et al. Improved finite-time command filtered backstepping fault-tolerant control for flexible hypersonic vehicle[J]. Journal of the Franklin Institute, 2020, 357(13): 8543-8565.

[14] LIANG S, XU B, REN J R. Kalman-filter-based robust control for hypersonic flight vehicle with measurement noises[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 112: 106566.

[15] AN H, WANG C H, FIDAN B. Sliding mode disturbance observer-enhanced adaptive control for the air-breathing hypersonic flight vehicle[J]. Acta Astronautica, 2017, 139: 111-121.

[16] HE N B, GAO Q, GUTIERREZ H, et al. Robust adaptive dynamic surface control for hypersonic vehicles[J]. Nonlinear Dynamics, 2018, 93(3): 1109-1120.

[17] 路遥, 董朝阳, 王青. 高超声速飞行器自适应反步控制器设计[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 970-978.
LU Y, DONG C Y, WANG Q. Adaptive backstepping controller design for hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 970-978(in Chinese).

[18] LEE S, KIM Y, LEE Y, et al. Robust-backstepping missile autopilot design considering time-varying parameters and uncertainty[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(6): 4269-4287.

[19] 刘敏, 徐世杰, 韩潮. 挠性航天器的退步直接自适应姿态跟踪控制[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1697-1705.
LIU M, XU S J, HAN C. Direct adaptive attitude tracking control of flexible spacecraft based on backstepping method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1697-1705(in Chinese).

[20] LIAN B H, BANG H. Momentum transfer-based attitude control of spacecraft with backstepping[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(2): 453-463.

[21] FAN Y G, LUTZE F H, CLIFF E M. Time-optimal lateral maneuvers of an aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(5): 1106-1112.

[22] GARG D, PATTERSON M, HAGER W W, et al. A unified framework for the numerical solution of optimal control problems using pseudospectral methods[J]. Automatica, 2010, 46(11): 1843-1851.

[23] 蔡伟伟. 空天飞行器轨迹规划与控制研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015: 20-35.
CAI W W. Trajectory planning and control for aerospace vehicles[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015: 20-35(in Chinese).

[24] LU Y. Disturbance observer-based backstepping control for hypersonic flight vehicles without use of measured flight path angle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(2): 396-406.

[25] 董朝阳, 路遥, 王青. 高超声速飞行器指令滤波反演控制[J]. 宇航学报, 2016, 37(8): 957-963.
DONG C Y, LU Y, WANG Q. Command filtered backstepping control for hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(8): 957-963(in Chinese).

[26] 程春华, 胡云安, 吴进华. 非仿射纯反馈非线性系统的自抗扰控制[J]. 自动化学报, 2014, 40(7): 1528-1536.
CHENG C H, HU Y A, WU J H. Auto disturbance controller of non-affine nonlinear pure feedback systems[J]. Acta Automatica Sinica, 2014, 40(7): 1528-1536(in Chinese).

[27] 吴超, 王浩文, 张玉文, 等. 基于LADRC的无人直升机轨迹跟踪[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 473-483.
WU C, WANG H W, ZHANG Y W, et al. LADRC-based trajectory tracking for unmanned helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 473-483(in Chinese).

[28] 陈增强, 孙明玮, 杨瑞光. 线性自抗扰控制器的稳定性研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(5): 574-580.
CHEN Z Q, SUN M W, YANG R G. On the stability of linear active disturbance rejection control[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(5): 574-580(in Chinese).

[29] ZHENG Q, GAOL L Q, GAO Z Q. On stability analysis of active disturbance rejection control for nonlinear time-varying plants with unknown dynamics[C]// 2007 46th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2008: 3501-3506.

[30] 张智, 朱齐丹, 张雯. 航母舰载机全自动引导着舰技术[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2016: 44-53.
ZHANG Z, ZHU Q D, ZHANG W. Automatic guided landing technology for carrier aircraft[M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2016: 44-53(in Chinese).

[31] 程志强, 朱纪洪, 袁夏明, 等. 推力矢量垂直短距飞机轨迹优化与控制[J]. 控制理论与应用, 2020, 37(1): 38-46.
CHENG Z Q, ZHU J H, YUAN X M, et al. Trajectory optimization and control design for transition of thrust-vectored vertical and/or short take-off and landing aircraft[J]. Control Theory & Applications, 2020, 37(1): 38-46(in Chinese).

Automatic wave-off control algorithm for carrier aircraft based on DM-DSC

CUI Kaikai[1], HAN Wei[1], LIU Yujie[1], LIU Jie[2,*], CHU Dawen[3], CUI Rongwei[1]

(1. School of Basic Sciences for Aviation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
2. War Research Institute, Academy of Military Sciences, Beijing 100850, China;
3. 75833 of the PLA, Guangzhou 510000, China)

Abstract: In this paper, a deviation model dynamic surface control algorithm (DM-DSC) is designed for automatic wave-off control of carrier aircraft when the optimal wave-off trajectory is available. Firstly, the optimal wave-off trajectory is given based on Radau pseudospectral method. Furthermore, according to the optimal wave-off trajectory and the corresponding control scheme, the deviation control models and Backstepping controllers of the velocity subsystem and altitude subsystem are given respectively. Then the dynamic surface structure is introduced to obtain the differential signal of the virtual control variable, and at the same time, the "differential expansion" problem in Backstepping control is avoided. Then, in order to acquire the differential signal of the virtual control variable and simultaneously avoid the "differential expansion" problem in Backstepping control, the dynamic surface structure is introduced. Considering the uncertainty of aerodynamic parameters and the disturbance of carrier air wake, the linear extended state observer (LESO) is used to estimate and compensate for the disturbance in the control model, and the anti-saturation auxiliary structure is introduced to suppress the influence of control saturation on the controller performance. Finally, the boundedness of the closed-loop system is proved based on the Lyapunov method. The comparative simulation results demonstrate that the DM-DSC algorithm has good control performance.

Keywords: carrier aircraft; wave-off; Backstepping; dynamic surface control; disturbance observer; anti-saturation control

Received: 2021-06-30; **Accepted**: 2021-09-30; **Published Online**: 2021-11-02 10:26
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211101.1524.007.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62003366)
* **Corresponding author**. E-mail: liuyexiaobao@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0367

基于多特征融合的电磁换向阀故障模式识别

马栋，刘志浩*，高钦和，黄通
(火箭军工程大学 兵器发射理论与技术国家重点学科实验室，西安 710025)

摘 要：为提高基于驱动端电流检测的电磁换向阀故障诊断方法的可靠性和识别准确度，开展了电磁换向阀故障模式识别方法研究。提出一种基于多特征融合的方法对电流信号时频分析和时域参数的特征值提取融合；通过设计电磁换向阀驱动端电流信号的采集实验，获取电磁换向阀驱动端电流的时域信号和二阶变化率的多特征曲线，提取时域参数及二阶变化率相应频带能量作为特征值，构建多特征融合的特征向量；采用基于径向基核函数的多分类支持向量机对电磁换向阀进行模式识别。结果表明：基于多特征融合的支持向量机较基于能量特征值的支持向量机可提升8.7%的识别精度和42.11%的验证准确率。

关 键 词：电磁阀；故障诊断；电流检测；小波包分解；主元分析；多特征融合；*C*参数支持向量机

中图分类号：TH137.52+3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0913-09

随着机电一体化的高速发展，机-电-磁设备的规模越来越大，结构越来越复杂，系统内各元件功能越来越多，同时也导致系统的故障率增大，一定程度上降低了设备运行的安全性、稳定性和可靠性。由于电磁换向阀在流体控制系统中的重要性，近年来针对电磁换向阀的研究越来越多。

针对电磁换向阀等机-电-磁设备的故障诊断研究，已经由传统的利用简单检测仪器和仅凭个人经验诊断，向基于传感器采集信息和智能诊断的方向发展。非介入式电磁换向阀诊断方法包括检测阀体振动、磁场、电流[1]等，无需预留检测接口，具有检测便捷、不破坏原有液压系统等优点。蔡伟等[2]通过电流信号检测对电磁阀的失效过程进行了研究。刘志浩等[1]在蔡伟等[2]的理论基础上提出基于驱动端电流检测的电磁阀故障诊断方法，并对电磁换向阀的弹簧断裂和阀芯卡死进行了分析，证明电流信号测量成本低、信息量大、易于获取等优势，可用于电磁换向阀的故障诊断。基于电磁换向阀驱动端电流故障诊断技术的研究，本文针对提高电磁换向阀故障模式识别的准确性与可靠度进行了研究。

检测的电流信号比较复杂，存在频谱混叠，传统的滤波手段难以对其有效降噪；通过小波包分解，将一维时域信号映射到二维时频面[3]，可以对信号的高频部分进行无冗余、无疏漏的分解，在信号去噪及故障诊断等方面具有重要作用[4-5]。实验发现，仅采用小波包分解对信号进行预处理时，存在可信度较低的问题。为提高电磁换向阀故障诊断的准确度与可信度，本文提出了一种基于多特征融合的方法对电流信号时频分析和时域参数的特征值提取融合；设计基于径向基核函数(radial basis function, RBF)的*C*参数支持向量机(*C*-support vector machine, *C*-SVM)对电磁换向阀状态进行分类识别；设计实验对所提方法的可行性进行验证。

收稿日期：2021-07-01；**录用日期**：2021-11-01；**网络出版时间**：2021-11-26 08:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211125.1641.001.html
基金项目：国家自然科学基金(51905541)；陕西省自然科学基础研究计划(2020JQ487)；陕西省高校科协青年人才托举计划(20190412)
*通信作者. E-mail：liuzh_epgc@163.com

引用格式：马栋，刘志浩，高钦和，等. 基于多特征融合的电磁换向阀故障模式识别[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：913-921. MA D，LIU Z H，GAO Q H，et al. Solenoid directional control valve fault pattern recognition based on multi-feature fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：913-921 (in Chinese).

1 电流信号时频特征和时域特征

1.1 基于小波包分解的时频特征

针对电流信号复杂、频谱混叠、难以降噪等特点，本文采用小波包分解对信号进行预处理。小波包分解能够对信号高频部分进一步分解，提高时频分辨率，从而实现对信号的降噪[5-6]。利用“能量-故障”的方法建立特征信号各频带能量值与电磁换向阀各个故障状态间的映射关系，这种在频带上统计能量形成特征向量的方法更趋合理，可实现对电磁换向阀状态的有效检测。基于小波包分解的时频分析步骤如图 1 所示。

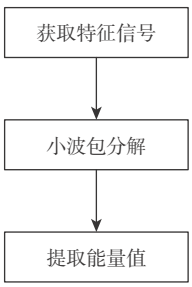


图 1 小波包提取特征值步骤

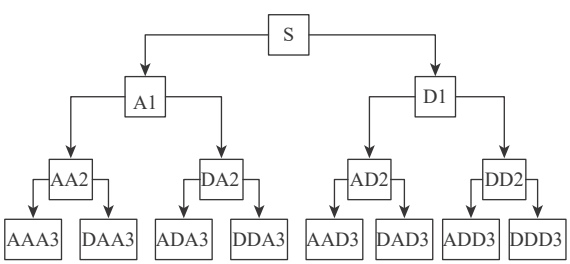
Fig. 1 Wavelet packet extraction extraction step

对所选取的特征信号进行 3 层小波包分解，如图 2 所示。提取第 3 层从低频到高频 8 个频率成分的信号特征，针对其特征信号各频带能量有较大变化的特点，对分解后的小波信号进行能量统计，并对统计后的各频带能量进行归一化处理，将归一化处理后的能量值作为该故障状况的时频特征值，如下：

$$E'_{3j}=\sum_{k=1}^{n}\left|x_{jk}\right|^2 \tag{1}$$

$$E'=\sqrt{\sum_{j=0}^{7}\left|E'_{3j}\right|^2} \tag{2}$$

$$E_{3j}=E'_{3j}/E' \tag{3}$$



注：S 为原始信号；A 为高频；D 为低频；数字为分解的层数。

图 2 三层小波包分解示意图

Fig. 2 Schematic diagram of three-layer wavelet packet decomposition

$$\boldsymbol{T}_1=[E_{30},E_{31},E_{32},E_{33},E_{34},E_{35},E_{36},E_{37}] \tag{4}$$

式中：下标数字 3 为分解的层数；$x_{jk}(j=0{:}7,k=1{:}n)$为重构信号 S_{3j} 离散点的幅值，j 为频带频率由高到低的顺序，n 为频带能量采集点数量；E'为信号各频带能量和；E'_{3j}为各频带能量统计值；E_{3j}为各频带归一化能量；$\boldsymbol{T}_1$ 为各故障类型的特征向量。

1.2 基于主元分析的时域特征

电流信号时域特征具有信息量大、易于提取等优点，可与时频特征互相补充。将不同特征提取结果以向量形式进行组合，从而实现对电流信号特征更加全面的描述。

主成分分析（principal component analysis, PCA）又称主元分析法，具有较强的适应性，并且容易实现，可实现故障识别、系统辨识等功能[7-9]。本文提取了电流信号的均值、时域峭度、有效值、时域偏度、绝对均值、波形因子、脉冲因子、阈度因子、方根幅值、余隙因子、标准方差等 11 个时域特征，定义该 11 个参数为 cx_1、cx_2、cx_3、cx_4、cx_5、cx_6、cx_7、cx_8、cx_9、cx_{10}、cx_{11}。通过主元分析法，得到一组新参数，通过主元贡献率累积和百分比法（contribution percent value, CPV）确定主元个数，将确定的主元作为新的时域特征。

2 电磁换向阀故障模式识别

传统的基于经典统计的分类算法都是在有足够训练样本的前提下进行的，只有在样本容量足够大时才能体现出优势，这显然不适合样本数据较少的液压系统故障诊断[10]。SVM 分类方法是一种基于结构风险最小化原理，针对小样本、以统计学习理论为基础的学习算法[11]，由线性可分的最优分类面发展而来，最初用来解决二分类问题[12-13]。

在二分类 SVM 的基础上，逐渐发展了多分类 SVM，当前已有许多算法将 SVM 推广到多分类问题。对于一个多分类问题，Weston和 Watkins[14] 提出一次求解所有超平面的方法。

2.1 多分类支持向量机设计

SVM 的输入一般为样本的特征向量。针对阀芯正常、弹簧断裂、阀芯卡死和阀芯轻微卡滞 4 种状态进行编号，阀芯正常为 0，弹簧断裂为 1，阀芯卡死为 2，阀芯轻微卡滞为 3。

在设计 SVM 时，需要解决的问题主要有向量机类型的选取、核函数的选取及关键参数的选取。针对多分类问题的 SVM，目前主要有 C-SVC、υ-SVC、ε-SVR、υ-SVR 这 4 种类型。其中，υ 用于控制所得模型中的支持向量的量；ε 为预测点与实际点在超平面中的距离；正常向量分类（support vector classification, SVC）为回归分析，找到一个回归平面，使一个集合的所有数据到该平面的距离最近；

正常向量回归(support vector regression, SVR)为分类分析, 找到一个平面, 使 2 个分类集合所有的数据离分类平面最远。在通过最优化问题求解来实现多分类 SVM 的方法中, 不同的内积核函数将形成不同的算法, 目前研究最多的核函数有多项式核函数(Polynomial)、RBF、感知器核函数(Sigmoid)3 种类型[15]。在核函数中主要有 2 个参数, 即惩罚参数 c 和核函数中的 gamma 参数 g。进行参数寻优的目的是找到使分类效果较好的参数对 (c,g), 使得分类器能精确预测未知的数据。本文采用网格搜索, 通过对各种可能的 (c,g) 组合来寻找最优的分类性能。通过这种交叉验证方法, 得到预测精确度最高的参数对 (c,g) [16]。

基于时频分析提取特征值构建的特征向量进行模式识别, 采用不同的 SVM, 结果对比如表 1 和表 2 所示。

由表 2 可知, 基于 RBF 的 C-SVC 训练准确率为 100%, 测试准确率为 91.30%, 相对于其他类型的 SVM 具有明显优势。因此, 本文采用基于 RBF 的 C-SVC 对电磁换向阀状态进行识别。

表 1　不同 SVM 准确率对比

Table 1　Comporison of different SVM accuracy rates

SVM类型	训练准确率/%	测试准确率/%	五折交叉验证准确率/%
C-SVC	100	91.30	50
υ-SVC	94.74	84.78	50
ε-SVR	100	86.96	
υ-SVR	100	86.96	

表 2　不同核函数 SVM 准确率对比

Table 2　Comporison of SVM accuracy rates of different kernel functions

核函数	训练准确率/%	测试准确率/%	五折交叉验证准确率/%
Polynomial	97.74	89.13	50
RBF	100	91.30	50
Sigmoid	76.32	67.39	42.11

2.2　多特征融合特征向量

以基于时频分析构建的特征向量进行验证时, 训练准确率为 100%, 测试准确率为 91.30%, 但五折交叉验证准确率仅为 50%, 即该 SVM 对电磁换向阀状态的识别可信度较低。

针对使用时频特征进行分类识别时可信度较低的问题, 考虑到时域分析具有信息量大、直观和准确的优点, 本文提出多特征融合特征向量进行识别分类。多特征信息融合是一种多层次、多方面的数据处理过程, 可通过组合多种数据特征和相关信息, 从而获得比单个特征更详细而精准的推理。提取时频特征与时域特征作为信号的特征值, 构建基于小波包分解和主元分析结合的特征向量。

3　电磁换向阀故障诊断实例

3.1　故障诊断流程

本文提出的电磁换向阀故障诊断方法步骤如下: 采集电磁换向阀运行过程中阀芯正常、弹簧断裂、阀芯卡死和阀芯轻微卡滞 4 种典型状况下的驱动端电流信号; 采用小波包分解对电流信号进行时频分析; 采用能量统计方法对时频信号进行特征提取; 对提取的时域特征进行主元分析, 获取新的时域特征; 将新的时域特征参数与时频特征进行融合; 用优选的 SVM 进行分类识别, 完成电磁换向阀的故障诊断。诊断流程如图 3 所示。

本文以 4WE10E31B/CG24N9Z5L 型电磁换向阀为实验对象, 如图 4 所示。

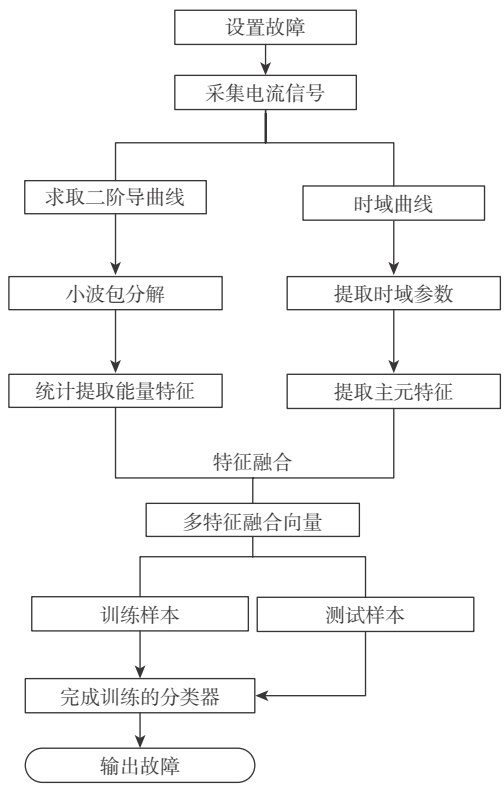


图 3　电磁换向阀故障诊断流程

Fig. 3　Solenoid directional control valve fault diagnosis process

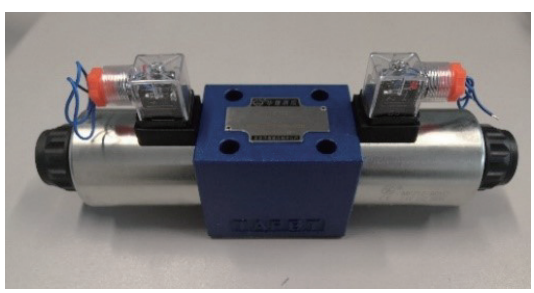


图 4　4WE10E31B/CG24N9Z5L 型电磁换向阀

Fig. 4　4WE10E31B/CG24N9Z5L solenoid directional control valve

对电磁换向阀通电吸合过程进行分析，并将其工作过程简化为磁路方程、电磁力方程、电路方程及运动方程，表达式为

$$\begin{cases} L=\dfrac{\mu_0\pi D^2N^2l_v}{4l_v(l_0-x_t)+rD} \\ F=\dfrac{1}{2}i^2\dfrac{\mathrm{d}L}{\mathrm{d}x_t} \\ u=i(R+R_L)+L\dfrac{\mathrm{d}i}{\mathrm{d}t}+i\dfrac{\mathrm{d}L}{\mathrm{d}t} \\ F-k_sx_t-\left(C_v+C_f\right)\dfrac{\mathrm{d}x_t}{\mathrm{d}t}=m\dfrac{\mathrm{d}^2x_t}{\mathrm{d}t^2} \end{cases} \tag{5}$$

式中：L 为阀芯线圈电感；μ_0 为真空磁导率；D 为阀芯直径；N 为线圈匝数；l_v 为阀芯衔铁长度；l_0 为工作气隙最大宽度；r 为非工作气隙平均宽度；u 为线圈励磁电压；x_t 为阀芯位移；i 为线圈电流；F 为电磁力；R 为线圈电阻；R_L 为线圈回路附加电阻；k_s 为弹簧弹性模量；C_v 为电磁换向阀速度阻尼系数；C_f 为油液的黏性阻尼系数；t 为运动时间。

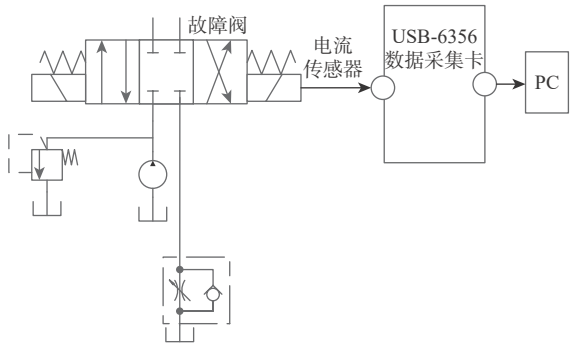
由式(5)可得

$$\frac{\mathrm{d}^2i}{\mathrm{d}t^2}=F\frac{2iL(R+R_L)+2}{iL^2}\cdot\frac{\mathrm{d}x_t}{\mathrm{d}t}+\frac{[u-i(R+R_L)][1-(R+R_L)]}{L^2} \tag{6}$$

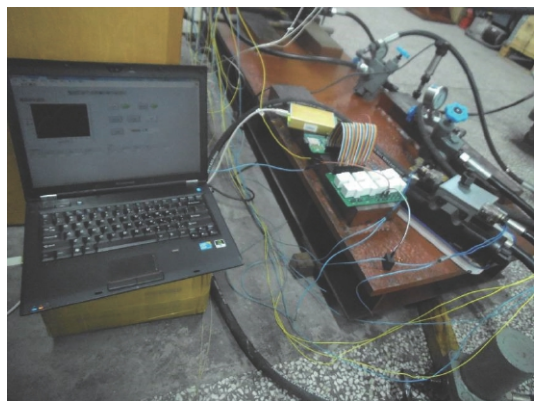
由式(6)可知，电流信号的二阶变化率$\mathrm{d}^2i/\mathrm{d}t^2$与电磁力 F 之间存在关联性，电流信号的二阶变化率可反映电磁换向阀的运动状况。

3.2 实验数据采集

本文以 4WE10E31B/CG24N9Z5L 型电磁换向阀为实验对象。针对不同状态下的电磁换向阀，采用 National Instruments 公司的 USB-6356 型数据采集卡采集电磁换向阀驱动端电流，设置物理通道为 AI1，采样率为 1 000，采用维博电子有限公司的 WBI342S01_0.2型电流传感器，按图 5 所示方式搭建液压回路，进行实验。



(a) 驱动端电流检测系统原理图



(b) 驱动端电流检测系统实物图

图 5 驱动端电流检测系统

Fig. 5 Drive end current detection system

本文对电磁换向阀在通电吸合过程中的瞬态特性进行了分析，正常状态下，电磁换向阀开启时驱动端电流与阀芯位移波形如图 6 所示。

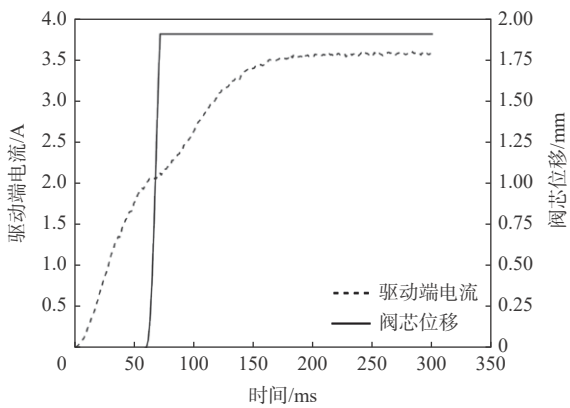


图 6 驱动端电流和阀芯位移

Fig. 6 Drive end current and spool displacement

由图 6 可知，通电初始阶段，由于线圈存在自感，回路电流无法瞬间达到最大值；由于摩擦力和弹簧预紧力的存在，阀芯在通电后无法立即运动；当电流达到一定值后，电磁力足够克服摩擦力和弹簧预紧力，阀芯开始运动，且随着速度增大，电感逐渐增大，电流特征曲线产生一个拐点；阀芯运动到最大位移处后，不再继续运动，电感不再变化，电流单调递增至稳定值。

采集电磁换向阀阀芯正常、弹簧断裂、阀芯轻微卡滞、阀芯卡死 4 种状态下的驱动端电流，共采集有效电流信号 46 组，不同状态下的驱动端电流信号如图 7 所示。

由图 7 可知，不同状态下电磁换向阀的驱动端电流有明显区别。

1）当电磁换向阀处于弹簧断裂状态时，弹簧反力比正常状态小，阀芯所受阻力减小，电流增大变快，运动初始点提前，运动过程中速度和加速度均增大，运动结束点提前；随着感应电动势不断增大，驱动端电流逐渐减小；运动到一端后，阀芯不再运动，线圈自感不再变化，驱动端电流单调递增至稳定值。

2）当电磁换向阀处于阀芯轻微卡滞状态时，阀

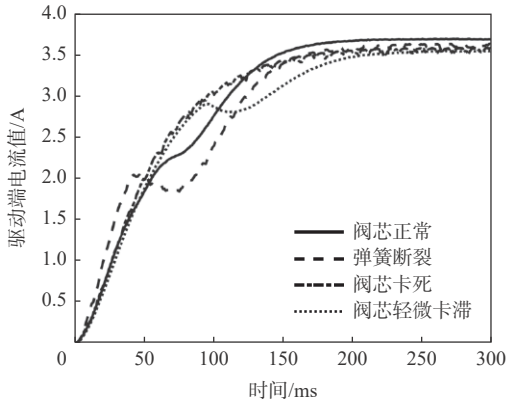


图 7　不同状态下电磁换向阀驱动端电流

Fig. 7　Solenoid directional control valve drive end current in different states

芯所受阻力增大, 运动初始点延迟, 运动过程中速度和加速度均减小; 随着感应电动势不断增大, 驱动端电流逐渐减小; 运动到一端后, 阀芯不再运动, 线圈自感不再变化, 驱动端电流单调递增至稳定值。

3) 当电磁换向阀处于阀芯卡死状态时, 阀芯所受阻力过大, 无法发生运动, 驱动端电流单调递增, 线圈自感不变化, 驱动端电流单调递增至稳定值。

3.3　多状态电流信号时频分析

本文选取电流值二阶变化率曲线为特征曲线, 特征曲线如图 8 所示。

提取 3 层小波包分解后从低频到高频的 8 个频率成分的信号, 如图 9 所示。

由图 9 可知, 不同状态的阀, 频带能量波动有明显的区别。对于正常阀, 单个频带内能量幅值波动较小, 且第 6 和第 8 频带能量值较高; 对于弹簧断裂阀, 由图 9(c)～图 9(h)可知, 在第 3～第 8 频带内, 单个频带内能量幅值波动较大, 前期能量幅值明显较大, 且第 5、第 6 和第 8 频带能量值较高; 对于阀芯卡死阀, 单个频带内能量幅值波动较大, 后期能量幅值明显较大, 且第 5、第 6 和第 8 频带能量值较高; 对于阀芯轻微卡滞阀, 单个频带内幅值波动较小, 后期能量幅值略高, 且第 6 和第 8 频带能量值较高。

对每种状况的能量值提取了 2 组结果进行对比, 如表 3 所示。

3.4　多状态电流信号时域特征分析

电流特征信号的均值、时域峭度、有效值等为典型的时域特征, 本文选取了电流值的均值、时域峭度、有效值等 11 个参数, 通过主元分析对参数降维, 各主元的贡献率如表 4 所示。

本文通过主元贡献率累积和百分比法确定主元个数, 由表 4 结果可知, 选取前 4 个主元时, 累积贡献率为 99.921 1%, 前 4 个主元对应系数如表 5 所示。其中: p_1～p_{11} 为各时域信号。设前 4 个主元分别为 cy_1、cy_2、cy_3、cy_4, 有

$$\mathrm{cy}_i=\sum_{j=1}^{11}\mathrm{cx}_j\cdot p_{j,i}\qquad i=1,2,3,4 \tag{7}$$

将前 4 个主元与电流值时频特征结合, 构建新的特征向量为

$$\boldsymbol{T}_2=\left[E_{30},E_{31},E_{32},E_{33},E_{34},E_{35},E_{36},E_{37},\mathrm{cy}_1,\mathrm{cy}_2,\mathrm{cy}_3,\mathrm{cy}_4\right] \tag{8}$$

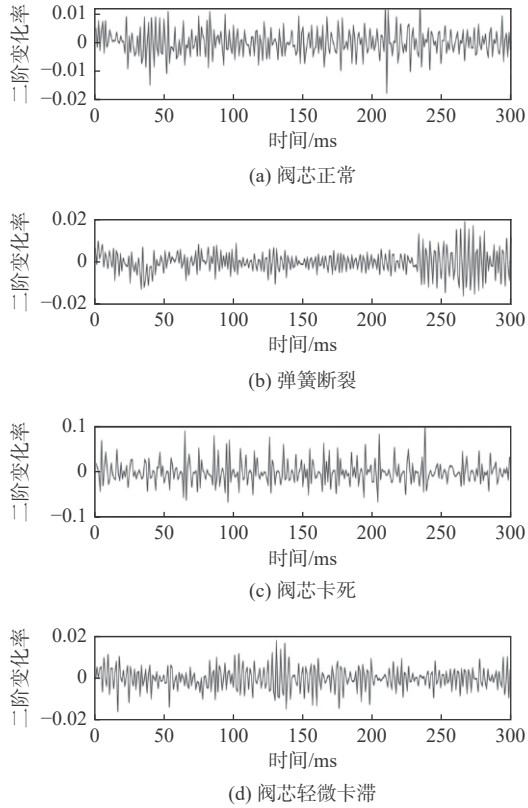


图 8　不同状态下电流信号二阶变化率

Fig. 8　Second-order guide of current signal in different states

3.5　结果分析

采用基于 RBF 的 *C*-SVC 对单独提取时频特征和融合时域参数后的特征进行识别分类, 对应的识别结果如图 10 和图 11 所示。图中: 0 为阀芯正常, 1 为弹簧断裂, 2 为阀芯卡死, 3 为阀芯轻微卡滞。

由图 10 和图 11 可知, 融合时频特征与时域特征进行识别时, 训练准确率为 100%, 测试准确率为 100%, 五折交叉验证准确率为 92.11% 。由表 2 可知, 使用时频特征进行识别时, 训练准确率为 100%, 测试准确率为 91.30%, 五折交叉验证准确率为 50%; 故融合时频特征与时域特征相较于时频特征方法, 测试准确率高 8.7% , 五折交叉验证准确率高 42.11%。

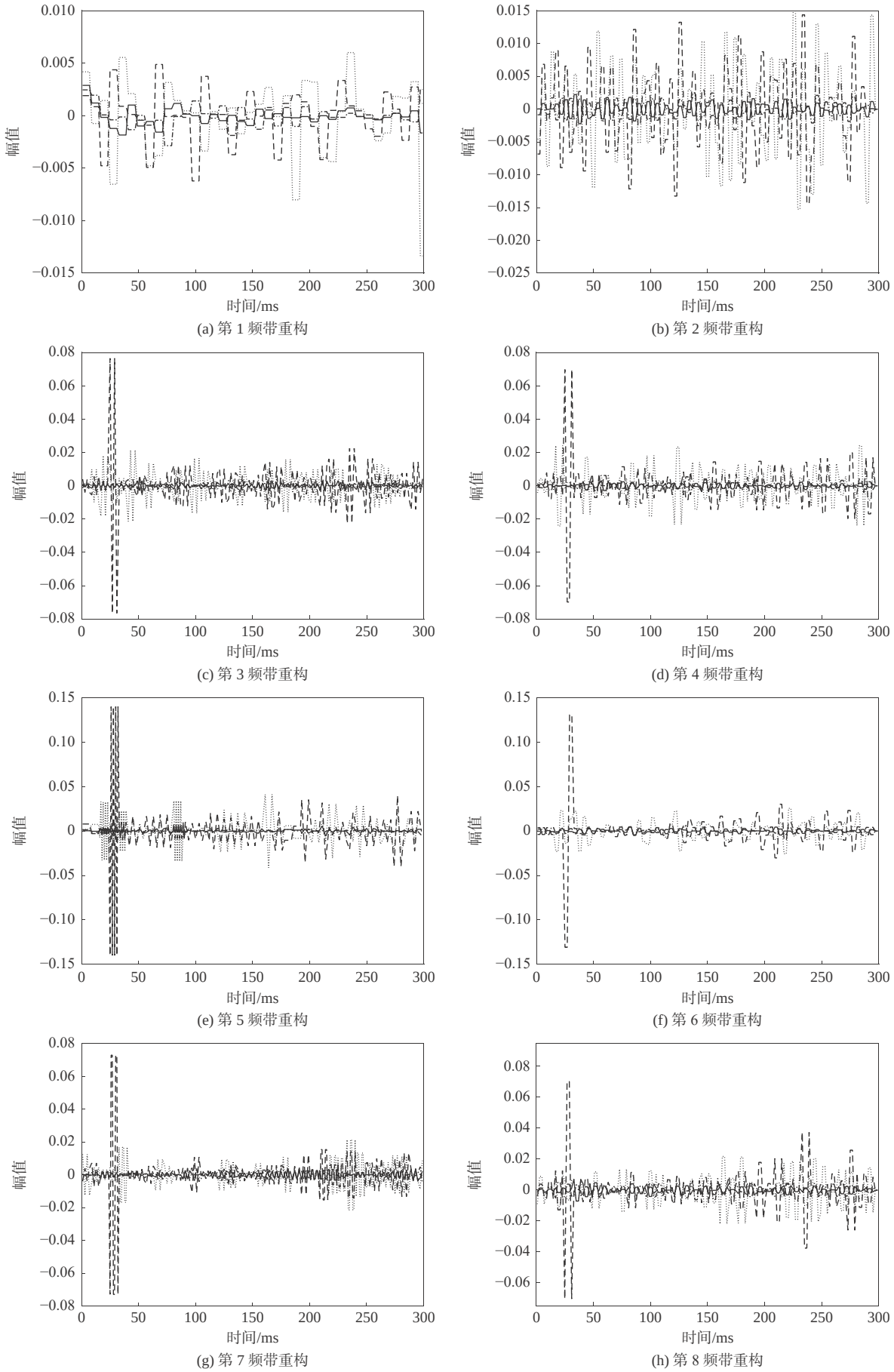


图 9 小波重构信号

Fig. 9 Wavelet reconstruction signal

表 3　四种不同状况特征向量

Table 3　Four feature vectors under different situations

电磁换向阀状态	组号	E_{30}	E_{31}	E_{32}	E_{33}	E_{34}	E_{35}	E_{36}	E_{37}
阀芯正常	第1组	0.087 1	0.109 6	0.082 9	0.192 0	0.294 4	0.624 7	0.152 9	0.660 6
	第2组	0.076 9	0.106 0	0.099 7	0.210 9	0.243 3	0.657 7	0.194 5	0.631 5
弹簧断裂	第1组	0.012 1	0.030 2	0.096 9	0.084 5	0.605 0	0.537 7	0.215 6	0.529 9
	第2组	0.001 3	0.003 4	0.142 1	0.175 9	0.621 6	0.701 4	0.177 7	0.197 2
阀芯卡死	第1组	0.021 9	0.074 7	0.149 2	0.153 5	0.636 8	0.430 6	0.304 7	0.514 2
	第2组	0.022 6	0.038 8	0.089 2	0.057 4	0.584 9	0.479 0	0.247 9	0.594 7
阀芯轻微卡滞	第1组	0.032 6	0.160 8	0.176 8	0.110 4	0.245 8	0.486 9	0.219 6	0.764 2
	第2组	0.040 0	0.089 3	0.224 2	0.179 2	0.322 4	0.745 8	0.220 0	0.446 7

表 4　各主元贡献率

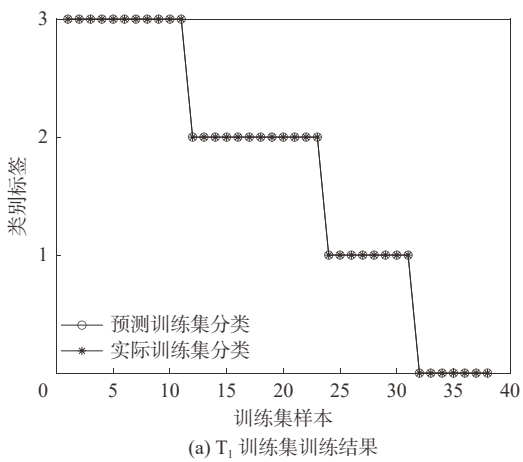
Table 4　Contribution rate of each principal

主元数	贡献率/%
1	60.041 1
2	29.148 8
3	9.054 0
4	1.677 2
5	0.065 9
6	0.007 1
7	0.005 1
8	0.000 5
9	0.000 2
10	0.000 1
11	1.21×10^{-5}

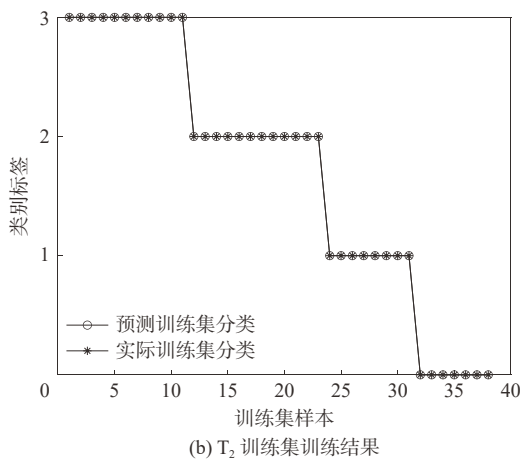
表 5　前 4 主元系数

Table 5　First 4 pivot coefficients

时域信号	第1主元	第2主元	第3主元	第4主元
p_1	−0.333 3	0.268 9	0.171	0.170 3
p_2	−0.279 5	−0.330	−0.290	0.512 4
p_3	−0.259 4	0.414	0.035 6	0.156 5
p_4	0.287 1	0.224 5	0.524 4	−0.301 1
p_5	−0.333 3	0.268 7	0.171 9	0.171 7
p_6	0.246 9	0.367 8	−0.403 1	−0.077 3
p_7	0.353 7	0.098 9	0.304 1	0.520
p_8	0.352 9	0.203 4	−0.026 7	0.486 9
p_9	−0.350	0.121 6	0.377 8	0.065 1
p_{10}	0.310 1	−0.304 2	0.244 9	0.212 6
p_{11}	0.143 9	0.480 6	−0.349 9	0.030 5



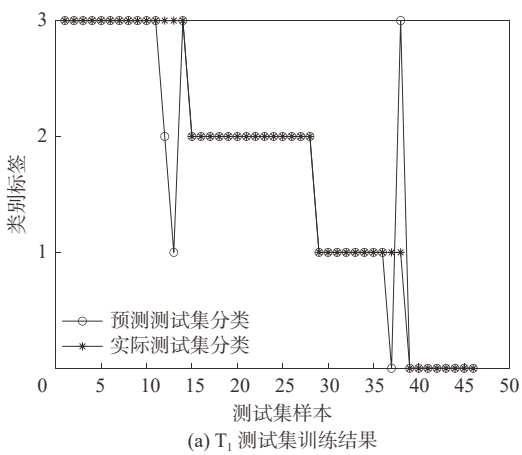
(a) T_1 训练集训练结果



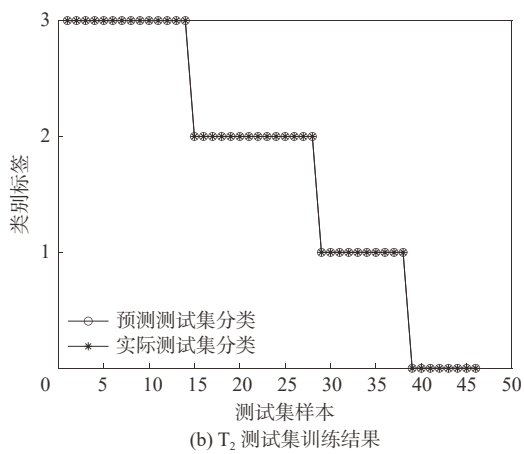
(b) T_2 训练集训练结果

图 10　不同特征向量训练集预测结果

Fig. 10　Prediction results of different feature vector training sets



(a) T_1 测试集训练结果



(b) T_2 测试集训练结果

图 11　不同特征向量测试集预测结果

Fig. 11　Prediction results of different feature vector test sets

4 结 论

本文研究了基于驱动端电流检测方法对电磁换向阀故障诊断过程中可靠性提升的问题。分析了电磁换向阀阀芯正常、弹簧断裂、阀芯卡死及阀芯轻微卡滞4种状况下的驱动端电流特性；基于多特征融合理论，选取电磁换向阀驱动端电流值及其二阶变化率为特征信号，提取了电流的时频特征和时域特征，将时频特征与时域特征融合生成特征向量；采用基于RBF的*C*-SVC对电磁换向阀的状态进行模式识别。得出如下结论：

1）采用各频带信号能量作为特征向量时，基于RBF的*C*-SVC对电磁换向阀状态进行模式识别，训练准确率达到100%，测试准确率达到91.30%，五折交叉验证准确率为50%。

2）采用多特征融合特征向量时，基于RBF的*C*-SVC对电磁换向阀状态进行模式识别，训练准确率达到100%，测试准确率达到100%，五折交叉验证准确率为92.11%。

3）采用时频特征与时域特征融合构建的特征向量时，通过基于RBF的*C*-SVC对电磁换向阀状态进行识别，训练准确率达到100%；测试准确率达到100%，较时频特征方法高8.7%；五折交叉验证准确率为92.11%，较时频特征方法高42.11%。

本文方法可有效提高基于驱动端电流检测的电磁换向阀故障诊断的方法可靠性和识别准确度，对于避免机器的致命故障、防止生产损失和人员伤亡具有一定意义。

参考文献（References）

[1] 刘志浩, 高钦和, 牛海龙, 等. 基于驱动端电流检测的电磁阀故障诊断研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(7): 1083-1090.
LIU Z H, GAO Q H, NIU H L, et al. The fault diagnosis of electromagnetic valves based on driving current detection[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(7): 1083-1090(in Chinese).

[2] 蔡伟, 郑贤林, 张志利, 等. 液压电磁阀故障机理分析与瞬态特性仿真[J]. 仪器仪表学报, 2011, 32(12): 2726-2733.
CAI W, ZHENG X L, ZHANG Z L, et al. Failure mechanism analysis and transient characteristic simulation of hydraulic electromagnetic valve[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2011, 32(12): 2726-2733(in Chinese).

[3] 孙昱, 何林. 基于电机电流信号的齿轮泵故障识别方法[J]. 机床与液压, 2021, 49(17): 191-195.
SUN Y, HE L. Fault identification method of gear pump based on motor current signal[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2021, 49(17): 191-195(in Chinese).

[4] 刘洋, 刘晓波, 梁珊. 基于傅里叶分解方法的航空发动机转子故障诊断[J]. 中国机械工程, 2019, 30(18): 2156-2163.
LIU Y, LIU X B, LIANG S. Aeroengine rotor fault diagnosis based on Fourier decomposition method[J]. China Mechanical Engineering, 2019, 30(18): 2156-2163(in Chinese).

[5] 尹欣, 王雯. 基于小波包“能量-故障”的高温合金焊接缺陷特征值提取[J]. 煤矿机械, 2008, 29(11): 188-189.
YIN X, WANG W. Defect features extraction of heat metal alloys based on “energy-fault” of wavelet packet[J]. Coal Mine Machinery, 2008, 29(11): 188-189(in Chinese).

[6] 张雪英, 任永梅, 贾海蓉. 用后验信噪比修正小波包自适应阈值的语音增强算法[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2013, 44(11): 4566-4573.
ZHANG X Y, REN Y M, JIA H R. Speech enhancement algorithm based on wavelet packet adaptive threshold revised by posteriori SNR[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2013, 44(11): 4566-4573(in Chinese).

[7] BRO R, SMILDE A K. Principal component analysis[J]. Analytical Methods, 2014, 6(9): 2812-2831.

[8] SAINANI K L. Introduction to principal components analysis[J]. PM & R, 2014, 6(3): 275-278.

[9] LI L M, ZHAO J, WANG C R, et al. Comprehensive evaluation of robotic global performance based on modified principal component analysis[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2020, 17(4): 172988141989688.

[10] WANG L H, WU X Q, ZHANG C Y, et al. Hydraulic system fault diagnosis method based on a multi-feature fusion support vector machine[J]. The Journal of Engineering, 2019, 2019(13): 215-218.

[11] 徐玉秀, 杨文平, 吕轩, 等. 基于支持向量机的汽车发动机故障诊断研究[J]. 振动与冲击, 2013, 32(8): 143-146.
XU Y X, YANG W P, LYU X, et al. Fault diagnosis for a car engine based on support vector machine[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(8): 143-146(in Chinese).

[12] 张学工. 关于统计学习理论与支持向量机[J]. 自动化学报, 2000, 26(1): 32-42.
ZHANG X G. Introduction to statistical learning theory and support vector machines[J]. Acta Automatica Sinica, 2000, 26(1): 32-42(in Chinese).

[13] VAPNIK V N. An overview of statistical learning theory[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 1999, 10(5): 988-999.

[14] WESTON J, WATKINS C. Support vector machines for multi-class pattern recognition[C]// Proceedings of 7th European Symposium on Artificial Neural Networks, 1999: 219-224.

[15] 奉国和. SVM分类核函数及参数选择比较[J]. 计算机工程与应用, 2011, 47(3): 123-124.
FENG G H. Parameter optimizing for support vector machines classification[J]. Computer Engineering and Applications, 2011, 47(3): 123-124(in Chinese).

[16] 赵薇, 靳聪, 涂中文, 等. 基于多特征融合的SVM声学场景分类算法研究[J]. 北京理工大学学报, 2020, 40(1): 69-75.
ZHAO W, JIN C, TU Z W, et al. Support vector machine for acoustic scene classification algorithm research based on multi-features fusion[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2020, 40(1): 69-75(in Chinese).

Solenoid directional control valve fault pattern recognition based on multi-feature fusion

MA Dong，LIU Zhihao*，GAO Qinhe，HUANG Tong

(National Key Discipline Laboratory of Armament Launch Theory & Technology，Rocket Force University of Engineering，Xi'an 710025，China)

Abstract: In order to further improve the reliability and recognition accuracy of the solenoid valve fault diagnosis method based on current detection at the drive end, a research was conducted on the solenoid valve fault pattern recognition method. First, a method for extracting eigenvalues based on time-frequency analysis of current signals and time-domain parameters was proposed; then, through designing an acquisition experiment of the current signal at the solenoid valve drive end, the time domain signal of the solenoid valve drive end current and the multi-characteristic curve of the second-order rate of change were obtained. Meanwhile, the time-domain parameters and the frequency band energy corresponding to the second-order rate of change were extracted as the characteristic value, in order to construct the feature vector of multi-feature fusion. Finally, a multi-class support vector machine based on the radial basis kernel function was used to identify the electromagnetic directional valve pattern. The research results showed that compared with the support vector machine based on energy eigenvalues, the support vector machine based on multi-feature fusion can improve the recognition accuracy by 8.7% and the verification accuracy by 42.11%.

Keywords: solenoid valve; fault diagnosis; current detection; wavelet packet decomposition; principal component analysis; multi-feature fusion; *C*-support vector machine

Received：2021-07-01；**Accepted**：2021-11-01；**Published Online**：2021-11-26 08：32

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211125.1641.001.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51905541); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2020JQ487); Young Talent Fund of University Association for Science and Technology in Shaanxi, China (20190412)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0342

曲率连续造型方法对激波噪声的影响机理

赵天铭[1]，侯杰萱[1]，柳阳威[1, 2, *]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191；
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室，北京 100191)

摘 要：激波噪声是大涵道比涡扇发动机噪声的主要来源。为降低风扇/压气机叶片叶尖产生的激波噪声，对轴向亚音、相对超音的基元级叶型前缘脱体激波系进行研究。基于几何Hermit差值法（GHI）思想，提出一种3段式贝塞尔（Bezier）曲线构造曲率连续前缘叶型的方法，在完成改型设计时拥有更高的自由度。通过改变前缘上3段Bezier曲线间过渡点位置，探究局部曲率优化、整体曲率优化及带厚度补偿的改型方式对前缘处外伸激波强度和激波噪声的影响。通过对比研究不同数值模拟，结果表明：曲率连续前缘设计能减小叶型前缘处过膨胀区大小，减小由此产生的逆压梯度；局部曲率优化和整体曲率优化的方式能够分别在距前缘1倍弦长处降低噪声1.6 dB和4.6 dB。

关 键 词：超音叶栅；前缘曲率连续；贝塞尔曲线；脱体激波；激波噪声
中图分类号：V231.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0922-10

2006年1月开始，国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)采取第4阶段噪声标准，相较第3阶段，再降低10 dB[1]，至2018年1月，在原定噪声限制上提出更高要求[2]。对于大涵道比商用发动机，风扇转子叶尖处相对速度超音，在风扇前缘处会生成激波系，并向上游传播，产生激波噪声，是目前大涵道比商用发动机的主要噪声源之一。控制风扇激波噪声将是未来发动机降噪的重要方向。

工程中通过声衬技术[3]在风扇激波噪声传播过程中控制噪声，但激波噪声是由转子激波结构与进气道相互作用产生的多重纯音噪声(multiple pure tone noise, MPT)，具有多模态特性，为发动机声学设计带来困难。另一种方法是从声源处削弱激波噪声，美国静音高速风扇计划[4]采用三维掠造型技术，预期达到10 dB的降噪效果，但该技术常常会降低风扇的气动性能，已遇到了瓶颈。因此，亟需发展新型风扇激波噪声控制方法。

文献[5-7]提出优化叶型前缘曲率的激波噪声控制方法，通过优化曲率连续前缘减弱前缘吸力峰强度，消除气流在前缘附近的过膨胀和再压缩过程，改善吸力面波系分布，有效降低激波噪声，同时保持甚至提升叶型气动性能；进一步结合弯掠三维造型方法，达到更好的降噪效果，如何对叶型前缘进行优化设计，是该方法的重点。前缘改型技术方面，已取得一些显著进展，陆宏志和徐力平[8]提出带平台的圆弧型前缘，靳军等[9]研究出不同长短轴比的椭圆型前缘，宋寅和顾春伟[10-11]研究了曲率连续前缘，这3种改型方法都提升了气动性能。目前常见的曲率连续前缘设计是应用数学函数拟合前缘，包括贝塞尔(Bezier)曲线[12]及多项式拟合方法[13-14]，但此类方法前缘改型设计自由度较低，往往只能通过调整叶型前缘点处曲率半径来达到改型目的。

收稿日期：2021-06-22；**录用日期**：2021-09-26；**网络出版时间**：2021-11-15 15:18
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211112.2008.003.html
基金项目：国家自然科学基金 (51976006,51790513)
* **通信作者**. E-mail：liuyangwei@126.com

引用格式：赵天铭，侯杰萱，柳阳威. 曲率连续造型方法对激波噪声的影响机理[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：922-931.
ZHAO T M，HOU J X，LIU Y W. Influence mechanism of continuous curvature shaping method on buzz-saw noise[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：922-931 (in Chinese).

因此, 本文提出一种高自由度的 3 段式 Bezier 曲线构造曲率连续前缘叶型的方法, 基于国际上多家发动机制造厂商采用的定常数值模拟方法评估噪声方法[15-17], 探究局部曲率优化、整体曲率优化及带厚度补偿的前缘改型方式对前缘处外伸激波强度和激波噪声的影响, 分析了相关机理。

1　研究方法

1.1　三段式前缘改型方法

1.1.1　前缘设计与几何 Hermit 差值法

本文提出 3 段式前缘改型方法, 如图 1 所示, 将前缘部分分为前缘段和 2 个过渡段设计, 对 3 条曲线分别采用 Bezier 曲线设计, 使得前缘设计自由度更大, 目的是完成局部曲率优化、整体曲率优化及带厚度补偿的曲率优化前缘设计。

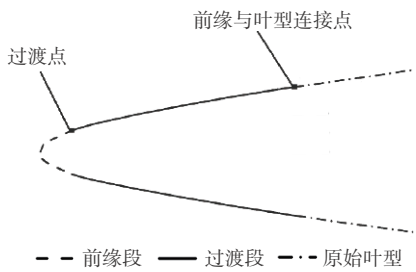


图 1　3 段式前缘设计法示意图

Fig. 1　Diagram of three-segment leading edge design

此外, 传统的曲率连续前缘设计通过控制前缘点曲率来达到改型目的, 改型方法仅有一个自由度, 使得优化设计受限, 并且用一条曲线满足前缘部分曲率连续, 参数求解难度大, 设计精度低。本文的 3 段式设计通过引入过渡点, 将改型自由度提高到 3 个, 具有满足更复杂设计需求的潜力, 并且在设计前缘段时, 考虑到前缘点附近的曲率、斜率变化梯度大, 因此, 分段式设计使得前缘段在过渡点处仅需满足斜率连续 (G1 连续), 通过过渡段将过渡点处曲率平滑过渡至前缘与叶型连接处, 满足整个前缘的曲率连续 (G2 连续), 降低了前缘点附近曲线参数求解的难度。

过渡点选择 Moeckel[18] 提到的物面理论声速点 (body sonic point), 该点位于叶型前缘部分, 斜率等于来流马赫数下的最大激波偏折角$\delta_{\max}$, 对于无黏理想模型, 当超音来流经过激波后气流偏折角小于$\delta_{\max}$时, 可认为该股来流降为亚音; 当气流偏折角大于$\delta_{\max}$时, 可认为该股来流仍为超音。因此, 该点可看做激波后亚音区与超音区的边界, 可用于表征亚音区大小, 该点越靠近中弧线或平行中弧线方向靠近前缘点, 激波后亚音区越小, 激波强度越弱。

几何 Hermit 差值(geometric hermit interpolation, GHI)法可在空间内, 根据给定起止点坐标 L_i(i=0,1)、切矢 $\boldsymbol{v}_i$(i=0,1)和曲率 k_i(i=0,1)(见图 2), 给出满足曲率连续条件的曲线。de Boor 等[19] 引入 Bezier 曲线来构造连接线, 徐良宏等[20] 讨论了正解的范围, 并指出如何在多个正解中选取最优解。

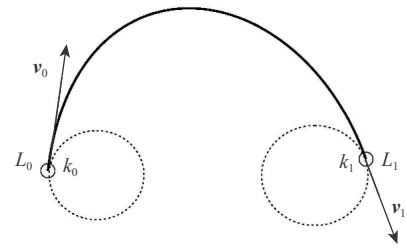


图 2　GHI 法示意图

Fig. 2　Diagram of GHI method

1.1.2　前缘段设计

前缘段为叶型吸力面/压力面的 2 个过渡点经过叶型前缘点连接段的叶型, 采用 5 次 Bezier 曲线设计。Bezier 曲线的通式为

$$B(t)=\sum_{i=0}^{n}\binom{n}{i}\cdot L_i(1-t)^{n-i}t^i \tag{1}$$

式中: n 为 Bezier 曲线阶数; L_i 为控制点坐标, 共 n+1 个; 参数 t 的取值范围为 [0,1]。针对 3 阶情况, 其曲率计算式为

$$k(t)=\frac{B''(t)}{\left(1+(B'(t))^2\right)^{\frac{3}{2}}} \tag{2}$$

其中,

$$\begin{cases} B'(t)=3(1-t)^2(L_1-L_0)+6(1-t)t(L_2-L_1)+ \\ \qquad 3t^2(L_3-L_2) \\ B''(t)=6(1-t)(L_2-2L_1+L_0)+ \\ \qquad 6t(L_3-2L_2+L_1) \end{cases} \tag{3}$$

从式(3)中可以看出, 端点处(t=0/1)曲率并不是由全部控制点决定, 因此, 本文方法将前缘点放在 Bezier 中段, 使其同时受全部控制点决定。

前缘段设计示意图如图 3 所示, 采用 5 阶 Bezier 曲线, 共 6 个控制点L_1～L_6, L_0为叶型前缘点。由于叶型安装角较大, 原坐标系 xy 不适用于改型设计, 为简化计算流程, 在改型范围上建立新坐标系$x'y'$, x'轴为叶型前缘点处法线方向, y'轴为叶型前缘点处切线方向。通过对称性设计将控制点个数降至 3 个; 设定前缘段中点与叶型前缘点重合, 令式(1)中 t=1/2, 可得L_1、L_2、L_3这 3 点横坐标间的关系式为

$$B_{x'}\left(\frac{1}{2}\right)=\sum_{i=0}^{n}\binom{n}{i}\cdot x'_i\left(\frac{1}{2}\right)^n \tag{4}$$

起始点L_1为过渡点, 因此, L_1点横纵坐标为给定值, 此时输入L_3点横坐标即可求得L_2点横坐标; 过

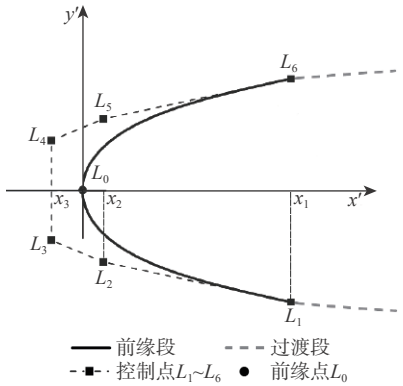


图3 前缘段设计示意图

Fig. 3 Diagram of blade leading edge section design

渡点斜率为直线L_1L_2斜率，L_2点纵坐标由横坐标通过斜率得到；综上L_3点横坐标、纵坐标为输入量，即可得到其他5个控制点的横、纵坐标，通过改变L_3点横、纵坐标，使叶型前缘点处曲率满足给定值，在本文中，前缘点曲率均与原始CM-1.2叶型保持一致，为5 mm^{-1}。

1.1.3 过渡段设计

前缘段与叶型吸力面/压力面连接的2个过渡段分别为叶型吸力面与压力面的过渡点到改型前缘与原始叶型连接点段的叶型。采用3次Bezier曲线设计。过渡段设计示意图如图4所示，L_6L_7、L_8L_9斜率分别与过渡点及改型前缘与叶型连接处斜率相同，通过调整L_7、L_8这2点横坐标，使得两端连接处均满足曲率连续条件，将前缘段曲率平滑过渡至改型前缘与叶型连接处。

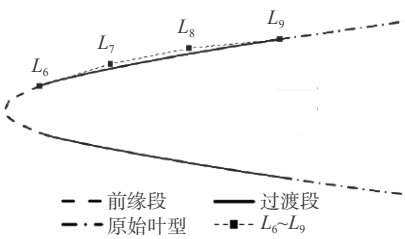


图4 过渡段设计示意图

Fig. 4 Diagram of transition section design

1.2 改型实例

本文以已公开的超音叶型CM-1.2[21]为基础，应用1.1节所述前缘改型方法，设计一系列具有不同过渡点的曲率连续前缘，来探究不同改型方法对激波强度及噪声的影响。

1.2.1 改型范围选取

本文的3段式改型方法中的前缘段采用吸力面、压力面轴对称设计，因此，改型范围应选取中弧线平直区域。提取CM-1.2叶型中弧线，绘制中弧线斜率分布图，如图5所示，其中ξ为采用叶型的轴向弦长无量纲后叶型上的点到叶型前缘点的轴向距离。中弧线斜率在10%轴向弦长之前保持稳定，在10%轴向弦长之后开始变化，因此选取叶型前缘点到10%轴向弦长区域的叶型作为前缘3段式设计范围。

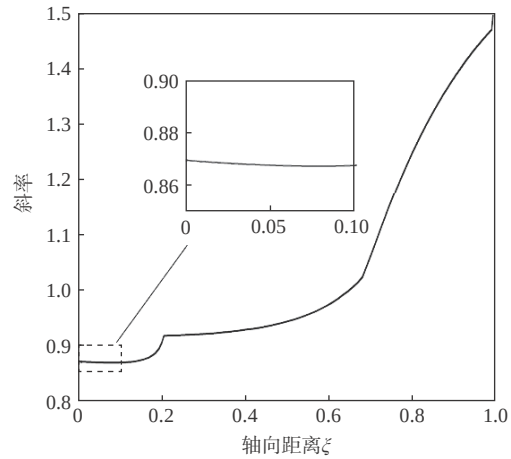


图5 CM-1.2中弧线斜率分布图

Fig. 5 Gradient distribution of medial line in CM-1.2

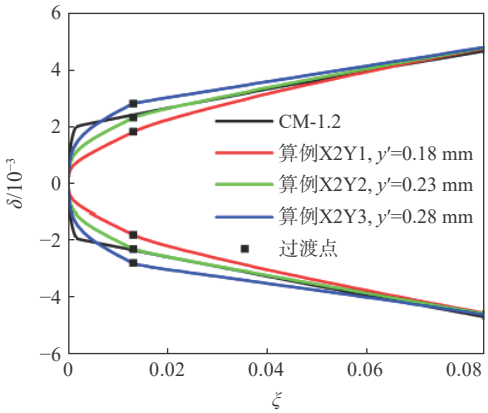
1.2.2 三段式前缘设计

表1为算例过渡点坐标数据，$x'y'$方向各选取3个值，组成5个算例。算例X2Y2的过渡点选在原始叶型上，仅通过改变前缘段及过渡段的曲率分布来达到改型目的，改型预期结果为仅局部曲率优化，优化区域约为1.2%轴向弦长区域；算例X2Y1和算例X3Y2将过渡点位置分别沿前缘点法线方向及前缘点切线方向，向原始叶型内移动，改型预期为整体曲率优化，优化区域约为10%轴向弦长区域；算例X2Y3和算例X1Y2则是向原始叶型外移动，改型预期为局部优化前缘点附近区域，并加厚过渡段区域以补偿对前缘段带来的强度削弱。此外，算例X2Y1-3间可用于比较过渡点距前缘点法线距离对外伸激波强度的影响，算例X1-3Y2间用于对比过渡点距前缘点切线距离对外伸激波强度的影响。最后，全部5个改型算例均采用曲率连续设计，可用于与原始叶型对比曲率连续现象对激波噪声强度的影响。图6为5组算例与CM-1.2原始叶型对比示意图，标志点即为过渡点位置，δ为用轴向弦长无量纲化的叶型厚度。从图6来看，各组设

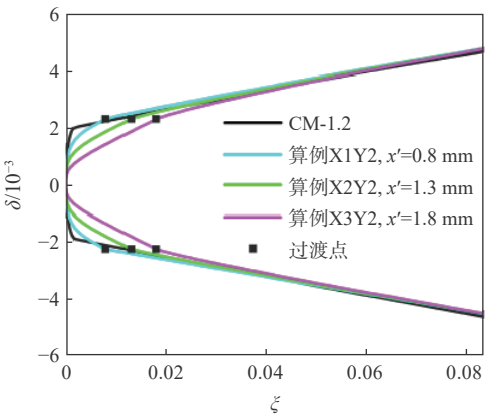
表1 算例过渡点坐标数据

Table 1 Example of transition points coordinate data

算例名	x'/mm	y'/mm
算例X2Y1	1.3	0.18
算例X2Y2	1.3	0.23
算例X2Y3	1.3	0.28
算例X1Y2	0.8	0.23
算例X2Y2	1.3	0.23
算例X3Y2	1.8	0.23



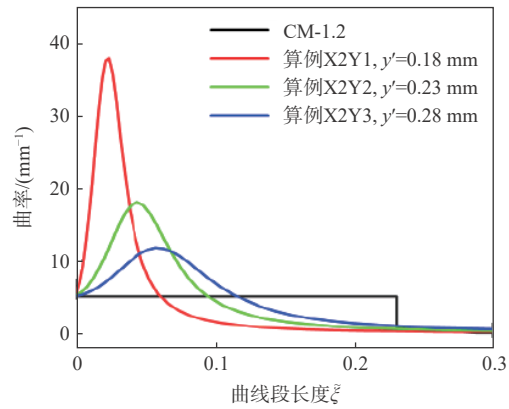
(a) 变y'坐标算例



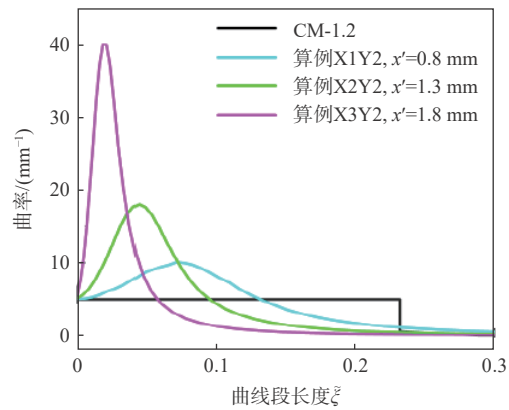
(b) 变x'坐标算例

图 6　三段式前缘设计展示

Fig. 6　Display of three-segment leading edge design



(a) 变y'坐标算例



(b) 变x'坐标算例

图 7　前缘曲率分布

Fig. 7　Curvature distribution in leading-edge area

计叶型的预期特点得以展现。

图 7 为本文改型算例与 CM-1.2 叶型的曲率分布图, 图中$\bar{\xi}$为采用叶型的曲线长度无量纲后叶型上的点到叶型前缘点的曲线段长度。与原始叶型的圆型前缘相比, 曲率分布连续, 无间断点。

1.3　数值方法

1.3.1　网格及湍流模型

使用商用软件 NUMECA 中的 AutoGrid5 模块绘制分块网格, 网格采用 HOH 拓扑结构。进口段长度设置为轴向弦长的 3 倍, 并进行加密处理, 根据 Prasad[22] 对激波计算网格密度的研究, 进口段网格应保证每个激波波长内网格点数不低于 30, 以捕捉外伸激波前传过程, 以此为参考, 共绘制 3 套疏密程度不同的网格, 加密区域为进口段, 不同网格下的激波强度在 3 倍栅距(栅距 C=0.7 m)距离内前传情况如图 8 所示。经过对比, 44 万总网格数、26 万进口段网格数的网格能够清晰准确的捕捉到激波强度这一信息, 因此, 本文采用该网格进行后续计算。在进口段前端拼接一倍轴向弦长长度的稀疏拉伸网格以消除进口反射影响, 5 个算例均采用相同的网格拓扑参数。

网格拓扑结构如图 9 所示, 整体网格是每隔

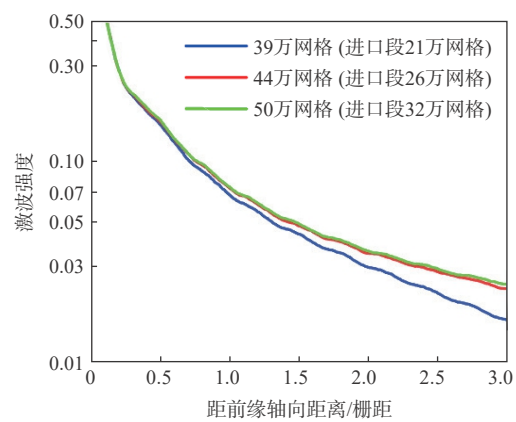


图 8　网格无关性验证

Fig. 8　Mesh independency

4 个网格点显示 1 个。为准确识别前尾缘几何, 前尾缘处网格进行了加密。图中数字为各段轴向网格点数。

应用商用软件 Fluent 进行数值模拟, Prasad[22] 通过对比欧拉方程 (无黏) 和雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程 (有黏) 的激波捕捉结果表明, 叶片前缘处外伸激波前传过程是一个无黏过程, 因此, 不同湍流模型对外伸激波的捕捉影响不大。Spalart-Allmaras (SA) 模型具有计算快速、应用广泛的特

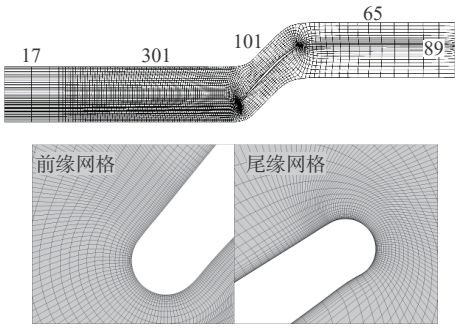


图 9 网格拓扑结构

Fig. 9 Structure of mesh topology

点，因此，本文选择 SA 模型进行计算；为进一步提高对外伸激波的捕捉精度，本文采用 van Leer[23] 提出的 MUSCL (monotone upstream-centred schemes for conservation laws) 高精度格式进行差分计算。边界条件设置为进口给定轴向总温和轴向总压分别为 300 K 和 101 325 Pa，垂直进口进气，周向壁面为周期面，展向壁面为欧拉滑移壁面，叶片平动速度为 310 m/s，出口反压为 101 325 Pa。

1.3.2 激波强度及噪声等级评估

为评估激波噪声沿轴向前传过程中的变化，在流场数值模拟结果中，叠加均匀稀疏的声学网格，从叶型前缘点延伸至 3 倍弦长处，轴向×周向网格点数为300×100，图 10 为隔 3 个格点显示 1 个的声学网格；将数值模拟流场中的压强 p、密度 ρ、轴向速度 u、周向速度 v 使用二阶精度的反距离加权插值法插值到声学网格中。

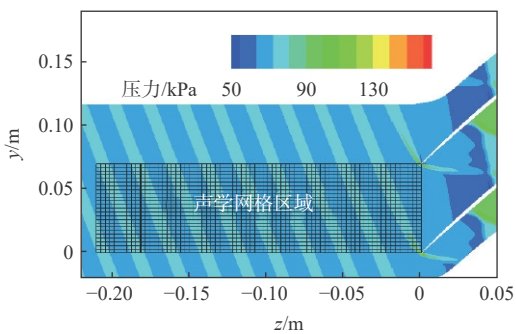


图 10 声学网格选取区域

Fig. 10 Diagram of sound mesh selection

读取周向压强参数极值和均值，按式(5)定义激波强度，得到每个垂直轴向截面的激波强度，绘制激波从叶型前缘点处开始，向远场前传过程中的强度衰减情况。

$$\pi=\frac{p_{\max}-p_{\min}}{\bar{p}} \tag{5}$$

式中：$p_{\max}$为该截面压强最大值；$p_{\min}$为截面压强最小值；$\bar{p}$为截面压强平均值。

本文使用 Morfey[24] 提到的声功率级积分法来对噪声强度进行评估。本文定义的时间平均声强 $\bar{I}$ 为

$$\bar{I}=\left[\bar{\boldsymbol{v}}\cdot\boldsymbol{v}'+\frac{p'}{\bar{\rho}}\right]\left[\bar{\rho}u'+\left(\frac{\bar{u}\bar{\rho}}{\gamma\bar{p}}\right)p'\right] \tag{6}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{v}}$、$\bar{u}$、$\bar{\rho}$、$\bar{p}$分别为速度矢量、轴向速度、密度、压强的周向平均量；$\boldsymbol{v}'$、u'、p'分别为速度矢量、轴向速度、压强的扰动量；γ为比热比。将求得的声强沿垂直轴向截面 S 积分得到声功率 P，再根据声功率计算得到声功率级 N_{dB} 为

$$P=\int_S \bar{I}\mathrm{d}S \tag{7}$$

$$N_{\mathrm{dB}}=10\lg\frac{P}{P_0} \tag{8}$$

式中：$P_0=20\ \mu\mathrm{N/m^2}$。

2 结果与讨论

2.1 前缘流场压力对比

图 11 为 CM-1.2 及改型叶型的马赫数云图对比。在 CM-1.2 叶型前缘处，存在明显的过膨胀区，在过膨胀区后存在一道弱压缩波，这是由于前缘与叶型连接处曲率间断导致的速度激增，会引起局部过膨胀，压强降低，并伴随一道弱压缩波。正是由于这道弱压缩波的出现，与叶片前缘处的膨胀波系相互作用，降低了膨胀波系对外伸激波的削弱作用，最终导致外伸激波强度提高及噪声增大现象。通过对比发现，5 个算例都明显的削弱了过膨胀区结构，说明曲率连续前缘能够显著改善前缘处过膨胀现象。算例 X2Y3 和算例 X1Y2 仍残留较弱的过膨胀区结构，这是由于这 2 个算例在设计时，将过渡点沿 2 个方向向原始叶型外移动以达到厚度补偿，提高了该处气流偏折角，使得本应出现在前缘处的过膨胀区后移。算例 X2Y2 与算例 X2Y1 相比，仍残留较大的亚音区，并且马赫数云图过渡不如算例 X2Y1 光滑，虽然消除了过膨胀区结构，但是仍存在较弱的膨胀波系结构，究其原因，算例 X2Y1 改型范围约为轴向弦长的 10%，因此，前缘段有更充分的距离过渡至吸、压力面，与改型范围约为 1.2% 的算例 X2Y2 相比，消除过膨胀区的能力更强。接下来提取叶表压力分布，来比较消除过膨胀区的情况。

图 12 为改型算例与原始叶型叶表压力分布图。理想情况下，来流与叶型接触后，叶表流动与叶型几何物面重合，因此，几何物面的弯折可以影响来流的转折。对于原始叶型的圆型前缘，斜率折转快，且存在曲率间断，来流接触前缘后，随几何物面迅速转折，压强急剧下降，降至低于来流静压值，

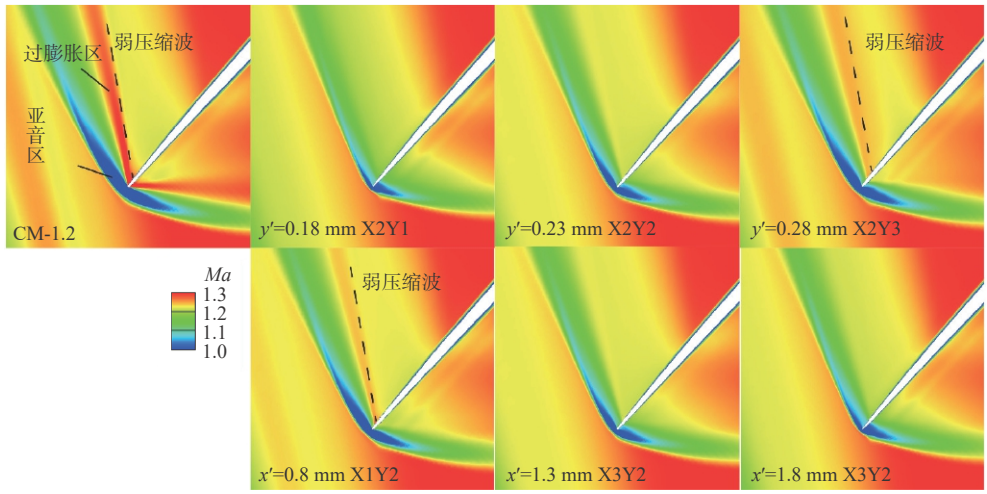
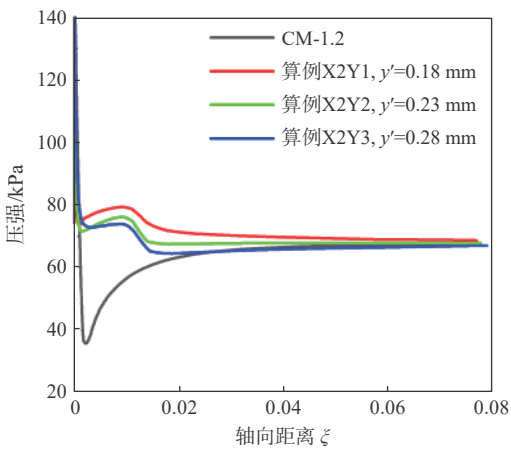
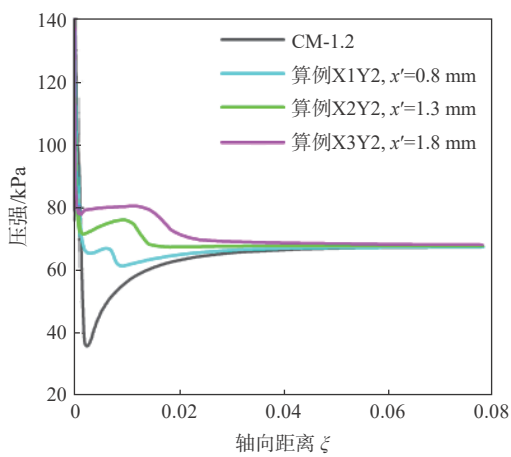


图 11　马赫数云图

Fig. 11　Contour of mach number contour



(a) 变y'坐标算例



(b) 变x'坐标算例

图 12　叶表压力分布图

Fig. 12　Pressure distribution on blade surface

因此, 在激波后, 产生一簇膨胀波系和一道弱压缩波, 引起压强回升, 即图 11 中展示的过膨胀区。对于算例 X2Y3 和算例 X1Y2, 虽然前缘点附近压强没有降至低于稳定值, 但在过渡点处, 由于过渡点处叶型型面的厚度补偿突起, 引起来流的 2 次转折, 压强 2 次下降, 因此, 也会产生较弱的过膨胀区和一道弱压缩波, 这道压缩波会影响外伸激波强度和激波噪声水平。

2.2　激波强度分析

将外伸激波近似为斜激波, 提取外伸激波激波角β, 测量前缘点前方第 3 个压力峰值点与叶型前缘点距离 l, 以及 3 倍栅距 $3C$, 再求得激波角度, 测量示意图如图 13 所示。

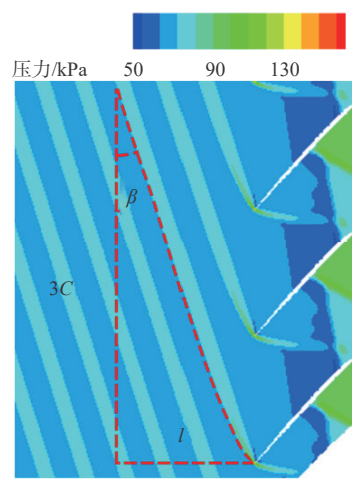


图 13　激波角示意图

Fig. 13　Diagram of shock-wave angle

同时提取进口真实马赫数, 排除由马赫数不同引起外伸激波激波角改变的情况。表 2 为激波角和真实马赫数数据, 真实马赫数之间差值约为 0.004, 经斜激波计算式$\beta=\arctan(1/Ma)$可知, 对于马赫数接近 1.2 的情况, 由真实马赫数误差引起的激波角变化小于 0.1°,而测量得到的激波角β差值在 1.5°左右, 因此, 可认为激波角变化是由于前缘改型设计引起的。

图 14 为激波强度对比, y'即过渡点距中弧线距

表 2 激波角及真实马赫数数据

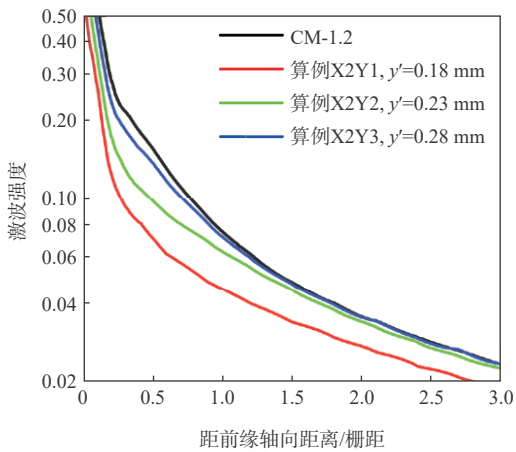
Table 2 Shock-wave angle and real mach number

算例名	x'/mm	y'/mm	激波角/(°)	真实马赫数
CM-1.2			19.5	1.203 5
算例X2Y1	1.3	0.18	17.5	1.208 2
算例X2Y2	1.3	0.23	18.5	1.206 8
算例X2Y3	1.3	0.28	18.8	1.205 6
算例X1Y2	0.8	0.23	19.0	1.205 9
算例X2Y2	1.3	0.23	18.5	1.206 8
算例X3Y2	1.8	0.23	18.0	1.207 4

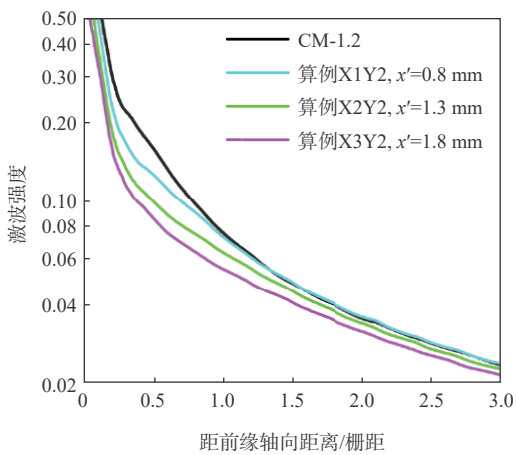
离改型间隔$\Delta y'$为叶型最大厚度的3.8%, 0.5倍弦长处平均削弱激波强度24%, 1倍轴向弦长处平均削弱激波强度17%, 1.5倍轴向弦长处平均削弱激波强度11%, 即前缘处过渡点y'越小, 对外伸激波的削弱作用越好; 2倍轴向弦长处以外削弱作用不明显。x'过渡点在平行中弧线方向距前缘距离改型间隔$\Delta x'$为弦长的0.5%, 0.5倍轴向弦长处平均削弱激波强度20%, 1倍轴向弦长处平均削弱激波强度15%, 即前缘处x'越大, 对外伸激波的削弱作用越好; 1.5倍轴向弦长及更远距离, 对外伸激波的削弱作用不明显。

2.3 声功率对比

图15为声功率级对比, 降噪效果在近前缘处十分明显, 1倍轴向弦长处与CM-1.2相比, 变y'算例降噪分别为0.5, 1.6, 4.6 dB; 变x'算例降噪分别为0.4, 1.6, 2.9 dB。显然降噪效果与y'、x'均存在单调关系, y'越小、x'越大, 降噪效果越好。这种降噪效果在随外伸激波向前传播过程中, 均呈现出2倍轴向弦长之前逐渐衰减, 2倍轴向弦长之后趋于稳定的趋势。这是由于近前缘处, 激波-膨胀波系间相互作用强烈, 因此, 前缘改型引起的降噪效果在近前缘处十分明显, ,1倍轴向弦长后的区域波系作用效果减弱, 激波呈现无黏前传状态, 因此降噪效果趋于稳定。为了评估2～3倍轴向弦长间稳定后的远前方流场的降噪效果, 分别取5个算例在该区域与原始叶型声强差值的平均值, 来表征远场处降噪效果, 结果如表3所示。可以看出采用整体曲率优化的算例X2Y1、算例X3Y2远场降噪效果最好, 对于y'=0.18 mm、x'=1.3 mm的算例X2Y1, 在远场



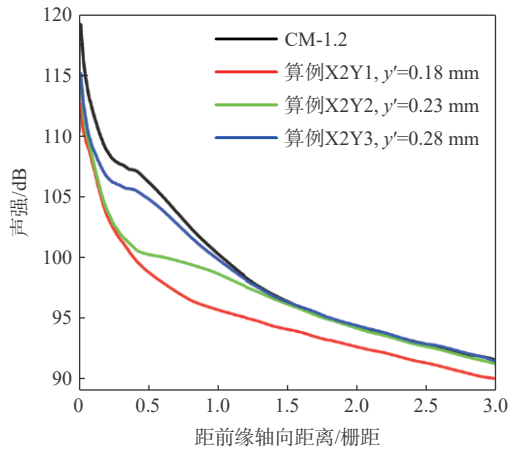
(a) 变y'坐标算例



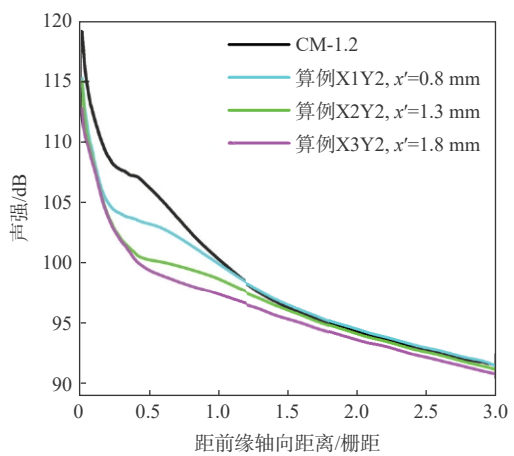
(b) 变x'坐标算例

图14 激波强度对比

Fig. 14 Comparison of shock wave strength



(a) 变y'坐标算例



(b) 变x'坐标算例

图15 声功率级对比

Fig. 15 Comparison of sound power level

表 3　降噪效果

Table 3　Noise reduction

算例名	x'/mm	y'/mm	降噪效果/dB
算例X2Y1	1.3	0.18	1.63
算例X2Y2	1.3	0.23	0.25
算例X2Y3	1.3	0.28	0
算例X1Y2	0.8	0.23	−0.1
算例X3Y2	1.8	0.23	0.70

具有 1.6 dB 的降噪效果; 对于y'=0.23 mm、x'=1.8 mm 的算例 X3Y2, 在远场具有 0.7 dB 的降噪效果。采用局部曲率优化的y'=0.23 mm、x'=1.3 mm 的算例 X2Y2 由于改型范围仅为整体曲率优化的 1/9, 降噪效果弱于整体曲率优化方法, 在远场仅具有 0.25 dB 的降噪效果。带厚度补偿的前缘改型方式由于并不能完全消除过膨胀现象, 使得过膨胀区后的弱压缩波在远场处影响膨胀波系对外伸激波的削弱作用, 使得该方式在远场不具有降噪效果。

表 3 和图 15 表明, 在 3 种改型方案中, 对前 10% 轴向弦长区域进行整体曲率优化的降噪效果最好, 但是带来的厚度变化也最大; 其次仅对前缘点附近约 1.2% 轴向弦长区域进行局部曲率优化也具有一定的降噪效果, 且带来的厚度变化较整体曲率优化方案小, 因此, 在工程应用中可以根据需要, 衡量改型范围与厚度之间的取舍; 最后在过渡段进行厚度补偿的方案由于增大了过渡点处气流转折角, 使得本应在前缘处产生的过膨胀现象后移, 而没有消除, 因此,仅在距前缘 1 倍弦长处具有降噪效果, 该效果传播到远场时消失, 改型收益不明显。3 种改型方案产生的降噪效果都呈现出距前缘 1 倍轴向弦长内效果最好, 在传播过程中, 降噪效果逐渐衰减并趋于稳定的特点。

3　结　论

1) 前缘三段式改型设计的特点是具有 3 个改型自由度, 可以通过对前缘段曲率过渡过程的再分配, 完成曲率连续的前缘改型设计; 数值模拟结果表明所提方法能够有效的解决超音前缘过膨胀问题, 可以削减激波强度、降低激波噪声, 此外所提方法由于高自由度的特点, 具有很好的应用潜力。

2) 仅对叶型前缘进行局部曲率优化的设计也可以具有较好的降噪效果, 并且能够传播至远场, 该方法对叶型前缘的厚度改变与整体曲率优化设计相比较小, 为高强度低噪声的叶型设计提供基础; 但在过渡点后进行厚度补偿的设计降噪效果不明显。

3) 3 段间过渡点位置影响激波强度和降噪效果, 过渡点距前缘点法线越近、距前缘点切线越远, 降噪效果越好, 距前缘一倍弦长处最大降噪效果能够达到 4.6 dB。

参考文献（References）

[1] 梁春华, 孙广华. 商用飞机发动机先进降噪技术[J]. 航空科学技术, 2011, 22(4): 48-52.
LIANG C H, SUN G H. Advanced noise reduction technology for large commercial aircraft engines[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011, 22(4): 48-52(in Chinese).

[2] International Civil Aviation Organization. AN16-1 Environmental protection: Volume I: Aircraft noise ANN-00016-001-01[S]. Quebec: International Civil Aviation Organization, 2017: 1-250

[3] ELDREDGE J D. On the interaction of higher duct modes with a perforated liner system with bias flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004, 510: 303-331.

[4] FITE E B. Aerodynamic performance measurements for a forward swept low noise fan: NASA/TM-2006-214413[R]. Washington D. C.: National Aeronautics and Space Administration, 2006.

[5] 周振华. 前缘形状对风扇/压气机激波噪声的影响[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015: 1-72
ZHOU Z H. Influence of leading edge shape on shock noise of fan/compressor[D]. Beijing: Beihang University, 2015: 1-72(in Chinese).

[6] 葛健. 风扇激波噪声的降噪研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017: 1-83.
GE J. Research on noise reduction of fan shock wave noise[D]. Beijing: Beihang University, 2017: 1-83(in Chinese).

[7] 葛健, 柳阳威, 周振华, 等. 吸力面波系分布对风扇激波噪声的影响[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(11): 2389-2397.
GE J, LIU Y W, ZHOU Z H, et al. The influence of wave system on the suction surface on the buzz-saw noise of turbofan[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(11): 2389-2397(in Chinese).

[8] 陆宏志, 徐力平. 压气机叶片的带平台圆弧形前缘[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 532-536.
LU H Z, XU L P. Circular leading edge with a flat for compressor blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 532-536(in Chinese).

[9] 靳军, 刘波, 南向谊, 等. 超声速叶型前缘几何形状对叶栅气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 660-665.
JIN J, LIU B, NAN X Y, et al. Influence effect of supersonic airfoil 's leading edge geometric shape on aero-dynamical performance of cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 660-665(in Chinese).

[10] 宋寅, 顾春伟. 曲率连续的压气机叶片前缘设计方法[J]. 推进技术, 2013, 34(11): 1474-1481.
SONG Y, GU C W. Continuous curvature leading edge of compressor blading[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1474-1481(in Chinese).

[11] 宋寅, 顾春伟. 叶片前缘形状对压气机气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(6): 1051-1054.
SONG Y, GU C W. Effect of leading edge shape on the aerodynamic performance of compressor[J]. Journal of Engineering Ther-

mophysics, 2013, 34(6): 1051-1054(in Chinese).

[12] 刘宝杰, 袁春香, 于贤君. 前缘形状对可控扩散叶型性能影响[J]. 推进技术, 2013, 34(7): 890-897.
LIU B J, YUAN C X, YU X J. Effects of leading-edge geometry on aerodynamic performance in controlled diffusion airfoil[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(7): 890-897(in Chinese).

[13] 杨炯, 宁涛, 席平. 前缘点曲率可控的曲率连续前缘几何设计[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2016, 28(7): 1195-1200.
YANG J, NING T, XI P. Geometric design of leading edge with specified curvature at leading edge point[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2016, 28(7): 1195-1200(in Chinese).

[14] 施恒涛, 刘宝杰, 于贤君. 基于多项式的曲率连续前缘造型方法及应用[J]. 航空动力学报, 2020, 35(2): 397-409.
SHI H T, LIU B J, YU X J. Polynomial-based continuous-curvature leading edge design method and its application[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 397-409(in Chinese).

[15] PRASAD D, FENG J Z. Propagation and decay of shock waves in turbofan engine inlets[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 118-127.

[16] HAN F, SHARMA A, PALIATH U, et al. Multiple pure tone noise prediction[J]. Journal of Sound and Vibration, 2014, 333(25): 6942-6959.

[17] LEWY S, POLACSEK C, BARRIER R. Analytical and numerical prediction of harmonic sound power in the inlet of aero-engines with emphasis on transonic rotation speeds[J]. Journal of Sound and Vibration, 2014, 333(26): 7165-7182.

[18] MOECKEL W E. Approximate method for predicting from and location of detached shock waves ahead of plane or axially symmetric bodies: NACA-TN-1921 [R]. Washington D. C.: National Aeronautics and Space Administration, 1949.

[19] DE BOOR C, HÖLLIG K, SABIN M. High accuracy geometric Hermite interpolation[J]. Computer Aided Geometric Design, 1987, 4(4): 269-278.

[20] 徐良宏, 孟勇, 陈铁. 给定两端点及端点处切方向和曲率的空间Bezier曲线的插值问题[J]. 数值计算与计算机应用, 2001, 22(2): 81-86.
XU L H, MENG Y, CHEN T. Space curve interpolation of given end points tangent directions and curvatures[J]. Journal of Unmerical Methods and Computer Applications, 2001, 22(2): 81-86(in Chinese).

[21] 邱名. 高级压比轴流压气机转子通道内激波组织研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 186-188.
QIU M. Investigation of shock organization in axial compressor passages of high pressure ratio[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 186-188(in Chinese).

[22] PRASAD A. Evolution of upstream propagating shock waves from a transonic compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 133-140.

[23] VAN LEER B. Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method[J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1): 101-136.

[24] MORFEY C L. The acoustics of axial flow machines[J]. Journal of Sound and Vibration, 1972, 22(4): 445-466.

Influence mechanism of continuous curvature shaping method on buzz-saw noise

ZHAO Tianming[1]，HOU Jiexuan[1]，LIU Yangwei[1, 2, *]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University，Beijing 100191，China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-Thermodynamics，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Buzz-saw noise generated by fan/compressor blade tips is one of the main noise sources in high bypass ratio Turbofan engine. To reduce the noise, the detached shock-wave system at the blade leading edge of a relative supersonic and subsonic axial two-dimensional cascade is studied. First, based on the geometric hermit interpolation (GHI) method, a three-segment Bezier curve was proposed to construct a continuous-curvature leading edge, which has higher degree of freedom in modification design. Next, by changing the position of the transition points between the three Bezier curves on the leading edge, the effects of local curvature optimization, overall curvature optimization, and optimization with extra thickness upon the strength of the shock-wave and noise level at the leading edge were explored. A comparison of numerical results showed that the continuous curvature design could decrease the size of the over expanded zone at the leading edge of the blade, thus reducing the reverse pressure gradient. Through local curvature optimization and overall curvature optimization, noise level at one chord length upstream from the leading edge could be lowered by 1.6 dB and 4.6 dB.

Keywords：supersonic cascade; continuous curvature leading edge; Bezier curve; detached shock-wave; buzz-saw noise

Received：2021-06-22；**Accepted**：2021-09-26；**Published Online**：2021-11-15 15：18
URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211112.2008.003.html
Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51976006,51790513)
* **Corresponding author**. E-mail：liuyangwei@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0317

航空电子限时令牌太赫兹互连的实时性能分析

李佳，李峭*，左沅君，熊华钢
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘　　要：在航空电子设备内部采用太赫兹通信技术实现cm级的板间或芯片互连可以减少引脚和接插件，缩小电子设备的体积，并降低维护成本。针对采用全向天线收发和开关键控（OOK）调制的近距离太赫兹通信网络，通过考虑分子吸收噪声和损耗的点到点通信链路分析，给出太赫兹信道容量计算结果；结合节点间的限时令牌多路访问协议，依据信道容量采用服务曲线模型进行最坏情况下总流量分析（TFA）和隔离流量分析（SFA）；充分考虑概率保证下应用层通信任务的突发度，得到限时令牌太赫兹互连的实时性能分析方法。案例研究表明：相较于时分多址（TDMA）方式，基于限时令牌协议的无冲突多路访问机制可以适应物理层容量和应用层负载的随机变化，保证了更小的延迟，有利于实现航空电子芯片间和板间的太赫兹互连组网和实时通信。

关 键 词：航空电子；实时通信；太赫兹通信；网络演算；限时令牌网络
中图分类号：V247.1; TP393.1
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0932-11

当代航空电子系统的设备之间通常采用航空电子全双工交换式以太网(avionics full duplex switched Ethernet, AFDX)、时间触发以太网(time triggered Ethernet, TTE)等综合化网络进行有线互连，板间采用ARINC659、微型化的光纤通道(fiber channel, FC)或AFDX(如ASHLEY项目[1]中的μAFDX交换芯片和nanoAFDX端系统卡)进行数据共享，芯片间采用由商用标准适用性改造而来的技术进行通信，如Rocket IO及其高层Rapid IO协议、内部集成电路(inter-integrated circuit, I^2C)。其中，Rocket IO采用2对差分数据线可实现600 Mbit/s～3.125 Gbit/s的点对点数据传输，而I^2C等芯片间的低速总线则充当配置和维护的功能。

随着微电子技术的发展，航空电子设备的体积、质量和功耗得以降低。但设备内部芯片和处理模块不断提高的集成度对有线互连提出挑战[2]，传统的接插件、印刷电路导线、焊盘占用了大面积的电路板；同时，高速有线互连的线缆和布线需定期检查维护，以防止损伤和老化影响信号完整性，而高密度多层的导线增加了可靠性保证和维护的难度。考虑采用无线通信替代航空电子设备内部的部分有线互连。

太赫兹无线通信可以较好地解决航空电子互连的“最后一厘米”问题[2]，实现板间或芯片间的无线通信。太赫兹频段[3]的范围为0.1～10 THz，与既有航空电子系统的频谱几乎无冲突；并且太赫兹频带天线尺寸微小，符合半导体制造业中不断增长的电路集成需求，天线可与信息处理逻辑集成于一块半导体芯片中，使芯片成为无线节点[4]；同时，太赫兹频带超宽的频谱资源使其具有实现100 Gbit/s量级无线通信的潜力[5]。

对于现有的太赫兹频段相关研究，在微纳网方面的商用现成技术(commercial off-the-shelf, COTS)[4,6-11]经过适用性改造后也可应用于航空电子芯片间互

收稿日期：2021-06-10；**录用日期**：2021-08-09；**网络出版时间**：2021-09-15 13:23
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1823.013.html
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：李佳，李峭，左沅君，等. 航空电子限时令牌太赫兹互连的实时性能分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：932-942.
LI J，LI Q，ZUO Y J，et al. Real-time performance analysis on Terahertz interconnection with timed token protocol in avionics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：932-942 (in Chinese).

连。文献 [6] 中针对芯片间通信(chip-to-chip)场景, 在 65 nm 工艺互补金属氧化物半导体(complementary metal oxide semiconductor, CMOS)上实验演示了一个完全集成的 260 GHz开关键控(on-off keying, OOK)收发机, 其在 40 mm 范围内实现了 10 Gbit/s 的无线通信。文献 [7] 报道了可支持 16 进制正交幅度调制(quadrature amplitude modulation, QAM)的 40 nm CMOS 工艺单芯片收发机, 该收发机工作于 265.68 GHz 的中心频率, 其实验实现了 3 cm 范围内 80 Gbit/s 的数据传输率。

对于太赫兹通信的物理层, 研究人员对室外、室内及近距离互连场景(传输距离小于 1 m)的太赫兹信道进行了建模研究[5,12]。其中针对近距离互连场景, 文献 [8] 在辐射传输理论和分子吸收理论的基础上, 给出了纳米器件间的太赫兹传播模型; 文献 [4] 研究了无线片上网络(wireless networks-on-chip, WiNoC)在毫米波和太赫兹频带的信道建模, 以及信道的路径损耗、信道容量和通信可靠性; 文献 [9] 在天空噪声模型[13] 的基础上, 从频率相关性、传播延迟和发射延迟的角度对太赫兹通信的分子吸收噪声提出了建模观点。这些可借鉴的物理信道模型说明太赫兹通信物理层的研究需要评价太赫兹信号与传输介质分子之间的相互作用。物理层的信号处理技术挑战, 要求多路访问协议与太赫兹通信物理层特性相适应, 发展确定性、无冲突的介质访问控制协议[10]。

太赫兹通信链路层的介质访问控制(media access control, MAC)子层按照网络拓扑分为中心式、分簇式及分布式 [10]。文献 [11] 针对纳米网络提出了一种分布式光计算协议, 通过马尔可夫链和 Lyapunov 规则优化确定纳米网络节点的最佳传输时间, 但所采用的载波监听多路访问(carrier sense multiple access, CSMA)具有不确定性; 文献 [14] 提出“速率分”(rate division, RD)多路复用体制, 不同的节点采用不同的符号比率(符号周期 T_s 与脉冲持续时间 T_p 的比值)发送消息, 使碰撞几率很小; 文献 [15] 则给出时分多址(time division multiple access, TDMA)与轮询相结合的多路访问方式。

本文针对航空电子设备板间或芯片间的太赫兹厘米级互连, 给出限时令牌[16] 的多路访问方式。限时令牌协议[16] 通过控制各节点每轮的消息发送时间, 当网络节点均处于有效通信距离之内时, 无线信道的广播特性使各节点等同于以总线的形式共享信道。限时令牌协议采用无争用的持有时间控制进行多路访问, 不必像访问仲裁控制那样要求物理层精细的信号处理。

作为安全关键性系统, 航空电子系统需要验证最坏情况下性能或保证概率下的性能, 可以采用网络演算(network calculus, NC)理论对通信系统进行最坏情况下界限分析[17]。因此, 本文主要工作为: 充分考虑太赫兹信道分子吸收损耗及噪声, 分析近距离太赫兹信道容量; 提出基于限时令牌协议的太赫兹通信 MAC 层多路访问方法, 仿真证明与 TDMA 方式相比, 提高了较低网络负载率下的及时性; 分别运用 NC 理论中总流量分析(total flow analysis, TFA)和隔离流量分析(separate flow analysis, SFA)方法得到所提出的限时令牌多路访问协议的确定性服务曲线, 利用 NC 理论中的随机模型分析应用层流量变动条件下的有效带宽, 服务曲线与有效带宽相结合得到保证概率意义下的节点之间的通信延迟界限。

1　限时令牌太赫兹通信的物理层

太赫兹通信物理层的设计实现需要综合考虑应用场景需求和技术水平限制。本文所讨论的近距离通信采用全向天线、OOK 调制和非相干解调, 直接决定了多路复用可用容量。

1.1　航空电子近距离太赫兹互连的频段与天线

分子吸收效应带来的损耗与噪声将太赫兹频段总带宽减小到几个宽度为几十 GHz 的传输窗口[8]。例如, 当前太赫兹器件及信道特性研究工作主要集中于中心频率为 350 GHz 的传输窗口[18], 频段为 0.34～0.36 THz。

可以采用高增益方向性天线对太赫兹信号严重的路径损耗进行补偿[19]。但在近距离传输中, 如果路径损耗的影响在可接受范围内, 简单的各向同性不仅是天线设计的主要需求[10], 还可以实现一对多的广播通信, 本文所讨论的通信系统采用全向天线。

1.2　调制方式

太赫兹近距离通信可以采用无载波的脉冲调制方案[12], 包括 OOK、二进制相移键控(binary phase shift keying, BPSK)、脉冲幅度调制(pulse amplitude modulation, PAM)和脉冲位置调制(pulse position modulation, PPM)等; 其中 OOK 是解调方式最为简单的调制方式之一。对于难度较大的非光学极窄脉冲检测, 简单的调制方式反而适用性较强。不仅如此, OOK 调制在传“0”时的静默, 能够有效减弱分子吸收噪声。

本文所述的近距离通信采用 OOK 调制方式和较为简单的非相干检测, 其发射信号表示为

$$S(t)=\sum_{k=1}^{K}A_k p(t-kT_s-\tau) \tag{1}$$

式中：K为待发送数据包符号总数；A_k为第k个发送符号的幅度(发“1”时脉冲幅度记为a_1，发“0”时脉冲幅度记为a_0)；p为持续时间为T_p的脉冲；T_s为符号发送时间间隔；τ为随机初始相位。

采用连续时间移动平均(continuous time moving average, CTMA)[20]非相干检测方法，其在起始点和终止点可控的观测窗内进行检波，根据检测原理，若以$a_1/2$作为门限，则OOK调制的“发0判1”和“发1判0”概率分别为

$$P\{s_1|s_0\}=Q\left(\sqrt{\frac{E_b}{N_0}}\right) \tag{2}$$

$$P\{s_0|s_1\}=\frac{1}{2}\exp\left(-\frac{1}{2}\cdot\frac{E_b}{N_0}\right) \tag{3}$$

式中：s_1为比特“1”；s_0为比特“0”；E_b为信号平均比特能量；N_0为高斯白噪声功率谱密度；$Q(x)=\int_x^{\infty}\frac{1}{\sqrt{2\pi}}e^{-\frac{y^2}{2}}dy$为误差函数。

1.3 路径损耗

太赫兹通信的路径损耗A考虑传播损耗A_{spread}和分子吸收损耗A_{abs}。其中，传播损耗可采用Friis传输式[21]计算。

由于标准介质中的部分分子会被太赫兹频段内的特定频率电磁波所激发，分子振动的结果将电磁波能量转化为动能，从通信的角度看即对电磁波造成分子吸收损耗[8]，其中H_2O的影响最为显著，根据辐射传输理论[22]，分子吸收损耗可根据介质透射率采用Lambert-Beer律计算。太赫兹信道的总路径损耗由式(4)给出：

$$A=A_{spread}A_{abs}=G_tG_r\left(\frac{4\pi fd}{c}\right)^2e^{k(f)d} \tag{4}$$

式中：f为发射信号频率；d为传播距离；c为光速；G_t和G_r分别为发射天线和接收天线增益；$k(f)$为分子吸收系数，根据文献[8]的式(2)～式(10)计算得出。计算分子吸收损耗所需的大气分子参数可从高分辨率透射分子吸收数据库(high-resolution transmission molecular absorption database, HITRAN)[23]中检索。

1.4 噪 声

接收端的加性噪声N考虑热噪声功率谱密度N_{th}和分子吸收噪声功率谱密度N_{mol}[3]。热噪声的功率谱密度为

$$N_{th}=k_BT \tag{5}$$

式中：k_B为玻尔兹曼常数；T为绝对温度。

分子吸收噪声[10]源于传输介质中的分子吸收太赫兹波的能量发生振动，振动产生的能量会给传播引入噪声。采用天空噪声模型[13]，分子吸收噪声的功率谱密度与信号频率f和传播距离d均有关[9]，关系为

$$N_{mol}(f,d)=k_BT_0\left(1-e^{-k(f)d}\right) \tag{6}$$

式中：T_0=296.0 K为参考温度。

1.5 信道容量

信道容量C是计算节点服务速率的基础。太赫兹信道具有较强的频率选择性，并且分子吸收噪声是非白噪声[8]，直接整体评估信道容量较为困难。将信道总带宽分解为M条较窄的子带，子带表现为非频率选择性且噪声功率谱密度可被视为局部平坦[24]。分别计算各子带的容量，再进行求和：

$$C(d)=\sum_i\Delta f\log_2\left[1+\frac{S(f_i)A(f_i,d)^{-1}}{N(f_i,d)}\right] \tag{7}$$

式中：f_i (i=1,2,⋯,M)为各子带的中心频率；Δf为子带带宽；$S(f_i)$为发射信号功率谱密度；$A(f_i,d)$为信道路径损耗；$N(f_i,d)$为噪声功率谱密度。

2 限时令牌太赫兹通信的协议层

2.1 限时令牌多路访问

无线信道具有广播特性，当网络节点均在有效通信距离之内时，等同于连接到共享介质的总线，可以借鉴线性令牌传递总线(linear token passing bus, LTPB)[16]，采用限时令牌传递协议实现多路访问。令牌是一种信令帧，节点根据地址编码组成逻辑环，令牌帧沿逻辑环依次传递，持有令牌的节点在限定时间内有机会发送消息，其他节点保持对无线信道的监听，其示意图如图1所示，节点间的虚线代表通过太赫兹无线通信构成的芯片间令牌传递逻辑环。

每个节点在一个通信轮次内能够占用总线的时间受其令牌持有定时器(token holding timer, THT)的限制，节点在接收令牌后，立即重置其THT并开启减计数，并进行流量的发送，若节点流量发送完毕，则将令牌传出；若流量未发送完但节点THT期满，则终止发送并将令牌传出，如图2所示。

2.2 限时令牌多路访问的带宽分配

由2.1节可知，在限时令牌多路访问中，通过对节点THT初值设置以分配各节点的最大可用带宽。可采用节点负载匹配的网络带宽分配方法[25]。

消息传递的模型为：设网络共有n个节点，第i(i=1,2,⋯,n)个节点上有k_i条消息流，定义网络中第i个节点的负载率U_i及网络负载率U分别为

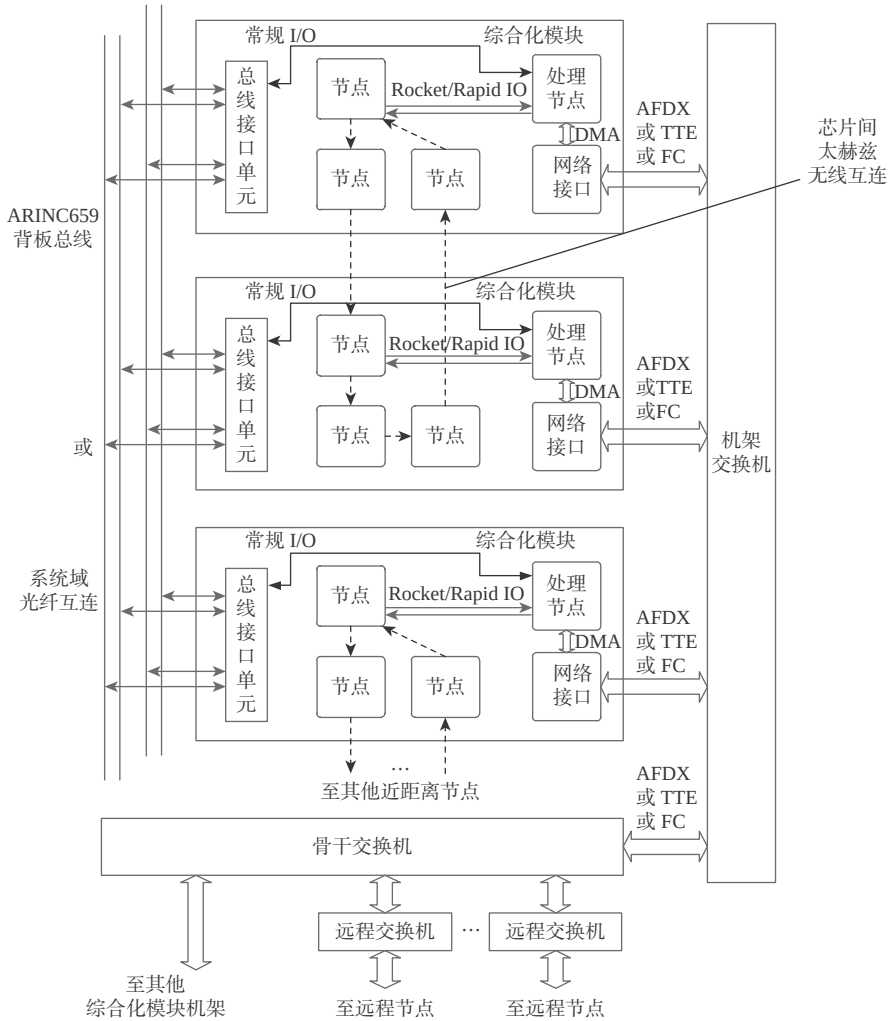


图 1　限时令牌太赫兹互连的航空电子应用场景

Fig. 1　Usage of Terahertz interconnections with timed token protocol in avionics scenario

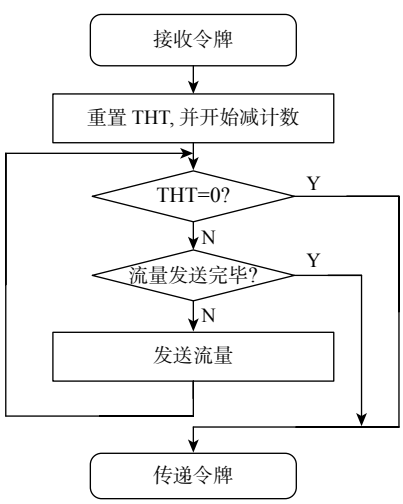


图 2　限时令牌传递协议

Fig. 2　Timed token passing protocol

$$U_i = \frac{k_i C_i}{\min(P_i, D_i)} \tag{8}$$

$$U = \sum_{i=1}^{n} U_i \tag{9}$$

式中: C_i 为消息流时间长度; P_i 为消息产生周期(对于非周期消息则为消息产生最小时间间隔); D_i 为消息最大允许延迟时间。

以 THT_i 表示节点 i 的令牌持有最大时间, 对于任意时间间隔 t, 节点 i 可用于发送消息的最小时间量 $X_i(t)$ 为

$$X_i(t) = \left\lfloor \frac{t}{T_{\mathrm{MR}}} \right\rfloor \mathrm{THT}_i + r(t) \tag{10}$$

式中: T_{MR} 为令牌平均旋转周期上限; $r(t) = \max\left\{0, \min\left\{\mathrm{THT}_i, t - \left\lfloor \frac{t}{T_{\mathrm{MR}}} \right\rfloor T_{\mathrm{MR}} - \sum_{j \neq i} \mathrm{THT}_j - \theta\right\}\right\}$, θ 为协议开销, 等于令牌空转一周的时间。

网络带宽分配的约束条件为: ①满足限时令牌传递协议要求。令牌旋转一周, 总线上各节点用于消息发送的总时间应受令牌平均旋转周期限制: $\sum_{i=1}^{n} \mathrm{THT}_i \leqslant T_{\mathrm{MR}} - \theta$。②每条消息流在其最大允许延迟时间内, 应有足够该消息的发送时间: $X_i(D_i) \geqslant$

C_i。

由式(10)可知，$\left\lfloor \frac{D_i}{T_{\mathrm{MR}}} \right\rfloor \mathrm{THT}_i$约等于并略小于节点 i 在任意时间间隔 $(t_0,t_0+D_i]$ 可用于消息发送的最小时间，U_iD_i 为节点 i 在 $(t_0,t_0+D_i]$ 内产生的平均消息时间长度，以负载匹配准则令两者相等，整理可得节点 i 的带宽分配表达式为

$$\mathrm{THT}_i = \frac{U_iD_i}{\left\lfloor \frac{D_i}{T_{\mathrm{MR}}} \right\rfloor} = \frac{k_iC_iD_i}{\left\lfloor \frac{D_i}{T_{\mathrm{MR}}} \right\rfloor \min(P_i,D_i)} \qquad i=1,2,\cdots,n \tag{11}$$

2.3 限时令牌多路访问的到达曲线

作为安全关键性系统，应对航空电子系统进行最坏情况下的时间界限分析。可以采用确定性网络演算[16]的方法，定义到达曲线 $\alpha(t)$ 描述流量在任意给定的时间段 t 内的到达数据量上界，服务曲线 $\beta(t)$ 描述对于给定的流量节点在任意给定的时间段 t 内能够传输的最小值。流量在最坏情况下的等待延迟为 $\alpha(t)$ 与 $\beta(t)$ 的最大水平距离，最大可能积压为 $\alpha(t)$ 与 $\beta(t)$ 的最大垂直距离。

结合 2.2 节中建立的消息模型，可给出节点消息流的到达曲线，节点 i 第 $j(j=1,2,\cdots,k_i)$ 条消息流的到达曲线 $\alpha_{i,j}(t)$ 由式 (12) 给出。如图 3 所示，在坐标轴中消息流的到达曲线呈周期阶梯型。

$$\alpha_{i,j}(t) = \left\lfloor \frac{t}{P_i} + 1 \right\rfloor C_i \tag{12}$$

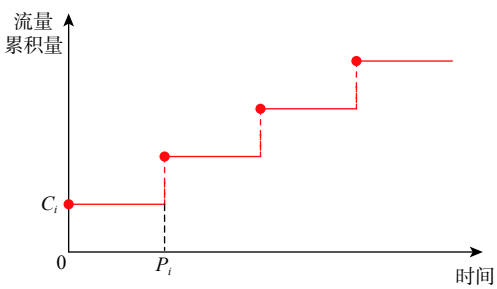


图 3 节点消息流到达曲线 $\alpha_{i,j}$

Fig. 3 Arrival curve of node message flow $\alpha_{i,j}$

2.4 限时令牌多路访问的服务曲线

对于具有 n 个节点的限时令牌多路访问，节点 i 在一个令牌旋转周期中可提供的最大服务时间为 THT_i，其传出令牌后至再次接收令牌的最大等待时间为 $T_{\mathrm{MR}}-\mathrm{THT}_i$，考虑节点的服务速率 R，并结合负载匹配下 THT_i 的分配结果，可以给出节点 i 的服务曲线模型 $\beta_i(t)$ 为

$$\beta_i(t) = R\max\left\{\frac{\lfloor t/T_{\mathrm{MR}}\rfloor k_iC_iD_i}{\lfloor D_i/T_{\mathrm{MR}}\rfloor \min(P_i,D_i)}, t-\left(T_{\mathrm{MR}}-\frac{k_iC_iD_i}{\lfloor D_i/T_{\mathrm{MR}}\rfloor \min(P_i,D_i)}\right)\right\} \tag{13}$$

在服务曲线建模中，为保证模型为节点所能提供服务的下界，应与消息的最坏到达情况联合考虑，对于节点 i 而言，若在其传出令牌时刻，k_i 条消息流恰达到最大突发度，则节点 i 的消息流会经历最大延迟时间，故以节点 i 传出令牌时刻作为服务曲线 $\beta_i(t)$ 的起点，如图 4 所示。

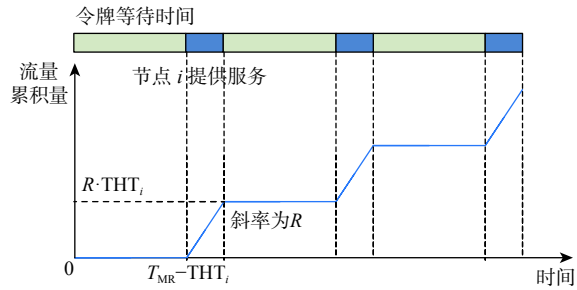


图 4 限时令牌多路访问节点 i 服务曲线 $\beta_i(t)$

Fig. 4 Service curve $\beta_i(t)$ of node i in timed token multiple access

2.5 限时令牌多路访问关注流量的剩余服务曲线

常用的确定性网络演算的分析方法包含最坏情况下 TFA 和 SFA 两类。TFA 方法首先计算流量路径上各节点的延迟和积压界限，总的延迟界限取各节点延迟界限之和，总的积压界限取各节点积压界限的最大值；SFA 方法首先计算流量路径上各节点的剩余服务曲线[26]，再将所有节点剩余服务曲线卷积得到流的剩余服务曲线，最终利用到达曲线和流的剩余服务曲线计算得到延迟和积压界限。

TFA 方法侧重于分析节点对于聚合流量的整体服务能力，因此，对于延迟界限的估计通常过于悲观，而 SFA 方法侧重于分析节点对于某条关注流量的服务能力，其能更加准确地估计该条流量的延迟界限。

对于式 (13) 给出的服务曲线模型 $\beta_i(t)$，以节点 i 令牌传出时刻作为曲线起始点，保证了在任意时间间隔 τ 内，节点 i 实际提供的服务不小于 $\beta_i(\tau)$，符合严格服务曲线[26]要求，可利用 $\beta_i(t)$ 与消息到达曲线 $\alpha_{i,j}(t)$ 计算节点对于关注流量的剩余服务曲线[26]。

由于限时令牌协议，不同节点的消息流不发生冲突，但在同一节点，考虑关注数据流到达时，其他数据流在最坏情况下同时达到最大的突发度。假设关注流量是节点 i 的第 j 条消息流，可计算节点 i 对于第 j 条消息流的剩余服务曲线为

$$\beta_{i,j}(t) = \max\left\{0, \sup_{0\leqslant s\leqslant t}\left(R\max\left\{\frac{\lfloor t/T_{\mathrm{MR}}\rfloor k_iC_iD_i}{\lfloor D_i/T_{\mathrm{MR}}\rfloor \min(P_i,D_i)}, t-\left(T_{\mathrm{MR}}-\frac{k_iC_iD_i}{\lfloor D_i/T_{\mathrm{MR}}\rfloor \min(P_i,D_i)}\right)\right\}-(j-1)\left(\left\lfloor \frac{t}{P_i}+1\right\rfloor C_i\right)\right)\right\} \tag{14}$$

3　限时令牌太赫兹互连性能分析

结合第 1 节和第 2 节对限时令牌太赫兹通信的物理层、协议层的讨论, 进行太赫兹互连实时服务质量性能的演算分析。

3.1　太赫兹互连物理层的路径损耗

路径损耗的计算包括传播损耗和分子吸收损耗的计算。分子吸收损耗考虑水蒸气、氧气、氮气和二氧化碳 4 种气体分子的作用, 图 5 给出了传播距离分别为 0.1, 1, 10 m(湿度 rh=30%、60%、90%)时, 信道路径损耗 A 与频率 (0.1～10 THz) 关系的仿真结果。

曲线的整体趋势体现的是传播损耗 A_{spread} 的影响, 凸起毛刺体现分子吸收损耗 A_{abs} 的影响。可见, 太赫兹信道的传播损耗决定了其较高的路径损耗, 但是对于 cm 级互连 (10 cm), 若采用μW 级功率进行全向辐射, 仍处于接收机探测能力之内; 分子吸收损耗决定了信道的频率选择性, 且湿度越大影响越显著, 但在太赫兹低频端也存在吸收峰不明显的传输窗口, 本文选择的 0.34～0.36 THz 通信频带即包含于该窗口。

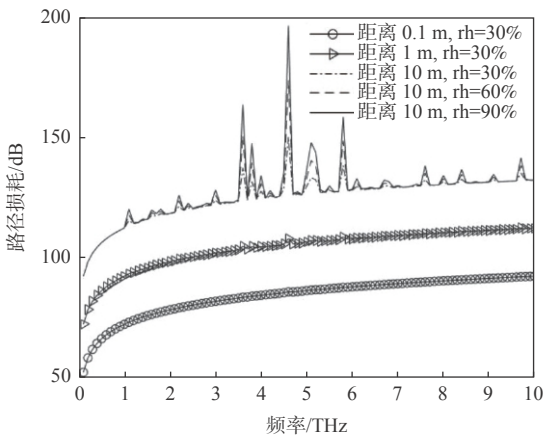


图 5　信道路径损耗 A 与频率关系

Fig. 5　Channel path loss A vs. frequency

3.2　太赫兹互连物理层的噪声

信道噪声的计算包括热噪声的计算和分子吸收噪声的计算。若取环境温度 T=296 K, 根据式 (5), 热噪声功率谱密度 N_{th}≈−177 dBm/Hz。对于分子吸收噪声, 采用 3.1 节中算例物理层参数, 给出传播距离分别为 0.1, 1, 10 m 时, 所选通信频段内 (0.34～0.36 THz) 分子吸收噪声功率谱密度 N_{mol} 与频率的关系, 如图 6 所示。

N_{mol} 虽与频率有关, 但在所选通信频段内波动不明显。但随着通信距离增大, 发射端采用更大的发射功率, 辐射能量被分子吸收将引入更大的噪声。节点分布远近不一, 简化的太赫兹发射器没有功率控制, 只能以需广播覆盖的最远节点为准, 近处节点受到分子吸收噪声的影响更大。

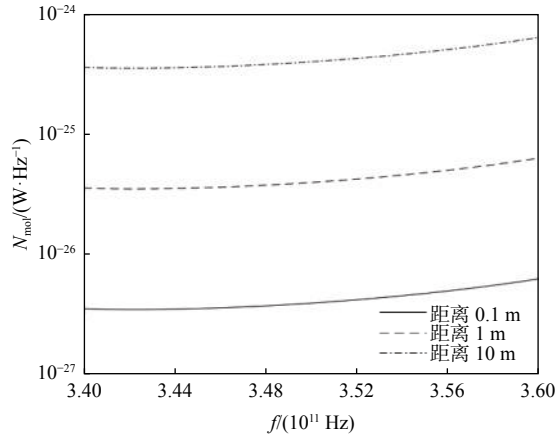


图 6　分子吸收噪声功率谱密度 N_{mol} 与频率和传播距离关系

Fig. 6　Power spectral density of molecular absorption noise N_{mol} vs. frequency and propagation distance

3.3　太赫兹互连物理层的信道容量

以 0.34～0.36 THz 作为通信频带, 模拟带宽 B=0.02 THz=20 GHz, 设子带数量 M=1 000, 子带带宽 $\Delta B=B/M$=0.02 GHz, 发射功率 P_{t}=10 μW, 采用均匀功率分配, 信道路径损耗 A 与噪声功率谱密度 N 采用 3.1 节和 3.2 节中算例的仿真结果, 得到信道容量与传播距离的关系如表 1 所示。可见, 对于太赫兹 cm 级互连, 具有提供几至几十 Gbit/s 数据率的通信潜力。

表 1　不同传播距离下的信道容量

Table 1　Channel capacity in different propagation distances

参数	传播距离/cm					
	1	5	10	50	100	1000
信道容量/(Gbit·s^{-1})	54.550	5.850	1.577	0.065	0.016	1.6×10^{-4}

3.4　太赫兹互连链路层的时间确定性分析

设航空电子设备内部相邻芯片节点之间平均距离为 10 cm, 该距离下太赫兹信道容量计算结果为算例 3.3 节中的 C=1.577 Gbit/s,一般情况下工程应用留有一定的裕量, 不妨取节点服务速率 R≈1 Gbit/s。设网络节点数 n=10, 令牌平均旋转周期上限 T_{MR}=100 μs, 协议开销 θ=1.0 μs, 各节点的消息负载状况如表 2 所示, 节点采用负载匹配的带宽分配原则。

根据表 2 数据有, $\sum_{i=1}^{n}\text{THT}_i \approx 80.24\ \mu\text{s} < T_{\text{MR}}-\theta$, 网络负载率 U≈80%。若在本算例中选择节点 5 进行网络演算, 对其采用 TFA 方法进行确定性网络演算(deterministic network calculus, DNC)分析, 结合 2.3 节和 2.4 节中给出的到达曲线、服务曲线模型及节点的消息负载状况, 节点 5 消息流的聚合到达曲

表 2 节点消息负载状况及带宽分配

Table 2 Node message load and bandwidth allocation

节点	k_i	P_i /μs	C_i /μs	D_i /μs	THT_i /μs
1	2	120	2.7	120	5.40
2	4	100	1.2	120	5.76
3	6	100	0.8	100	4.80
4	3	120	2.5	150	9.38
5	5	120	2.0	120	10.00
6	4	150	2.3	120	9.20
7	3	100	2.7	100	8.10
8	5	120	1.2	160	8.00
9	6	160	1.8	120	10.80
10	4	120	2.2	120	8.80

线表达式为：$\alpha_5(t)=R\times 10\left\lfloor\frac{t}{120}+1\right\rfloor$，节点 5 的聚合服务曲线表达式为：$\beta_5(t)=R\max\left\{\left\lfloor\frac{t}{81.24}\right\rfloor, t-71.24\left\lfloor\frac{t}{81.24}\right\rfloor\right\}$，其中 R=1 Gbit/s。利用实时通信(real-time communication, RTC)工具箱[27]给出 DNC 分析结果，如图 7 所示，聚合流量的延迟上界为 $D_{\max,\mathrm{TFA}}$ = 81.24 μs，积压上界为 $B_{\max,\mathrm{TFA}}$ = 10 Kbit。

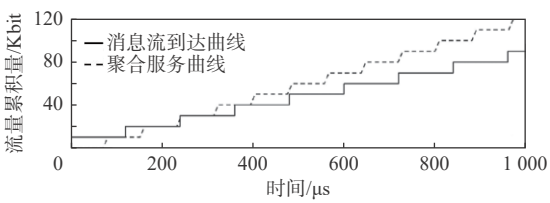


图 7 节点 5 的 TFA 分析结果

Fig. 7 TFA analysis results of Node5

以节点 5 的第 3 条流量作为关注流量，对其采用 SFA 方法进行 DNC 分析，该条流量的到达曲线为 $\alpha_{5,3}(t)=R\times 2\left\lfloor\frac{t}{120}+1\right\rfloor$，考虑该流量到达时，节点 5 其他流量达到最大突发度，则节点 5 对第 3 条流量的剩余服务曲线为 $\beta_{5,5}(t)=R\max\left\{\left\lfloor\frac{t}{81.24}\right\rfloor, t-75.24\left\lfloor\frac{t}{81.24}\right\rfloor\right\}$，其中 R=1 Gbit/s。DNC 分析结果如图 8 所示，关注流量的延迟上界为 $D_{\max,\mathrm{SFA}}$ = 77.24 μs，积压上界为 $B_{\max,\mathrm{SFA}}$ = 2 Kbit。

通过对关注流量的传输进行多次仿真得到消息的平均延迟 D_{mean} 为 53.46 μs，TFA 与 SFA 方法给出的延迟上界与平均延迟的距离分别为 27.60 μs 和 23.60 μs。可见，在限时令牌场景下，SFA 方法对于关注流量能够给出更为准确的延迟上界，但由于需额外计算节点对于关注流量的剩余服务曲线，其计算量更大。

3.5 太赫兹互连链路层的概率保证分析

TDMA 同样具有良好的时间确定性，若以负载匹配下的带宽分配结果作为各节点在一个通信轮次内可占用的时隙，TDMA 可以得到与限时令牌方式相同的确定性分析结果，但当网络中各节点的通信任务动态变化时，时隙中即使没有负载也必须等待。然而，对于限时令牌多路访问，令牌的绕环时间可以反映负载的动态变化，其在实际工作中有可能减小消息的等待延迟。以节点 1 为例，分析在实际工作中，限时令牌多路访问节点的可能令牌持有时间。

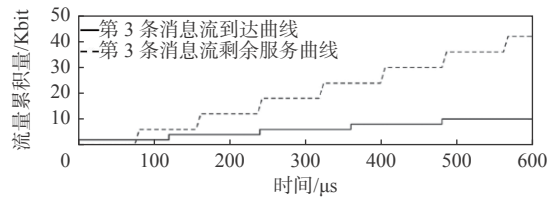


图 8 节点 5 关注流量的 SFA 分析结果

Fig. 8 SFA analysis results of concerned traffic of Node5

由表 2 可知，节点 1 有 2 条消息流 $S_{1,1}$ 和 $S_{1,2}$，根据 $S_{1,1}$ 和 $S_{1,2}$ 的到达时刻可将消息周期分解为 3 段，第 1 段为消息周期起始时刻至 $S_{1,1}$ 到达时刻，第 2 段为比 $S_{1,2}$ 到达时刻提前 $S_{1,1}$ 时间长度的时刻，第 3 段为消息周期剩余部分，如图 9 所示。节点 1 令牌接收时刻与节点实际令牌持有时间的关系：

1) 若节点 1 的令牌接收时刻在消息周期第Ⅰ段内，此时 $S_{1,1}$ 与 $S_{1,2}$ 均未到达，消息队列为空，节点即刻传出令牌，在不考虑协议开销 θ_1 的情况下节点 1 的实际令牌持有时间 T_1=0。

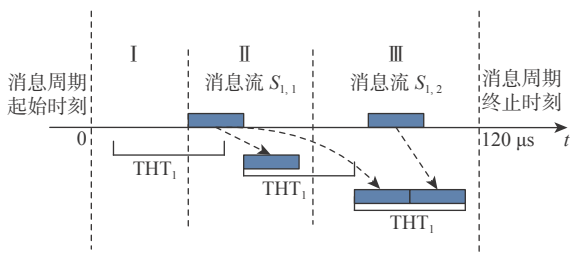


图 9 节点 1 实际令牌持有时间示意图

Fig. 9 Diagram of actual token holding time of Node1

2) 若节点 1 的令牌接收时刻在消息周期第Ⅱ段内，此时 $S_{1,1}$ 到达，但当节点 1 对 $S_{1,1}$ 完成服务后 $S_{1,2}$ 仍未到达，$S_{1,1}$ 发送完毕后节点传出令牌，节点 1 的实际令牌持有时间 $T_1=C_1$=2.7 μs。

3) 若节点 1 的令牌接收时刻在消息周期第Ⅲ段内，此时 $S_{1,1}$、$S_{1,2}$ 均已到达，或在节点 1 对 $S_{1,1}$ 完成服务前 $S_{1,2}$ 到达，$S_{1,1}$、$S_{1,2}$ 均发送完毕后节点传出令牌，节点 1 的实际令牌持有时间 $T_1=2C_1$=5.4 μs。

可见，实际工作下节点令牌持有时间是随机过程。给定一个极小概率 ε，使关注节点传出令牌后的实际等待时间超过某个阈值 B_{eff} 的概率不大于

ε。由于限时令牌协议为时分复用, 习惯上可称 B_{eff} 为保证概率 ε 下的有效带宽。

仍以节点 5 作为关注节点, 令随机过程向量 $\boldsymbol{T}(\tau_i)(i=1,2,\cdots,10, i\neq 5)$分别表示节点 5 传出令牌后各节点的实际令牌持有时间, 其中 $\tau_i(0\leqslant\tau_i\leqslant P_i)$为节点 i 令牌接收时刻相对于节点 i 消息周期起始时刻的偏离值。假设节点各消息流 $S_{i,j}$ 的初始到达时刻在消息周期 P_i 内等间隔分布, τ_i 服从均匀分布, 不同节点的消息流到达相互独立, 如图 10 所示。结合表 2 给出的消息流参数及负载匹配下 THT_i 分配结果, 可以计算$T_i(\tau_i)$的概率分布, 表 3 给出节点 1、节点 2、节点 3 的$T_i(\tau_i)$概率分布计算结果。

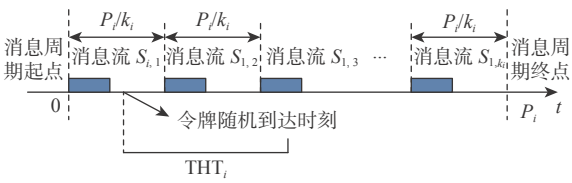


图 10　$\boldsymbol{T}_i(\tau_i)$随机过程建模

Fig. 10　Modeling of stochastic process $\boldsymbol{T}_i(\tau_i)$

节点 5 传出令牌后的实际等待时间可由随机过程$T_{5,\text{sum}}=\sum_{i=1,i\neq 5}^{10} T_i$表示。确定有效带宽 B_{eff}, 使 $T_{5,\text{sum}}$ 超过 B_{eff} 的概率不超过给定的保证概率 ε。本文分别采用正态置信概率估计、Chernoff 界估计及 Monte Carlo 仿真 3 种方法估算了 B_{eff}, 3 种估算方法的具体过程分别在附录 A 至附录 C 给出。

表 4 给出 3 种方法在不同保证概率 ε 下的 B_{eff} 估算结果。可见, B_{eff} 的 Chernoff 界估计结果与 Monte Carlo 仿真结果几乎一致, 但是正态置信概率估算结果与另外 2 种方法存在一定偏差, 这是由于有限的节点数量不能较好地满足中心极限定理的极限要求, $T_{5,\text{sum}}$ 的实际分布与正态分布存在一定差异。

航空航天组件的瞬态故障率一般为 10^{-3}～10^{-6} 量级[28], 在该范围可采用纠错或容错设计使集成的系统达到 10^{-6} 乃至更低的故障率, 满足常规航空电子网络数据传输出错概率小于 10^{-6} 的完整性指标。因此, 选取保证概率 ε=10^{-6} 时 Chernoff 界估计法估算结果 62.9 μs 作为有效带宽 B_{eff}, 以 B_{eff} 替代节点 5 传出令牌后等待时间, 可以得到节点 5 修正后的服务曲线$\beta_{5,\text{eff}}(t)=R\max\left\{\left\lfloor\frac{t}{73.9}\right\rfloor, t-62.9\left\lfloor\frac{t}{73.9}\right\rfloor\right\}$, 对节点 5 再次进行 TFA 分析, 如图 11 所示, 此时最大延迟为 73.9 μs, 相较于 TDMA 方式 81.24 μs 的最大延迟提高了约 10% 的延迟性能。

表 3　$T_i(\tau_i)$概率分布

Table 3　Probability distribution of $T_i(\tau_i)$

节点	THT/μs	$T_i(\tau_i)$/μs	τ_i/μs	概率P
1	5.40	2.7	0～57.3	0.477 5
		5.4	57.3～120	0.522 5
2	5.76	1.2	0～23.8	0.238
		2.4	23.8～48.8	0.25
		3.6	48.8～73.8	0.25
		4.8	73.8～100	0.262
3	4.80	0.8	0～15.87	0.158 7
		1.6	15.87～32.53	0.166 6
		2.4	32.53～49.2	0.166 7
		3.2	49.2～65.87	0.166 7
		4.0	65.87～82.53	0.166 6
		4.8	82.53～100	0.174 7

表 4　不同保证概率下 3 种方法的 B_{eff} 估算结果

Table 4　Estimation results of B_{eff} with three methods in different guaranteed probabilities

保证概率 ε	B_{eff}/μs		
	正态置信概率估计	Chernoff界估计	Monte Carlo仿真
10^{-2}	56.7	56.6	56.4
10^{-3}	61.6	60.3	60.2
10^{-4}	65.4	62.9	62.9
10^{-5}	68.5	64.8	64.2

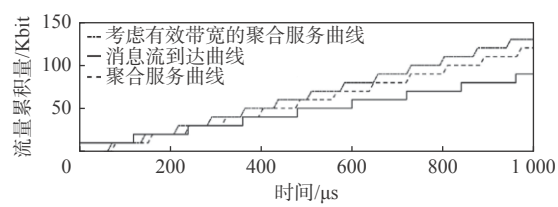


图 11　考虑有效带宽后节点 5 的 TFA 分析

Fig. 11　TFA analysis of Node5 with consideration of effective bandwidth

改变表 2 中节点负载消息的时间长度以改变网络负载率, 表 5 为在不同网络负载率 U 下, 采用 TDMA 和限时令牌多路访问(10^{-4} 保证概率)时的节点 5 消息流最大延迟比较。U=30% 和 U=50% 下的节点消息负载状况如表 6 和表 7 所示。

可见, 当网络负载率较低时, 限时令牌多路访问相较于 TDMA 最大延迟的减小更加显著。

表 5　网络负载率与最大延迟

Table 5　Network load rate vs. maximum delay

网络负载率U/%	TDMA/μs	限时令牌/μs	最大延迟减小/%
30	31.23	27.75	11.14
50	50.47	45.25	10.34
80	81.24	73.9	9.03

表 6 U=30% 时的节点消息负载状况

Table 6 Node message load when U = 30%

节点	k_i	P_i /μs	C_i /μs	D_i /μs	THT_i /μs
1	2	120	1.0	120	2.00
2	4	100	0.5	120	2.40
3	6	100	0.5	100	3.00
4	3	120	1.0	150	3.75
5	5	120	0.75	120	3.75
6	4	150	0.5	120	2.00
7	3	100	1.0	100	3.00
8	5	120	0.5	160	3.33
9	6	160	0.5	120	3.00
10	4	120	1.0	120	4..00

表 7 U=50% 时的节点消息负载状况

Table 7 Node message load when U = 50%

节点	k_i	P_i /μs	C_i /μs	D_i /μs	THT_i /μs
1	2	120	2.0	120	4.00
2	4	100	1.0	120	4.80
3	6	100	1.0	100	6.00
4	3	120	1.0	150	3.75
5	5	120	1.25	120	6.25
6	4	150	2.0	120	8.00
7	3	100	1.0	100	3.00
8	5	120	1.0	160	6.67
9	6	160	0.5	120	3.00
10	4	120	1.0	120	4.00

4 结 论

作为一项极具传输潜力的通信技术，太赫兹的近距离互连需要综合考虑物理层及链路层的设计，具体结论如下：

1）分子吸收损耗与分子吸收噪声决定了太赫兹通信的可用传输窗口，进而决定了太赫兹信道的容量。

2）通过对消息建模，并与限时令牌多路访问服务曲线模型相结合，利用 TFA 方法可以得到节点对聚合流量提供服务的延迟与积压界限；与剩余服务曲线模型相结合，利用 SFA 方法可以得到节点对关注流量服务的延迟与积压界限。

3）与 TDMA 相比，限时令牌多路访问具有更高的灵活性，当网络负载率为 30% 时，限时令牌多路访问在 10^{-4} 保证概率下相较于 TDMA 减小了约 11% 的最大延迟。

4）采用 OOK 调制解调的板级或芯片间的太赫兹无线互连可以实现 Gbit/s 量级的数据传输率，在高可靠性要求下也可达到百兆级速率，有望在某些微小化的电子组件中，部分替代现有的 ARINC659、$\mathrm{I^2C}$ 等总线互连。然而，与 Rocket IO 相比，本文提出的无线互连方案的成熟度有巨大差距，所能达到的速率也较低。但太赫兹频段的理论容量远大于 Gbit/s 量级，相信随着未来该频段信号处理的技术突破，有望出现达到或超过 Rocket IO 速率的无线解决方案。

参考文献（References）

[1] The ASHLEY Steering Committee. ASHLEY —The project [EB/OL]. (2018-03-18) [2020-03-05]. http://www. ashleyproject.eu.

[2] GU Q J. THz interconnect: The last centimeter communication[J]. IEEE Communications Magazine, 2015, 53(4): 206-215.

[3] LEE Y S. Principles of Terahertz science and technology[M]. Berlin: Springer, 2009: 3.

[4] CHEN Y, HAN C. Channel modeling and characterization for wireless networks-on-chip communications in the millimeter wave and Terahertz bands[J]. IEEE Transactions on Molecular, Biological and Multi-Scale Communications, 2019, 5(1): 30-43.

[5] ELAYAN H, AMIN O, SHIHADA B, et al. Terahertz band: The last piece of RF spectrum puzzle for communication systems[J]. IEEE Open Journal of the Communications Society, 2019, 1: 1-32.

[6] PARK J D, KANG S, THYAGARAJAN S V, et al. A 260 GHz fully integrated CMOS transceiver for wireless chip-to-chip communication[C]//2012 Symposium on VLSI Circuits. Piscataway: IEEE Press, 2012: 48-49.

[7] LEE S, HARA S, YOSHIDA T, et al. An 80-Gb/s 300-GHz-band single-chip CMOS transceiver[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2019, 54(12): 3577-3588.

[8] JORNET J M, AKYILDIZ I F. Channel modeling and capacity analysis for electromagnetic wireless nanonetworks in the Terahertz band[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2011, 10(10): 3211-3221.

[9] KOKKONIEMI J, LEHTOMÄKI J, JUNTTI M. A discussion on molecular absorption noise in the Terahertz band[J]. Nano Communication Networks, 2016, 8: 35-45.

[10] GHAFOOR S, BOUJNAH N, REHMANI M H, et al. MAC protocols for Terahertz communication: A comprehensive survey[J]. IEEE Communications Surveys & Tutorials, 2020, 22(4): 2236-2282.

[11] ALSHEIKH R, AKKARI N, FADEL E. Grid based energy-aware MAC protocol for wireless nanosensor network[C]//2016 8th IFIP International Conference on New Technologies, Mobility and Security (NTMS). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-5.

[12] LEMIC F, ABADAL S, TAVERNIER W, et al. Survey on Terahertz nanocommunication and networking: A top-down perspective [J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 2021, 39(6): 1506-1543.

[13] STRAITON A. The absorption and reradiation of radio waves by oxygen and water vapor in the atmosphere[J]. IEEE Transactions on

Antennas and Propagation, 1975, 23(4): 595-597.

[14] JORNET J M, PUJOL J C, PARETA J S. PHLAME: A physical layer aware MAC protocol for electromagnetic nanonetworks[J]. Nano Communication Networks, 2012, 3(1): 74-81.

[15] 李峭, 李佳, 熊华钢, 等. 航空电子微距太赫兹互连DRR访问容量分析[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 624082.
LI Q, LI J, XIONG H G, et al. Accessing capacity of deficit round-robin (DRR) in avionics very-short range THz interconnections[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 624082(in Chinese).

[16] 中国航天工业第一集团公司. 线性令牌传递多路数据总线: GJB 8585—2015[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2016: 9-10.
Aviation Industry Corporation of China. Linear token passing multiple data bus: GJB 8585—2015[S]. Beijing: Department of General Equipment Department of Military Standard Publishing, 2016: 9-10 (in Chinese).

[17] LE BOUDEC J Y, THIRAN P. Network calculus: A theory of deterministic queuing systems for the internet[M]. Berlin: Springer, 2001: 27-55.

[18] PIESIEWICZ R, KLEINE-OSTMANN T, KRUMBHOLZ N, et al. Short-range ultra-broadband terahertz communications: Concepts and perspectives[J]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 2007, 49(6): 24-39.

[19] ZHU N, ZIOLKOWSKI R W. Photoconductive THz antenna designs with high radiation efficiency, high directivity, and high aperture efficiency[J]. IEEE Transactions on Terahertz Science and Technology, 2013, 3(6): 721-730.

[20] 仇佩亮, 陈惠芳, 谢磊. 数字通信基础[M]. 北京: 电子工业出版社, 2007: 242-245.
QIU P L, CHEN H F, XIE L. Fundamentals of digital communications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2007: 242-245(in Chinese).

[21] International Telecommunication Union. Calculation of free-space attenuation: ITU-R P. 525[S]. Geneva: International Telecommunication Union, 2019.

[22] GOODY R M, YUNG Y L. Atmospheric radiation: Theoretical basis[M]. 2nd ed. Oxford: Oxford University Press, 1989: 15-17.

[23] ROTHMAN L S, GORDON I E, BARBE A, et al. The HITRAN 2008 molecular spectroscopic database[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2009, 110(9-10): 533-572.

[24] JORNET J M, AKYILDIZ I F. Channel capacity of electromagnetic nanonetworks in the Terahertz band[C]//2010 IEEE International Conference on Communications. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-6.

[25] 熊华钢, 罗志强, 张其善. 线性令牌传递网络在严格实时条件下的带宽分配方法[J]. 通信学报, 1997, 18(12): 25-31.
XIONG H G, LUO Z Q, ZHANG Q S. Bandwidth allocation for LTPB network under real time condition[J]. Journal of China Institute of Communications, 1997, 18(12): 25-31(in Chinese).

[26] DANG D K, MIFDAOUI A, GAYRAUD T. Design and analysis of UWB-based network for reliable and timely communications in safety-critical avionics[C]//2014 10th IEEE Workshop on Factory Communication Systems. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-10.

[27] WANDELER E. Modular performance analysis and interface-based design for embedded real-time systems[D]. Zurich: Shaker Verlag Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2006: 35-49.

[28] KOPETZ H. Real-time systems: Design principles for distributed embedded applications[M]. Berlin: Springer, 2011: 154-158.

[29] CHERNOFF H. A measure of asymptotic efficiency for tests of a hypothesis based on the sum of observations[J]. The Annals of Mathematical Statistics, 1952, 23(4): 493-507.

附录 A：正态置信概率估计法

考虑不同节点的消息流到达相互独立，根据中心极限定理，$T_{5,\mathrm{sum}}=\sum_{i=1,i\neq5}^{10}T_i$近似符合正态分布$N(\mu,\sigma^2)$，其中$\mu$和$\sigma^2$分别为$T_{5,\mathrm{sum}}$的均值和方差，与此相应，可认为$(T_{5,\mathrm{sum}}-\mu)/\sigma$近似符合标准正态分布$N(0,1)$。给定保证概率$\varepsilon$，可以得到

$$P\left\{\frac{T_{5,\mathrm{sum}}-\mu}{\sigma}<u_\varepsilon\right\}=1-\varepsilon \tag{A1}$$

式中：u_ε为标准正态分布在置信概率$1-\varepsilon$下的右侧分位数，可通过查标准正态分布函数值表获得。由式(A1)可得到B_{eff}的正态置信估计值为

$$B_{\mathrm{eff}}\approx\mu+u_\varepsilon\sigma \tag{A2}$$

μ和σ可通过小样本数量的Monte Carlo仿真得到，本文进行了10^4次重复试验的Monte Carlo仿真，得到μ=42.23 μs, σ=6.26 μs。

附录 B：Chernoff 界估计法

令$r_k^{(i)}(k=1,2,\cdots,k_i)$为$T_i(\tau_i)$的可能取值，$p_k^{(i)}(k=1,2,\cdots,k_i)$为$T_i(\tau_i)$相应取值的概率，由于不同节点的消息流到达相互独立，各节点实际持有令牌时间之和$T_{5,\mathrm{sum}}$超过B_{eff}的概率可由Chernoff界[29]估算：

$$P\left\{T_{5,\mathrm{sum}}\geqslant B_{\mathrm{eff}}\right\}=P\left\{\sum_{i=1,i\neq5}^{10}T_i(\tau_i)\geqslant B_{\mathrm{eff}}\right\}\approx\mathrm{e}^{-\Lambda^*(B_{\mathrm{eff}})} \tag{B1}$$

式中：$\Lambda^*(B_{\mathrm{eff}})=\sup_{\theta\geqslant0}\{\theta B_{\mathrm{eff}}-\Lambda(\theta)\}$为Legendre变换，$\Lambda(\theta)=\sum_{i=1,i\neq5}^{10}\ln M_i(\theta)$, $M_i(\theta)=\sum_{k=1}^{k_i}p_k^{(i)}\mathrm{e}^{\theta r_k^{(i)}}$为矩母函数。由式(B1)可得到$B_{\mathrm{eff}}$的Chernoff界估计值为

$$B_{\mathrm{eff}}\approx\sum_{i=1,i\neq5}^{10}\frac{M_i'(\theta^*)}{M_i(\theta^*)} \tag{B2}$$

给定保证概率ε，式(B2)中的θ^*则为式(B3)的解：

$$\ln\varepsilon=\Lambda(\theta)-\theta\Lambda'(\theta)-\ln\theta-\frac{1}{2}\ln\Lambda''(\theta)-\frac{1}{2}\ln(2\pi) \tag{B3}$$

式中：$\Lambda'(\theta)$和$\Lambda''(\theta)$分别为$\Lambda(\theta)$的一阶导和二阶导。式(B3)的解可通过二分法获得。

附录 C：Monte Carlo 仿真法

除理论估算，本文还给出 B_{eff} 的 Monte Carlo 仿真估算结果。对令牌传递进行 10^8 次重复试验，通过事件出现的频率确定 T_{sum} 在不同保证概率 ε 下的边界值，以此作为 B_{eff} 的 Monte Carlo 仿真估计值。

Real-time performance analysis on Terahertz interconnection with timed token protocol in avionics

LI Jia，LI Qiao*，ZUO Yuanjun，XIONG Huagang

(School of Electronics and Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Using Terahertz communication technology to achieve centimeter level inter-board/chip interconnection in avionics can reduce pins and connectors, electronic equipment volume, and maintenance costs. For the short-range Terahertz communication network with omni-directional antenna transceiver and on-off keying (OOK) modulation, the calculation results of Terahertz channel capacity are given by analyzing the point-to-point communication link considering the molecular absorption noise and loss. Combined with the timed token multi-access protocol between nodes, and according to the channel capacity, the service curve model is used to analyze the total flow analysis (TFA) and separate flow analysis (SFA) in the worst case. The real-time performance analysis method of time limited token Terahertz interconnection is obtained by fully considering the burst degree of application layer communication task with probability guarantee. The case study shows that, compared with time division multiple access (TDMA), the collision free multiple access mechanism based on time limited token protocol can adapt to the random changes of physical layer capacity and application layer load, ensure less delay, and is conducive to the realization of Terahertz Interconnection Networking and real-time communication between avionics chips and boards.

Keywords：avionics；real-time communication；Terahertz communication；network calculus；timed token network

Received：2021-06-10；**Accepted**：2021-08-09；**Published Online**：2021-09-15 13：23

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210914.1823.013.html

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.1001-5965.2021.0318

薄膜热电偶热氧化可靠性及结构优化

王一丹，孙宇锋*，雷东阳，薛雨晴
(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100191)

摘　　要：航空发动机涡轮叶片处于发动机温度最高的部位，将薄膜材料制备于待测物表面形成热电偶传感器，可及时有效的对涡轮叶片进行测温。薄膜热电偶多层膜间的热氧化界面扩散失效是导致薄膜可靠性不高的主要原因之一，基于Fick第二定律提出多层膜扩散可靠性模型，定量描述薄膜热电偶扩散失效机理，通过仿真计算，结合粒子群算法，以薄膜寿命最大为目标，寻优得到各膜层对应的最佳结构，为结构工艺上提高薄膜热电偶寿命的研究提供了一定的借鉴。

关 键 词：薄膜热电偶；界面扩散；可靠性；粒子群；优化仿真
中图分类号：V23; TB114.3
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0943-06

薄膜热电偶传感器是具有广阔前景的动态测温组件，在燃气涡轮测温、航空航天器外表面测温和切削刀具测温等领域中具有重要的意义[1-2]。其具有长度长、宽度窄、厚度薄的特点。在航空涡轮发动机测温方面，薄膜热电偶传感器的使用可以避免在涡轮叶片上开槽加工，降低了测温组件对叶片的结构强度和气动外形的影响，具有响应时间短、测量精度高、热残留小的优势[3]。

近年来，对于高可靠薄膜热电偶的工艺制备成为国内外专家学者的研究热点。20世纪70年代，美国的惠普公司率先将薄膜热电偶传感器制备在汽轮机一级叶片上用于测量温度。2011年，大连理工大学崔云先[4]研究了K型薄膜热电偶传感器的尺寸效应与制备工艺，实现了其在切削刀具上能够有效工作10 h。2014年，高杨[5]对制备在镍基合金上的ZrO_2、NiCrAl薄膜进行高温处理，利用X射线衍射、X射线光电子能谱分析和色散谱等手段分析了不同时间、温度下涂层间的扩散情况，建立了退化模型，并探究了Al_2O_3扩散障层对Al_2O_3扩散的阻挡效果。崔云先等[6]研究出一种制备高致密、高绝缘性能的Al_2O_3薄膜的方法，绝缘性可达兆欧级别。汪若兰[3]制备出可与异构件共形的柔性高温薄膜热电偶传感器，研究了大气和氮气退火后的薄膜电阻率，结果表明氮气退火后的薄膜电阻率较小。杨柯[7]对薄膜制备工艺进行研究，结果表明，氮气/大气退火处理能有效改善In_2O_3/ITO薄膜热电偶的热电稳定性。张瑶[8]确定了氧化铟锡(ITO)薄膜性能最优的沉积条件，研究发现氮气热处理能更好地改善ITO薄膜的结晶性能。

薄膜热电偶传感器的结构是磁控溅射等技术所形成复杂的微尺度薄膜复合体系，由于其尺寸小、不易观察，且各层之间的失效关联性大，难以对其进行系统的测量与分析，此外，其必须同时满足高温防护与测试灵敏度等极端测试要求，在材料的选择和薄膜尺寸的确定上都存在难度，从而加大了多层薄膜可靠性研究的难度[9]。现阶段，对薄膜可靠性的研究主要分为失效物理(physics of failure, POF)和系统可靠性2个方向。

启发式智能优化算法涉及到自然和生物的一系列智能研究，可以解决在工程实践中遇到的多

收稿日期：2021-06-10；**录用日期**：2021-09-24；**网络出版时间**：2021-10-14 13:52
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211014.1202.001.html
基金项目：国家重点研发计划 (2018YFB2003100,2018YFB2003101)
* **通信作者**. E-mail：syf@buaa.edu.cn

引用格式：王一丹，孙宇锋，雷东阳，等. 薄膜热电偶热氧化可靠性及结构优化[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：943-948.
WANG Y D，SUN Y F，LEI D Y，et al. Thermal oxidation reliability and structure optimization of thin film thermocouple[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：943-948 (in Chinese).

维、复杂、难以优化解算的问题，其在薄膜领域应用研究还非常少，简春菲等[10]采用蚁狮(ant lion optimizer, ALO)算法来优化支持向量机(support vector machine, SVM)的惩罚因子和核函数，建立了一种基于蚁狮算法优化支持向量机的模拟电路故障诊断模型。王伟等[11]通过粒子群优化算法，求解了考虑车辆限速区间的危险品运输网络的双层规划模型。赵鑫等[12]利用粒子群优化算法，对多能互补系统运行费用进行优化，得到了成本最低的设备运行模式。

薄膜热电偶传感器的失效机理主要分为热氧化失效和应力导致的断裂脱层失效，对断裂脱层失效，薄膜厚度对裂纹的起始应变和密度有很大影响[13-16]，膜层间、膜层与基底间的热膨胀系数差异导致的热应力容易引起脱层。而热氧化反应引起的失效常常会导致电阻率和赛贝克系数等的变化，且难以通过透镜进行微观观察，不易发现，是影响产品寿命的关键因素[7]。目前，薄膜产品热氧化的工艺参数优化研究还处于初步阶段，与寿命相关的结构设计研究不够深入，因此，本文研究立足于热氧化失效，对多层膜结构的薄膜热电偶的热氧化界面扩散失效机理进行探索，建立多层膜间的界面扩散模型与薄膜失效模型，通过仿真分析验证，并以薄膜寿命最大为目标，采用粒子群智能优化算法，优化薄膜各层结构参数，为结构工艺上提高薄膜热电偶寿命提供了一定的依据。

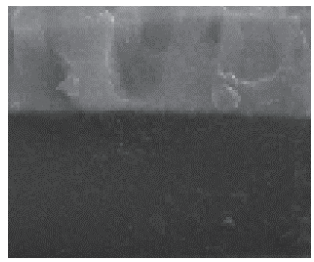
1 薄膜热电偶界面扩散模型

1.1 薄膜热电偶界面扩散失效机理

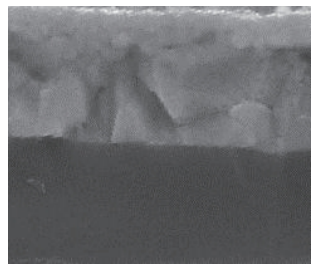
高温引起的原子扩散是热氧化失效的一种，常温环境下，薄膜热电偶传感器的多层膜结构几乎不会发生热氧化反应；但高温下，膜层内原子跃迁频繁，极易发生热氧化反应，使得各膜层的功能性质、结构强度等发生偏移，引起传感器测量误差，最终导致传感器失效。采用扫描电子显微镜对1 000 ℃不同处理时长下的Ta_2O_5和SiO_2膜层间的分界面进行观测，如图1所示。

由截面形貌可知，处理1 h后的界面分层清晰，扩散现象不明显；处理3 h后的界面边缘有轻微地扩散现象；处理5 h后的界面趋于模糊，有明显的界面扩散现象。

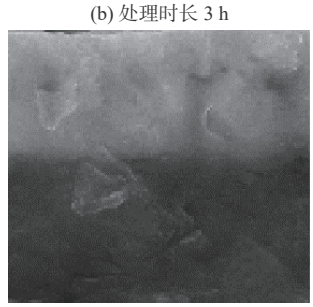
薄膜热电偶传感器的结构分为保护层、功能层、绝缘层和过渡层。对保护层，界面扩散导致保护层的理化性质发生改变，如隔热性、热膨胀系数和熔点等。对功能层，其工作原理主要为赛贝克效应，其中赛贝克系数与材料密切相关，界面扩散导致功能层的成分发生入侵和变化，导致其测温参数



(a) 处理时长1 h



(b) 处理时长3 h



(c) 处理时长5 h

图1 Ta_2O_5与SiO_2的扩散界面

Fig. 1 Diffusion interface between Ta_2O_5 and SiO_2

漂移，引起误差，以ITO薄膜热电偶传感器为例，在大气氛围下高温处理，大气氛围中的O_2扩散进入ITO薄膜占据薄膜中的氧空位，使载流子浓度降低，最终，功能层的ITO薄膜电阻率不断增加，导致测量误差，最终引起传感器失效[17]。对于绝缘层，其作用主要是阻止电学信号向基底传输，界面扩散导致功能层和基底的导电物质入侵绝缘层，使其性能退化，电学信号流失，最终丧失绝缘效果。

1.2 界面扩散模型

原子浓度梯度的差异会引起与时间相关的质量运输现象，这种现象导致系统自由能大小降低，系统趋于稳定。固体中的质量输运以扩散形式进行，对于薄膜材料，其扩散规律与固体材料基本一致，薄膜材料法向尺寸极小，原子数量较小，膜间的浓度梯度很大，导致扩散进行迅速，视为非稳态扩散，其基本理论为Fick第二定律。常用的扩散第二方程有高斯解、误差函数解、正弦解和指数解。其中，误差函数解用于分析已知扩散界面两侧浓度分布的情况，且不用考虑扩散过程中原子的数量。

恒温下，设当层B深度为x处的A物质浓度到达α时，视为x上方被物质A完全扩散，根据Fick第二定律，此时的扩散深度x可表示为

$$x=\sqrt{4D_0\mathrm{e}^{(-Q/k_\mathrm{B}T)t}}\mathrm{erf}^{-1}(1-\alpha) \tag{1}$$

变温下, 设温度为时间的函数$T(t)$, 则有

$$\mathrm{d}x=\sqrt{D_0\mathrm{e}^{(-Q/k_\mathrm{B}T(t))}}\mathrm{erf}^{-1}(1-\alpha)\left(\frac{1}{\sqrt{t}}+\frac{Q}{k_\mathrm{B}}\cdot\frac{\sqrt{t}T'(t)}{T^2(t)}\right)\mathrm{d}t \tag{2}$$

式中: D_0 为前置常数与成分、工艺有关; Q 为扩散的激活能; k_B 为玻尔兹曼常量; T 为绝对温度; $\mathrm{erf}(x)$ 为误差函数; x 为扩散深度; t 为扩散时间; $T'(t)$为函数 $T(t)$的一阶导数。

以恒温下的扩散深度为基础, 以大气氛围向传感器扩散为例, 在实际情况下, 扩散还发生在基底向传感器和薄膜热电偶传感器层内间的相互扩散。对于 n 层薄膜传感器, 设与其接触的大气氛围编号为 1, 层 1 编号为 2, …, 层 n 编号为 n+1, 基底结构为 n+2, 薄膜热电偶传感器的层 n 厚度为 d_n, 扩散系数 $D_{i,j}$ 表示编号为 i 的物质在编号为 j 的物质中的扩散系数。$t_{i,j}$ 为编号为 i 的物质对编号 j 的物质进行完全扩散所用时间, $\alpha_{i,j}$以此类推。大气氛围向下扩散, 其完全扩散穿过层 i 的时刻为

$$t_{1,i+1}=\sum_{k=1}^{i}\frac{(d_k)^2}{\left(2\sqrt{D_{1,k+1}}\mathrm{erf}^{-1}\left(1-\alpha_{1,k+1}\right)\right)^2} \tag{3}$$

根据式(3)得到各层被大气氛围完全扩散穿过的时刻为($t_{1,2}$, $t_{1,3}$,⋯, $t_{1,n+1}$), 大气氛围向下扩散的深度与时间关系可表示为

$$x_1=\sqrt{4D_{1,i+2}t}\mathrm{erf}^{-1}\left(1-\alpha_{1,i+2}\right)+\sum_{k=1}^{i}d_k\quad t_{1,i+1}<t\leqslant t_{1,i+2} \tag{4}$$

2　基于界面扩散的可靠性模型

薄膜产品的相关功能与有效厚度密切相关, 扩散使得薄膜有效厚度减少, 导致薄膜产品的性能与最初完好的状态产生偏差。

2.1　各层可靠性模型

1) 保护层性能误差

保护层被扩散示意图如图 2 所示。设某时刻大气氛围对保护层的扩散深度为x_1^1, 功能层的物质对保护层扩散深度为x_{k+1}^2, 保护层初始厚度总和为 d_p。上标中的 1 和 2 分别为向下扩散与向上扩散, 故保护层的剩余厚度可表示为

$$d_\mathrm{p}'=d_\mathrm{p}-x_{k+1}^2-x_1^1 \tag{5}$$

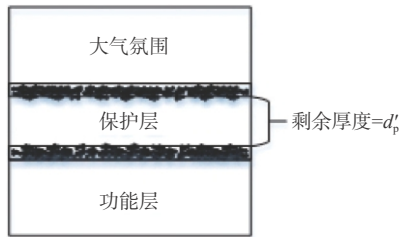


图 2　保护层被扩散示意图

Fig. 2　Diagram of protective layer being diffused

故保护层的性能误差可表示为

$$\delta_\mathrm{p}(t)=\left|\frac{d_\mathrm{p}-d_\mathrm{p}'}{d_\mathrm{p}}\right|=\frac{x_1^1+x_{k+1}^2}{d_\mathrm{p}} \tag{6}$$

2) 功能层性能误差

功能层主要通过热电效应来实现对温度的测量, 当冷热端温差为ΔT时, 薄膜热电偶传感器输出的热电势为

$$e=\Delta T\left|S_{\mathrm{b}1}\left(1-\frac{9\lambda_1}{8d_k}\right)-S_{\mathrm{b}2}\left(1-\frac{9\lambda_2}{8d_k}\right)\right| \tag{7}$$

随着扩散的进行, 功能层的有效厚度发生变化, 从而会引起热电势的变化, 最终导致功能层的测温参数发生漂移, 因此, 功能层的性能误差$\delta_\mathrm{f}(t)$可以表示为

$$\begin{cases}\delta_\mathrm{f}(t)=\left|\dfrac{e'-e}{e}\right|=\left|\dfrac{M_1-M_2-(S_{\mathrm{f}1}-S_{\mathrm{f}2})}{S_{\mathrm{f}1}-S_{\mathrm{f}2}}\right|\\ M_i=\dfrac{d_k}{8d_k-9\lambda_i}\left(8-\dfrac{9\lambda_i}{d_k'}\right)S_{\mathrm{f}i}\\ d_k'=d_k-x_{\mathrm{pf}i}-x_{\mathrm{rf}i}\qquad i=1,2\end{cases} \tag{8}$$

式中: 下标 1、2 分别表示电极 1、2; x_pf为电极上表面被保护层扩散的厚度; x_rf为下表面被绝缘层扩散的厚度; S_b为薄膜材料的块体赛贝克系数; S_f为薄膜电极的初始赛贝克系数; λ为电极材料的平均自由程。

3) 绝缘层性能误差

绝缘层实现了对电信号的隔离作用, 通过电阻来实现对其性能的衡量。未发生扩散前, 绝缘层的电阻值 r 可表示为各分层的电阻值之和, 扩散发生后, 各层厚度发生变化, 电阻值发生变化为r'。设绝缘层共有 m 层, 某一时刻绝缘层上表面被功能层自上而下完全扩散了 u 层, 第 u+1 层被扩散的厚度为d_{u+1}', 下表面被基底自下而上完全扩散了 v 层, 且第 m−v 层被扩散的厚度为d_{m-v}', 此时绝缘层的性能误差函数为

$$\delta_\mathrm{r}(t)=\left|\frac{r'-r}{r}\right|=\left[\rho_{u+1}\left(d_{u+1}-d_{u+1}'\right)+\rho_{u+2}d_{u+2}+\cdots+\rho_{m-v}\left(d_{m-v}-d_{m-v}'\right)\right]\Big/\sum_{k=1}^{m}\rho_k d_k-1 \tag{9}$$

式中：ρ为电阻率；$r=\sum_{k=1}^{m}\rho_k\frac{d_k}{s}$，$s$为横截面积。

设保护层、功能层、绝缘层的性能许用偏差分别为δ_1、δ_2、δ_3，则各层的寿命与可靠度可以表示为

$$t_{\mathrm{p}}=\delta_{\mathrm{p}}^{-1}(\delta_1),\ R_{\mathrm{p}}(t)=P\{\delta_{\mathrm{p}}(t)<\delta_1\} \tag{10}$$

$$t_{\mathrm{f}}=\delta_{\mathrm{f}}^{-1}(\delta_2),\ R_{\mathrm{f}}(t)=P\{\delta_{\mathrm{f}}(t)<\delta_2\} \tag{11}$$

$$t_{\mathrm{r}}=\delta_{\mathrm{r}}^{-1}(\delta_3),\ R_{\mathrm{r}}(t)=P\{\delta_{\mathrm{r}}(t)<\delta_3\} \tag{12}$$

2.2 薄膜热电偶传感器可靠性模型

功能层是测温的主要部件，功能层失效则导致整个薄膜传感器失效；绝缘层起到隔绝电信号的作用，绝缘层失效，则有电信号通过功能层，影响正常测温，因此，绝缘层失效也一定会导致整个薄膜传感器失效。而对于保护层，保护层起到隔绝外部杂质的作用，保护层失效，此时功能层的剩余寿命为t_{s}，随着时间的推移功能层或绝缘层发生失效才能导致整个系统的失效，这种情况下，功能层的寿命为$t_{\mathrm{f}}=t_{\mathrm{p}}+t_{\mathrm{s}}$。

因此，薄膜热电偶传感器的寿命为

$$\mathrm{MTTF}=\begin{cases}\min(t_{\mathrm{f}},t_{\mathrm{r}})\\ \min\left(t_{\mathrm{p}}+t_{\mathrm{s}},t_{\mathrm{r}}\right)\end{cases} \tag{13}$$

式中：$\min(t_{\mathrm{f}},t_{\mathrm{r}})$为保护层最后失效的情况；$\min(t_{\mathrm{p}}+t_{\mathrm{s}},t_{\mathrm{r}})$为保护层最先失效的情况。

3 粒子群优化算法

粒子群优化算法源于对鸟群捕食行为的研究，其基本思想是：通过群体中个体之间的协作和信息共享来找到问题的最优解。粒子模拟运动的鸟类，具有2个属性：速度和位置。在搜索空间内，每个粒子代表所求问题的一个潜在解，每个粒子在搜索空间中单独的搜寻最优解，记为当前个体极值，将个体极值与整个粒子群里的其他粒子共享，得到当前全局最优解，粒子群中的所有粒子根据自己找到的当前个体极值和整个粒子群共享的当前全局最优解，来调整自己的速度和位置，最终找到全局最优解。

对于薄膜热电偶传感器而言，以各层厚度为粒子建立一系列粒子群，以薄膜寿命最大为优化目标，能够对薄膜热电偶的制备工艺提供一定的指导参考。

结合界面扩散模型，适用于薄膜热电偶的粒子群算法思路为：假设薄膜热电偶具有n层结构，则此时粒子的运动状态为n维结构向量，其中下标o表示寻优的粒子编号，则粒子可以表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_o=[x_{o1},x_{o2},x_{o3},\cdots,x_{on}]\\ \boldsymbol{V}_o=[v_{o1},v_{o2},v_{o3},\cdots,v_{on}]\end{cases}\quad o=1,2,\cdots,N \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{X}_o$为粒子位置向量；$\boldsymbol{V}_o$为粒子速度向量。

在一定的搜索范围内，得到粒子的的个体极值**pbest**和粒子群全局最优解**gbest**，并通过式(15)不断迭代更新位置：

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_{k+1}=\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{V}_k\\ \boldsymbol{V}_{k+1}=\omega\boldsymbol{V}_k+c_1\eta_1(\mathbf{pbest}_k-\boldsymbol{X}_k)+c_2\eta_2(\mathbf{gbest}_k-\boldsymbol{X}_k)\end{cases} \tag{15}$$

式中：c_1和c_2为学习因子；$\omega\in[0,1]$为惯性因子，其值越大，全局寻优能力越强，局部寻优能力越弱，可以采用线性递减权值策略来获得更好的寻优结果；η_1和η_2为随机数。

4 仿真分析

采用保护层从上到下依次为Al_2O_3、SiC、ZrB_2、Al_2O_3、Ta_2O_5，功能层为ITO、In_2O_3，绝缘层为Ta_2O_5、SiO_2的薄膜热电偶传感器结构，仿真结果如图3和图4所示。图3中，大气氛围向保护层扩散的图线拐点表示扩散侵入保护层不同物质的时间，交点表示在31.93 h时，大气氛围和功能层物质在保护层中相遇，此时功能层早已完全失效。扩散得到各层膜平均寿命与仿真统计次数的关系如图4所示，可以看出，功能层寿命>绝缘层寿命>薄膜热电偶寿命>保护层寿命，其中薄膜热电偶传感器的寿命略高于保护层寿命。因此，在实际的制备过程

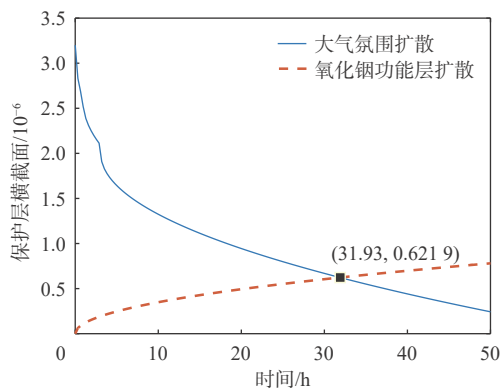


图3 保护层被扩散情况的仿真结果

Fig. 3 Simulation results of diffusion of protective layer

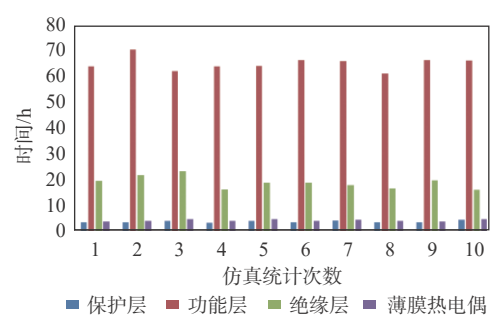


图4 各层寿命对比

Fig. 4 Life span comparison chart of each layer

中, 应尽量考虑提高保护层的寿命。

为找到最佳寿命下对应的薄膜热电偶传感器各层厚度参数, 以能够为实际制备提供一定的参考, 采用以薄膜热电偶界面扩散模型为基础的粒子群优化算法进行结构寻优, 传感器共有 9 层结构, 其中功能层物质并行存在可视为一层, 因此, 粒子维度为 8 维。在±30% 膜厚变化约束范围内, 薄膜热电偶传感器的最佳寿命分别约为 7.93 h, 保护层寿命为 7.4 h, 功能层寿命为 110.7 h, 绝缘层寿命为 31 h, 最优结构如表 1 所示。在实际工程中, 引入粒子群等优化算法可以为薄膜热电偶的工艺制备结构参数确定提供一定指导。

表 1　各膜层结构优化结果

Table 1　Optimization results of each film structure

物质名称	初始膜厚D/m	±30%变化寻优结果/m
Al_2O_3	1×10^{-7}	7×10^{-8}
SiC	5×10^{-7}	3.5×10^{-7}
ZrB_2	5×10^{-7}	3.5×10^{-7}
Al_2O_3	1×10^{-7}	7×10^{-8}
Ta_2O_5	2×10^{-6}	2.6×10^{-6}
ITO	5.5×10^{-7}	7.15×10^{-7}
In_2O_3	5.5×10^{-7}	7.15×10^{-7}
Ta_2O_5	2×10^{-6}	2.6×10^{-6}
SiO_2	3×10^{-6}	3.9×10^{-6}

5　结　论

1) 通过从薄膜热电偶传感器的界面扩散失效机理入手, 基于 Fick 第二定律建立了薄膜热电偶传感器多层膜并行扩散模型。

2) 以各层膜失效机理为基础, 分别分析建立了各层膜功能、性能误差模型及相对应的可靠性模型, 同时建立了薄膜热电偶传感器的系统可靠性模型。

3) 通过 MATLAB 对模型进行可靠性仿真计算, 并基于界面扩散模型的粒子群优化算法对各层膜层厚度进行寻优, 得到各膜层对应的最佳结构, 为结构工艺上提高薄膜热电偶寿命的研究提供了一定的方法借鉴。

本文研究立足于热氧化失效对薄膜热电偶结构参数进行优化, 后续研究工作应综合考虑其他失效因素, 如由热膨胀系数差异引起的热应力而导致的脱层失效等, 进而对薄膜热电偶结构进行综合优化。

参考文献（References）

[1] 张建国. 快速响应薄膜温度传感器技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008: 1-2.
ZHANG J G. Technology research of thin film temperature sensor with fast response[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008: 1-2(in Chinese).

[2] 黄春峰, 蒋明夫, 毛茂华. 国外航空发动机薄膜热电偶技术发展研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(6): 53-57.
HUANG C F, JIANG M F, MAO M H. Development on thin-film thermocouples technology for foreign aeroengine[J]. Aeroengine, 2011, 37(6): 53-57(in Chinese).

[3] 汪若兰. 柔性高温薄膜传感器的制备及性能研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2020: 1.
WANG R L. Preparation and properties of flexible high temperature film sensor[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020: 1(in Chinese).

[4] 崔云先. 瞬态切削用NiCr/NiSi薄膜热电偶测温刀具研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2011: 40-100.
CUI Y X. Development of testing temperature cutter with NiCr/NiSi thin film thermocouple for transient cutting[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2011: 40-100 (in Chinese) .

[5] 高杨. 高温合金表面金属涂层活性扩散障研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2014: 1-53.
GAO Y. Research on active diffusion barrier of matal coating on superalloy[D]. Shenyang: Northeastern University, 2014: 1-53(in Chinese).

[6] 崔云先, 郭立明, 盛晓幸, 等. 薄膜热电偶瞬态温度传感器Al2O3绝缘膜制备工艺及性能表征[J]. 功能材料, 2014, 45(7): 7139-7142.
CUI Y X, GUO L M, SHENG X X, et al. The preparation and characterization of insulative Al2O3 film for the film thermocouple transient temperature sensor[J]. Journal of Functional Materials, 2014, 45(7): 7139-7142(in Chinese).

[7] 杨柯. In2O3/ITO高温陶瓷薄膜热电偶的制备与性能研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2016: 8-17.
YANG K. Researches on fabrication and properties of In2O3/ITO high-temperature ceramic thin-film thermocouples[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016: 8-17(in Chinese).

[8] 张瑶. 基于MEMS工艺的陶瓷薄膜热电偶研制[D]. 上海: 上海交通大学, 2018: 11-44.
ZHANG Y. Fabrication of ceramic thin film thermocouple based on MEMS technology[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018: 11-44(in Chinese).

[9] 李洪美, 孙云娜, 段力, 等. 高温复合多层膜结构传感器的热机械可靠性[J]. 仪表技术与传感器, 2015: 7-10.
LI H M, SUN Y N, DUAN L, et al. Thermal mechanical reliability of high temperature thermocouple transducer with composite multilayer film structure[J]. Instrument Technique and Sensor, 2015: 7-10(in Chinese).

[10] 简春菲, 王晓峰, 王司. 基于ALO-SVM的模拟电路故障诊断研究[J]. 自动化技术与应用, 2019, 38(12): 113-118.
JIAN C F, WANG X F, WANG S. Fault diagnosis of analog circuits based on ALO-SVM[J]. Techniques of Automation and Applications, 2019, 38(12): 113-118(in Chinese).

[11] 王伟, 张宏刚, 丁黎黎, 等. 考虑车辆限速区间的危险品运输网络优化[J]. 运筹与管理, 2021, 30(4): 128-134.
WANG W, ZHANG H G, DING L L, et al. Transportation net-

work optimization of the hazardous materials considering vehicle speed limit interval[J]. Operations Research and Management Science, 2021, 30(4): 128-134(in Chinese).

[12] 赵鑫, 郑文禹, 侯智华, 等. 基于粒子群优化算法的多能互补系统经济调度研究[J]. 华电技术, 2021, 43(4): 14-20.
ZHAO X, ZHENG W Y, HOU Z H, et al. Research on economic dispatch of multi-energy complementary system based on particle swarm optimization[J]. Huadian Technology, 2021, 43(4): 14-20 (in Chinese).

[13] LU N S, SUO Z G, VLASSAK J J. The effect of film thickness on the failure strain of polymer-supported metal films[J]. Acta Materialia, 2010, 58(5): 1679-1687.

[14] HAMASHA M M, ALZOUBI K, SWITZER J C III, et al. A study on crack propagation and electrical resistance change of sputtered aluminum thin film on poly ethylene terephthalate substrate under stretching[J]. Thin Solid Films, 2011, 519(22): 7918-7924.

[15] MOHANTY B C, CHOI H R, CHOI Y M, et al. Thickness-dependent fracture behaviour of flexible ZnO : Al thin films[J]. Journal of Physics D:Applied Physics, 2011, 44(2): 025401.

[16] PENG C, JIA Z, BIANCULLI D, et al. In situ electro-mechanical experiments and mechanics modeling of tensile cracking in indium tin oxide thin films on polyimide substrates[J]. Journal of Applied Physics, 2011, 109(10): 103530.

[17] 王洪敏. 高温薄膜热电偶的制备及性能研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2018: 49-56.
WANG H M. Preparation and properties of high temperature thin film thermocouples[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2018: 49-56 (in Chinese) .

Thermal oxidation reliability and structure optimization of thin film thermocouple

WANG Yidan, SUN Yufeng*, LEI Dongyang, XUE Yuqing

(School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The part of an aero engine with the highest temperature is the turbine blade. The film material is prepared on the surface of the object to be measured to form a thermocouple sensor, which can timely and effectively measure the temperature of the turbine blade. The diffusion failure of the thermal oxidation interface between multilayer films of thin film thermocoupleis one of the main reasons for the low reliability of thin film thermocouples. One of the main causes of the low reliability of thin film thermocouples is the diffusion failure of the thermal oxidation interface between multilayer layers. Based on Fick's second law, this paper proposes a diffusion reliability model of multilayer film to quantitatively describe the diffusion failure mechanism of thin film thermocouples. Through simulation calculation and particle swarm optimization, the optimal structure of each layer is obtained with the goal of maximizing the lifetime of thin-film, It provides a certain method reference for improving the lifetime of thin film thermocouple in structure and technology.

Keywords: thin film thermocouple; interface diffusion; reliability; particle swarm optimization; optimization simulation

Received: 2021-06-10; **Accepted**: 2021-09-24; **Published Online**: 2021-10-14 13:52

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211014.1202.001.html

Foundation items: National Key R&D Program of China (2018YFB2003100,2018YFB2003101)

* **Corresponding author**. E-mail: syf@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0334

基于光场成像的燃烧颗粒粒径与速度测量方法

张弛[1]，黄益智[1]，王长健[2]，仪建华[2]，许传龙[1,*]

(1. 东南大学 火电机组振动国家工程研究中心，南京 210096；2. 西安近代化学研究所燃烧与爆炸技术重点实验室，西安 710065)

摘 要：为实现固体推进剂中金属燃料动态燃烧的精细化表征，提出一种基于光场成像的固体推进剂中燃烧颗粒粒径与速度三维动态同步测量方法。构建固体推进剂燃烧光场成像测量系统，获得金属颗粒动态燃烧过程的光场图像，通过重聚焦算法得到燃烧颗粒场的重聚焦图像；进一步开展光场相机标定实验，获取深度与最佳重聚焦参数的关系曲线；利用图像分割算法对重聚焦图像中的颗粒进行识别和定位，获取燃烧颗粒的粒径大小，并结合三维粒子跟踪技术对颗粒的轨迹和速度进行重构；开展推进剂药条燃烧实验验证研究。结果表明：光场成像技术能够获得不同深度的颗粒信息，跟踪颗粒的动态燃烧过程，并实现对燃烧金属颗粒粒径与三维速度的同步测量。

关 键 词：光场成像；金属燃料；粒径；动态燃烧；三维测量

中图分类号：V512$^+$.3; V435

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0949-08

金属燃料因其高能量密度可极大地提高发动机的比冲[1]，且燃烧产物中的凝相颗粒能够促进固体推进剂稳定燃烧[2]，已经成为现代固体火箭发动机使用的高能贫氧推进剂中不可或缺的重要组成部分。对金属燃料的实际使用中发现，相较于碳氢化合物燃料，金属燃料具有更高的能量密度，但其难以被点火并充分燃烧，尤其常用的铝粉等表面致密的氧化膜会对粉末的点火和燃烧有较大的阻碍作用[3]。同时，由于金属铝的熔点较低，在受到燃面高温火焰加热后，未点燃的铝颗粒会首先融化团聚形成不规则的团聚物，再进一步被加热后才能实现点火。大粒径的铝颗粒团聚物通常难以完全燃烧，其内部包裹的未燃烧铝则直接导致了推进剂燃烧效率的降低和发动机性能的下降。团聚物的粒径尺寸与内部未燃烧铝的质量分数密切相关，进而影响到推进剂的效能。此外，在燃气的流动过程中，金属燃料熔化团聚产生的氧化物凝团与燃气气流之间存在着明显的速度滞后和温度滞后，形成了两相流损失[4]。显然，燃气中的两相流损失与凝相产物颗粒的速度大小有直接关系[5]。因此，金属燃烧产物的粒径与速度是表征固体推进剂燃烧特性的关键参数，实现推进剂中凝相产物颗粒的粒径和速度测量对研究金属燃料的动态燃烧过程、提高金属燃料的效能具有重要意义。

光学诊断方法因具有精度高、非侵入等特点，被广泛应用于金属燃料的燃烧监测中，通常可以分为激光诊断和非激光诊断两类。在激光诊断方面，借助激光的散射和衍射等特性，已经发展出激光多普勒、粒子图像和激光数字全息等颗粒粒径和速度测量技术[6]。金秉宁等[7]将数字全息技术应用于固体推进剂铝燃烧的三维动态过程测量中，获得了铝颗粒的精细化动态燃烧过程。非激光诊断方面，高速摄影通过高分辨率图像结合相关图像处理技术，对聚焦平面上的颗粒形貌、速度等参数进行分析，已发展成为颗粒动态测量的重要手段。刘鑫等[8]通过组合长焦显微镜头和高速相机的光学拍摄方

收稿日期：2021-06-16；**录用日期**：2021-09-13；**网络出版时间**：2021-09-16 16:14
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210916.1001.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (51976038)；中央高校基本科研业务费专项资金 (3203002101C3)
*通信作者. E-mail：chuanlongxu@seu.edu.cn

引用格式：张弛，黄益智，王长健，等. 基于光场成像的燃烧颗粒粒径与速度测量方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：949-956.
ZHANG C，HUANG Y Z，WANG C J，et al. Simultaneous measurement of size and velocity of burning particles based on light field imaging [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：949-956（in Chinese）.

法，研究了不同压强下含铝复合推进剂中，铝颗粒在推进剂燃烧表面处和脱离燃面后的动态燃烧过程。但是，传统光学成像方法存在聚焦平面单一和景深过小的缺点，无法确保所观察对象始终处在焦平面上，且只能记录成像平面上的二维信息。

光场成像技术是一种全新的成像技术，通过在相机主镜头与像素传感器之间放置一片微透镜阵列（microlens array, MLA），能够实现同时记录光线强度、位置和方向等信息[9]。相较于传统成像技术，只需要一次曝光就能获得更大景深、更多视角的全光场信息，使得采用单光场相机对金属燃料动态燃烧的测量成为可能。刘慧芳等[10]将光场成像理论与粒子跟踪测速技术相结合，并用于对后向台阶流场的测量，验证了光场成像技术测量三维流场的可行性。

本文提出一种基于光场成像的固体推进剂中燃料燃烧颗粒粒径与速度三维动态同步测量方法，通过光场相机获取金属燃烧颗粒场的光场信息，利用光场重聚焦技术结合图像分析获取颗粒粒径和空间位置，结合颗粒跟踪技术获取颗粒速度，实现单相机金属颗粒粒径与速度的同步测量，构建光场成像系统，并开展了标定和推进剂药条燃烧实验研究。

1 光场成像技术

1.1 光场基本概念

Gershun[11]早期提出用光场的概念描述光在三维空间中的辐射传输特性。20世纪90年代，Adelson和Bergen[12]提出用一个七维的全光函数来表征空间中的光线信息，具体形式为$\boldsymbol{P}(\theta,\varphi,\lambda,t,x,y,z)$。其中：$\theta$、$\varphi$为描述光线传播方向的角坐标；$\lambda$为波长；$t$为时间；$(x、y、z)$为光线穿过空间中某一点的位置坐标。在实际使用过程中，考虑单色光在自由空间的直线传输，忽略光线传输过程中的衰减，则任意时刻的光线可通过四维坐标$\boldsymbol{L}(\theta,\varphi,x,y)$进行表示。Levoy和Hanrahan[13]提出可以用2个相互平行的平面对四维光场进行参数化表示，如图1所示，通过光线穿过2个平行平面形成的交点坐标(u,v)和(s,t)确定这根光线的位置和方向信息。

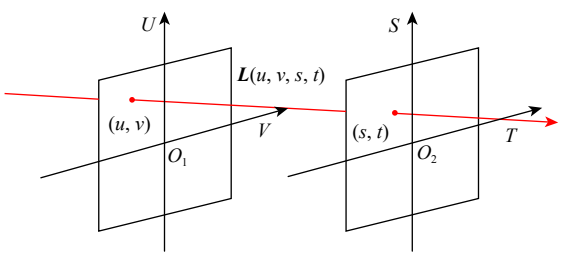


图1 光场双平面参数化模型

Fig. 1 Parameterized model of light field biplane

光场相机由于在主镜头焦平面处加入了微透镜阵列，并将电荷耦合传感器（charge coupled device, CCD）置于微透镜的一倍焦距处，其传感器像元能够同时获得光线的强度和角度信息。图2为光场相机成像示意图，从物空间中一点D发出的多根光线DA、DB、DC在经过主透镜折射后穿过某一微透镜被其下的多个传感器像元D_1、D_2、D_3捕获，形成对应于该点的一个宏像素$D_1D_2D_3$。宏像素仅能反映该局部物点的实际信息，是光场相机对该空间位置的一个光线强度采样，不同物点在传感器上会形成不同的宏像素。宏像素中每一个像元对应主镜头对物点不同角度的采样，将每个微透镜下宏像素中相同位置的像素点组合形成的图像称为子孔径图像，子孔径图像反映了某一视角下整个物体的全部信息，根据像素点提取相对位置的不同，子孔径图像可以等效于从主镜头不同位置处观察物体所获得的多视角图像，包含了对该物体的视差信息。

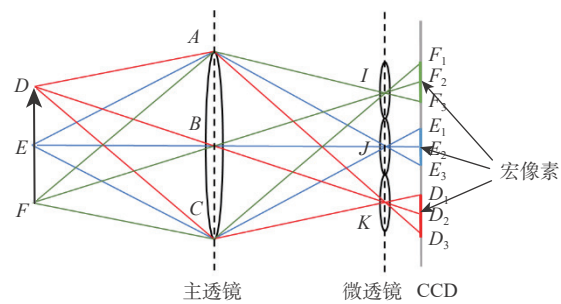


图2 光场相机成像示意图

Fig. 2 Diagram of a light field camera

1.2 光场重聚焦技术

根据图1的光场四维参数化表示，在光场相机中，U-V平面表示微透镜平面，S-T平面表示CCD传感器平面，(u,v)、(s,t)分别为光线L与两平面的交点直角坐标，则$\boldsymbol{L}(u,v,s,t)$可以表示该光线的辐射强度。考虑傍轴近似并忽略平面间距离的变化，则点(s,t)所接受的来自光线L的辐射强度$\boldsymbol{I}(s,t)$可表示为[14]

$$\boldsymbol{I}(s,t)=\iint \boldsymbol{L}(u,v,s,t)\mathrm{d}u\mathrm{d}v \tag{1}$$

图3为光场重聚焦原理的平面简化图。定义重聚焦系数α为重聚焦平面S'到微透镜平面S的距离l'与探测器平面U到微透镜平面S的距离l之比。原光线L与重聚焦平面S'相交于点(s',t')，由相似三角形和坐标关系可得

$$s=u+\frac{1}{\alpha}(s'-u) \tag{2}$$

同理，可得另外两维中交点坐标关系为

$$t=v+\frac{1}{\alpha}(t'-v) \tag{3}$$

同一光线的光线强度相等，得出

$$\boldsymbol{L}(u,v,s,t)=\boldsymbol{L}(u,v,s',t') \tag{4}$$

联立式(1)～式(4)，可以得到重聚焦图像上任一点(s',t')处的辐射强度为

$$\boldsymbol{I}(s',t')=\iint \boldsymbol{L}\left(u,v,u+\frac{1}{\alpha}(s'-u),v+\frac{1}{\alpha}(t'-v)\right)\mathrm{d}u\mathrm{d}v \tag{5}$$

数字重聚焦可以理解为几个光场子孔径图像在整个孔径范围内的平移相加[15]，通过改变重聚焦系数的值可以得到一定深度范围内的目标重聚焦图像序列。

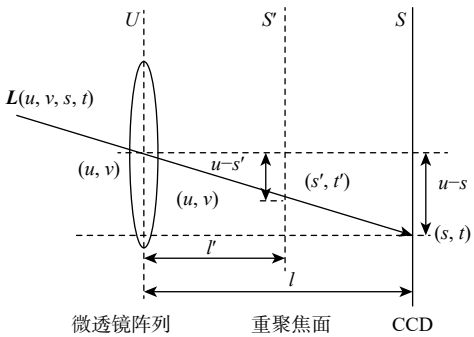


图 3　光场重聚焦原理图

Fig. 3　Principle diagram of Light field refocusing

2　颗粒粒径与速度测量方法

2.1　粒径测量原理

在重聚焦图像中，聚焦的燃烧颗粒为低亮度背景下的高亮度区域，可通过设置灰度阈值将颗粒从背景图像中分割出来。阈值的大小通过最大类间方差法获得，即根据图像的灰度特性将整幅图像分为前景(颗粒)和背景 2 个部分[16]，当取最佳阈值时，前景和背景之间的类间方差最大。

为获得颗粒最清晰的聚焦图像，通过图像清晰度评价的方式，从重聚焦序列图像中确定像的聚焦平面。采用点锐度评价函数EAV作为图像清晰度的评价标准，可表示为[17]

$$\mathrm{EAV}=\frac{\sum_{i=1}^{m\times n}\sum_{a=1}^{8}|\mathrm{d}f/\mathrm{d}x|}{m\times n} \tag{6}$$

式中：$|\mathrm{d}f/\mathrm{d}x|$为像素间的灰度变化率，由四周与中心像素灰度之差乘以相应的权值得到；m和n分别为图像的长、宽像素值。对于图像中的每个像素，该函数取其所有邻域点的灰度值并分别与之相减，求出 8 个差值的加权和，再将所有点所得值相加除以像素总个数。点锐度可以理解为对图像点周围的灰度扩散程度的统计，其值越大，灰度扩散程度越剧烈，图像越清晰。

获得清晰的颗粒聚焦图像，并识别分离出颗粒后，基于图像像素大小及相机放大率提取颗粒投影面积当量直径作为粒径大小。

2.2　速度测量原理

颗粒的二维平面位置通过检测聚焦图像颗粒投影的形心位置获得，深度信息通过聚焦测距[18](depth from focus, DFF)方法结合光场相机的数字重聚焦获取。DFF 方法基本思想是移动相机或传感器位置，获取样本在不同深度聚焦的一系列图像序列，并采用一定的评判规则判断像素对应的聚焦位置，进而通过聚焦分析获得场景深度信息。

光场相机具有单次拍摄、多次聚焦的特点，解决了传统相机需要多次拍摄才能获取目标不同深度聚焦面的繁杂过程，将光场成像技术与 DFF 方法结合，能够实现快速的深度测量，具体流程如图 4 所示，用光场相机拍摄燃烧金属燃料获得原始光场图像，通过数字重聚焦算法处理原始图像，获得聚焦在不同深度的重聚焦图像序列，采用清晰度评价函数判断图像中每个颗粒在重聚焦序列中的聚焦位置，利用最佳重聚焦系数α进行表征。当相机和镜头的相关参数确定时，颗粒的最佳重聚焦系数与其实际深度位置是唯一对应关系，通过拍摄已知不同深度的标定板确定最佳重聚焦系数与深度之间的函数关系，得到深度标定曲线，再根据图像中每个粒子的最佳重聚焦系数获取其对应的实际深度位置。

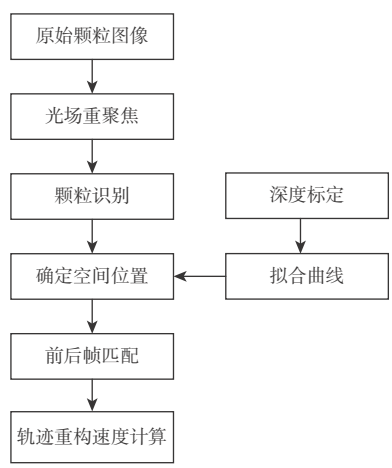


图 4　颗粒速度测量流程

Fig. 4　Flow chart of particle velocimetry

在获取燃烧颗粒的空间位置后，采用粒子跟踪测速(particle tracking velocimetry, PTV)算法[19]确定不同时刻下同一颗粒的对应关系，重构颗粒的运动轨迹，获取三维速度。由于推进剂中金属颗粒随燃气气流分布式燃烧的特性，气流中小范围内的燃烧颗粒具有相似的运动特征，因此，采用基于粒子群

运动特征相似的两帧概率匹配法[20]实现对颗粒的跟踪。该方法的主要思想是假设流场中的运动粒子应满足2条基本特征：①所有粒子在两帧图像间隔内的位移大小一定小于某个最大位移；②在第1帧图像中某颗粒的小邻域范围内的其他颗粒应与该颗粒保持相似的运动特性，即其位移矢量应基本相同，矢量之差的模在一个小的误差范围内。基于第1条特征，对于第1帧图像中的颗粒$\boldsymbol{x}_i$，首先筛选出在第1帧图像中以颗粒$\boldsymbol{x}_i$为圆心、半径T_{m}范围内的邻域颗粒$\boldsymbol{x}_k$，以及在第2帧图像中同样以颗粒$\boldsymbol{x}_i$为圆心、半径T_{n}范围内的候选颗粒$\boldsymbol{y}_j$：

$$\left\|\boldsymbol{d}_{ij}\right\| = \left\|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{y}_j\right\| < T_{\mathrm{m}} \tag{7}$$

$$\left\|\boldsymbol{d}_{ik}\right\| = \left\|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{x}_k\right\| < T_{\mathrm{n}} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{d}_{ij}$为颗粒i和j坐标间的位移矢量；T_{m}为粒子群从第1帧到第2帧的最大可能位移；T_{n}为首次筛选的邻域半径。然后对每个候选颗粒与目标颗粒的匹配概率进行初始化，可表示为

$$P_{ij}^{(0)} = P_i^{*(0)} = \frac{1}{N+1} \tag{9}$$

式中：$P_{ij}^{(0)}$和$P_i^{*(0)}$分别为颗粒i与颗粒j互相匹配和颗粒i没有对应颗粒的概率，上标(0)表示当前迭代计算的次数；N为第2帧图像中所有颗粒的数目。

在进行等概率的初始化后，需根据第2条特征对第1帧中邻域颗粒进行二次筛选：

$$\left|\boldsymbol{d}_{ij} - \boldsymbol{d}_{kl}\right| < T_{\mathrm{q}} \tag{10}$$

式中：l表示第1帧中邻域颗粒k在第2帧的可能对应颗粒；T_{q}为满足粒子群中颗粒运动的相似性所允许的运动偏差。

在对符合运动特征相似的邻域颗粒进行二次筛选后，进行匹配概率的迭代：

$$\tilde{P}_{ij}^{(n)} = AP_{ij}^{(n-1)} + B\sum_k\sum_l P_{kl}^{(n-1)} \tag{11}$$

式中：A和B表示迭代松弛系数，为经验常数，通常分别取0.3和4；$P_{ij}^{(n)}$为迭代后的匹配概率值。由于迭代过程中可能存在概率值大于1的情况，因此在每一步迭代完成时，根据式(12)和式(13)分别对颗粒$\boldsymbol{x}_i$匹配到和未得到匹配的概率进行归一化，以进行后续的迭代。

$$P_{ij}^{(n)} = \frac{\tilde{P}_{ij}^{(n)}}{\sum_j \tilde{P}_{ij}^{(n)} + P_i^{*(n-1)}} \tag{12}$$

$$P_i^{*(n)} = 1 - \sum_j P_{ij}^{(n)} \tag{13}$$

当迭代次数满足设定值时，迭代终止，匹配完成，取最高匹配概率下的颗粒组作为前后帧中的对应颗粒。对多帧粒子图像进行重复操作即可重构出颗粒在一段时间内的运动轨迹，结合帧间间隔时间可以获取速度信息。

3 光场成像系统构建

3.1 光场成像系统

为便于调节相机结构和参数，构建了笼式光场相机系统[21]，如图5所示。所需的光学元件被固定在互相平行的笼板上，再由4根平行的笼杆相互串联，笼板可以沿竿前后滑动以调节光学元件的相对位置，最后进行锁死固定。主要的光学元件分别为相机主镜头(Tokina F100 mm微距镜头)、微透镜阵列(APO-Q-P148-R0.68，尺寸大小为14.2 mm×10.7 mm，微透镜焦距为1 496 μm，孔径为148 μm)、1:1中继镜组和CCD相机(IDT OS10-4K，像元尺寸大小为4.7 μm×4.7 μm)。传统的光场相机在主镜头的焦平面处插入微透镜阵列并将传感器放置于微透镜的一倍焦距处，以达到同时获取光线方向和位置信息的目的，但由于微透镜的焦距过小，为减小实际装配过程中精准耦合微透镜阵列和CCD平面的难度，采用1:1中继镜组将微透镜所成的像投影到CCD传感器平面，以等效延长微透镜的成像距离。

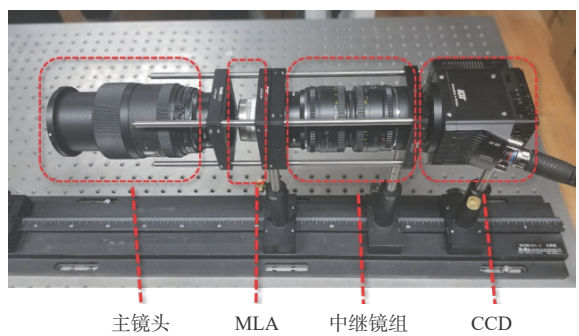


图5 光场成像系统与标定装置

Fig. 5 System of light field imaging and calibration

3.2 深度标定

在光场数字重聚焦的过程中，目标所在的深度位置与其最佳重聚焦系数一一对应，但由于主镜头的详细光学参数无法获取，其数学函数关系无法直接求解，因此，需通过深度位置标定实验刻画出深度与聚焦参数的对应关系。图6为深度标定装置，通过拍摄已知深度距离的棋盘格标定板确定每一张重聚焦图像所对应的物空间深度位置。实验系统由光场相机、棋盘格标定板、发光二极管(light emitting diode, LED)背光板、移动导轨等组成。实验中光场成像系统实际聚焦平面在距主镜头前端面149 mm处，重聚焦可达到的最大深度范围在以实际聚焦面前后各20 mm的区间内，因此，固定标定板使得标定板平面与主镜头前端面平行，不断改

变标定板与主镜头端面的距离，在 129～169 mm 间每隔 2 mm 用光场相机拍摄一次图片，对于每张光场原始图像，为方便重聚焦计算，定义重聚焦参数 S_r 为

$$S_r = 1 - \frac{1}{\alpha} \tag{14}$$

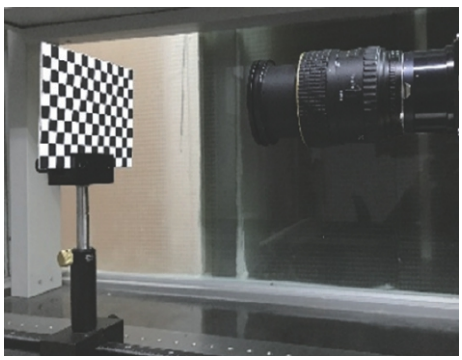


图 6　深度标定装置

Fig. 6　System of calibration of depth

在 $S_r \in (-0.5, 0.5)$ 范围内等间距进行 21 次重聚焦，得到相应的 21 张重聚焦图像，采用点锐度评价函数评价并比较每张重聚焦图像的清晰度，清晰度最大的图片所对应的重聚焦参数即代表该深度下的最佳重聚焦参数。图 7 为深度标定的关系曲线，其中散点代表标定过程中所用到的全部测量点，对其进行多项式拟合可以得到深度标定拟合曲线 $f(S_r) = 39.59S_r^3 + 10.3S_r^2 + 6.052S_r + 14.83$，拟合决定系数 $R^2 = 0.994\,3$。从图 7 中可以看出，随着标定板平面与主镜头前端面距离的增加，其对应的重聚焦参数值也单调上升，符合重聚焦参数与聚焦深度位置的对应变化关系。

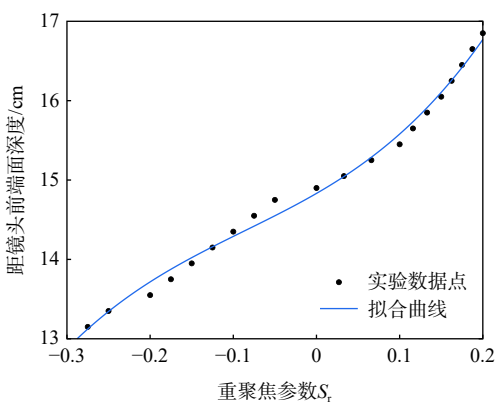


图 7　深度标定曲线

Fig. 7　Curve of depth calibration

4　实验结果与讨论

4.1　实验系统设置

图 8 为推进剂药条燃烧实验系统示意图，主要由密闭燃烧室、光场成像笼式系统、复合推进剂药条试件、点火控制系统、信息采集和处理系统等组成。

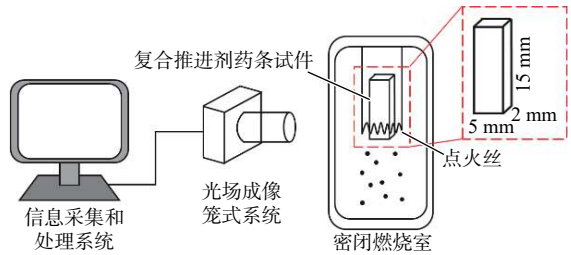
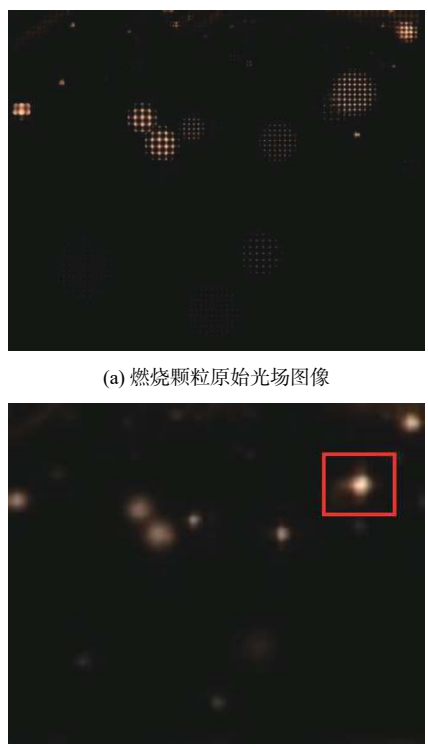


图 8　推进剂药条燃烧实验系统示意图

Fig. 8　Diagram of system of propellant strip combustion experiment

实验选用含铝的复合固体推进剂，推进剂药条被切分成薄片状，固定于燃烧腔顶盖下方的延长杆末端并正对于相机前端面，尺寸大小为 5 mm×2 mm×15 mm。实验开始时，通过药条下端绑缚的点火丝点燃推进剂试件，即可获得推进剂燃面处的燃烧金属颗粒光场图像，随着药条燃面不断向上移动，可以获取铝颗粒及其氧化团聚产物在脱离燃面后的动态光场图像。图 9 为燃烧金属颗粒的原始光场图像与在某一深度的数字重聚焦图像。从图 9 可以看出，处于聚焦平面的发光燃烧颗粒（见图 9(b) 中实线方框）亮度明亮、轮廓清晰，此时的聚焦平面位于该颗粒的实际深度位置处，而与该颗粒深度不同的其他颗粒则处于离焦状态，亮度暗淡、轮廓模



(a) 燃烧颗粒原始光场图像

(b) 颗粒重聚焦图像

图 9　燃烧颗粒光场重聚焦

Fig. 9　Light field refocusing of burning particles

糊，通过对不同深度的多次重聚焦，可以获得深度范围内所有燃烧金属颗粒的清晰聚焦图像。

4.2 颗粒粒径与瞬时速度分布

通过对金属颗粒燃烧光场图像的重聚焦处理，获取颗粒最清晰的聚焦图像，以分割出的颗粒形心位置作为二维平面位置，以投影面积的当量直径作为颗粒粒径，结合最佳重聚焦参数与深度标定曲线提取颗粒的深度位置，进而对燃烧颗粒的空间位置和粒径分布进行重构。通过对连续2帧图像中的粒子进行重构，获得粒子间的对应位置，可以获取其瞬时速度信息，结果如图10所示。图10中x、y轴表示与镜头端面相平行的平面方向，z轴表示深度方向，坐标值代表颗粒实际三维位置，z轴“0”点表示光场成像系统初始聚焦平面位置。图10重建结果反映了颗粒粒径、空间位置、速度的矢量方向和相对大小等信息。速度的方向和相对大小在图10中以矢量箭头的方向和长度进行表示。

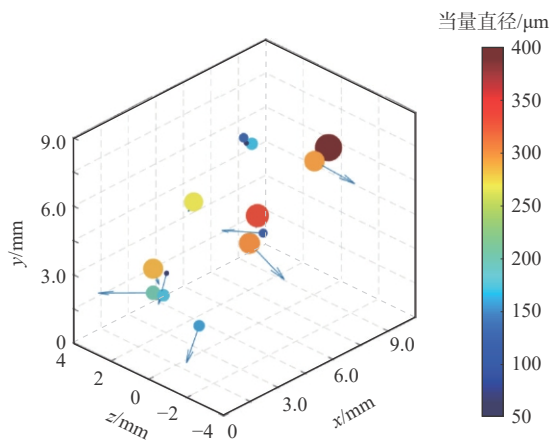


图10 颗粒粒径与速度分布

Fig. 10 Distribution of particle size and velocity

在推进剂试件燃面不断上移的过程中，中间正上方的颗粒为附着在试件燃烧表面、还未脱离的氧化物颗粒，位移并不明显，其余从燃面处分离的燃烧产物颗粒随燃气向四周运动并下落，颗粒的当量直径分布在50～400 μm之间。并且由于大直径颗粒随燃气气流的流动性相对较差，其运动速度低于较小直径的颗粒。

4.3 颗粒轨迹与速度变化

图11为连续5帧图像内所有燃烧颗粒的三维运动轨迹重构结果与x-z平面投影轨迹。可以看出，应用光场成像技术结合图像处理可以有效地监测燃烧金属颗粒在一段时间内的动态过程。但同时也注意到，由于光场相机的深度分辨率低于其平面分辨率，所以相较于平面内的位移大小，重构出的金属颗粒在深度方向的位移量偏大。

图12为对某些燃烧颗粒从测量区域出现直至消失的整个动态过程进行三维重建，获得了该颗粒在相机测量区域内的完整三维运动轨迹图像。实验中相机帧率设置为1 500 Hz，帧间间隔时间为0.67 ms，图12中数字代表由颗粒在2帧图像中的位移除以间隔时间计算得出的瞬时速度大小。从图12可以看出，2颗金属颗粒从燃烧表面逸出，在近燃面融合团聚成型后初期基本沿着单一气流方向运动，速度大小基本不变，在运动中期受某一燃气气流影响方向略微偏转，之后仍恢复到初期的运动方向。并且，由于2颗粒粒径大小接近，其速度大小也相差无几。

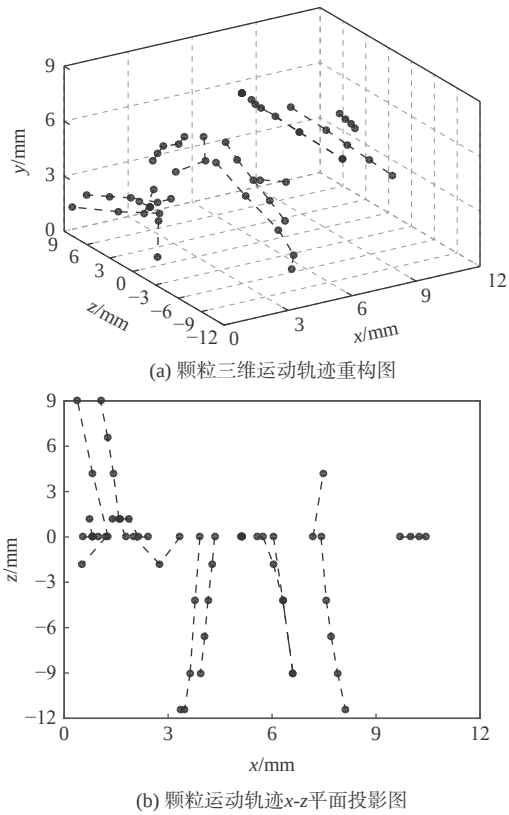


图11 颗粒三维运动轨迹及x-z平面投影图

Fig. 11 3D trajectories of particles and projection of x-z plane

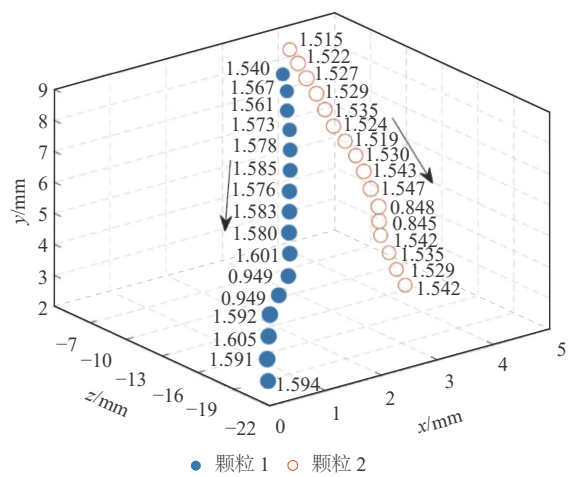


图12 颗粒三维运动速度

Fig. 12 3D velocity of particle motion

本节颗粒粒径与速度重构结果表明，光场成像技术能够捕获固体推进剂中金属燃料燃烧产物颗粒的三维空间分布、粒径分布及动态燃烧过程中的运动轨迹和运动特性等信息，为金属颗粒的粒径与速度测量提供了有效手段，有助于分析复合固体推进剂的燃烧特性。

5　结　论

针对传统光学成像用于推进剂中金属燃料燃烧产物颗粒测量存在的聚焦面单一、景深过小、难以实现三维测量等问题，本文提出一种基于光场成像的金属燃料燃烧产物的粒径与速度同步测量方法，主要结论如下：

1）单次曝光下利用光场成像技术可以获得金属颗粒燃烧场的所有光场信息，基于数字重聚焦技术构建了燃烧颗粒光场三维重建模型。

2）构建光场成像系统并开展了相机标定实验，获取了目标深度与相机重聚焦参数的单值关系曲线，结果表明，深度与重聚焦参数呈单调递增关系。

3）开展了含铝复合推进剂的动态燃烧过程测量实验研究，利用图像分割和跟踪测速获取了燃烧颗粒的粒径、空间分布和运动速度。在本文的实验条件下，推进剂燃烧过程中铝颗粒及其团聚物的粒径分布在 50～400 μm，速度大小分布在 0～6 m/s，初步验证了本文所提方法的可行性。

为提高颗粒三维测量精度，下一步需对光场成像系统参数和重聚焦图像超分辨率重建开展相应的优化研究。

参考文献（References）

[1] 王世光, 蒋太飞, 田义宏. 飞航导弹固体火箭发动机技术进展[J]. 飞航导弹, 2006(6): 47-50.
WANG S G, JIANG T F, TIAN Y H. Technical progress of flying missile solid rocket motor[J]. Winged Missiles Journal, 2006(6): 47-50(in Chinese).

[2] 刘佩进, 金秉宁, 李强. 战术导弹固体发动机燃烧不稳定研究概述[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(4): 446-449.
LIU P J, JIN B N, LI Q. Asurvey of combustion instability in tactical SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(4): 446-449(in Chinese).

[3] 刘鑫. 基于光学拍摄技术的含铝固体推进剂燃面处铝团聚研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016: 1-3.
LIU X. Investigation on aluminum agglomeration on the burning surface of solid propellants by optical observation technology[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016: 1-3(in Chinese).

[4] 张宏安, 叶定友, 侯晓. 固体火箭发动机凝聚相微粒分布研究现状[J]. 固体火箭技术, 2000(3): 25-28.
ZHANG H A, YE D Y, HOU X. Recent status of research on condensed-phase particles distribution in solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000(3): 25-28(in Chinese).

[5] BALLEREAU S, GODFROY F, ORLANDI O, et al. Numerical simulations and searching methods of thrust oscillations for solid rocket motors[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2006.

[6] 姚龙超. 数字全息颗粒燃烧与液滴雾化测量方法与应用[D]. 杭州: 浙江大学, 2019: 1-7.
YAO L C. Digital holographic method and application to measurement of particle combustion and droplet atomization[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019: 1-7 (in Chinese).

[7] 金秉宁, 王志新, 刘佩进, 等. 同轴数字全息用于铝燃烧颗粒的测量研究[J]. 推进技术, 2019, 40(6): 1399-1408.
JIN B N, WANG Z X, LIU P J, et al. Measurement of particle size of aluminum combustion in solid propellant using digital In-line holography[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(6): 1399-1408(in Chinese).

[8] 刘鑫, 刘佩进, 关昱, 等. 复合推进剂中铝的燃烧实验研究方法[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(6): 833-836.
LIU X, LIU P J, GUAN Y, et al. Experiment research method of the aluminum in the composite propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(6): 833-836(in Chinese).

[9] 张韶辉, 胡摇, 曹睿, 等. 光场成像原理及应用技术[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(2): 178-186.
ZHANG S H, HU Y, CAO R, et al. Principle and applications of light field imaging[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(2): 178-186(in Chinese).

[10] 刘慧芳, 周骛, 蔡小舒, 等. 基于光场成像的三维粒子追踪测速技术[J]. 光学学报, 2020, 40(1): 219-229.
LIU H F, ZHOU W, CAI X S, et al. Three-dimensional particle tracking velocimetry based on light field imaging[J]. Acta Optica Sinica, 2020, 40(1): 219-229(in Chinese).

[11] GERSHUN A. The light field[J]. Journal of Mathematics and Physics, 1939, 18(1-4): 51-151.

[12] ADELSON E, BERGEN J. The plenoptic function and the elements of early vision[C]//Computational Models of Visual Processing. Cambridge: MIT Press, 1991: 3-20.

[13] LEVOY M, HANRAHAN P. Light field rendering[C]//Proceedings of the 23rd Annual Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques. New York: ACM, 1996: 31-42.

[14] NG R, LEVOY M, BREDIF M, et al. Light field photography with a hand-held plenoptic camera[J]. Computer Science Technical Report CSTR, 2005, 2(11): 1-11.

[15] 刘欣城. 基于光场测量的成像技术研究[D]. 成都: 中国科学院大学, 2019: 4-7.
LIU X C. Research on imaging technology based on light field measurement[D]. Chengdu: University of Chinese Academy of Sciences, 2019: 4-7(in Chinese).

[16] 张丽, 李潇, 吴皓天, 等. 基于最大类间方差的图像分割算法研究[J]. 科技创新与应用, 2021(8): 39-41.
ZHANG L, LI X, WU H T, et al. Research on image segmentation algorithm based on maximum variance between classes[J]. Technology Innovation and Application, 2021(8): 39-41(in Chinese).

[17] 王鸿南, 钟文, 汪静, 等. 图像清晰度评价方法研究[J]. 中国

图象图形学报, 2004, 9(7): 828-831.
WANG H N, ZHONG W, WANG J, et al. Research of measurement for digital image definition[J]. Journal of Image and Graphics, 2004, 9(7): 828-831(in Chinese).

[18] 王金岩, 史文华, 敬忠良. 基于Depth from Focus的图像三维重建[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(2): 181-186.
WANG J Y, SHI W H, JING Z L. 3D recontructing of image based on depth from focus[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(2): 181-186(in Chinese).

[19] 胡文洁. 三维火焰流场中粒子重构与跟踪测速的研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2017: 33-39.
HU W J. Study on 3-D reconstruction and particle tracking velocimetry in flame flow[D]. Xi'an: Xidian University, 2017: 33-39(in Chinese) .

[20] OHMI K, LI H Y. Particle-tracking velocimetry with new algorithms[J]. Measurement Science and Technology, 2000, 11(6): 603-616.

[21] LIU Y D, HOSSAIN M M, SUN J. Design a cage-typed light field camera system for flame measurement[C]//IEEE SENSORS 2017. Glasgow: Institute of Electrical and Electronics Engineers , 2017.

Simultaneous measurement of size and velocity of burning particles based on light field imaging

ZHANG Chi[1], HUANG Yizhi[1], WANG Changjian[2], YI Jianhua[2], XU Chuanlong[1,*]

(1. National Engineering Research Center for Thermal Power Unit Vibration, Southeast University, Nanjing 210096, China;
2. Xi'an Modern Chemistry Research Institute Key Laboratory of Combustion and Explosion Technology, Xi'an 710065, China)

Abstract: To characterize the dynamic combustion behavior of metal fuel in solid propellants, a simultaneous measurement method for the burning particle size and velocity based on light field imaging is proposed in this paper. A light field imaging system is established and the burning metal particles are imaged by the light field imaging system. The refocusing images of the burning particles are further obtained through refocusing algorithm. The calibrations of the light field system are carried out and the relationship curve between the depth and the optimal refocusing parameter is determined. The image segmentation algorithm is used to identify and locate the particles in the refocused image and then the particle sizes of the burning particles are calculated. Following the identification and localization of the particles in the refocused image using the image segmentation technique, the burning particle sizes are determined. The trajectories and velocities of particles are reconstructed through 3D particle tracking technology. Experimental results illustrated that the light field imaging technology is capable of making 3D measurements of the size and velocity of the burning particles of metal fuel, and characterizing the combustion process of metal particles. The results of the experiments showed that the light field imaging technique is able to characterize the combustion process of metal particles and make 3D measurements of the size and velocity of the burning metal fuel particles.

Keywords: light field imaging; metal fuel; particle size; dynamic combustion; 3D measurement

Received: 2021-06-16; **Accepted**: 2021-09-13; **Published Online**: 2021-09-16 16:14
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210916.1001.002.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51976038); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3203002101C3)

* **Corresponding author**. E-mail: chuanlongxu@seu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0335

狭长型封闭舱室内非定常流动模拟的湍流模型比较

韩逸飞，胡雪松，高盈，张永志*
(东华大学 环境科学与工程学院，上海 201620)

摘 要：针对狭长型封闭舱室内非定常流动模拟的湍流模型选择问题，以飞机舱室为典型环境，使用相似准则为依据的热缩比法搭建了实验平台。将实验结果与RNG k-ε、DES、LES三种湍流模型的数值模拟结果进行对比和分析，评估狭长型封闭舱室内非定常流动特征研究中合适的湍流模型。结果显示，RNG k-ε和DES模型可以定性描述流动变化趋势，但是LES模型在流场非定常性和不稳定性捕捉更为准确，其流场结构更接近实验结果。模拟结果与实验结果对比显示，LES模型能更加真实地反映狭长型封闭舱室非定常流动的情况。

关 键 词：数值模拟；湍流模型；气流组织；缩比模型；狭长舱室
中图分类号：V223
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0957-08

随着社会经济的快速发展，飞机成为了更多人出行选择的交通方式，与此同时人们开始追求出行的舒适性和安全性[1]。机舱内热环境及气流分布等问题更加受到人们的关注。庞丽萍等[2]建立了一种人体热调节模型，对座舱内乘客热特性进行分析。机舱是一个封闭、狭长、人员密集的特殊空间，这些因素使舱内流场变得复杂，且热羽流的发展会受到舱室内一些狭小空间的限制[3]。在过去有关封闭空间气流组织的研究中，如室内建筑、高铁、地铁、汽车、船舶、客机等，大量学者采用实验研究和数值模拟结合的方法。

在实验研究中，研究者们往往会根据关注领域，直接对真实机舱进行测量或以现有机型为原型进行搭建实验平台。Zhang等[4]使用实验测量分析了乘客行为对舱室内环境的影响，结果表明，调节座椅靠背角度后舱内纵向气流加强，乘客行为会对周围流场产生影响。Mahmoud等[5]通过搭建11排机舱模型，探究在乘客咳嗽的条件下污染物的传播情况。Cao等[6]采用PIV技术对舱室内混合气流分布进行表征，得到一个截面内的整体流场。Liu等[7]在真实飞机头等舱中进行实验，将实验数据作为边界条件代入模拟，最终模拟结果与实验吻合较好。

数值模拟中，Kim等[8]针对列车运动导致的非定常气流进行模拟研究，研究对象均为开放空间。与上述研究对象不同，本文研究对象是封闭舱室内的流场流动特征。且机舱这类狭长封闭空间内，由于存在多个热源，舱内流场是强迫对流和自然对流两者共同作用下的结果[9]。Liu等[10]通过实验和模拟评估了重整化群理论k-epsilon(renormalization group theory k-ε, RNG k-ε)模型，大涡模拟(large eddy simulation, LES)，分离涡模拟(detached eddy simulation, DES)3种不同湍流模型对这种复杂流场的预测性能。Lin等[11]模拟了飞机模型舱和简化舱中的气流组织分布，计算采用RANS和LES模型，采用LES模型的计算结果显示，舱中的流动是不稳定的，这是首次通过模拟仿真发现机舱中的不稳定性。Ebrahimi等[12]简化了机舱中定常及非定常流动对污染物传播的影响，并分别采用LES和RANS湍流模型进行了模拟分析，数值模拟与PIV测量的对比结果显示，LES的模拟结果与PIV的测量结果

收稿日期：2021-06-18；**录用日期**：2021-09-24；**网络出版时间**：2021-10-26 16:15
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211026.1540.002.html
基金项目：中央高校基本科研业务费专项资金 (2232019D3-28)
* **通信作者**. E-mail：zhangyongzhi@dhu.edu.cn

引用格式：韩逸飞，胡雪松，高盈，等. 狭长型封闭舱室内非定常流动模拟的湍流模型比较[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：957-964. HAN Y F，HU X S，GAO Y，et al. Comparison of turbulence models for unsteady flow simulation in a long and narrow cabin[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：957-964 (in Chinese).

能更好的吻合，表明机舱的流体运动过程中表现出了不稳定的特性。

当上下底面存在温差时，在舱内纵向尺度会产生多个不稳定的涡流结构。纵向涡流的出现，不仅会造成气流的非定常流动，还会造成机舱内部前后不同排乘客的热舒适差异，机舱在实际情况下的纵向涡流要比以往所研究的认知更为严重。而以往的模拟研究都是基于部分舱段展开，与狭长的真实机舱内气流情况存在差异，因此不同湍流模型在狭长型舱室流动特征模拟中的适用性还有待进一步研究。通过简化缩比机舱模型进行研究，对 RNG k-ε、DES、LES 三种湍流模型进行比较，通过实验数据的对比验证 3 种湍流模型的准确性，以期望获得计算精度相对较高的湍流模型。本文研究结果为狭长型封闭舱室内非定常流动数值模拟方法的选择提供了指导。

1 实验分析

研究封闭机舱内的气流组织情况，在实际飞机座舱中进行测量获得所需数据是最准确的，但该方法需要占用庞大的实验场地，实现难度较大。考虑到机舱内部乘客及座椅等几何结构复杂，全尺寸平台内流动结构会受到多种因素的干扰，也会耗费大量资金。计算域为原始尺寸的 3/4 时能够比较准确地模拟出实际流场状况[13]，经计算，该情况下纵横比约为 8，因此，欲保证模拟误差在可接受范围内，则须保证纵横比大于或等于 8，至少要 3/4 计算域长度的机舱。并且越接近真实排数，则结果越精确。为提高准确性，采用全尺寸 28 排进行模拟。

简化实验平台以波音 737-800 实际尺寸为依据进行缩比后搭建，波音 737-800 的几何尺寸约为：长 30 m，宽 3.5 m，高 2.15 m，座位排数为 28 排，每排有 6 个座椅，机舱内人体的坐高为 1.2 m，共 168 座。在 24 ℃ 左右的环境中，总表面积为 1.47 m^2 的人体热损失为 64.4 W/m^2[14]。根据 G-B/T 18048—2008[15] 可知，当人体坐着从事工作或休息时，其代谢率为 55～70 W/m^2。本文中设定发热量为 95 W，经折算后，本文中的人体代谢率在此区间内。另外，由于旅客乘机时，空间狭小等因素易造成代谢量增高，采用该数值。

缩比模型实验根据相似原理，设计与全尺寸机舱成比例缩小的透明实验模型。相似比例尺计算如表 1 所示。

将机舱实际参数代入表 1 相似比例尺中，进行热缩比模型计算。得到模型尺寸为 3.0 m(长)×0.325 m(宽)×0.215 m(高)，送风口速度为 0.36 m/s，简化人体热源的总发热量为 50 W。机舱实际与模型参数如表 2 所示。

表 1 相似比例尺

Table 1 Similar scale

比例尺	几何比例尺C_L	速度比例尺C_V	流量比例尺C_G	流量比例尺C_Q
数值	1∶10	$\sqrt{10}$∶10	$\sqrt{10}$∶1 000	$\sqrt{10}$∶1 000

本文搭建的 10∶1 机舱模型实验平台如图 1 所示。将乘客 3 人一组合理简化为方块并铺设电阻丝，用来模仿舱内人员的发热情况。机舱模型尺寸：3 m×0.325 m×0.215 m，送风口尺寸：3 m×0.002 5 m，回风口尺寸：3 m×0.005 m。人体和座椅简化的方块模型，每组尺寸：0.07 m×0.12 m×0.12 m，纵向上每隔 0.15 m 为一排，共 28 排，横向中间走廊宽 0.06 m，两列对称分布。送风口位于机舱侧壁顶部，气流经过沉静而后由侧壁底部风口排出。

表 2 机舱实际与模型参数

Table 2 Actual and model parameters of cabin

模型	机舱长/m	纵横比	总风量/($L·s^{-1}$)	送风速度/($m·s^{-1}$)	总体发热量/W
机舱实型	30	10∶1	1 579.2	1.15	16 530
机舱模型	3	10∶1	5	0.36	50

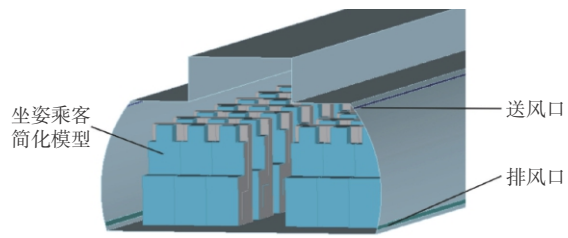


图 1 机舱缩比模型实验平台

Fig. 1 Cabin scaling model experiment platform

实验温度值使用 PT100 热电阻进行测量，PT100 热电阻的测温范围为−50～250 ℃，测量精度为±0.15 ℃；速度数据通过万向微风传感器进行精确测量，万向微风传感器测速范围为 0～5 m/s，测量精度为±0.01 m/s。

2 数值模拟

由于封闭舱室内空间狭小，存在密集的热源，根据 Yan 等[16] 的研究，客机座舱送风射流碰撞是导致流场不稳定的因素之一，这使得座舱内的空气流动规律呈现出非定常流动特征，即座舱内的流场随时间尺度的变化而变化，而稳态模拟通常会忽略掉脉动速度。除此之外，人体热羽流具有间歇性，该流动过程为非定常流动，非稳态模型可以模拟人体热羽流的瞬态变化过程。综合以上 2 点，采用瞬态模型进行数值模拟。

2.1 网格策略

实验平台经过合理的简化，几何结构规整。因为结构化网格具有生成网格质量高、易收敛和适用

更多高精度格式求解方法等优点, 所以网格采用结构化网格, 网格划分如图 2 所示, 对靠近壁面、风口和底面加热处网格进行加密, 最小网格 1.5 mm, 网格增长率控制在 1.2 以下。

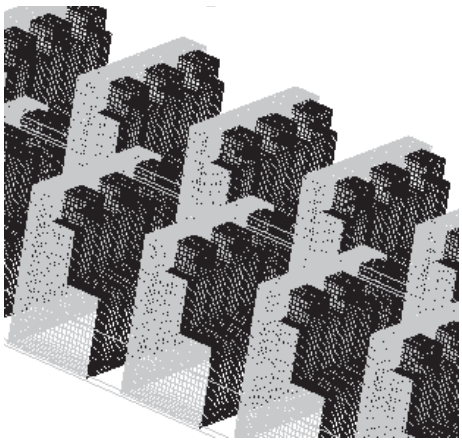


图 2　网格划分

Fig. 2　Mesh division

2.2　湍流模型及边界条件

湍流模型采用 RNG k-ε[17-19] 模型、LES 模型和 DES 模型, 舱室内气流流动为不可压缩黏性各向同性湍流流动, 因此在气体的密度函数项中, 选择采用 Boussinesq 近似[17]。

RNG k-ε 湍流模型的控制方程如下。

连续性方程:

$$\frac{\partial \boldsymbol{u}_i}{\partial \boldsymbol{x}_i}=0 \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{u}_i$ 为 i 方向的速度分量; $\boldsymbol{x}_i$ 为 i 方向的坐标。

动量方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}}_i}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}}_i}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[(\mu+\mu_t)\frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}}_i}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=-\frac{\partial \boldsymbol{P}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\rho\beta\boldsymbol{g}_i\frac{H-H_0}{C_P} \tag{2}$$

式中: $\overline{\boldsymbol{u}}_i$ 为 i 方向的速度分量时均值, m/s; ρ 为密度, kg/m^3; μ 为流体动力黏度, Pa·s; μ_t 为湍流黏度 $\mu_t=\dfrac{C_\mu\rho k^2}{\varepsilon}$; P 为空气压力, Pa; β 为体积变化系数; $\boldsymbol{g}_i$ 为重力加速度, m/s^2; H 为空气的焓值, kJ/kg; C_P 为比热容, J/(kg·℃)。

能量方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{T}}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{T}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[\left(\frac{\mu}{\sigma_T}+\frac{\mu_t}{\sigma_{T,t}}\right)\frac{\partial \overline{T}}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=S_H \tag{3}$$

式中: $\overline{T}$ 为空气温度时均值, ℃; S_H 为焓值应变率。

湍动能 k 方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{k}}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{k}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_{k,t}}\right)\frac{\partial \overline{k}}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=G_k-\rho\varepsilon+G_B \tag{4}$$

湍动能耗散 ε 方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{\varepsilon}}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{\varepsilon}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_{\varepsilon,t}}\right)\frac{\partial \overline{\varepsilon}}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=\frac{C_{\varepsilon1}G_k\varepsilon}{k}-\frac{C_{\varepsilon2}\rho\varepsilon^2}{k} \tag{5}$$

式中: $\overline{k}$ 为湍动能时均值, m^2/s^2; $\overline{\varepsilon}$ 为湍动能耗散率时均值, m^2/s^3; G_k 为速度引起的应力源项, $G_k=\mu_tS^2$; G_B 为浮力引起的湍动能 k 的产生项, $G_B=\rho\boldsymbol{g}_i\dfrac{\mu_t}{\sigma_{k,t}}\cdot\dfrac{\partial T}{\partial \boldsymbol{x}_i}$; ε 为湍流耗散率; S 为应变率, $S=\sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$; C 为经验常数, $C_{\varepsilon1}=1.44$, $C_{\varepsilon2}=1.92$, $C_\mu=0.09$; σ 为流体普朗特数, $\sigma_{T,t}=0.9$, $\sigma_{k,t}=1.0$, $\sigma_{\varepsilon,t}=1.3$。

LES 湍流模型的控制方程如下。

连续性方程:

$$\frac{\partial \boldsymbol{u}_i}{\partial \boldsymbol{x}_i}=0 \tag{6}$$

动量方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}}_i}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}}_i}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[\mu\frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}}_i}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=-\frac{\partial \overline{\boldsymbol{P}}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial \boldsymbol{\tau}_{ij}^S}{\partial \boldsymbol{x}_j} \tag{7}$$

能量方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{T}}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{T}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[\frac{\mu}{\sigma_T}\frac{\partial \overline{T}}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=-\frac{\partial h_j^S}{\partial \boldsymbol{x}_j} \tag{8}$$

式中: $\overline{P}$ 为空气压力空间平均值, Pa; $\boldsymbol{\tau}_{ij}^S$ 为亚格子应力, $\boldsymbol{\tau}_{ij}^S=\overline{\boldsymbol{u}_i\boldsymbol{u}_j}-\overline{\boldsymbol{u}}_i\overline{\boldsymbol{u}}_j$, h_j^S 为亚格子热流, $h_j^S=\overline{T\boldsymbol{u}}_j-\overline{T}\overline{\boldsymbol{u}}_j$。

DES 湍流模型的控制方程如下。

连续性方程:

$$\frac{\partial \boldsymbol{u}_i}{\partial \boldsymbol{x}_i}=0 \tag{9}$$

湍动能 k 方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{k}}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{k}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_{k,t}}\right)\frac{\partial \overline{k}}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=G_k-\rho\varepsilon+G_B-Y_M+S_k \tag{10}$$

湍动能耗散 ε 方程:

$$\rho\frac{\partial \overline{\varepsilon}}{\partial t}+\rho\overline{\boldsymbol{u}}_i\frac{\partial \overline{\varepsilon}}{\partial \boldsymbol{x}_i}-\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_{\varepsilon,t}}\right)\frac{\partial \overline{\varepsilon}}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right]=\rho C_1S\varepsilon-\frac{\rho C_2\varepsilon^2}{k+\sqrt{\nu\varepsilon}}+\frac{C_{\varepsilon1}C_{\varepsilon3}G_B\varepsilon}{k}+S_\varepsilon \tag{11}$$

式中: Y_M 为湍流中脉动扩张项; S_k、S_ε 为用户定义源项; S 为应变率, $S=\sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$; ν 为运动黏度, m^2/s; C 为经验常数, $C_{\varepsilon1}=0.09$, $C_{\varepsilon3}=1.44$, $C_1=\max\left(0.43,\dfrac{\eta}{\eta+5}\right)$, $\eta=\dfrac{Sk}{\varepsilon}$; G_B 为浮力引起的湍动能 k 的产生项, $G_B=\rho\boldsymbol{g}_i\dfrac{\mu_t}{\sigma_{k,t}}\cdot\dfrac{\partial \overline{T}}{\partial \boldsymbol{x}_i}$; σ 为流体普朗特数, $\sigma_\varepsilon=1.2$, $\sigma_k=1.0$; μ_t 为湍流粘度, $\mu_t=\dfrac{C_\mu\rho k^2}{\varepsilon}$。

为保证模拟和实验结果能够较好的吻合, 与实

验相应的数值模拟边界条件需要设置成与实验测量一致。一般认为，空气在舱室内壁面处速度（或相对速度）为 0，即流体与壁面间无相对滑动，故设置无滑移壁面（no-slip wall）条件[20]。

本文计算模型各边界条件汇总如下：

1）送风口：送风口为速度入口，送风速度为 0.36 m/s，送风温度为 19 ℃。

2）排风口：自然出流边界。

3）壁面：两侧及上壁面采用定温边界条件，温度为 19 ℃。

4）人体热源：热源采用第二类边界条件。总发热量为 50 W，热流密度为 40 W/m^2。

2.3 网格独立性检验

在进行数值模拟前需要进行网格独立性检验，来证明模拟结果不再受网格数量影响或者影响效果可以忽略不计。本文划分出 5 种数量的网格，分别为 50 万、100 万、200 万、300 万、400 万。独立性检验使用瞬态 RNG k-ε 模型，选取 z=1.54 m 截面上 y=0.125 m 处水平线速度值，该位置靠近头部热源和送风口处的送风射流，受热羽流和射流两者影响明显，故选择该位置进行独立性检验。

如图 3 所示，5 种不同密度网格速度 v 整体趋势变化相似，在网格加密到 400 万时，速度值结果与 300 万网格十分接近。因此，本文采用 300 万网格进行非定常流动特性的研究。对于 LES 模型，壁面网格要求与增强壁面函数相同。当用于求解层流底层的流动时，只需要第一层节点布置在层流底层内，即 y^+<5 可以接受，经计算，在 y^+取值为 2 时，第一层网格尺寸为 1.5 mm，故模拟中壁面附近采用的网格尺寸符合解析要求。

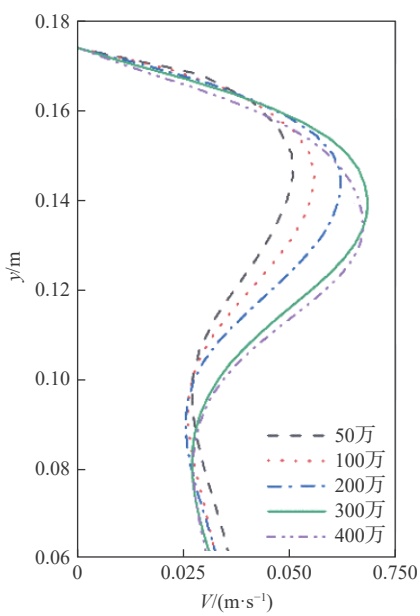


图 3 网格独立性检验

Fig. 3 Mesh independence test

为保证结果的可对比性，对 3 种湍流模型采用共同的空间和时间离散格式。使用 SIMPLE 算法耦合压力和速度项、使用 PRESTO!算法进行压力离散[18]，其他采用二阶迎风格式，为保证模拟结果的准确性，防止假扩散的产生，对时间及空间均需要采用二阶精度以上的离散格式。当能量残差值下降到 10^{-6}，其余各项残差值小于 10^{-3}，监测点数据不再变化或成规律性变化后，认为数值模拟收敛。

3 结果分析

对比 3 种模型在横截面上数值模拟和实验结果，测量截面示意图如图 4 所示，选取第 19 排（z=1.915 m）乘客身前处截面。

温度和速度实验测点位置如图 5 所示。温度测点分辨率为 1.5 cm×1.5 cm，速度测点分辨率为 2 cm×2 cm。每个测点在达到稳定后，持续测量 5 min 取平均值。温度数据实验验证线段为 L_1～L_8，

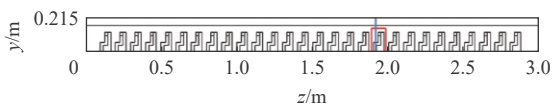
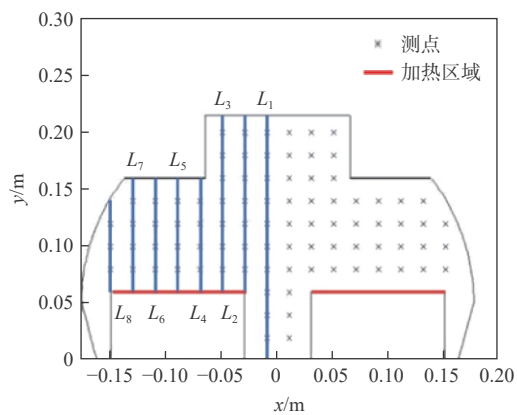
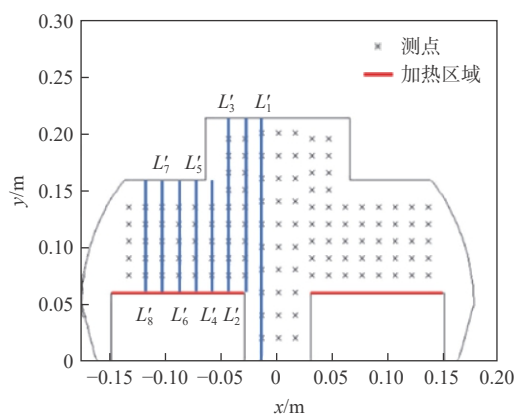


图 4 测量截面示意图

Fig. 4 Schematic diagram of measuring section



(a) 温度测点



(b) 速度测点

图 5 测点分布

Fig. 5 Distribution of measuring points

速度数据实验验证线段为L_1'～L_8'。

3.1　温度场分析

第 19 排(z=1.915 m)横截面模拟结果与实验结果的温度 T 对比如图 6 所示, 3 种模型在温度变化趋势上基本相似, 原因在于封闭舱室内温度梯度较小。图 6(a)和图 6(b)为走廊区域, 图 6(c)和图 6(d)靠近走廊的乘客区域, 这 2 个区域 RNG k-ε 模型在数值上与实验结果吻合良好, LES 模型在数值上比实验结果偏低 1 ℃ 左右, 但变化趋势与实验基本相同。图 6(e)～ 图 6(h)为中间和靠近侧壁乘客区域, 该区域 RNG k-ε 模型获得的温度结果高于实验结果, LES 模型与实验结果在趋势和数值上基本吻合。DES 模型的模拟结果总体上与 LES 模型结果基本相似, 但 LES 模拟结果在高度方向上比 DES 模拟结果的温度波动略大。

3.2　速度场分析

第 19 排(z=1.915 m)横截面模拟结果与实验结果的速度对比如图 7 所示。图 7(a)～ 图 7(c)为靠近走廊区域, 该区域速度值受人体热羽流影响相对小, 受送风射流在走廊附近发生碰撞影响较大, 射流碰撞后失稳, 在向下流动的过程中速度易发生波动。图 7(a)～图 7(c)的 3 条垂线上, 不同湍流模型速度走势不同, 在顶部壁面和底部壁面湍流发展不充分区域, 3 种湍流模型得到的结果在数值上基本相同, 但随着远离壁面, 速度变化差异逐渐明显, 其中 LES 模型数值模拟结果与实验结果吻合较好。

普遍意义上数值模拟的环境相对理想化。实际情况中微小的扰动会引起速度、温度场的显著变化。横截面两侧射流存在一个相对微妙的平衡点, 该平衡点极易被环境因素打破, 且两侧送风口射流在走廊区域相互碰撞, 形成一种强烈脉动的气流, 该区域气流组织具有不对称性和非周期性。图 7(d)～图 7(g)为乘客区域, 该区域受乘客热羽流和送风射流的共同影响, 3 种模型结果重合度较高, 趋势基本相同。图 7(h)为靠近侧壁乘客区域, 相比较而言, LES 模型结果上更接近实验值。

人体腿部上方典型横截面的模拟和实验速度分布如图 8 所示。结果表明, RNG k-ε 和 DES 模型表现出较好的定常性, 有较好的稳定性和对称性。而 LES 模型获得的计算结果具有很强的非定常性和不稳定性, 缩比模型实验中获得的数据也定性显示了与 LES 模型类似的非定常和不稳定流场。清华大学的 Yang 对座舱模型的模拟和实验研究中, 同样得出了流场具有非定常性和不稳定性的结果[21]。

LES 模型计算结果显示出了很强的非稳定流动特征, 由拓扑结构分析, 舱室内存在至少 A、B、C 三处鞍点, 这种结构非常不稳定。以图 9(a)中流场分布为例, 两侧送风射流在走廊区发生碰撞, 左

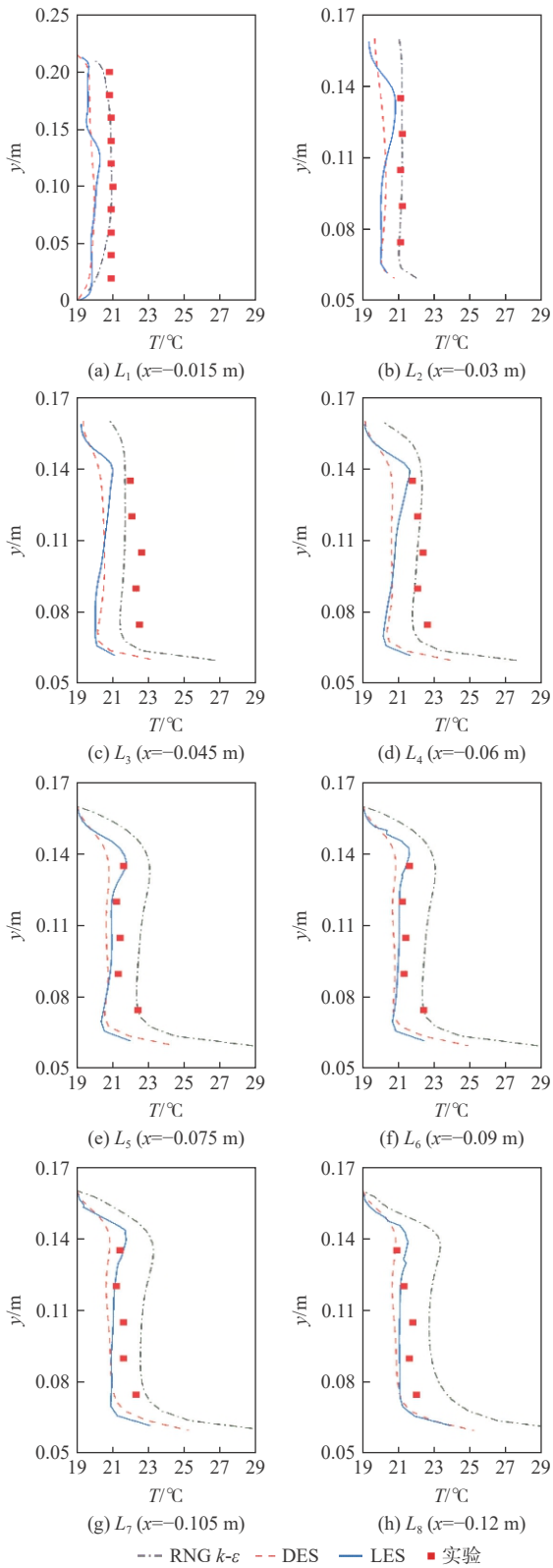


图 6　模拟与实验温度对比

Fig. 6　Comparison of temperature between simulation and experiment

侧送风射流占据主导作用，C点向右侧偏移，流场结构失稳。实验结果中得到了类似的非稳定现象。

RNG k-ε和DES模型计算的结果均显示了相对稳定的流场，但原因却有所不同。RNG k-ε模型结果中流场未体现非定常性的原因在于：RNG k-ε模型是通过大尺度运动和修正后的黏度项体现小尺度运动，控制方程难以捕捉小尺度运动，这忽略了计算中出现的微小扰动，从而获得对称结果。

DES模型在近壁区域使用RANS模型，在远离壁面区域使用LES模型，两者之间存在过渡区域。在过渡区域，上游RANS模化的湍流黏性系数通过对流进入LES区域，这将对LES区域对湍流脉动的解析起到抑制作用，过渡区域内小尺度涡难以捕捉。舱室内几何结构密集，因此存在大量过渡区

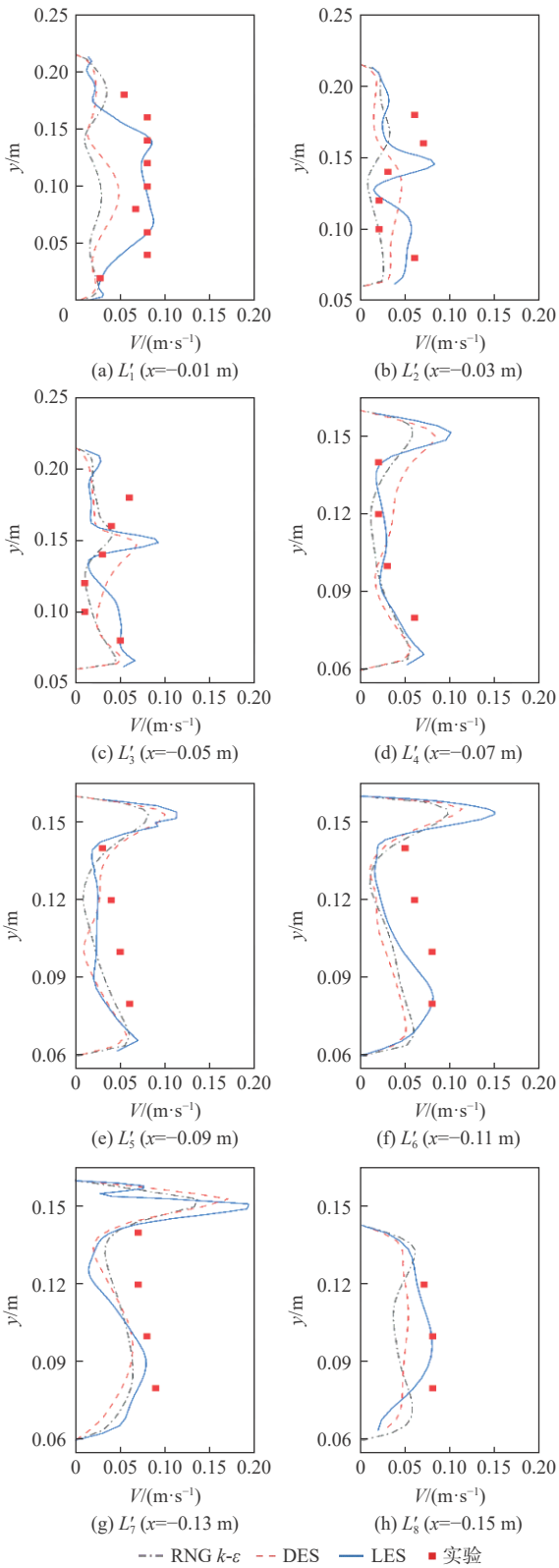


图7 模拟与实验速度对比

Fig. 7 Comparison of velocity between simulation and experiment

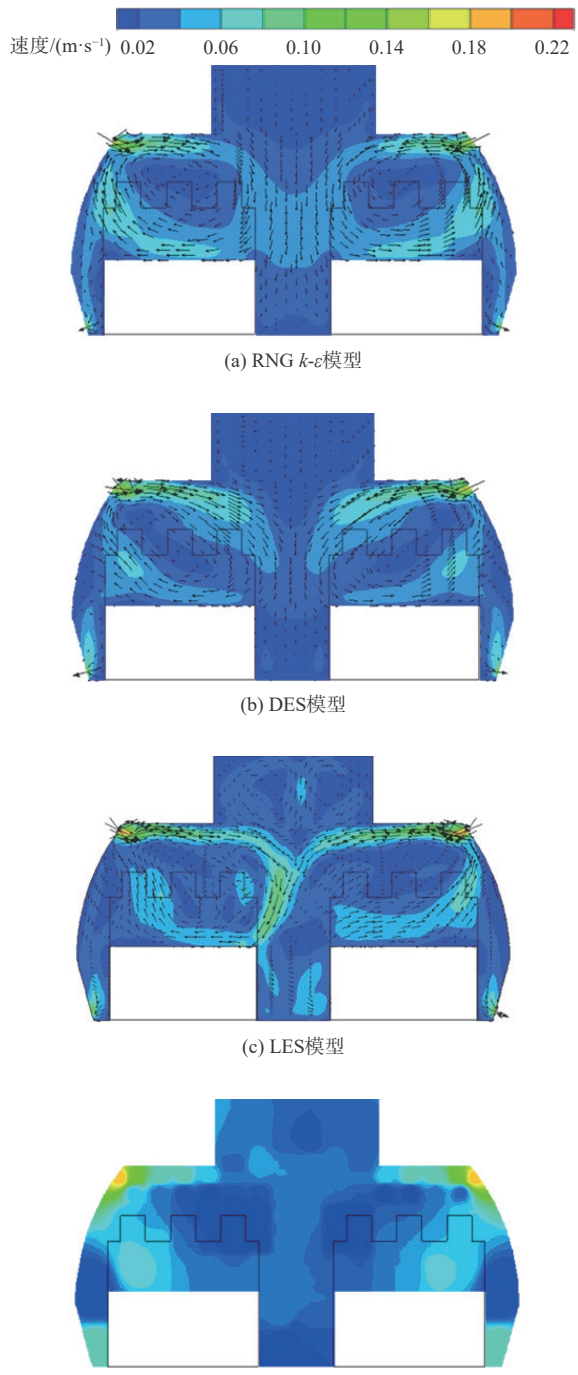
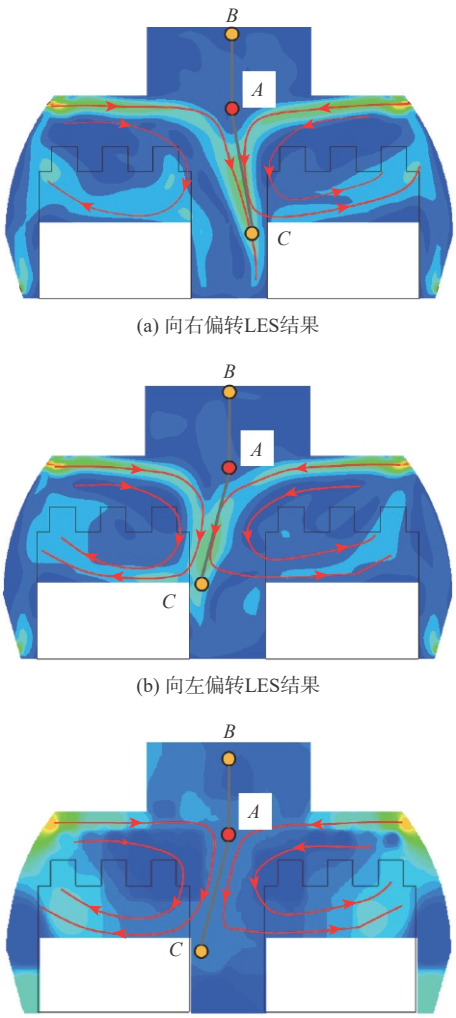


图8 速度分布对比

Fig. 8 Comparison of velocity distribution

域, 带来模拟误差。

与之相比, LES 模型可以对小尺度涡进行直接求解, 对流动区域内非定常信息(如涡破碎、尾涡)能得到更精确的预测, 因此在 LES 的计算中, 即使在进风口边界条件完全对称, 数值计算中出现的其他微小扰动也会使流场结构失稳, 即出现图 9(a)和 9(b)中气流向右或向左偏转的现象。



(a) 向右偏转LES结果

(b) 向左偏转LES结果

(c) 向左偏转实验结果

图 9　流场失稳特征

Fig. 9　Flow field instability characteristics

4　结　论

通过对 RNG k-ε、DES 和 LES 三种湍流模型进行对比和分析, 评估狭长型封闭舱室内非定常流动特征研究中合适的湍流模型, 结果显示:

1) 在两侧送风条件下, 由于送风射流在碰撞使流场结构失稳, 其中一侧气流占据主导作用并发生偏转, 导致了封闭舱室内流场不对称现象的发生。

2) 对于封闭舱室湍流模型的选择方面, RNG k-ε 和 DES 模型难以捕捉小尺度涡和流场的碰撞偏转现象, 仅能定性描述流动变化趋势而难以做到对真实情况进行准确预测。

3) LES 模型在流场非定常性和不稳定性捕捉更为准确, 流场结构更接近实验结果。因此, LES 模型能更加真实地反映狭长型封闭舱室非定常流动的情况。

参考文献 (References)

[1] 刘鹤. 中英两国民航产业政策比较分析[J]. 民航管理, 2019(9): 14-16.
LIU H. A comparative analysis of civil aviation industry policies between China and Britain[J]. Civil Aviation Management, 2019(9): 14-16(in Chinese).

[2] 庞丽萍, 巩萌萌, 王浚, 等. 基于人体热调节模型的民机座舱热舒适性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(2): 166-169.
PANG L P, GONG M M, WANG J, et al. Aircraft cabin comfort analysis with human thermoregulation model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(2): 166-169(in Chinese).

[3] LI J Y, LIU J J, PEI J J, et al. Experimental study of human thermal plumes in a small space via large-scale TR PIV system[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 127: 970-980.

[4] ZHANG Y Z, LI J Y, LIU J J. Experimental study of the impact of passenger behavior on the aircraft cabin environment[J]. Science and Technology for the Built Environment, 2021, 27(4): 427-435.

[5] MAHMOUD S, BENNETT J S, HOSNI M H, et al. Comparison of pathogens dispersion in an aircraft cabin using gas injection source versus a coughing manikin[C]//Proceedings of ASME 2020 Fluids Engineering Division Summer Meeting. New York: ASME, 2020: V001 T 01A013.

[6] CAO X D, LIU J J, PEI J J, et al. 2D-PIV measurement of aircraft cabin air distribution with a high spatial resolution[J]. Building and Environment, 2014, 82: 9-19.

[7] LIU W, DUAN R, CHEN C, et al. Inverse design of the thermal environment in an airliner cabin by use of the CFD-based adjoint method[J]. Energy and Buildings, 2015, 104: 147-155.

[8] KIM J Y, KIM K Y. Experimental and numerical analyses of train-induced unsteady tunnel flow in subway[J]. Tunnelling and Underground Space Technology Incorporating Trenchless Technology Research, 2007, 22(2): 166-172.

[9] 朱学良. 客舱内自然对流运动对流场影响的实验研究[D]. 天津: 天津大学, 2016.
ZHU X L. The experimental research about the influence of natural convection on the flow field in the cabin mockup[D]. Tianjin: Tianjin University, 2016(in Chinese).

[10] LIU W, WEN J Z, LIN C H, et al. Evaluation of various categories of turbulence models for predicting air distribution in an airliner cabin[J]. Building and Environment, 2013, 65: 118-131.

[11] LIN C H, HORSTMAN R H, AHLERS M F, et al. Numerical simulation of airflow and airborne pathogen transport in aircraft cabins-Part Ⅰ: Numerical simulation of the flow field[J]. ASHRAE Transactions, 2005, 111(1): 755-763.

[12] EBRAHIMI K, ZHENG Z C, HOSNI M H. LES and RANS simulation of turbulent airflow and tracer gas injection in a generic air-

craft cabin model[C]//Proceedings of the Roceeding of ASME-joint Us-european Fluids Engineering Summer Meeting & International Conference on Nanochannels. New York: ASME, 2010: 227-240.

[13] 胡滋艳. 基于地铁车厢内流动结构优化的数值模拟研究[D]. 上海: 东华大学, 2019.
HU Z Y. Numerical simulation research on flow structure optimization in subway cabin[D]. Shanghai: Donghua University, 2019(in Chinese).

[14] TANABE S, ARENS E A, BAUMAN F, et al. Evaluating thermal environments by using a thermal manikin with controlled skin surface temperature[J]. ASHRAE Transactions, 1994, 100(1): 39-48.

[15] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 热环境人类工效学 代谢率的测定: GB/T 18048—2008[S]. 北京: 中国标准出版社, 2009.
General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Replublic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Ergonomics of the thermal environment-Determination of metabolic rate: GB/T 18048 —2008[S]. Beijing: Standards Press of China, 2009(in Chinese).

[16] YAN Y H, LI X D, TU J Y. Effects of passenger thermal plume on the transport and distribution characteristics of airborne particles in an airliner cabin section[J]. Science and Technology for the Built Environment, 2016, 22(2): 153-163.

[17] ZHANG T, CHEN Q. Novel air distribution systems for commercial aircraft cabins[J]. Building and Environment, 2007, 42(4): 1675-1684.

[18] ZHANG Z, CHEN X, MAZUMDAR S, et al. Experimental and numerical investigation of airflow and contaminant transport in an airliner cabin mockup[J]. Building and Environment, 2009, 44(1): 85-94.

[19] ZHANG Z, ZHANG W, ZHAI J Z, et al. Evaluation of various turbulence models in predicting airflow and turbulence in enclosed environments by CFD. Part 2: Comparison with experimental data from literature[J]. HVAC & R Research, 2007, 13(6): 871-886.

[20] ZHANG T T, LEE K, CHEN Q Y. A simplified approach to describe complex diffusers in displacement ventilation for CFD simulations[J]. Indoor Air, 2009, 19(3): 255-267.

[21] YANG C W, ZHANG X W, CAO X D, et al. Numerical simulations of the instantaneous flow fields in a generic aircraft cabin with various categories turbulence models[J]. Procedia Engineering, 2015, 121: 1827-1835.

Comparison of turbulence models for unsteady flow simulation in a long and narrow cabin

HAN Yifei, HU Xuesong, GAO Ying, ZHANG Yongzhi*

(College of Environmental Science and Engineering, Donghua University, Shanghai 201620, China)

Abstract: Aiming at the problem of turbulence model selection for unsteady flow simulation in a long and narrow enclosed cabin, this study uses an aircraft cabin as a typical environment and uses the heat shrinkage ratio method based on similar criteria to build a simplified experimental platform. The experimental results are compared and analyzed with the numerical simulation results obtained by the three turbulence models of RNG k-ε, DES and LES, and the appropriate turbulence model in the study of unsteady flow characteristics in the long and narrow enclosed cabin is evaluated. The results demonstrate that the RNG k-ε and DES models are capable of qualitatively describing the flow trend, but the LES model is more accurate in capturing the unpredictability and instability of the flow field, and its flow field structure is more in line with the experimental findings. Therefore, the LES model can more truly reflect the unsteady flow of the long and narrow enclosed cabin.

Keywords: numerical simulation; turbulence model; air distribution; scaled model; long-narrow cabin

Received: 2021-06-18; **Accepted**: 2021-09-24; **Published Online**: 2021-10-26 16:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211026.1540.002.html

Foundation item: The Fundamental Research Funds for the Central Universities (2232019D3-28)

* **Corresponding author**. E-mail: zhangyongzhi@dhu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0339

分子筛氧气浓缩器多因素退化试验设计

孙宏达[1,2]，景博[1]，章余[1]，焦晓璇[1,*]

(1. 空军工程大学 航空工程学院，西安 710038；2. 中国人民解放军 93032 部队，延吉 136200)

摘　　要：针对分子筛氧气浓缩器（MSOC）退化试验（DT）研究不足及分子筛床（MSB）退化失效影响因素不明确的情况，提出了一种基于正交试验的氧气浓缩器退化试验设计方法。在分析氧气浓缩器工作原理的基础上，确定了造成分子筛床退化失效的主要因素，并搭建了分子筛氧气浓缩器退化试验系统，通过多组对照试验确定并验证了退化试验的最佳试验高度为 9 km；基于正交试验思想设计了分子筛氧气浓缩器退化试验方案，采用 9 组典型试验即可获得各因素的影响结果，减少了试验次数，降低了试验成本，提高了耦合试验的效率。该试验设计可以模拟受试设备的真实工作环境，并可有效降低试验因素变化对试验结果初值的影响。

关 键 词：分子筛；氧气浓缩器；退化试验；正交试验；耦合试验

中图分类号：V240.2; R852.82

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0965-07

生命保障系统用于保障高空和过载飞行时飞行员生命安全和工作能力，是影响飞行安全和任务遂行的重要系统。生命保障系统以三床式氧气浓缩器为主氧源，通过供氧抗荷调节器实现加压供氧抗荷功能，结合备用氧源和跳伞供氧器，完成备用与应急供氧及发动机补氧等功能。以氧气浓缩器为主氧源的机载制氧供氧方式打破了传统的携带气、液氧的氧源模式，供氧时间不再受限，可以源源不断地自主生产出氧气供飞行员遂行作战任务需求，其与空中加油技术为加大飞机航程、摆脱对地面后勤支持具有同等重要的地位[1]。

近年来，国内外学者对分子筛氧气浓缩器（molecular sieve oxygen concentrator, MSOC）进行了大量的研究，杨锋等[2-3]建立了分子筛氧气浓缩器的非等温吸附数学模型，研究了温度对系统性能的影响；刘忠宝[4]建立了分子筛氧气浓缩器部件的数学模型，对其性能进行了模拟预测；Santos 等[5]研究了水蒸气和二氧化碳等污染物对不同分子筛材料的影响；Pan 等[6]研制了一种便携式浓缩器样机，采用抽真空的方法进行解吸，并优化了操作参数；Zhu 等[7]通过试验的方法研究了试验温度对小型氧气浓缩器性能的影响；徐正红和杜珍[8]设计了机载氧气浓缩器性能测试系统及其校准装置；周伟俊等[9]设计了污染加注模拟系统，对臭氧加注系统和润滑油发生系统进行了介绍。以上研究大多是对分子筛吸附解析模型的研究，或是对氧气浓缩器设计的改进，只有少部分对分子筛氧气浓缩器的试验设备进行了设计，但均未对如何开展试验进行研究。

基于以上原因，本文在对机载分子筛氧气浓缩器工作原理研究的基础上，通过对其失效机理的分析确定了影响分子筛床（molecular sieve bed, MSB）退化失效的主要因素，并基于此设计搭建了氧气浓缩器退化试验（deg radation test, DT）系统；根据分子筛氧气浓缩器产氧性能试验结果，确定了最佳试验高度，并设计了分子筛氧气浓缩器退化试验方案。本文搭建的氧气浓缩器退化试验系统可以用于仿

收稿日期：2021-06-21；**录用日期**：2021-12-23；**网络出版时间**：2022-03-03 19:15
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.1753.004.html
基金项目：“十三五”专用技术项目 (3030507-2)
* **通信作者**. E-mail：564325155@qq.com

引用格式：孙宏达，景博，章余，等. 分子筛氧气浓缩器多因素退化试验设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：965-971.
SUN H D，JING B，ZHANG Y，et al. Multi-factor degradation test design for molecular sieve oxygen concentrator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：965-971 （in Chinese）.

真真实工作情况，同时所给试验方案可以解决各试验因素变化对试验结果初值的影响，进一步提高氧气浓缩器性能退化试验研究的准确性。

1 分子筛氧气浓缩器

机载分子筛氧气浓缩器利用分子筛材料的选择吸附特性，通过变压吸附解吸（pressure swing adsorption, PSA）技术[10]，将由环控系统引来的压缩空气进行处理，从中分离出能够满足飞行员呼吸用氧要求的富氧气体，并将其输送至供氧系统。机载制氧打破了传统的携带气、液氧的氧源模式，更加符合现代战争环境对军机的要求。

1.1 工作原理

本文选用某型机载分子筛氧气浓缩器作为研究对象，如图1所示。该型氧气浓缩器采用三床式分子筛床结构[11]，其原理结构如图2所示。

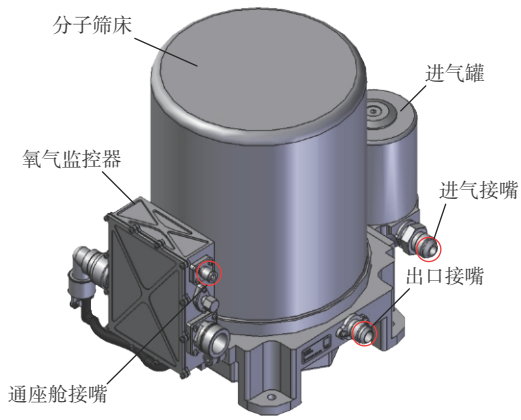
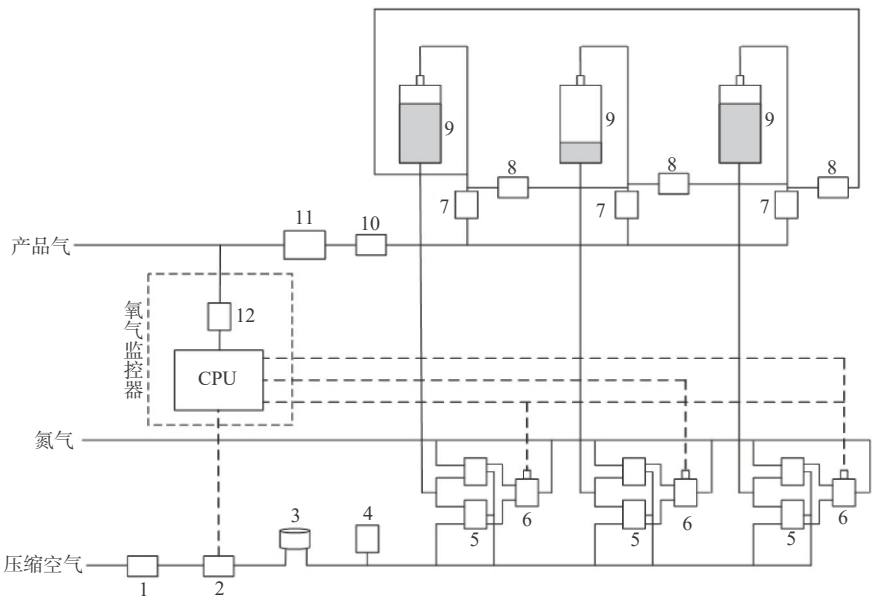


图1 某型氧气浓缩器实物图

Fig. 1 Physical picture of oxygen concentrator



1. 入口过滤器；2. 压力传感器；3. 进气罐；4. 安全活门；5. 电控气动阀；6. 电磁阀；7. 单向阀；8. 冲洗装置；9. 分子筛床；10. 出口过滤器；11. 储气罐；12. 氧分压传感器。

图2 氧气浓缩器原理

Fig. 2 Schematic diagram of oxygen concentrator

由环控系统引来的压缩空气经入口过滤器1处理后来到进气罐3，之后由减压器稳压，最后到达电控气动阀5和电磁阀6。当减压器工作异常时，使得进入电控气动阀5和电磁阀6的空气压力过高，则安全活门4打开进行泄压。正常工作过程中，对电磁阀6断电，分子筛床9进行加压吸附，打开单向阀7输出富氧产品气，同时通过冲洗装置8对其他2个分子筛床进行反向冲洗；对电磁阀6通电，分子筛床开始卸压解吸[12]。3个分子筛床通过吸附、解吸及反向冲洗输出产品气，经出口接嘴输送至供氧子系统。

同时，由氧气监控器对产品气的氧分压进行实时监测，当输出产品气不符合要求时，发出告警，提示“氧气浓缩器故障”。在检测产品气品质的同时，监控器还同时对自身的工作状态进行连续自检测，当自身失效时发出“监控器故障”告警信号。

1.2 失效分析

氧气浓缩器在实际工作过程中由于受到恶劣的工作环境的影响，经常会出现氧分压低、氧源压力异常等故障现象。经过对故障的产品检查发现，其故障的主要原因有膜片破损、减压器零件卡滞、减压器滤芯被液态水堵塞及引气压力、含湿量和气体污染物对分子筛床的影响等。图3给出了氧气浓缩器使用过程中出现的部分故障实物图，其中，图3(a)为减压器因锈蚀而造成卡滞，图3(b)为分子筛床的污染退化。



(a) 减压器锈蚀卡滞　　(b) 分子筛床退化

图 3　故障实物图

Fig. 3　Fault diagram

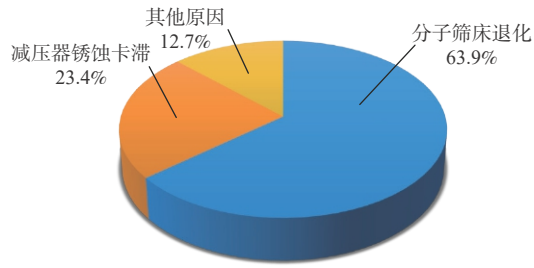


图 4　氧气浓缩器故障原因百分比

Fig. 4　Percentage of oxygen concentrator failure

通过对 122 台故障氧气浓缩器的检修记录进行统计分析, 将其故障原因大致分为分子筛床退化、减压器锈蚀卡滞和其他 3 类。其中, 由于分子筛床退化造成氧气浓缩器失效的故障件数量为 78 台, 因减压器锈蚀而造成卡滞的故障件数量为 29 台, 其他原因的故障件数量为 16 台, 其中有 1 台同时发生了减压器锈蚀与膜片破损的故障, 故将这 1 台按 0.5 台分别计入减压器锈蚀卡滞和其他原因中。因此, 各故障原因占比分别为 63.9%、23.4% 和 12.7%, 结果如图 4 所示。分子筛床的退化会导致氧气浓缩器输出产品气的氧浓度下降, 最终导致产品气不能满足飞行员呼吸生理要求。因此, 本文选择故障占比最高的因分子筛床退化造成氧气浓缩器失效的情况进行试验设计。

氮气分子含有孤对电子, 与氧气分子相比具有较大的四极矩, 氮气分子与分子筛骨架上分布的阳离子的作用力比氧气分子更强, 因此分子筛优先吸附空气中的氮气[13], 氧气浓缩器就是利用吸附剂对不同气体在吸附量、吸附速度等方面的差异实现气体的分离。然而氧气浓缩器的引气来自发动机的压缩空气, 其压力和温度不断变化, 不能使分子筛床时刻处于最佳工作状态, 同时引气中会存在少量的水蒸气, 虽然量很少, 但水蒸气的存在会对空气的物理性质产生很大影响[14]。因此, 可以将引气压力、温度及含湿量作为分子筛床退化失效的原因, 研究分子筛床的退化过程。

2　分子筛氧气浓缩器退化试验系统

根据氧气浓缩器的工作原理及 1.2 节所选分子筛床退化失效的原因, 搭建如图 5 所示的分子筛氧气浓缩器退化试验系统。该试验系统主要包括气源系统、高低温低压试验箱和真空系统 3 个部分[8]。其中, 气源系统用于向分子筛氧气浓缩器提供压力、温度和湿度可调的压缩空气, 主要包括空气压缩机、制冷装置、加热器及加湿器等; 高低温低压试验箱用于模拟氧气浓缩器工作的外部环境, 主要包括试验箱箱体和压力/温度控制器等; 真空系统用于模拟座舱高度对应的压力, 主要包括真空泵和座舱高度模拟压力罐等。

空气压缩机产生的压缩空气经过滤器过滤掉

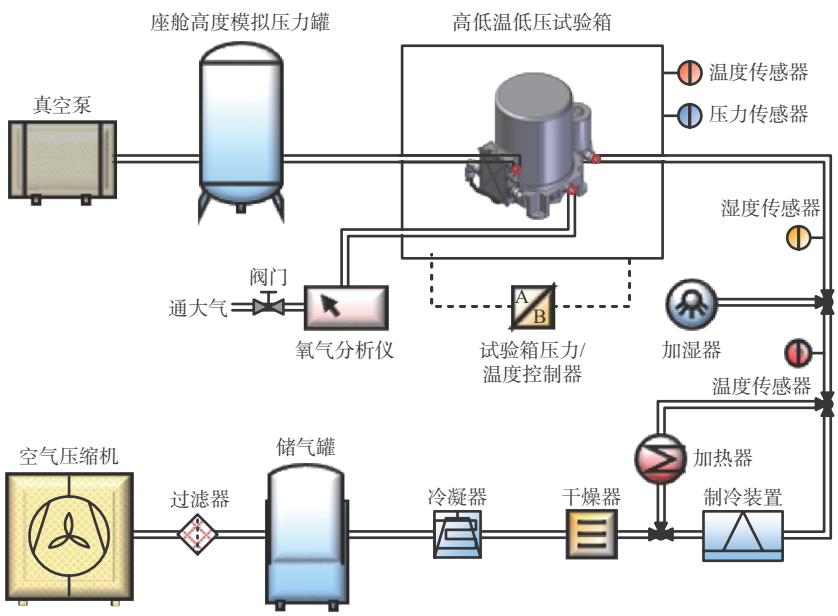


图 5　分子筛氧气浓缩器退化试验系统

Fig. 5　Degradation test system of molecular sieve oxygen concentrator

其中的颗粒杂质后进入储气罐，而后经冷凝器冷凝析出其中的水蒸气，再经干燥器进一步进行干燥；经过过滤干燥后的压缩空气由三通调节阀分成两路，一路流经加热器进行加热，另一路流经制冷装置进行制冷，通过对冷热两路气体的混合实现气体温度的控制[15]；经温控后的压缩空气由加湿器对其进行含湿量的控制；最后，经过处理后的压缩空气由进气接嘴进入氧气浓缩器进行变压吸附制氧。通过压力/温度控制器对高低温低压试验箱内部的压力和温度进行调节，用于模拟氧气浓缩器实际工作时所处飞行高度的气压大小和温度高低，使试验结果更加接近真实情况。氧气浓缩器的通座舱接嘴与真空系统相连接，从而模拟氧气浓缩器实际工作时的座舱高度，使试验环境更进一步接近真实工作环境。

该试验装置具有以下优点：

1）采用制冷装置与加热器并联的方式对两路气体分别进行制冷和加热，再对冷热两路气体进行混合，通过三通调节阀控制冷热两路气体的流量实现对气体温度的控制，比采用串联温控方式控制速度更快，效果更好。

2）高低温低压试验箱可以模拟氧气浓缩器实际工作时所处飞行高度的外部环境，真空系统可模拟氧气浓缩器实际工作时的座舱高度，从而使试验环境更加接近真实情况，对应的试验结果可信度更高。

3）该试验系统可实现对引气压力、温度及湿度的控制，也可稍加改进增加对引气中臭氧、滑油蒸汽等污染物的注入[9]，可以用于完成多因素作用下分子筛氧气浓缩器退化试验研究。

3 试验方案

3.1 确定试验条件

分子筛氧气浓缩器的产氧性能与诸多因素有关[16]，除了所选用于试验的引气压力、温度及含湿量等因素外，氧气浓缩器所处的环境高度和温度等也会影响分子筛氧气浓缩器的工作性能，这对分子筛床特定因素条件下的退化研究具有一定的干扰作用。为研究引气压力、温度及含湿量这3种因素对分子筛退化的影响，需要将其他因素的影响降到最低。根据文献[1]关于分子筛氧气浓缩器的产氧性能实验研究结论，即使输出流量已定，不同引气压力条件下输出产品气的氧浓度依然不同，并且随着试验高度的升高氧浓度也有升高的趋势，当试验高度超过5 km时，氧浓度基本不再变化且基本维持在90%左右。基于此，必须确定合适的试验高度，使得在不同的引气压力、温度或含湿量条件下进行退化试验时，初始阶段产品气的氧浓度近似相等。为此，首先需要开展以下试验研究来确定本文所用氧气浓缩器的试验高度，试验流程如图6所示。

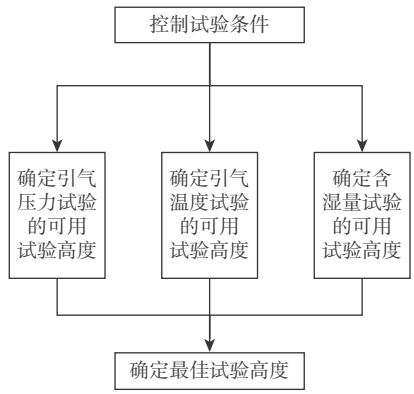


图6 试验流程

Fig. 6 Test process

1）控制试验条件。试验时，控制引气流量及输出流量，模拟座舱气压高度为8 km，环境温度设置为10 ℃。

2）确定引气压力试验的可用试验高度。根据确定的引气压力水平，使氧气浓缩器分别在不同引气压力与不同气压高度下工作一段时间，待其输出产品气的氧浓度稳定后，记录此种条件下氧浓度值。图7给出了输出产品气的氧浓度随试验高度和引气压力变化的趋势。可知，当试验高度超过6 km时，不同引气压力条件下输出产品气的氧浓度近乎相等，并且维持在92%左右。

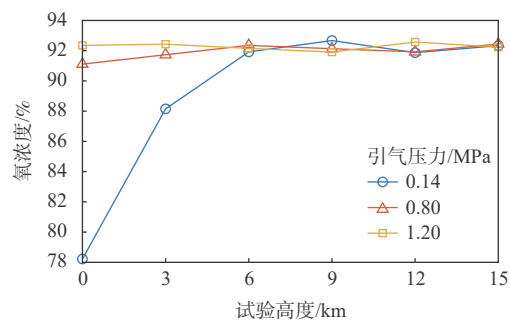


图7 氧浓度随试验高度和引气压力变化曲线

Fig. 7 Curves of oxygen concentration with test height and air pressure

3）确定引气温度试验及含湿量试验的可用试验高度。采用类似的方法分别开展不同引气温度与不同试验高度或不同含湿量与不同试验高度下氧气浓缩器的产氧性能试验，其结果如图8和图9所示。由以上试验结果可知，当试验高度超过3 km时，不同引气温度条件下输出产品气的氧浓度近乎相等，并且维持在92%左右；相似的，由试验结果可以看出，当试验高度超过9 km时，不同含湿量条件下输出产品气的氧浓度近乎相等。

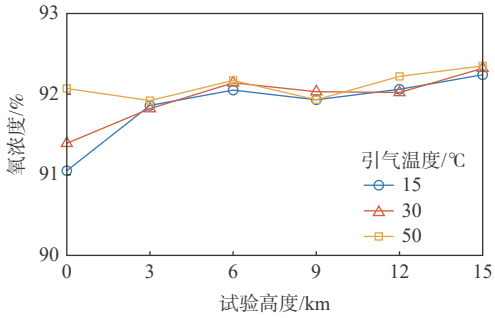


图 8　氧浓度随试验高度和引气温度变化曲线

Fig. 8　Curves of oxygen concentration with test height and air temperature

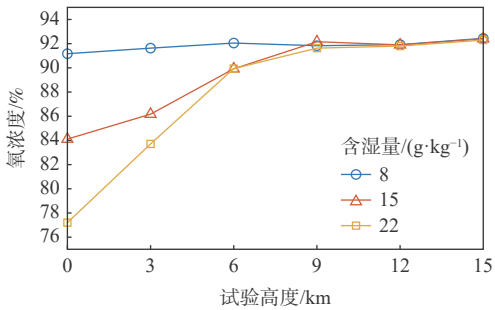


图 9　氧浓度随试验高度和含湿量变化曲线

Fig. 9　Curves of oxygen concentration with test height and moisture content

4) 确定退化试验的最佳试验高度。由以上研究结论可知, 当将试验高度设置为 9 km 时, 可不必考虑由于引气压力、温度及含湿量的变化而对初始阶段试验结果产生影响。为此, 将试验高度设定为高空 9 km 进行分子筛氧气浓缩器退化试验研究。

3.2　基于正交试验的分子筛氧气浓缩器退化试验方案

3.2.1　正交试验相关理论

正交试验是用于研究多因素、多水平的一种设计方法, 可用于提高耦合试验的效率[17]。采用正交试验思想进行试验设计可以概括为以下 4 步[18]:

1) 确定试验指标。根据具体的试验需求, 确定需要考察的量。

2) 选择试验因素。根据确定的试验指标, 获取影响该指标的因素。

3) 确定因素水平。依据相应标准或工作过程中实测数据确定各因素水平, 各因素水平选取的前提是需保持失效机理具有一致性。

4) 选择正交表, 安排试验。常用的正交表已由数学工作者制作出来, 在正交试验设计时可以依据上面确定的因素与水平数量直接选用。

3.2.2　退化试验方案设计

本文将氧气浓缩器输出产品气的氧浓度作为试验指标, 将引气压力、温度及含湿量作为试验因素进行分子筛氧气浓缩器退化试验设计。

各试验因素水平的选取参照 GB/T 24714—2009[19] 及氧气浓缩器实际工作中各因素的变化范围进行确定, 将引气压力、温度和含湿量分为低、中、高 3 个等级, 如表 1 所示。由试验因素及其水平的数量可知为 3 因素 3 水平, 为此选用 $L_9(3^4)$混合水平正交表设计试验, 如表 2 所示。此时, 只需进行 9 组试验, 便可以得到全面试验的全部信息。

表 1　各因素水平

Table 1　Factors of different levels

水平等级	引气压力/MPa	引气温度/℃	含湿量/(g·kg^{-1})
低	0.14	15	8
中	0.8	30	15
高	1.2	50	22

表 2　正交试验方案

Table 2　Orthogonal test scheme

试验序号	引气压力/MPa	引气温度/℃	含湿量/(g·kg^{-1})
1	0.14	15	8
2	0.14	30	15
3	0.14	50	22
4	0.8	15	15
5	0.8	30	22
6	0.8	50	8
7	1.2	15	22
8	1.2	30	8
9	1.2	50	15

将试验高度设置为 9 km, 使氧气浓缩器在表 2 所示因素水平组合下工作一段时间, 待其输出产品气的氧浓度稳定后, 记录各组合因素水平下的氧浓度值, 如图 10 所示。由此可知, 各组合因素水平下初始阶段氧浓度基本相同, 且均在 92% 左右, 验证了所选试验高度的合理性。

由氧气浓缩器的实际工作情况可知, 氧气浓缩器每天工作约为 5 h, 且整个工作过程中都会受到

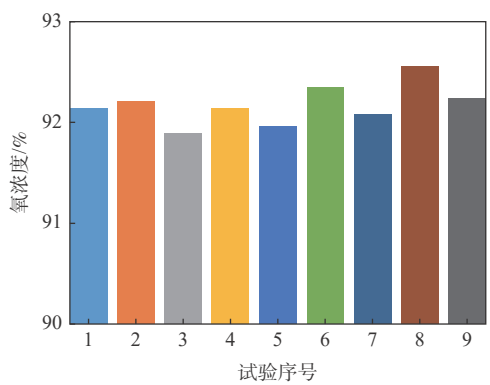


图 10　各因素水平组合下氧浓度值

Fig. 10　Oxygen concentration under factors of different levels

引气压力、温度及含湿量共同作用的影响，因此制定如图 11 所示的试验剖面。设置每 6 h 为一个试验循环，期间氧气浓缩器每工作 5 h 停机冷却 1 h，再继续进行工作，如此重复进行，试验过程中各影响因素同时施加。整个试验过程实时采集分子筛氧气浓缩器输出产品气的氧浓度，监控氧气浓缩器的健康状况。

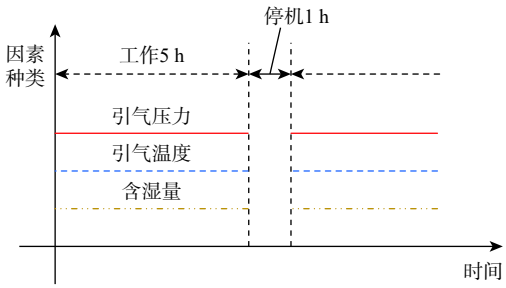


图 11 试验剖面

Fig. 11 Test profile

4 结 论

本文完成了分子筛氧气浓缩器多因素耦合作用的退化试验设计工作，通过搭建的试验系统和制定的试验方案开展氧气浓缩器引气压力、温度和含湿量耦合作用下的退化试验分析，对分子筛氧气浓缩器的设计制造和使用维护具有重要的指导意义。

1）通过对故障氧气浓缩器的检修记录进行分析，将其故障的主要原因分为分子筛床退化、减压器锈蚀卡滞和其他 3 类，并统计出各故障原因的占比，其中由于分子筛床退化造成的故障数量占比最高，约为 63.9%，减压器因锈蚀而造成卡滞的故障占比次之，约为 23.4%，其他原因约占 12.7%。

2）选择因分子筛床退化造成氧气浓缩器故障的情况进行研究，确定了引气压力、温度和含湿量是造成其退化的主要影响因素。搭建了分子筛氧气浓缩器退化试验系统用于研究各影响因素的耦合作用。该试验系统主要由气源系统、高低温低压试验箱和真空系统 3 个部分组成，可用于模拟氧气浓缩器实际工作时所处飞行高度的气压、温度及座舱高度，使试验环境接近真实工作环境。同时该试验系统稍加改进可用于完成其他因素作用下的分子筛床退化试验研究。

3）分子筛氧气浓缩器的工作性能会受到引气压力、温度、含湿量、试验高度、环境压力及温度等诸多因素的影响。为尽可能减少非研究因素的干扰，并使初始阶段产品气的氧浓度近似相等，分别开展了不同引气压力和不同试验高度、不同引气温度与不同试验高度及不同含湿量与不同试验高度 3 种条件下氧气浓缩器的产氧性能试验，用以确定退化试验的最佳试验高度。综合各试验研究结果，最终确定了最佳试验高度为 9 km，可使得在不同的引气压力、温度及含湿量条件下进行分子筛床退化试验时，初始阶段产品气的氧浓度近似相等，并通过正交试验结果验证了所选试验高度是合理的。

4）根据氧气浓缩器实际工作情况，设计了试验剖面，设置每 6 h 为一个试验循环，每工作 5 h 停机冷却 1 h，同时采集分子筛氧气浓缩器输出产品气的氧浓度，为后续分子筛氧气浓缩器的可靠性研究提供了基础。

参考文献（References）

[1] 孙兵, 肖华军, 袁修干, 等. 分子筛氧气浓缩器产氧性能实验分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(1): 46-49.
SUN B, XIAO H J, YUAN X G, et al. Experiments on performance of a molecular sieve oxygen concentrator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(1): 46-49(in Chinese).

[2] 杨锋, 林贵平, 袁修干. 分子筛氧浓缩器的串联混合池计算模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(6): 609-612.
YANG F, LIN G P, YUAN X G. Series-mixed-cell computational model of molecular sieve oxygen concentrator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(6): 609-612(in Chinese).

[3] 杨锋, 林贵平, 赵竞全. 分子筛氧浓缩器非等温吸附模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 8-11.
YANG F, LIN G P, ZHAO J Q. Nonisothermal adsorption model for molecular sieve oxygen concentrator(MSOC)[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 8-11(in Chinese).

[4] 刘忠宝. 分子筛氧气浓缩器性能模拟预测模型及分析[J]. 深冷技术, 2001(1): 14-16.
LIU Z B. Modeling of predicting performance of a molecular sieve oxygen concentrator and analysis[J]. Cryogenic Technology, 2001(1): 14-16(in Chinese).

[5] SANTOS J C, MAGALHÃES F D, MENDES A. Contamination of zeolites used in oxygen production by PSA: Effects of water and carbon dioxide[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2008, 47(16): 6197-6203.

[6] PAN M F, OMAR H M, ROHANI S. Application of nanosize zeolite molecular sieves for medical oxygen concentration[J]. Nanomaterials (Basel, Switzerland), 2017, 7(8): 195.

[7] ZHU X Q, LIU Y S, YANG R T. Effects of operating temperature on the performance of small scale rapid cycle pressure swing adsorption air separation process[J]. Adsorption, 2021, 27(2): 205-212.

[8] 徐正红, 杜珍. 机载氧气浓缩器性能测试系统设计及校准技术研究[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版), 2012, 35(8): 1068-1070.
XU Z H, DU Z. Design of performance measurement system and development of calibration technology for molecular sieve oxygen generator[J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science), 2012, 35(8): 1068-1070(in Chinese).

[9] 周伟俊, 王妍, 张雷. 机载制氧分子筛污染加注模拟系统设计[J]. 工业控制计算机, 2018, 31(5): 110-111.

ZHOU W J, WANG Y, ZHANG L. Design of pollution injection simulation system for airborne oxygen molecular sieve[J]. Industrial Control Computer, 2018, 31(5): 110-111(in Chinese).

[10] BULFIN B, BUTTSWORTH L, LIDOR A, et al. High-purity nitrogen production from air by pressure swing adsorption combined with $SrFeO_3$ redox chemical looping[J]. Chemical Engineering Journal, 2021, 421: 127734.

[11] 王慧丹, 林贵平, 王亮, 等. 三床机载制氧系统性能仿真及影响因素分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(6): 717-722.
WANG H D, LIN G P, WANG L, et al. Simulation on performance and effects of parameters analysis on three-bed OBOGS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(6): 717-722(in Chinese).

[12] 蒋东升, 卜雪琴, 林贵平, 等. 三床型机载制氧系统控制设计与实验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1603-1608.
JIANG D S, BU X Q, LIN G P, et al. Control design and experimental verification of three-bed onboard oxygen generation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1603-1608(in Chinese).

[13] 刘珊珊, 柴玉超, 关乃佳, 等. 分子筛材料在小分子吸附分离中的应用[J]. 高等学校化学学报, 2021, 42(1): 268-288.
LIU S S, CHAI Y C, GUAN N J, et al. Small molecule adsorption and separation on zeolites[J]. Chemical Journal of Chinese Universities, 2021, 42(1): 268-288(in Chinese).

[14] 杨东升, 刘猛, 庞丽萍, 等. H_2O对空间站5A分子筛CO_2去除性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1485-1491.
YANG D S, LIU M, PANG L P, et al. H_2O impact on CO_2 removal performance of 5A molecular sieve in space station[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1485-1491(in Chinese).

[15] 曾宇, 林贵平. 分子筛氧浓缩器实验台集散控制系统的设计[J]. 计算机测量与控制, 2008, 16(9): 1220-1222.
ZENG Y, LIN G P. Distributed control system design in molecular sieve function experiment station[J]. Computer Measurement & Control, 2008, 16(9): 1220-1222(in Chinese).

[16] 张燕平, 赵宏韬. 测控技术在分子筛机载制氧领域的应用研究[C]//2015航空试验测试技术学术交流会, 2015: 285-287.
ZHANG Y P, ZHAO H T. Research application of measuring technology in on-board molecular sieve oxygen generation[C]//Proceedings of 2015 Symposium on Aviation Test Technology, 2015: 285-287 (in Chinese).

[17] HAN S L, LI Z Y, GAO Y, et al. Numerical study on Die design parameters of self-pierce riveting process based on orthogonal test[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University (Science), 2014, 19(3): 308-312.

[18] 郑源, 孙奥冉, 杨春霞, 等. 轴流泵多目标优化正交试验[J]. 农业机械学报, 2017, 48(9): 129-136.
ZHENG Y, SUN A R, YANG C X, et al. Multi-objective optimization design and test of axial-flow pump[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2017, 48(9): 129-136 (in Chinese).

[19] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 氧气浓缩器: GB/T 24714—2009[S]. 北京: 中国标准出版社, 2010.
General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of China. Oxygen concentrator: GB/T 24714—2009[S]. Beijing: China Standards Press, 2010 (in Chinese).

Multi-factor degradation test design for molecular sieve oxygen concentrator

SUN Hongda[1, 2], JING Bo[1], ZHANG Yu[1], JIAO Xiaoxuan[1, *]

(1. Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unit 93032 of PLA, Yanji 136200, China)

Abstract: For lack of research on degradation test (DT) for molecular sieve oxygen concentrator (MSOC) and clear account of the factors causing degradation failure of molecular sieve bed (MSB), a DT design method of MSOC based on orthogonal test was proposed. Based on the working principle of MSOC, the main factors causing degradation failure of MSB were determined, and a DT system of the MSOC was built. The optimal test height for the DT was 9 km, as was determined and verified by several controlled tests. A DT scheme of MSOC was designed based on the orthogonal test idea. The influence of various factors could be obtained through 9 typical tests, which reduced the test times and costs, and improved the efficiency of coupling tests. The test design can simulate the real working environment, and can effectively reduce the impact of test factors on the initial value of the test results.

Keywords: molecular sieve; oxygen concentrator; degradation test; orthogonal test; coupling test

Received: 2021-06-21; **Accepted**: 2021-12-23; **Published Online**: 2022-03-03 19:15
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220301.1753.004.html
Foundation item: Special Technical Projects for the 13th Five-Year Plan (3030507-2)
* **Corresponding author**. E-mail: 564325155@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0344

平流层艇载风速计非接触供电系统的设计

袁明昱[1,2]，周江华[1,2,*]，郝勇[1]，张晓荣[1,2]，秦慧娴[1,2]

(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 光电学院，北京 100049)

摘 要：针对平流层艇载风速计电滑环供电方式的不足，设计了基于DSP控制的艇载风速计非接触供电系统。利用电磁感应原理，明确了非接触供电系统的组成；通过建立系统等效电路模型，分析了影响系统传输效率及传输功率的因素；结合艇载风速计的结构及应用背景，借助ANSYS Maxwell电磁仿真软件设计了嵌套式松耦合线圈。通过对系统主要电路进行仿真并搭建基于DSP控制的原、副边电路，对系统的工作特性进行验证，仿真及试验结果表明：基于DSP控制的平流层艇载风速计非接触供电系统能够实现良好的非接触能量传输，降压后可为平流层艇载风速计供电。

关 键 词：艇载风速计；非接触供电；电磁感应原理；传输特性；嵌套式线圈

中图分类号：TM724

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0972-09

为平流层提供准确的实时相对风速/风向信息和真风速/风向信息是实现平流层飞艇长期驻空及提高其飞行控制质量的重要前提，更是通过飞行试验评估平流层飞艇性能和参数的关键[1]。中国科学院空天信息创新研究院浮空器中心设计的面向平流层飞艇的旋转式风速计[2-3]。然而，该旋转式风速计采用滑环供电，质量较好的电滑环寿命约为1亿转；旋转风速计的电机转速大于或等于1 200 r/min，因此，该电滑环最多可使用57.9 d，不能满足飞艇长时间飞行的需求。为解决上述问题，计划设计平流层艇载风速计的非接触供电系统。

非接触供电技术采用非导线直接接触的方式实现电能由电源侧传递至负载侧。目前，非接触供电的主要方式有电场耦合式、微波辐射式、激光辐射式及磁耦合谐振式[4]。电场耦合式非接触供电采用“同性相斥，异性相吸”原理，当原边的金属板与高频交流电连接时，电能副边的金属板连续地感应具有相反极性的电荷，从而产生电流[5]。该技术可以穿透金属进行电能的无线传输，但电容器的2个感应金属板的轻微移动会导致整个系统的参数发生改变，电能传输不平衡，严重时甚至导致传输中断[6]。微波辐射式非接触电能传输，主要是把能量转换成微波波段的电磁波。由于微波的长度短，其在空气介质中有着优异的定向特性，可以长距离传送能量；但在传输能量的路径上会出现电磁兼容问题，影响电路中其他电气设备正常工作。因此，微波辐射式无线能量传输技术主要使用在某些无法建立连接线的特殊场合，如卫星或空间发电站对地球的能量传递[7]。使用激光作支持的非接触能量传输模式的原理与使用微波作为载体的原理一致，但现在电能到激光、激光到电能的转换效率十分低[8]，因此该无线电能传输方式传输效率极低。

磁耦合谐振式非接触供电技术利用耦合和谐振原理[6]，通过高频变化的磁场进行能量的无线传输，采用LC谐振方式使感应耦合器与补偿电容之间形成谐振，提高传输效率及接收功率。20世纪90年代，新西兰奥克兰大学Boys博士的研究团队提出了采用电磁感应的方式实现能量的非接触传

收稿日期：2021-06-23；**录用日期**：2021-10-29；**网络出版时间**：2021-11-17 10:09
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211116.1039.002.html
基金项目：国家自然科学基金 (61733017)
* **通信作者**. E-mail：zhoufma@aoe.ac.cn

引用格式：袁明昱，周江华，郝勇，等. 平流层艇载风速计非接触供电系统的设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：972-980. YUAN M Y，ZHOU J H，HAO Y，et al. Design of contactless power supply system for stratospheric airship anemometer [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：972-980 （in Chinese）.

送[9], 将磁感应耦合式无线供电应用于生物体体内植入的医疗设备, 以及有轨电车、电动汽车[10]等交通工具; 2007 年, 麻省理工学院 Soljacic 教授的研究团队利用磁耦合谐振技术, 在 2 m 的距离上实现了 60 W 的能量传输[11], 在 1 m 距离处的功率传输效率超过 85%, 在 2 m 距离处的功率传输效率约为 40%, 该结果令人振奋。

平流层风速计的工作环境是平流层, 平流层温度低、气压低, 需要环境适应性好、简单可靠、稳定性高的无线供电系统。综合比较以上 4 种非接触供电方式, 磁耦合谐振式无线能量传输方式具有实现简单、安全可靠、环境适应性好、传输效率高等优点, 可以满足平流层风速计的需求。在平流层艇载风速计上使用该技术, 解决了传统供电方式中的一些固有问题, 如器件磨损、导线裸露、接触打火等, 可以大大增加风速计的使用寿命。

本文从磁耦合谐振式非接触供电技术的原理出发, 结合艇载风速计的供电需求, 设计了系统总电路。通过对系统等效电路模型的建立, 分析了影响系统传输效率的各个因素, 并借助 ANSYS Maxwell 软件设计了互相嵌套的初次级线圈。对系统主要芯片进行选型, 并使用 Proteus 软件进行电路仿真。通过试验验证了本文系统设计的准确性和与理论仿真分析的一致性。

1　总体方案设计

使用非接触供电系统代替电滑环为旋转风速计供电, 旋转风速计的结构如图 1 所示, 将非接触供电模块放置在电滑环所在位置。

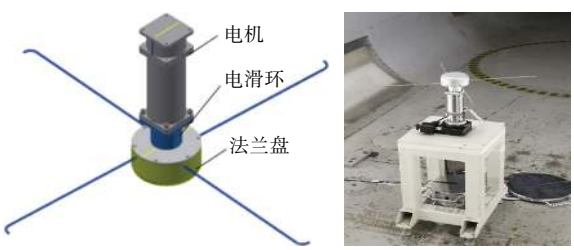


图 1　旋转风速计

Fig. 1　Rotation anemometer

磁耦合谐振式非接触供电技术利用二次能量吸收线圈连接一次能量传输线圈产生的高频磁流, 产生感应电磁能, 获得非接触的电能传输[12]。磁耦合谐振式非接触供电系统框图如图 2 所示, 整个非接触供电系统可分为原边发射端和副边接收端 2 个部分。发射端包括高频逆变电路、DSP 驱动控制电路、原边补偿电容及初级线圈; 接收端包括次级线圈、副边补偿电容、整流滤波电路及降压电路。

系统正常工作时, 输入为 28 V 直流电。为了

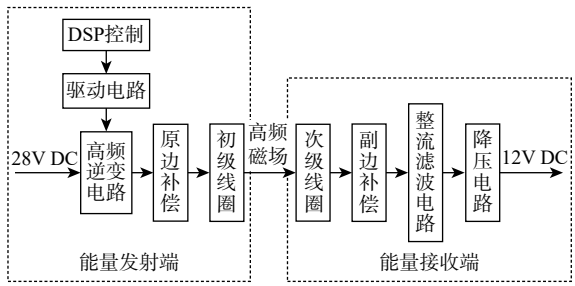


图 2　磁耦合谐振式非接触供电系统框图

Fig. 2　Block diagram of magnetic coupling resonant non-contact power supply system

在耦合系数不变的情况下提高电能接收端的感应电压, 直流电需经高频逆变为高频交流电[13], 再经过补偿电路后才能向分离变压器的原边供电。使用 DSP 开发板产生脉冲宽度调制 (pulse width modulation, PWM) 波形控制高频逆变电路工作。由于 DSP 产生的电压信号太小, 无法直接驱动绝缘栅双极型晶体管(insulated gate bipolar transistor, IGBT), 加装驱动电路对 DSP 信号进行放大。在能量接收端, 分离变压器的副边接收到的交流感应电压通过副边补偿电容、整流滤波后变为直流电。由于系统中包含谐振补偿电路, 该电路会放大微小扰动[14], 使得能量接收端的接收电压变大, 整流后不能直接向负载供电, 需经过降压模块输出稳定 12 V 电压后才能供旋转风速计使用。

在非接触供电系统运行时, 线圈错位、抖动等机械扰动将极大程度地影响电磁耦合结构线圈间的耦合程度[15]。因此, 需要为发射电路与接收电路增加电容补偿。根据原边与副边谐振电感和补偿电容之间连接关系的不同, 可将系统分为 4 种基本电路: 串联串联电路、串联并联电路、并联串联电路、并联并联电路。在发射端, 当串联和并联结构的谐振电路产生相等的输出电流时, 并联谐振器两端的电压远高于串联谐振器的电压[16]; 由于旋转风速计所需功率仅为 1 W, 输入的直流电源电压等级不高, 发射端选用串联补偿电容; 除串联串联型电路补偿结构外, 另外 3 种电路的谐振补偿电容都随着负载电阻阻值的变化而变化[17], 为确保电源系统的运行稳定性, 接收端仍然选用串联补偿电容。

2　松耦合变压器的设计与仿真

2.1　系统输出功率与传输效率计算

选用串联串联型电容补偿的系统等效电路模型如图 3 所示。其中, U_s为输入的理想电压源, 角频率为ω; I_1、I_2分别为发射端、接收端的电流; R_1、R_2分别为发射端、接收端线圈在高频情况下的等效内阻; L_1、L_2分别为两端线圈的等效电感; C_1、C_2

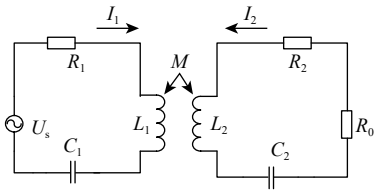


图 3 系统等效电路模型

Fig. 3 System equivalent circuit model

分别为两端的谐振补偿电容；M为收发线圈两者之间的互感；R_0为接收端的负载电阻。

根据基尔霍夫定律和互感理论[17]，当系统处于谐振状态时，可计算得到系统的发射功率P_{in}和系统的接收功率P_{out}分别为

$$\begin{cases} P_{in}=\dfrac{(R_2+R_0)U_s^2}{R_1(R_2+R_0)+\omega^2M^2} \\ P_{out}=\dfrac{\omega^2M^2U_s^2R_0}{[R_1(R_2+R_0)+\omega^2M^2]^2} \end{cases} \tag{1}$$

系统传输效率η为

$$\eta=\frac{P_{out}}{P_{in}}=\frac{R_0}{R_2+R_0}\cdot\frac{\omega^2M^2}{R_1(R_2+R_0)+\omega^2M^2} \tag{2}$$

系统谐振角频率ω与谐振频率f之间的关系为

$$\omega=2\pi f \tag{3}$$

将式(3)代入式(1)和式(2)，系统的输入功率、输出功率和传输效率变为

$$\begin{cases} P_{in}=\dfrac{(R_2+R_0)U_s^2}{R_1(R_2+R_0)+4\pi^2f^2M^2} \\ P_{out}=\dfrac{4\pi^2f^2M^2U_s^2R_0}{\left[R_1(R_2+R_0)+4\pi^2f^2M^2\right]^2} \end{cases} \tag{4}$$

$$\eta=\frac{P_{out}}{P_{in}}=\frac{R_0}{R_2+R_0}\cdot\frac{4\pi^2f^2M^2}{R_1(R_2+R_0)+4\pi^2f^2M^2} \tag{5}$$

2.2 系统传输特性分析

评价电磁感应式非接触供电系统传输性能好坏的指标有：系统的传输效率、输出功率及无线电的传输距离，即初次级线圈之间的距离。假定系统初级线圈与次级线圈在高频状态下的等效内阻相同，设置$R_1=R_2=0.6\ \Omega$。根据艇载风速计非接触供电的设计要求可确定以下参数为固定值：系统输入电压$U_s=28$ V，接收端的等效负载电阻$R_o=100\ \Omega$。此时，由式(3)和式(4)可得，影响系统输出功率及传输效率的因素有系统谐振频率f和收发线圈两者之间的互感M。

使用控制变量法探究影响系统输出功率和传输效率的因素。

2.2.1 系统输出功率、传输效率与谐振频率的关系

设置系统收发线圈两者之间的互感为常量，谐振频率为变量，探究系统输出功率、传输效率与谐振频率的关系。假定$M=10$ μH，代入式(3)和式(4)，线圈谐振频率变化时，系统传输效率和输出功率随之变化的曲线如图 4 所示。

从图 4 可以看出，当系统输入电压、耦合线圈参数与负载电阻值固定时，线圈谐振频率逐渐增大，系统传输效率随之增大，并趋近于 1；系统输出功率则先增大后减小。

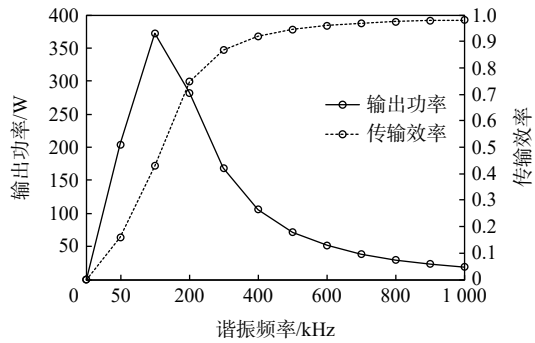


图 4 系统输出功率、传输效率随谐振频率变化曲线

Fig. 4 Curves of output power and transmission efficiency for system with resonance frequency

2.2.2 系统输出功率、传输效率与线圈互感的关系

设置系统谐振频率为常量，系统收发线圈两者之间的互感为变量，探究系统输出功率、传输效率与线圈间互感的关系。假定系统谐振频率$f=100$ kHz，代入式(3)和式(4)，得到系统输出功率、传输效率随线圈互感的变化曲线，如图 5 所示。

由图 5 可以看出，当系统输入电压、谐振频率与负载电阻值固定时，系统的输出功率会随着线圈互感的增大呈现出先增大后减小的情况，当线圈互感增大到某一特定值时，系统输出功率达到最大值。系统的传输效率随着线圈互感的增大而增大。

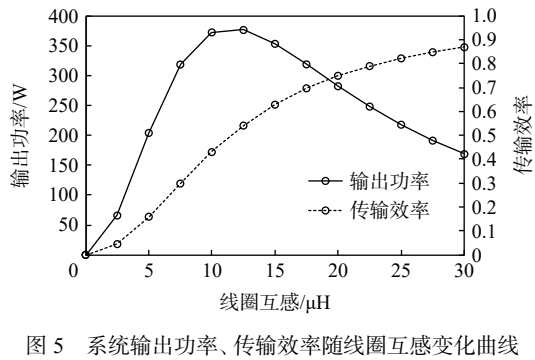


图 5 系统输出功率、传输效率随线圈互感变化曲线

Fig. 5 Curves of output power and transmission efficiency for system with coil mutual inductance

2.3 初次级线圈设计与仿真

系统初次级线圈的结构和绕组方式是影响系统传输效果的重要因素，是磁耦合谐振式非接触供电系统设计的核心。通过设计耦合线圈的结构，并对其参数进行仿真，可以有效地提高系统的传输

效率。

系统使用非接触供电模块代替电滑环为旋转风速计供电, 并将其放置在电滑环所在位置。由于旋转风速计内部有一根贯穿其结构的电机轴, 设计了如图 6 所示的嵌套式非接触线圈。其中, 中间部分为旋转风速计的电机轴, 次级线圈缠绕在电机轴外部。

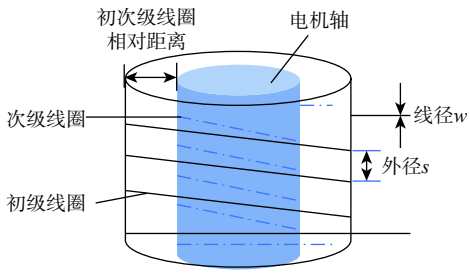


图 6　嵌套式线圈结构

Fig. 6　Structure of nested coil

根据 2.2 节分析的影响系统传输效率的因素, 为使线圈获得最大传输效率, 同时满足旋转风速计结构要求[1], 所设计的非接触供电线圈需要满足以下要条件:

1) 初次级线圈互感尽可能大, 即线圈间耦合系数尽可能大。

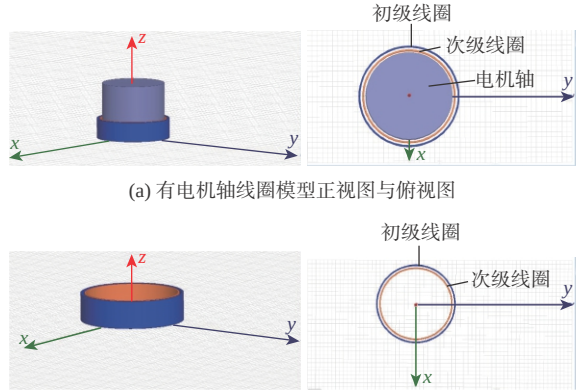
2) 初次级线圈直径在 15～40 mm 之间。

3) 初次级线圈高度小于 35 mm。

使用 ANSYS Maxwell 软件对线圈进行仿真分析, 通过建立松耦合线圈的 3D 模型, 在其瞬态场中进行仿真。由于螺旋形状的线圈在划分网格时十分复杂, 在分析过程中需调用大量的计算机资源, 且仿真过程非常缓慢, 使用柱形线圈结构代替螺旋线圈模型[14], 并将电流激励添加在柱形结构的截面上。

在设计线圈结构时, 次级线圈缠绕在电机轴外部, 因此需要考虑电机轴对系统耦合系数的影响。分别建立有电机轴的线圈模型和无电机轴的线圈模型, 如图 7 所示, 左边分别为有无电机轴线圈模型的正视图, 右边分别为有无电机轴线圈模型的俯视图。

为探究电机轴对线圈间耦合系数的影响, 仿真时设置 2 种模型中初次级线圈尺寸、材料及外加激励均相同。在有电机轴模型中, 设置电机轴材料为不锈钢20Cr13。ANSYS Maxwell 软件仿真后得到初次级线圈的电感值及互感值, 经计算得出 2 种不同模型下线圈间的耦合系数。有电机轴的模型线圈间的耦合系数$k_1 = 0.787$, 无电机轴的模型线圈间的耦合系数$k_2 = 0.806$。相较于k_2, k_1与其相差 2.36%。由此可以判断电机轴对初次级线圈间耦合系数的影响较小, 可以忽略。因此, 后续采用无线圈模型进行仿真, 探究影响系统耦合系数的因素。



(a) 有电机轴线圈模型正视图与俯视图

(b) 无电机轴线圈模型正视图与俯视图

图 7　初次级线圈模型正视图与俯视图

Fig. 7　Front view and top view of primary coil model

线圈结构如图 6 所示, 影响系统耦合系数的因素有: 线圈外径 s、线圈线径 w、线圈匝数及初级线圈和次级线圈之间的距离[18]。在仿真中, 将其中 1 个参数用作自变量, 其他 3 个参数用作常量。为便于线圈的设计, 设置初级线圈与次级线圈外径、线径及匝数一致。

1) 线圈外径对线圈间耦合系数的影响。设置初次级线圈外加电流激励 1 A, 线圈线径 0.5 mm, 线圈匝数 20 匝, 初次级线圈间距离 1 mm, 线圈外径变化范围为 0～2.5 mm, 系统耦合系数随线圈外径的变化曲线如图 8 所示。

从图 8 可以看出, 系统耦合系数随线圈外径的增大而增大。线圈外径在 0～1.25 mm 范围内增大时, 系统耦合系数增长较快; 当线圈外径大于 1.25 mm 时, 随着线圈外径的增大, 系统耦合系数缓慢增大。

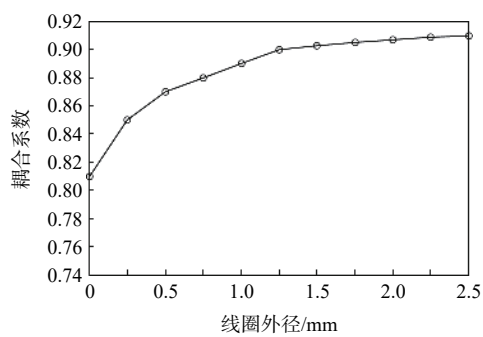


图 8　耦合系数与线圈外径关系曲线

Fig. 8　Relation curve of coupling coefficient and coil diameter

2) 线圈线径对线圈间耦合系数的影响。将线圈线径作为一个变量, 其变化范围为 0.25～1.5 mm, 设置初次级线圈外加电流激励 1 A, 线圈外径 0 mm, 线圈匝数 20 匝, 初次级线圈间距离 1 mm, 系统耦合系数随线圈线径的变化曲线如图 9 所示。

由图 9 显示的仿真结果可以得出, 当线圈线径

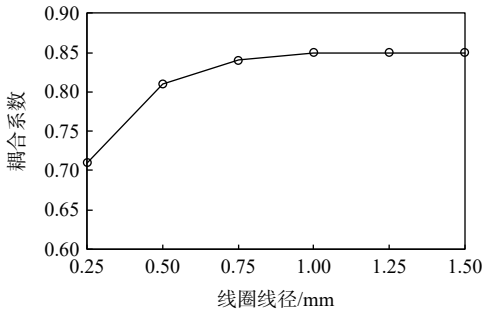


图 9 耦合系数与线圈线径关系曲线

Fig. 9 Relation curve of coupling coefficient and coil diameter

在 0.25～0.5 mm 范围内增大时，系统耦合系数随之逐渐增大；当线圈线径大于 0.5 mm 时，随着线圈线径的增大，系统耦合系数的值基本不变。

3）初次级线圈间距离对线圈间耦合系数的影响。设置初次级线圈间距离的变化范围为 1～3.5 mm，初次级线圈外加电流激励 1 A，线圈外径 0 mm，线圈匝数 20 匝，线圈线径 0.5 mm，仿真结果如图 10 所示。

由图 10 可知，在其他影响系统耦合系数的因素相同的情况下，初次级线圈间距离越大，系统耦合系数越小。

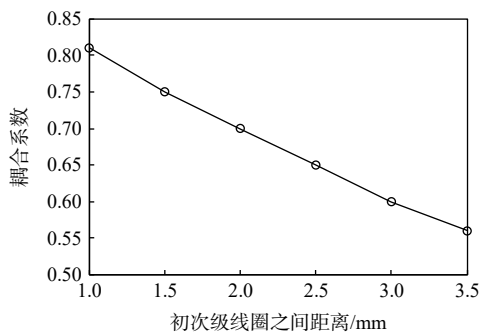


图 10 耦合系数与初次级线圈间距离关系曲线

Fig. 10 Relation curves of coupling coefficient and primary and secondary coil distance

4）线圈匝数对线圈间耦合系数的影响。感应耦合线圈的匝数不同，系统耦合系数及初次级线圈的电感也会不同。设置初次级线圈外加电流激励 1 A，线圈外径 0 mm，线圈线径 0.5 mm，初次级线圈间距离 1 mm，仿真计算得到系统耦合系数随线圈匝数的变化曲线，如图 11 所示。

通过观察系统耦合系数随线圈匝数的变化曲线可知，随着线圈匝数的增大，系统耦合系数逐渐增大，当线圈匝数大于 20 匝时，系统耦合系数增长变慢。

综合比较以上仿真结果可知，适当的增大线圈线径、增大线圈外径、增加线圈匝数及减少初次级线圈之间的距离，可以有效增大耦合线圈的耦合系数。结合对互感线圈提出的尺寸要求，设置线圈尺寸如下：线圈线径 0.5 mm，初次级线圈间距离 1 mm，初级线圈内径 38.5 mm，次级线圈内径 35.5 mm，线圈匝数 20 匝。考虑到增大线圈外径会使线圈高度增加，线圈如果太高，将会增大线圈的抖动，影响电磁耦合结构线圈间的耦合程度，因此设置线圈外径为 0 mm，计算得到线圈高度 10 mm。仿真得到的线圈参数如表 1 所示。

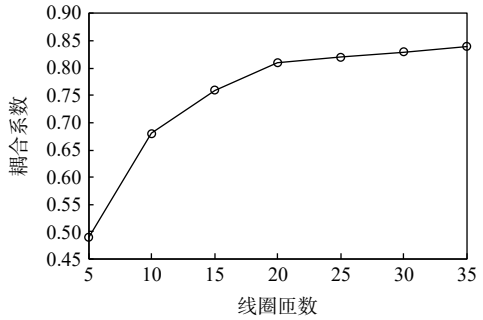


图 11 耦合系数与线圈匝数关系曲线

Fig. 11 Relation curve of coupling coefficient and coil turns

表 1 仿真得到的线圈参数

Table 1 Coil parameters obtained by simulation

线圈互感 M/μH	初级线圈电感 L_1/μH	次级线圈电感 L_2/μH	初级线圈电阻 R_1/Ω	次级线圈电阻 R_2/Ω
14.073	18.153	16.379	0.202	0.186

3 逆变电路设计与仿真

电磁感应式非接触供电系统的原边用于实现电流的高频逆变及电能与磁能的转换。高频逆变电路将直流电逆变为高频交流电并流经发射线圈产生高频交变磁场[19]，是非接触供电系统设计的关键。不同拓扑结构的逆变器有着不同的逆变特性，选择适合艇载风速计无线供电系统的逆变电路拓扑结构极其重要。

常用的逆变器电路结构主要有自激振荡式变换拓扑和桥式变换拓扑 2 种。自激振荡式变换的拓扑结构是利用能量振荡产生交流电，该结构在换流时无需外部信号控制，只由自身的相分变压器结合开关管即可完成直流电到交流电的转换[20]。然而，非接触供电系统谐振频率的计算与松耦合线圈的电感值和原边补偿电容的容值有关，一旦松耦合线圈的电感值或补偿电容的容值改变，系统谐振频率也会发生改变，此时需重新设计自激振荡变换电路参数及其电路板，不便于系统设计与试验。而桥式逆变电路采用外部输入 PWM 波的形式控制输出交流电的频率，若系统谐振频率发生改变，只需重新设置外部 PWM 波频率，无需改动系统硬件，便于

非接触供电系统的设计及试验, 使该系统具有重复使用的可能。桥式逆变电路采用软开关的工作方式, 开关管导通后压降较低, 使得电路损耗较小, 开关电流低于自激振荡式变换电路, 有效提高了系统的能量传输效率。

选择全桥逆变电路作逆变器, 与半桥逆变电路相比, 全桥逆变电路的变换效率更高[21]。全桥逆变电路由 4 个 N-MOSFET 开关管及驱动电路构成, 1 个驱动电路控制 2 个开关管, 因此共需两路驱动电路。开关管选用 IRF3610, 耐压值 100 V。串联补偿电容设置为0.1 μF, 根据谐振公式[16], 以初级线圈为主, 计算得到的谐振频率为 118 kHz。用 Proteus 软件对逆变电路进行仿真, 其电路如图 12 所示, 仿真得到的波形如图 13 所示, 其中, 通道 A 和通道 B 为逆变电路输入的互补 PWM 波, 通道 C 为逆变后的输出波形。通过仿真可以初步得到, 该电路可以较好地将直流电逆变为交流电, 交流电频率由输入 PWM 波频率控制。

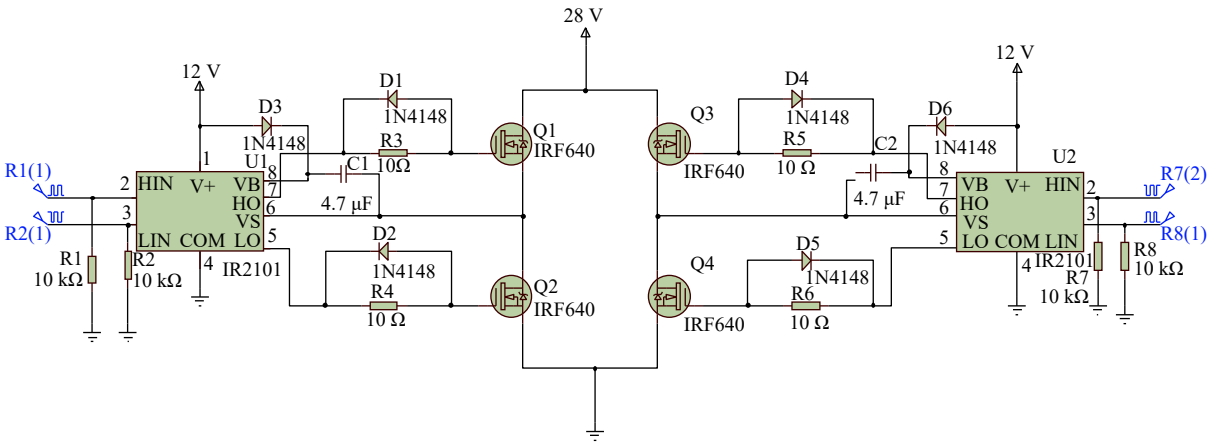


图 12　非接触供电系统逆变电路仿真图

Fig. 12　Simulation diagram of inverter circuit in contactless power supply system

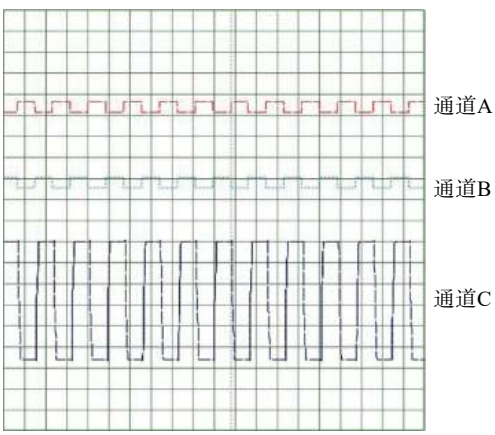


图 13　逆变电路输入、输出波形

Fig. 13　Input and output waveforms of inverter circuit

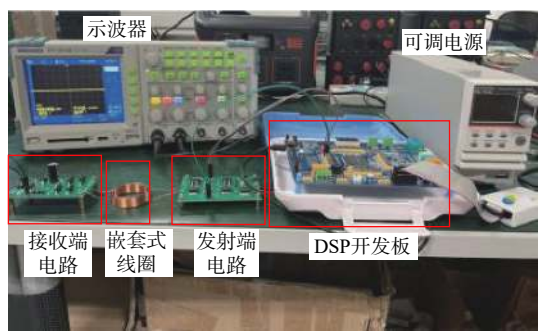


图 14　试验平台

Fig. 14　Test platform

表 2　线圈实际参数

Table 2　Actual coil parameters

线圈	电感/μH	电阻/Ω
初级线圈	19.6	0.2
次级线圈	22.2	0.2

4　试验验证

为验证非接触供电系统设计及仿真的正确性, 搭建了系统试验平台, 试验装置由可调电源、示波器、发射端电路、接收端电路、嵌套式线圈及 DSP 开发板组成, 如图 14 所示。

由于工艺限制, 线圈实际线径为 0.53 mm, 使得其出厂实际参数与仿真参数有差异, 线圈实际参数如表 2 所示。重新计算得到系统实际谐振频率为 107.1 kHz。为了直观地观察系统能量传输的情况, 在系统接收端输出处连接 LED 指示灯, 通过 LED 灯的亮灭判断系统是否正常工作。

利用 DSP 处理器 TMS320F28335 产生两路带有死区的互补方波信号, 驱动高频逆变电路工作。为验证高频逆变电路设计与仿真的正确性, 用示波器观察其输入(即 DSP 输出 PWM 波)、输出信号, 图 15 为 TMS320F28335 产生的两路互补方波信号, 图 16 为逆变电路的输出信号。由图 15、图 16 可知, 所设计的高频逆变电路输出为方波, 其频率与

输入方波一致，该现象与逆变电路的仿真结果一致，验证了逆变电路设计的正确性。

为研究所设计的非接触供电系统的传输性能及效果，首先测试系统是否可以正常工作，然后使用万用表测量接收端电压与电流，并记录可调电源在该时刻的电压值与电流值，计算系统发射功率、接收功率及传输效率。

连接好的接收端电路如图17所示。可以看出，接收端指示灯亮，证明该系统可以实现正常的电能无线传输。用万用表及可调电源测量的结果如表3所示，系统接收端电压32.5 V，接收功率7.15 W，计算得到系统传输效率为85%。接收端的电压降压后可为平流层艇载风速计供电，验证了非接触供电系统设计的正确性与合理性。

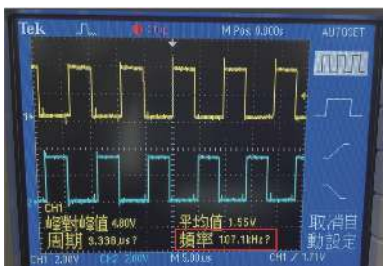


图15 DSP输出PWM波形

Fig. 15 DSP output PWM waveform

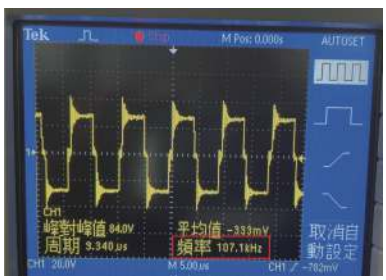


图16 高频逆变电路输出波形

Fig. 16 Output waveform of high frequency inverter circuit



图17 接收端电路

Fig. 17 Receiver circuit

表3 试验测量值

Table 3 Test measured value

初次级线圈距离/mm	发射端电压/V	发射端电流/A	接收端电压/V	接收端电流/A	发射功率/W	接收功率/W
1	28	0.3	32.5	0.22	8.4	7.15

5 结 论

1）所设计的嵌套结构的松耦合线圈能够满足艇载风速计的结构要求，并实现能量的非接触传输。

2）所设计的高频逆变电路能够实现电路可以较好地将直流电逆变为交流电，交流电频率由输入PWM波频率控制。

3）所设计的非接触供电系统可以实现正常的无线能量传输，其输出功率为7.15 W，传输效率为85%，经DC-DC降压后可为平流层艇载风速计供电。

后续将应用于平流层旋转风速计，并展开进一步测试。

参考文献（References）

[1] 苗景刚, 王帆, 周江华, 等. 风场环境下平流层飞艇运动建模[J]. 系统科学与数学, 2013, 33(6): 685-694.
MIAO J G, WANG F, ZHOU J H, et al. Motion modeling of stratospheric airship in wind field[J]. Journal of Systems Science and Mathematical Sciences, 2013, 33(6): 685-694(in Chinese).

[2] 周江华, 苗景刚. 高空驻空型飞行器风速风向实时测量方法与装置: CN101750514A[P]. 2010-06-23.
ZHOU J H, MIAO J G. Method and device for real-time measurement of wind speed and direction of high-altitude airborne aircraft: CN101750514A[P]. 2010-06-23(in Chinese).

[3] 周江华, 苗景刚, 栗颖思. 一种用于高空低速飞行器风速风向实时测量装置: CN105181995B[P]. 2018-09-11.
ZHOU J H, MIAO J G, LI Y S. Real-time measuring device for wind speed and direction of high-altitude low-speed aircraft: CN105181995B[P]. 2018-09-11(in Chinese).

[4] 李欣, 李若琼. 基于ICPT的非接触式牵引供电系统研究综述[J]. 高压电器, 2019, 55(7): 1-9.
LI X, LI R Q. Review of contactless traction power supply system based on ICPT[J]. High Voltage Apparatus, 2019, 55(7): 1-9(in Chinese).

[5] 张平. 基于电场感应的无线电能传输系统的研究[J]. 机电设备, 2016, 33(6): 48-52.
ZHANG P. Research on electric-field-induction based wireless power transmission system[J]. Mechanical and Electrical Equipment, 2016, 33(6): 48-52(in Chinese).

[6] LIU C, HU A P, NAIR N K C. Coupling study of a rotary capacitive power transfer system[C]//IEEE International Conference on Industrial Technology. Piscataway: IEEE Press, 2009: 1-6.

[7] 冯桂荣. 微波无线能量传输系统的研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014.
FENG G R. The research of microwave power transmission system[D]. Xi'an: Xidian University, 2014(in Chinese).

[8] 李向阳, 吴世臣, 李钟晓. 激光无线能量传输技术应用及其发展趋势[J]. 航天器工程, 2015, 24(1): 1-7.
LI X Y, WU S C, LI Z X. Laser wireless power transmission technology and its development trend[J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(1): 1-7(in Chinese).

[9] BOYS J T, COVIC G A, ELLIOTT G A J. Pick-up transformer for ICPT applications[J]. Electronics Letters, 2002, 38(21): 1276-1278.

[10] BUDHIA M, COVIC G A, BOYS J T. A new IPT magnetic coupler for electric vehicle charging systems[C]//36th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway: IEEE Press, 2010: 2487-2492.

[11] KURS A, KARALIS A, MOFFATT R, et al. Wireless power transfer via strongly coupled magnetic resonances[J]. Science, 2007, 317(5834): 83-86.

[12] 田子建, 杜欣欣, 樊京, 等. 磁耦合谐振无线输电系统不同拓扑结构的分析[J]. 电气工程学报, 2015, 10(6): 47-57.
TIAN Z J, DU X X, FAN J, et al. Analysis on different topology structures in magnetic coupling resonant wireless power transmission system[J]. Journal of Electrical Engineering, 2015, 10(6): 47-57(in Chinese).

[13] 孙勇, 楼佩煌, 吴亮亮. 非接触供电系统的应用平台研究[J]. 工业控制计算机, 2009, 22(3): 86-88.
SUN Y, LOU P H, WU L L. Research on application platform of contactless supply system[J]. Industrial Control Computer, 2009, 22(3): 86-88(in Chinese).

[14] 马健鹏. 井下无线供电与无线通信智能短节的研制[D]. 东营: 中国石油大学(华东), 2018.
MA J P. Development of downhole wireless power supply and wireless communication intelligent short section[D]. Dongying: China University of Petroleum (Huadong), 2018(in Chinese).

[15] 李砚玲, 孙跃, 戴欣. π型感应电能传输系统的鲁棒稳定性分析[J]. 湖南大学学报(自然科学版), 2011, 38(10): 50-55.
LI Y L, SUN Y, DAI X. Robust stability analysis of π-type inductive power transfer system[J]. Journal of Hunan University (Natural Sciences), 2011, 38(10): 50-55(in Chinese).

[16] 王帅, 薛寒寒. 小功率磁耦合谐振式无线供电系统的研究[J]. 电子技术应用, 2020, 46(2): 109-113.
WANG S, XUE H H. Research of miniwatt magnetically coupled resonant wireless power supply system[J]. Application of Electronic Technique, 2020, 46(2): 109-113(in Chinese).

[17] 吴二雷. 基于磁耦合谐振式无线供电系统的研究与设计[D]. 沈阳: 东北大学, 2014.
WU E L. Research and design of wireless power supply system based on magnetic coupling resonant[D]. Shenyang: Northeastern University, 2014(in Chinese).

[18] 倪新东, 江兵, 朱华. 基于PCB的非接触式供电系统效率因素分析[J]. 电子技术, 2013, 42(3): 18-20.
NI X D, JIANG B, ZHU H. Efficiency factor analysis of PCB-based contactless power supply system[J]. Electronic Technology, 2013, 42(3): 18-20(in Chinese).

[19] 高键鑫, 吴旭升, 高嵬, 等. 电磁感应式非接触电能传输技术研究综述[J]. 电源学报, 2017, 15(2): 166-178.
GAO J X, WU X S, GAO W, et al. Review on inductive contactless power transfer technology[J]. Journal of Power Supply, 2017, 15(2): 166-178(in Chinese).

[20] 范明. 谐振耦合式电能无线传输系统研究[D]. 太原: 太原理工大学, 2012.
FAN M. Research on wireless power transfer system based on resonant coupling[D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2012(in Chinese).

[21] 王智慧, 孙跃, 戴欣, 等. DC-AC型非接触电能传输系统变换器设计[J]. 重庆大学学报, 2011, 34(2): 38-43.
WANG Z H, SUN Y, DAI X, et al. Design of converter of DC-AC type contactless power transfer system[J]. Journal of Chongqing University, 2011, 34(2): 38-43(in Chinese).

Design of contactless power supply system for stratospheric airship anemometer

YUAN Mingyu[1, 2], ZHOU Jianghua[1, 2, *], HAO Yong[1], ZHANG Xiaorong[1, 2], QIN Huixian[1, 2]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Optoelectronics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In view of the deficiency of the power supply mode for the electric slip ring of the stratospheric airship anemometer, a contactless power supply system of the airship anemometer based on DSP control is designed. Based on the principle of electromagnetic induction, the composition of contactless power supply system is defined; by establishing the equivalent circuit model of the system, the factors affecting the transmission efficiency and power of the system are analyzed; combined with the structure and application background of the boat borne anemometer, the nested loosely coupled coil is designed with the help of ANSYS Maxwell electromagnetic simulation software. Finally, the main circuit of the system is simulated, and the primary and secondary circuits based on DSP are built to verify the working characteristics of the system. Simulation and experimental results show that the designed contactless power supply system can accomplish good wireless energy transmission, and can supply power for stratospheric shipboard anemometer after depressurization.

Keywords: airship anemometer; contactless power supply; principle of electromagnetic induction; transmission characteristics; nested coil

Received: 2021-06-23; **Accepted**: 2021-10-29; **Published Online**: 2021-11-17 10:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211116.1039.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61733017)

* **Corresponding author**. E-mail: zhoufma@aoe.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0350

考虑环境干扰的大型贮液箱结构安全评估模型

陈媛[1]，周志杰[1,*]，王杰[1]，明志超[1]，李改灵[2]，李亚鹏[3]

(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025；2. 陆军军事交通学院 运输装备保障部，天津 300161；
3. 火箭军装备部 驻宝鸡地区军事代表室，宝鸡 721000)

摘　　要：针对大型贮液箱（LLT）结构安全评估面临的先验信息缺失、监测信息不完全可靠等问题，基于置信规则库（BRB）和有限元方法（FEM），提出了一种考虑环境干扰的大型贮液箱结构安全评估模型。基于行业标准和专家知识，借助有限元方法进行评估模型初始参数的估计；基于信息一致性方法计算指标可信度，以反映实际工程中扰动因素对监测数据的影响；提出一种新的融合方法，将指标可信度合理融合到模型推理过程中，完成评估模型的构建；选用 10^5 m^3 石油储罐作为研究对象，对所提模型的有效性进行验证。研究结果表明：所提模型不仅能有效处理监测数据不可靠问题，也能够将大型贮液箱复杂系统内部结构机理考虑在内，有效克服先验信息不足给评估精度带来的影响。

关　键　词：大型贮液箱；结构安全评估；置信规则库；指标可信度；有限元
中图分类号：N945.17
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)04-0981-09

作为航空航天、石油化工领域的重要贮藏载体，大型贮液箱(large liquid tanks, LLT)通常盛装大量有毒的易燃易爆液体。然而在其自身重力、大吨量贮液等各种载荷因素作用下，贮液箱抵抗变形能力降低，其结构安全性受到威胁[1-2]。因此，对贮液箱的结构安全性进行准确评估，以保障其可靠的贮液成为目前待解决的问题。

当前，常用的结构安全评估模型可分为白箱模型、黑箱模型、灰箱模型3类方法。①白箱模型。通过借助系统内部机理知识实现复杂系统的解析模型构建，主要包括贝叶斯网络[3]、故障树[4]等方法。②黑箱模型。如回归分析[5]和神经网络[6]，这类模型利用大量历史数据进行复杂系统的安全评估，可缓解解析模型建立困难问题。③灰箱模型。主要包括基于规则的模型[7]和基于模糊推理[8]等模型，可以有效地利用有限的历史数据和定性知识来提高评估精度。

结合LLT系统特点分析可知，对于这种复杂长寿命大型结构件，难以获取系统失效时的故障数据及专家经验等先验信息。同时，在系统运营过程中，由于外界环境等扰动因素的存在，导致监测数据存在偏差，即监测数据不完全可靠。因此，当故障样本匮乏时，利用黑箱模型评估LLT的结构安全性难以保证其评估精度。白箱模型虽能结合机理知识有效解决故障样本不足的问题，但对于LLT这种复杂的系统难以准确建立其解析模型。而灰箱模型作为目前主流的评估方法，综合了白箱和黑箱模型优势，能够充分利用有限的定性和定量信息实现贮液箱的结构安全性评估，有效克服了故障样本匮乏导致模型评估精度不高的问题。

置信规则库(belief rule base, BRB)[9]作为一种典型的灰箱模型，通过融合有限的专家经验、故障数据及机理信息，能有效缓解监测数据不足导致模型评估精度较低的问题，并具有处理多种不确定信

收稿日期：2021-06-25；**录用日期**：2021-09-17；**网络出版时间**：2021-10-11 11:02
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211009.1938.002.html
基金项目：国家自然科学基金(61833016)；陕西省杰出青年科学基金(2020JC-34)；海南省重点研究开发计划(ZDYF2019007)
*通信作者. E-mail：zhouzj04@tsinghua.org.cn

引用格式：陈媛，周志杰，王杰，等. 考虑环境干扰的大型贮液箱结构安全评估模型[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(4)：981-989.
CHEN Y，ZHOU Z J，WANG J，et al. Structural safety assessment model of large liquid tanks considering environmental disturbance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(4)：981-989 (in Chinese).

息的能力。工程实践表明,BRB在复杂系统建模和结构安全评估领域表现出了特有优势[10-11]。根据LLT系统特点可知,由于系统先验信息的匮乏,专家无法根据先验信息来准确估计模型参数,使得很难建立一个完备的BRB。前期,本文针对BRB难以准确建立的问题,提出了基于有限元方法和置信规则库(finite element method and belief rule base, FEM-BRB)的结构安全评估方法[12]。该方法能够借助FEM实现LLT在特定工况下的结构静力学分析,帮助专家更深入地了解LLT的结构变形特征,并指导在专家经验不完全时估计模型参数,从而完成BRB的准确建立。

然而,LLT工作环境复杂多变,导致监测数据不完全可靠。若FEM-BRB模型直接融合不可靠的数据,会降低模型输出的精度。针对监测数据不完全可靠问题,许多学者基于统计分析方法开展了研究工作。例如,Wang等[13]通过考虑数据源之间的相似性,建立了数据可信度度量模型来分析数据的可信度,在大量监测数据不可靠情况下有效提高了PM2.5预测结果的准确性。周志杰等[14]提出了一种基于信息一致性的方法计算数据的可靠性,以提高传统故障检测方法在数据不完全可靠情况下的故障检测准确率。因此,为了提高FEM-BRB模型的评估精度,需要进一步考虑监测数据不可靠的问题。

针对上述问题,本文在FEM-BRB模型的基础上,通过引入指标可信度将环境干扰考虑在内,构建了一种新的LLT结构安全评估模型FEM-BRB-c。该评估模型通过结合专家知识与行业标准GB713-2014[15]和API 653-2009[16],借助FEM实现贮液箱结构静力学分析,完成BRB参数的估计。基于信息一致性方法计算指标可信度,提出一种考虑指标可信度的融合方法。将指标可信度合理地集成到FEM-BRB评估模型中,以石油储罐结构安全评估为例,验证所提模型在工程中的有效性。

1 基础知识

基于BRB的结构安全评估模型主要由BRB和推理机2部分构成。其中,BRB既是构建模型的基础,也是决定模型评估精度的关键。目前,构建BRB所需的参数通常由专家经验和领域知识给定。然而,由于LLT系统先验信息的缺乏,专家无法提供一套准确的置信规则来区分贮液箱在正常和极端情况下的结构变形状态,从而导致评估结果不可靠。

FEM最早是由是Clough教授在1960年提出[17],用于解决飞机的结构应力分析问题。作为结构力学中最广泛的计算分析方法,FEM可以获取在特定工况下的LLT结构响应规律,为缺乏先验信息匮乏的工程建模提供了一种有效的方法。为此,基于BRB模型,引入FEM,提出了基于FEM-BRB的LLT结构安全评估方法[12]。该方法通过借助FEM进行LLT的结构静力学分析,指导专家在缺乏极端工况经验下估计置信规则库参数,从而提高BRB模型的评估精度。

在FEM-BRB模型中,一条置信规则对应一种工况。其中,第k条规则R_k表示如下:

$$R_k:\ \text{If}\ x_1=A_1^k\wedge\cdots\wedge x_m=A_m^k \\ \text{then}\ \left\{\left(D_1,\beta_{1,k}\right),\cdots,\left(D_N,\beta_{N,k}\right)\right\} \tag{1}$$

式中:$X=\{x_1,\cdots,x_m\}$为结构安全评估模型的关键稳态外载荷集合,x_i为第i个影响贮液箱结构变形的稳态外载荷,m为外载荷的个数;$A=\{A_{ij};i=1,\cdots,m,j=1,\cdots,J_i\}$为外载荷的参考值集合,$J_i$为外载荷$x_i$的参考值个数;$D=\{D_1,\cdots,D_N\}$为模型评估结果集合,表示LLT的结构变形程度,$D_j$为第$j$个评估结果,$N$为评估结果个数;$\beta_{j,k}$为规则$R_k$中分配给评估结果$D_j$的初始置信度,可由对应工况$f_k$下有限元分析产生的归一化变形量$w'_k$计算得到。$\theta_k(k=1,\cdots,L)$为第$k$条规则的规则权重,反映了当前规则在整体结构安全性评估中的重要性。$L=\prod_{i=1}^{m}A_i$为规则总数;$\delta_i(i=1,\cdots,m)$为指标x_i的权重。

2 考虑环境干扰的结构安全评估模型

FEM-BRB-c模型主要包括3个部分,如图1所示。第一部分借助FEM估计模型的初始参数,进行指标可信度的计算,在此基础上,完成初始FEM-BRB-c模型的建立。第二部分主要借助证据推理算法实现评估模型的推理。第三部分选用基于投影操作的协方差矩阵自适应进化策略(projection covariance matrix adaption evolution strategy, P-CMA-ES)优化算法对初始FEM-BRB-c模型进行优化,以提高模型的评估精度。

2.1 基于有限元方法的模型参数确定

基于FEM的模型参数确定主要包括基于FEM的结构静力学分析和基于分析结果的模型参数的确定,具体实施流程如图2所示。

步骤1 基于FEM的LLT结构静力学分析。

步骤1.1 通过机理分析及对应的行业标准,专家选定结构静力学分析中影响结构变形的关键稳态外载荷$X=\{x_1,\cdots,x_m\}$和对应的参考值$A=\{A_{ij};i=1,\cdots,m,j=1,\cdots,J_i\}$,并将作用于贮液箱的各个稳态载荷形成的合力矢量记为$\boldsymbol{f}=(x_1,\cdots,x_m)$。

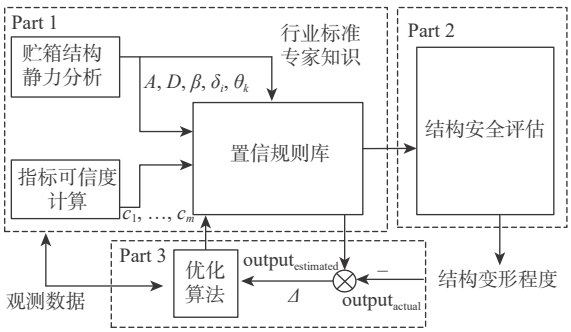


图 1　FEM-BRB-c 评估模型框架

Fig. 1　Framework of FEM-BRB-c assessment model

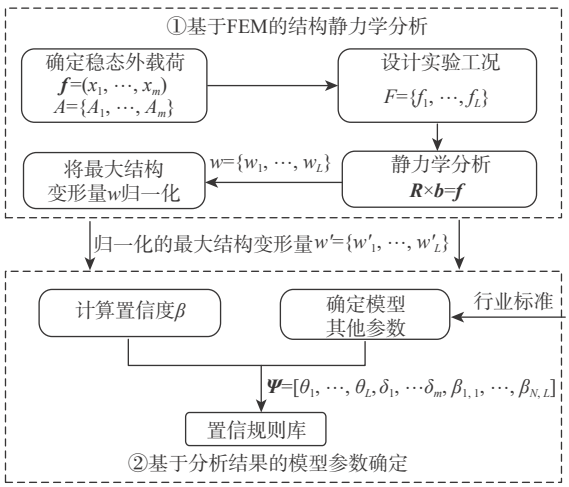


图 2　基于 FEM 的 BRB 建立流程

Fig. 2　Establishment of BRB based on FEM

步骤 1.2　为实现模型参数的估计, 依据 BRB, 由专家设计对应的L种工况$F=\{\boldsymbol{f}_1,\cdots,\boldsymbol{f}_L\}$, 其中, $L=\prod_{i=1}^{m}J_i$。

步骤 1.3　施加不同大小的合力矢量$\boldsymbol{f}_j(j=1,\cdots,L)$, 可以得到对应的$L$种工况下的整体结构最大变形量$w=\{w_j;j=1,\cdots,L\}$。其中, 第$j$种工况下的整体结构最大变形量$w_j$可由式(2)计算得到[18]:

$$\boldsymbol{R}\times\boldsymbol{b}=\boldsymbol{f} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{R}$为整体刚度矩阵; $\boldsymbol{b}$为整体结构变形向量, 且$w_j=\max(\boldsymbol{b})$; $\boldsymbol{f}=(x_1,\cdots,x_m)$为稳态外载荷的合力矢量, x_i为第i个稳态外载荷。

步骤 1.4　为提高模型处理数据的能力, 采用 min-max 标准化方法[19]对最大变形量$w=\{w_j;j=1,\cdots,L\}$进行线性变换, 得到归一化后的最大变形量$w'_j(j=1,2,\cdots,L)$。

步骤 2　基于分析结果的模型参数确定。

步骤 2.1　专家根据积累的工程经验, 对规则权重$\theta_k(k=1,\cdots,L)$和指标权重$\delta_i(i=1,\cdots,m)$进行初始化。

将结构变形程度作为结构安全评估模型的唯一输出, 用于衡量当前整体结构最大变形量对 LLT 结构安全的影响。在结构安全评估中, 通常选用非常小(very small, VS)、中等(medium, M)、高(high, H)、非常高(very high, VH)参考等级来描述结构变形程度, 即评估结果可表示为$D=\{D_n;n=1,\cdots,4\}$, 其评估结果对应的参考等级$\mu(D_n)(n=1,\cdots,4)$由专家给定, 如表 1 所示。

表 1　结构变形程度的参考值

Table 1　Referential values of structural deformation states

参考等级	VS	M	H	VH
效用值	0	0.3	0.7	1

步骤 2.2　采用基于效用的信度转化方法[20], 利用静力学分析结果$w'_j(j=1,2,\cdots,L)$, 计算初始置信度$\beta=\{\beta_{j,k};j=1,\cdots,N,k=1,\cdots,L\}$。

$$\beta_{j,k}=\begin{cases}\dfrac{\mu(D_{n+1})-w'_k}{\mu(D_{n+1})-\mu(D_n)} & j=n(\mu(D_n)\leqslant w'_k\leqslant\mu(D_{n+1}))\\ \dfrac{w'_k-\mu(D_n)}{\mu(D_{n+1})-\mu(D_n)} & j=n+1\\ 0 & j=1,\cdots,N(j\neq n,n+1)\end{cases} \tag{3}$$

式中: $\mu(D_n)$为第n个评估结果的参考值; w'_k为第k个归一化的最大变形量。

2.2　指标可信度的计算

LLT 作为一种典型的长寿命、高可靠的复杂系统, 在正常贮存状态, 采集到的监测数据变化较为缓慢, 呈现集中趋势。假设在监测数据中不考虑系统误差导致的一致性偏差, 当系统不受环境干扰时, 指标监测数据处于稳定状态, 数据波动较小, 指标可信度高。当系统受到环境干扰, 采集到的监测数据呈现出围绕均值分散趋势, 指标监测数据之间的波动性增大且与干扰强度存在正相关关系, 指标可信度减小。因此, 针对 LLT 结构安全评估中监测数据不可靠问题, 给出了一种基于信息一致性的方法求取指标可信度, 旨在通过利用监测数据与均值间的平均距离来表示数据间的差异性, 并借助监测数据间的相对差异程度计算指标可信度, 以此衡量数据的波动性。

当监测数据可用时, 利用式(4)获取监测数据间的平均距离[14]:

$$\bar{D}_i(t)=\frac{1}{T}\sum_{t=1}^{T}|x_i(t)-\bar{x}_i| \tag{4}$$

式中: $x_i(t)$为第i个指标的第t个观测值; $\bar{x}_i$为指标x_i的T个观测值的均值; $\bar{D}_i(t)$为第i个指标的平均差, 该值越大则表示与均值间的差异程度越大; T为观测数据的个数; $|x_i(t)-\bar{x}_i|$表征监测数据的波动。

指标可信度定义为

$$c_i=\frac{\bar{D}_i(t)}{\max\limits_{i=1,\cdots,m;j=1,\cdots,T}(x_i(j)-\bar{x}_i)} \tag{5}$$

式中：c_i为第i个稳态外载荷的指标可信度，用于衡量监测数据间的相对差异程度。若第i个指标的监测数据到均值的最大距离越接近平均距离，说明数据间波动越小，则第i个指标的可信度越大；反之，第i个指标的可信度越小。

基于上述所得的模型参数，确定初始BRB，最终构建了初始的FEM-BRB-c评估模型。其中，第k条规则与式(1)相比，引入指标可信度$c_i(i=1,\cdots,m)$，用于描述在扰动因素影响下输入监测数据的可信任程度。

2.3 评估模型的推理

在FEM-BRB-c模型中，不同的输入会产生不同的激活权重来激活对应规则。当输入的监测数据存在干扰时，对应的规则激活权重会随之发生变化。因此，提出一种指标可信度融合方法，通过借助规则激活权重的变化来反映不可靠输入信息对模型结果产生的影响，推理过程可总结如下。

步骤 1 融合指标可信度和指标权重。首先，当监测数据可用时，利用式(6)将载荷指标x_i的输入转化为相对于参考值的匹配度：

$$\alpha_{ij}=\begin{cases}\dfrac{A_{i(j+1)}-x_i}{A_{i(j+1)}-A_{ij}} & l=j(A_{ij}\leqslant x_i\leqslant A_{i(j+1)})\\ \dfrac{x_i-A_{ij}}{A_{i(j+1)}-A_{ij}} & l=j+1\\ 0 & l=1,\cdots,J_i(l\neq j,j+1)\end{cases} \tag{6}$$

式中：α_{ij}为输入x_i相对于第j个参考值A_i的匹配程度；A_{ij}和$A_{i(j+1)}$分别为与x_i相邻的2个参考值。

其次，定义如式(7)所示的指标联合因子参数，将指标权重和可信度集成到评估模型推理过程中[19]：

$$\begin{cases}\bar{v}_i=\dfrac{v_i}{\max\{v_i\}}\\ v_i=\delta_i c_i\end{cases} \tag{7}$$

式中：$v_i(i=1,\cdots,m)$为指标联合因子，可以描述指标权重和指标可信度对模型的共同影响；$\bar{v}_i$为归一化指标联合因子。当指标完全可信时，$c_i=1$，则$v_i=\delta_i$，此时FEM-BRB-c模型退化为FEM-BRB模型。当指标不完全可信时，$c_i<1$，则$v_i<1$。当指标完全不可信时，$c_i=0$，没有对应规则被激活，此时$v_i=0$。

步骤 2 计算规则的激活权重。在求得指标匹配度及归一化指标联合因子$\bar{v}_i$后，规则的激活权重可由式(8)计算得到：

$$\varpi_k=\begin{cases}\dfrac{\theta_k\prod\limits_{i=1}^{m}(\alpha_i^k)^{\bar{v}_i}}{\sum\limits_{l=1}^{L}\theta_l\prod\limits_{i=1}^{m}(\alpha_i^l)^{\bar{v}_i}} & \bar{v}_i\neq 0\\ 0 & \bar{v}_i=0\end{cases} \tag{8}$$

当$\bar{v}_i=0$时，没有对应的规则被激活，此时ϖ_k应为0。α_i^k表示输入x_i与规则R_k的匹配程度。

步骤 3 融合被激活的规则，得到评估结果。当$\varpi_k\neq 0$，第k条规则被激活时，可以利用证据推理算法来聚合被激活的规则[21]，其解析形式可以表示为

$$\beta_n=\left\{\mu\left[\prod_{k=1}^{L}\left(\varpi_k\beta_{n,k}+1-\varpi_k\sum_{j=1}^{N}\beta_{j,k}\right)-\prod_{k=1}^{L}\left(1-\varpi_k\sum_{j=1}^{N}\beta_{j,k}\right)\right]\right\}\Big/\left\{1-\mu\left[\prod_{k=1}^{L}(1-\varpi_k)\right]\right\} \tag{9}$$

$$\mu=\left[\sum_{n=1}^{N}\prod_{k=1}^{L}\left(\varpi_k\beta_{n,k}+1-\varpi_k\sum_{j=1}^{N}\beta_{j,k}\right)-(N-1)\prod_{k=1}^{L}\left(1-\varpi_k\sum_{j=1}^{N}\beta_{j,k}\right)\right]^{-1} \tag{10}$$

式中：β_j为相对于第j个评估结果D_j的置信度，满足$0\leqslant\beta_n\leqslant 1,\sum\limits_{n=1}^{N}\beta_n=1$。

在融合L条规则后，模型最终的输出结果及对于第j个评估结果D_j的评估参考值可以表示为

$$y=\sum_{j=1}^{N}\mu(D_j)\beta_j \tag{11}$$

式中：y为评估模型的输出，表示当前贮液箱结构变形程度；$\mu(D_j)$为第j个评估结果D_j的参考值。

2.4 评估模型的优化

实际工程中，LLT系统复杂的内部因素和恶劣的环境所引起的不确定性是不可避免的，这些不确定性会导致初始评估模型参数设置不准确。因此，本节基于P-CMA-ES优化算法[22]对初始模型进行训练，以进一步提高评估精度。优化目标函数及参数约束条件如下：

$$\min_{\boldsymbol{\Psi}}\left\{S(\boldsymbol{\Psi})=\frac{1}{T}\sum_{t=1}^{T}(y_e-y_a)^2\right\}$$
$$\text{s.t.}\begin{cases}0\leqslant\theta_k\leqslant 1\\ 0\leqslant\delta_i\leqslant 1\\ 0\leqslant\beta_{n,k}\leqslant 1\\ \sum\limits_{n=1}^{N}\beta_{n,k}\leqslant 1\end{cases} \tag{12}$$

式中: y_e和y_a分别为估计和真实的结构变形程度; $\boldsymbol{\Psi}=[\theta_1,\cdots,\theta_L,\delta_1,\cdots,\delta_m,\beta_{1,1},\cdots,\beta_{N,L}]$为待优化的参数向量; T为样本总个数。具体优化算法流程参考文献 [20]。

2.5　评估模型的建模流程

本节对 FEM-BRB-c 模型的建模步骤进行了总结, 具体如下:

步骤 1　确定外载荷$X=\{x_1,\cdots,x_m\}$及其对应的参考值A。

步骤 2　基于参考值数量, 确定规则总数L及对应的L种工况$F=\{\boldsymbol{f}_1,\cdots,\boldsymbol{f}_L\}$。其中, $\boldsymbol{f}_j(j=1,\cdots,L)$为第$j$种工况下外载荷合力矢量。

步骤 3　通过施加不同大小的$\boldsymbol{f}_j(j=1,\cdots,L)$, 利用式(2), 得到对应步骤 4 的$L$种工况下的整体结构最大变形量$w=\{w_j;j=1,\cdots,L\}$。

步骤 4　将$w=\{w_j;j=1,\cdots,L\}$进行归一化, 计算得到$w'=\{w'_j;j=1,\cdots,L\}$。

步骤 5　根据 LLT 的监测数据, 利用式(4)和式(5)计算得到各个指标可信度$c_i(i=1,\cdots,m)$。

步骤 6　结合专家知识, 确定$\theta_k(k=1,\cdots,L)$、$\delta_i(i=1,\cdots,m)$及D的取值。

步骤 7　基于$w'=\{w'_j;j=1,\cdots,L\}$, 借助式(3), 计算得到$\beta=\{\beta_{j,k};j=1,\cdots,N,k=1,\cdots,L\}$。

步骤 8　将上述获取的模型参数与指标可信度结合, 确定初始 BRB, 完成初始 FEM-BRB-c 模型的构建。

步骤 9　根据式(12)建立目标函数, 利用历史监测数据并结合 P-CMA-ES 优化算法对初始 FEM-BRB-c 模型进行训练, 得到目标函数最小时所对应的参数$\boldsymbol{\Psi}_{\text{best}}$。

步骤 10　结合优化后的 FEM-BRB-c 模型, 利用式(6)～式(11)对历史监测数据进行评估, 得到 LLT 结构变形程度。

3　实例分析

3.1　问题描述

工程实际中, 大型石油储罐具有薄壁壳体的特点, 在大吨量贮液加注后, 储液高度、不均匀沉降、温度、风等因素对储罐结构的影响被放大, 极易引起罐壁的屈曲或椭圆变形[12]。在本文实验中, 选取海南省某石油公司的 10^5 m^3 石油储罐作为研究对象, 如图 3 所示。然而, 一方面, 该储罐罐壁采用 16MnR 材料制成, 根据 GB 713—2014 标准可以确定, 其正常工作温度范围为−40～450 ℃。海南省年平均气温处于 20 ℃, 故环境温度对石油罐壁结构影响较小。另一方面, 为减小风压对罐壁造成的影响, 石油储罐在罐壁外圈增加了 1 圈抗风环和 2 圈加强环。因此, 在本文实验中可忽略温度和风 2 个因素, 主要研究在外界环境 20 ℃ 与微风环境下, 不均匀沉降和液面高度这 2 个因素对石油储罐结构造成的影响。

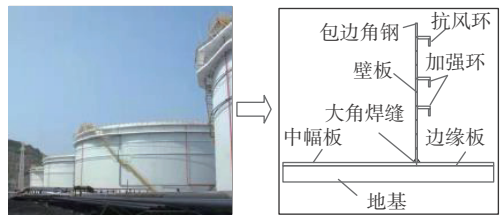


图 3　石油储罐物理实体和简化模型

Fig. 3　Physical entity and simplified models of oil tank

3.2　评估模型的建立

3.2.1　基于有限元的设定模型参数

本文实验基于石油储罐观测数据和有限元模拟平台进行仿真。

按照所选取的 10^5 m^3 石油储罐的实际结构数据建立了有限元模型, 如图 4 所示。该石油储罐的直径为 80 m, 高度为 22.8 m, 罐壁厚度可变, 具体结构参数参考文献 [12]。

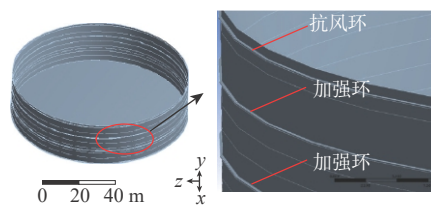


图 4　石油储罐有限元模型

Fig. 4　Finite element model of oil tank

建立有限元模型时考虑了 1 圈抗风环、2 圈加强环(见图 4), 其结构参数及与罐壁间的连接关系如图 5 所示。同时, 罐壁所用材料为 16MnR, 材料参数为: 弹性模量为 2.0×10^5 MPa、泊松比为 0.3。有限元模型的边界条件为: 将罐顶设置为自由边界; 对储罐底板施加周向和径向的固定约束, 来模拟罐壁对底板的约束; 不均匀沉降通过在罐底相邻 2 个监测点间施加竖向位移进行模拟; 通过在罐体内壁施加液体静压力来模拟液面高度载荷。

通过上述分析, 可以选定结构静力学分析中影响结构变形的关键稳态外载荷为$X=\{x_1,x_2\}$, 外载荷的合力矢量为$\boldsymbol{f}=(x_1,x_2)$。其中, x_1为不均匀沉降载荷, x_2为液面高度载荷。

参考行业标准 API 653-2009, 对于不均匀沉降载荷, 选取了 7 个参考等级, 分别为负大(negative large, NL)、负中(negative medium, NM)、负小(negative small, NS)、零(zero, Z)、小(small, S)、中(medium, M)、大(large, L), 对应的数值参考值如表 2 所示。

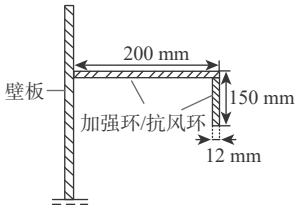


图 5 加强环的结构参数及与罐壁间的连接关系

Fig. 5 Structural parameters of reinforcement equipment and its connection with oil tank wall

对于液面高度载荷，选取 3 个参考等级：空罐(empty)、半罐(half)和满罐(full)，参考值如表 3 所示。

根据外载荷及其对应的参考值的个数，规则总数为$L=7\times3=21$条，即对应的 21 种实验工况也被设计，如表 4 所示。通过施加合力矢量$\boldsymbol{f}_i(i=1,\cdots,21)$到机理仿真模型上，利用式(2)，得到特定工况下对应的最大结构变形量$w_i(i=1,\cdots,21)$及归一化后的最大结构变形量$w'=\{w'_1,\cdots,w'_{21}\}$。给出工况 1 下的石油储罐静力学分析结果及 21 种工况下归一化的变形量$w'=\{w'_1,\cdots,w'_{21}\}$，如图 6 和图 7 所示。

表 2 不均匀沉降载荷的参考值

Table 2 Referential values of uneven settlement

参考等级	NL	NM	NS	Z	S	M	L
参考值/mm	−41.89	−20.95	−10	0	10	20.95	41.89

表 3 液面高度载荷的参考值

Table 3 Referential values of liquid level load

参考等级	空罐	半罐	满罐
参考值/m	0	11.4	22.8

表 4 初始置信规则库

Table 4 Initial belief rule base

编号	规则权重	指标		结构变形尺寸置信分布	编号	规则权重	指标		结构变形尺寸置信分布
		x_1	x_2				x_1	x_k	
1	1	NL	空罐	0,0,0.000 7,0.999 3	12	1	Z	满罐	0,0.721 3,0.278 7,0
2	1	NL	半罐	0,0,0,1	13	1	S	空罐	0.331 3,0.668 7,0,0
3	1	NL	满罐	0,0,0.015, 0.985 0	14	1	S	半罐	0.336 7,0.663 3,0,0
4	1	NM	空罐	0,0.502 5,0.497 5,0	15	1	S	满罐	0,0.511 5,0.488 5,0
5	1	NM	半罐	0,0.502 0,0.498 0,0	16	1	M	空罐	0,0.693 3,0.306 7,0
6	1	NM	满罐	0,0.388 0,0.612 0,0	17	1	M	半罐	0,0.697 5,0.302 5,0
7	1	NS	空罐	0.209 0,0.791 0,0,0	18	1	M	满罐	0,0.167 3,0.832 7,0
8	1	NS	半罐	0.208 3,0.791 7,0,0	19	1	L	空罐	0,0,0.508 0,0.492 0
9	1	NS	满罐	0,0.618 0,0.382 0,0	20	1	L	半罐	0,0,0.513 7,0.486 3
10	1	Z	空罐	1,0,0,0	21	1	L	满罐	0,0,0.256 3,0.743 7
11	1	Z	半罐	0.623 7,0.376 3,0,0					

如图 6 所示，当石油储罐发生负方向的不均匀沉降量为−41.89 mm，液面高度为 0 m，此时罐壁的最大变形出现在罐顶处，变形量为 0.199 919 m。这是因为：当储罐发生不均匀沉降时，会产生一个沿罐壁圆周方向的附加应力，而产生的应力通常在罐顶处相对集中，从而导致在罐顶处发生了最大变形。

假设垂直于地面向下为正方向。根据图 7 可知，工况 9～1 石油储罐发生负方向上的不均匀沉降；工况 13～21 石油储罐发生正方向上的不均匀沉降；工况 10～12 石油储罐未发生不均匀沉降，随着不均匀沉降的增大，罐壁产生不同程度的变形，整体呈上升趋势。根据工况 1～3、工况 4～6、工况 7～9、工况 13～15、工况 16～18、工况 19～21，当不均匀沉降固定时，结构变形量与液面高度呈正

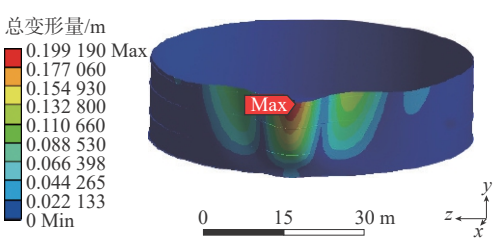


图 6 工况 1 下的石油储罐结构变形云图

Fig. 6 Structural deformation nephogram of oil tank under case 1

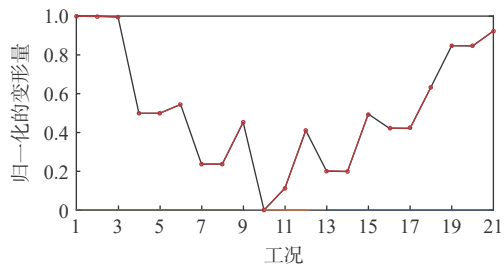


图 7 21 种工况对应的归一化变形量

Fig. 7 Normalized deformation amount corresponding to 21 cases

相关, 即结构变形量随液面高度的增加而增大。以工况 1 为例, 当前石油的不均匀沉降为−41.89 mm, 液面高度为 0 m, 通过 FEM 得到罐体最大归一化变形量为$w_1' = 0.999\,9$。根据表 1 及式(3), β_{i1}计算如下:

$$\begin{cases}\beta_{1,1}=0\\ \beta_{2,1}=0\\ \beta_{3,1}=\dfrac{1-0.999\,8}{1-0.7}=0.000\,7\\ \beta_{4,1}=\dfrac{0.999\,8-0.7}{1-0.7}=0.999\,3\end{cases} \tag{13}$$

其他工况下初始置信度计算类似, 在此不再赘述。

3.2.2　指标可信度

基于上述分析可知, 本文实验采用静力水准仪和液位传感器收集了 2012—2019 年油罐沉降及液面高度的 19 组观测数据, 如图 8 所示。

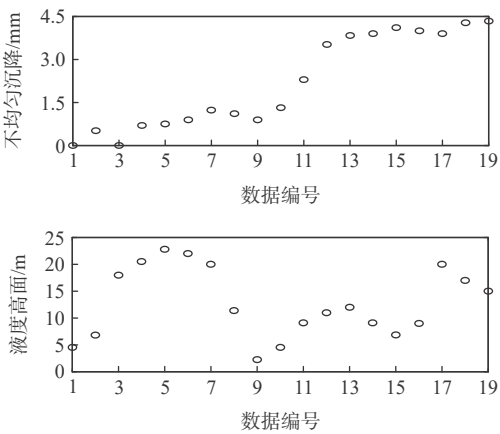


图 8　石油储罐的观测数据

Fig. 8　Observation data of oil tank

根据监测数据计算得到指标x_1和x_2的均值为$\bar{x}_1 = 2.191\,5$ mm, $\bar{x}_2 = 12.739\,5$ m。利用式(4)和式(5), 基于信息一致性方法求取的载荷x_1和x_2对应的指标可信度$c_i(i=1,2)$为

$$c_1=\frac{\bar{D}_1}{\max\limits_{j=1,\cdots,19}(x_1(j)-\bar{x}_1)}=\frac{1.523\,0}{2.191\,5}=0.695\,0 \tag{14a}$$

$$c_2=\frac{\bar{D}_2}{\max\limits_{j=1,\cdots,19}(x_2(j)-\bar{x}_2)}=\frac{5.621\,5}{10.459\,5}=0.537\,5 \tag{14b}$$

上述计算结果表明, 认为x_1的指标可信度为 0.695 0, x_2的指标可信度为 0.537 5。由此可知, 不均匀沉降为评估模型提供正确信息的能力要高于液面高度因素。

根据前述分析可知, 每条规则对应一种工况, 而相应工况下的石油储罐结构变形状态是通过有限元分析确定的, 以此作为专家知识的补充。同时, 选取的 2 个输入指标均是影响储罐结构变形的关键因素。因此, 将初始规则权重$\theta_k(k=1,\cdots,21)$及指标权重$\delta_i(i=1,2)$均设置为 1, 以表示所有规则和所有指标都很重要。根据表 1 可将评估结果设置为$D=\{D_1,\cdots,D_4\}$。将上述设置的模型参数与指标可信度结合, 完成初始 BRB 的构建, 如表 4 所示。以第一条规则为例, 当石油储罐不均匀沉降为 NL(负大)且石油储罐为空罐时, 则认为当前石油储罐结构变形程度处于极高状态, 这与有限元分析结果保持一致。

3.3　评估模型的训练与测试

为避免初始评估模型中参数设置不准确问题, 基于 19 组观测数据, 选用 P-CMA-ES 优化算法对所提初始评估模型中的 107 个参数进行优化。其中, 优化迭代次数设置为 100。实验采用留一法交叉验证来验证评估模型的有效性, 采用均方误差(mean square error, MSE)表征评估精度。

训练后的x_1和x_2的指标权重分别为 0.541 6 和 0.468 2。初始和优化后的评估模型对石油储罐的安全评估结果如图 9 所示。

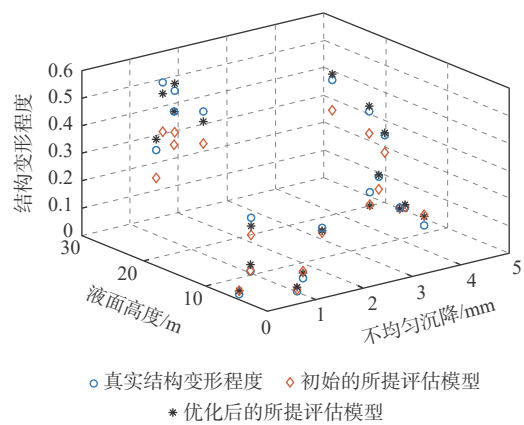


图 9　交叉验证评估结果

Fig. 9　Assessment results generated by cross-validation

从图 9 可知, 初始评估模型对石油储罐的结构变形程度评估不准确, 存在一定的偏差。经过 P-CMA-ES 优化算法优化后, FEM-BRB-c 模型的评估精度较高, 结果稳定, 可以更加准确地反映实际的石油储罐结构变形状态。

3.4　对比实验

为进一步验证所提评估模型的有效性, 将 FEM-BRB-c 模型分别与 BRB 模型、BP 神经网络、模糊推理进行对比。其中, 在 FEM-BRB 模型中指标可信度设置为 1, 其余参数与 FEM-BRB-c 模型保持一致。BP 算法与模糊推理算法的具体参数设置如表 5 所示。石油储罐结构安全评估对比结果如表 6 所示。

根据表 6 可知, 相比于 FEM-BRB 模型、BP、模

表5 BP和模糊推理算法的参数设置细节

Table 5 Parameter setting details of BP and fuzzy inference method

方法	模型参数	参数设置
BP	训练次数	100
	训练目标最小误差	1×10^{-3}
	学习速率	0.01
	隐含层神经元节点个数	9
模糊推理	模糊矩阵	β
	规则的隶属度	$\alpha_k=\alpha_1^k\wedge\alpha_2^k$

注:“∧”表示取小运算

表6 不同模型交叉验证后产生的评估精度

Table 6 Different models evaluation accuracy resulting from cross-validation

方法	MSE		
	最大值	最小值	平均值
FEM-BRB-c	2.54×10^{-3}	6.79×10^{-4}	6.45×10^{-4}
FEM-BRB	6.89×10^{-3}	3.68×10^{-4}	1.31×10^{-3}
BP	1.38×10^{-2}	1.97×10^{-6}	3.09×10^{-3}
模糊推理	8.52×10^{-2}	6.03×10^{-2}	3.97×10^{-2}

糊推理方法,FEM-BRB-c模型的评估结果最接近石油储罐真实结构变形趋势。主要原因是:①在FEM-BRB模型中并未将监测数据不可靠问题考虑在内,输入指标默认为是完全可靠的,由于融入了不可靠的监测数据,导致其评估精度低于FEM-BRB-c模型。②由于故障数据的匮乏,使用BP方法无法实现对石油储罐结构安全的准确评估,评估精度降低。由于模糊推理采用内积计算方法对激活的规则隶属度进行融合,难以处理多种不确定性问题,导致评估精度低于所提评估模型。

综上所述,所提的FEM-BRB-c模型能够有效弥补先验信息有限且监测数据不完全可靠对于模型输出的影响,从而提高实际工程系统中石油储罐的结构安全评估精度。

4 结 论

在实际工程中,由于外界环境噪声等扰动因素的存在,导致监测数据不完全可靠。鉴于此,本文提出了一种考虑环境干扰的LLT结构安全评估模型FEM-BRB-c。该模型是FEM-BRB模型的一般化推广,其主要贡献如下:

1)将指标可信度参数引入FEM-BRB模型,实现了对监测数据受环境干扰程度的描述。

2)构造了指标联合因子将指标权重和指标可信度进行融合,并将之融入FEM-BRB模型推理过程中,实现对受干扰监测数据的处理。

实验结果表明,所提模型较于传统评估模型具有更好的评估性能,为监测数据不可靠情况下的LLT结构安全性评估提供了一种新思路。然而当LLT处于工作状态时,指标会随着时间推移而发生变化。因此,未来需要进一步考虑动态指标可信度问题。

参考文献(References)

[1] YANG L C, CHEN Z P, CAO G W, et al. An analytical formula for elastic-plastic instability of large oil storage tanks[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2013, 101: 72-80.

[2] LIU W Y, CHEN C H, CHEN W T, et al. A study of caprolactam storage tank accident through root cause analysis with a computational approach[J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 2017, 50: 80-90.

[3] PASMAN H J, ROGERS W J. Risk assessment by means of Bayesian networks: A comparative study of compressed and liquefied H_2 transportation and tank station risks[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2012, 37(22): 17415-17425.

[4] HYUN K C, MIN S, CHOI H, et al. Risk analysis using fault-tree analysis (FTA) and analytic hierarchy process (AHP) applicable to shield TBM tunnels[J]. Tunnelling and Underground Space Technology, 2015, 49: 121-129.

[5] YANG Y F, CHEN G H, RENIERS G. Vulnerability assessment of atmospheric storage tanks to floods based on logistic regression[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 196: 106721.

[6] 杨继星, 佘笑梅, 黄玉钏, 等. 基于BP神经网络的苯储罐泄漏事故风险评价模型研究[J]. 中国安全生产科学技术, 2019, 15(1): 157-162.
YANG J X, SHE X M, HUANG Y C, et al. Research on risk assessment model for leakage accident of benzene tank based on BP neural network[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2019, 15(1): 157-162(in Chinese).

[7] ŽARKOVIĆ M, STOJKOVIĆ Z. Analysis of artificial intelligence expert systems for power transformer condition monitoring and diagnostics[J]. Electric Power Systems Research, 2017, 149: 125-136.

[8] VEMA V, SUDHEER K P, CHAUBEY I. Fuzzy inference system for site suitability evaluation of water harvesting structures in rainfed regions[J]. Agricultural Water Management, 2019, 218: 82-93.

[9] YANG J B, LIU J, WANG J, et al. Belief rule-base inference methodology using the evidential reasoning approach-RIMER[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans, 2006, 36(2): 266-285.

[10] ZHOU Z J, HU G Y, HU C H, et al. A survey of belief rule-base expert system[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics:Systems, 2021, 51(8): 4944-4958.

[11] 鱼蒙, 黄健, 孔江涛. 输入信息不完整的置信规则库推理方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(4): 51-59.
YU M, HUANG J, KONG J T. Belief rule-base inference methodology with incomplete input[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(4): 51-59(in Chinese).

[12] CHEN Y, ZHOU Z J, YANG L H, et al. A novel structural safety assessment method of large liquid tank based on the belief rule base and finite element method[J]. Proceedings of the Institution of

Mechanical Engineers, Part O: Journal of Risk and Reliability, 2022, 236(3): 458-476.

[13] WANG X J, LI X L, ZHAO Y L, et al. Credibility analysis of air quality data based on improved measurement method[C]//2019 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 4421-4425.

[14] 周志杰, 刘涛源, 胡冠宇, 等. 一种基于数据可靠性和区间证据推理的故障检测方法[J]. 自动化学报, 2020, 46(12): 2628-2637.
ZHOU Z J, LIU T Y, HU G Y, et al. A fault detection method based on data reliability and interval evidence reasoning[J]. Acta Automatica Sinica, 2020, 46(12): 2628-2637(in Chinese).

[15] 中国国家标准化管理委员会, 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局. 锅炉和压力容器用钢板: GB 713-2014[S]. 北京：中国标准出版社, 2014.
Standardization administration of the P.R.C., General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China. Steel plates for boilers and pressure vessels: GB 713-2014[S]. Beijing: the Standards Press of China, 2014.

[16] American Petroleum Institute. Tank inspection, repair, alteration, and reconstruction: API 653-2009[S]. Washington, D.C.: American Petroleum Institute.

[17] CLOUGH R W. The finite element method in plane stress analysis[C]// Proceedings of 2nd ASCE Conference on Electronic Computation. Pittsburgh: ASCE Press, 1960: 345-78.

[18] PAVOL L, MIROSLAV P, JOZEF B. Static structural analysis of water tank[J]. American Journal of Mechanical Engineering, 2015, 3(6): 230-234.

[19] AKSU G, GÜZELLER C O, ESER M T. The effect of the normalization method used in different sample sizes on the success of artificial neural network model[J]. International Journal of Assessment Tools in Education, 2019, 6(2): 170-192.

[20] YANG J B. Rule and utility based evidential reasoning approach for multiattribute decision analysis under uncertainties[J]. European Journal of Operational Research, 2001, 131(1): 31-61.

[21] YOU Y Q, SUN J B, JIANG J, et al. A new modeling and inference approach for the belief rule base with attribute reliability[J]. Applied Intelligence, 2020, 50(3): 976-992.

[22] ZHOU Z J, HU G Y, ZHANG B C, et al. A model for hidden behavior prediction of complex systems based on belief rule base and power set[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2018, 48(9): 1649-1655.

Structural safety assessment model of large liquid tanks considering environmental disturbance

CHEN Yuan[1], ZHOU Zhijie[1,*], WANG Jie[1], MING Zhichao[1], LI Gailing[2], LI Yapeng[3]

(1. Missile Engineering Institute, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. School of Transportation Equipment Support Department, Army Military Transportation University, Tianjin 300161, China;
3. Military Representative Office in Baoji, Equipment Department of Rocket Army, Baoji 721000, China)

Abstract: To solve the problems of lack of prior information and incomplete reliability of monitoring data in structural safety assessment of large liquid tanks (LLT), a structural safety assessment model of large liquid tanks considering environmental disturbance is proposed based on the belief rule base (BRB) and finite element method (FEM). First, the FEM estimates the basic parameters of the proposed model using industry standards and subject-matter knowledge. Secondly, the index credibility is calculated based on the information consistency method to reflect the influence of disturbance factors on the monitoring data in actual engineering. Then, a new fusion method can be used to integrate the index credibility into the model reasoning process to complete the construction of the proposed model. Finally, a 100,000 m3 oil storage tank is selected as the research object to verify the effectiveness of the proposed model. The results show that the proposed model can not only effectively deal with the problem of unreliable monitoring data, but also take into account the internal structure mechanism of large liquid tanks, thereby minimizing the negative effects of a lack of prior knowledge on the accuracy of the assessment.

Keywords: large liquid tanks; structural safety assessment; belief rule base; index credibility; finite element

Received: 2021-06-25; **Accepted**: 2021-09-17; **Published Online**: 2021-10-11 11:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211009.1938.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61833016); Shaanxi Provincial Seience Foundation for Outstanding Young Scholars (2020JC-34); Key Research and Development Project of Hainan Province (ZDYF2019007)

* **Corresponding author**. E-mail: zhouzj04@tsinghua.org.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0354

新型自适应起落架的单支腿落震性能研究

孙浩[1, 2, 3]，尹乔之[1, 2, 3]，魏小辉[1, 2, 3, *]，陈帅[1, 2, 3]，聂宏[1, 2, 3]

(1. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016；2. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室，南京 210016；
3. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室，南京 210016)

摘 要：针对传统直升机起落架结构相对固定导致的地形适应能力不足的问题，设计了一种两级缓冲系统的新型缓冲作动行走一体化自适应起落架，实现了多工况下的着陆缓冲功能，常规着陆时磁流变缓冲器单独工作实现着陆缓冲功能，危险工况下磁流变缓冲器和油气缓冲器共同工作实现抗坠毁功能。在多体动力学软件 LMS Virtual.Lab Motion 中建立了带两级缓冲器的自适应起落架落震仿真模型。自适应起落架可以通过 2 个液压作动缸来调节不同姿态，进行了常规工况及耐坠毁工况的落震仿真分析，并根据仿真数据设计了缓冲器参数。在多种工况下进行了自适应起落架多级缓冲系统落震试验，对比分析了试验和仿真结果。结果表明，在 2 种着陆速度下，系统缓冲效率分别达到 85% 和 75%，自适应起落架可以主动调节至多种姿态，并在各姿态下都具有良好的缓冲性能，还具备一定的抗坠毁能力。试验与仿真结果具有一致性，证明建立的自适应起落架的多体动力学模型能够有效地模拟落震过程。

关 键 词：自适应起落架；多级缓冲系统；抗坠毁；多体动力学；落震试验
中图分类号：V226
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2023)04-0990-09

直升机作为可以垂直起降的飞行器，相比于固定翼飞机，往往需要执行各类复杂地形环境下的任务 (如山区救援、地形勘察等)。然而，传统的直升机起落架，结构相对固定，地形适应能力不足，需要提前在复杂地形上修建停机坪。为进一步提高直升机的地形适应能力，国内外开展了自适应起落架的研究。自适应起落架是一种可以被动或主动根据地形条件改变结构姿态的起落架，保证了直升机在崎岖不平或倾斜的地面着陆时能够保持机体的水平平稳[1-2]。现有的自适应起落架的相关研究主要应用于小型无人机上，多采用电机驱动。Stolz 等[3]提出了一种自适应起落架，由 4 条支撑腿组成，每条腿有一个自由度，总质量被最小化，驱动由电机和制动器并联执行，减轻了电机在硬着陆时的大冲击载荷。Boix 等[4]提出了一种利用比例铰接式机械臂起落架研究直升机在不平整地面着陆的方法，建立了一种适用于不同地面条件的铰接式机械臂起落架的数学模型，并提出了一种基于推力控制器和液位控制器的地面相互作用模型。也有少数关于直升机自适应起落架的研究，贾拴立[5]设计了一种直升机的自适应起落架，采用 4 腿铰链式结构，并对其进行了运动学分析，给出了起落架降落控制策略。李国新[6]设计了一种直升机前三点铰链式自适应起落架，采用电机驱动并进行了全机模拟降落试验。单个支撑腿的结构采用串联的较多[7]。

直升机为满足抗坠毁着陆要求，一般采用机身、座椅和起落架的抗坠毁设计[8]。而起落架的抗坠毁设计，在结构设计上，有所突破的是采用多级

收稿日期：2021-06-29；**录用日期**：2021-08-08；**网络出版时间**：2021-09-09 09:46
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210908.1748.001.html
基金项目：国家自然科学基金 (51905264,52275114)；中国博士后科学基金 (2021M691565)；南京航空航天大学前瞻布局科研专项资金；中央高校基本科研业务费专项资金 (NT2021004)；航空科学基金 (202000410520002)；江苏高校优势学科建设工程资助项目

* **通信作者**. E-mail：wei_xiaohui@nuaa.edu.cn

引用格式：孙浩，尹乔之，魏小辉，等. 新型自适应起落架的单支腿落震性能研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2023，49（4）：990-998.
SUN H，YIN Q Z，WEI X H，et al. Research of single leg drop performance of new adaptive landing gear [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49（4）：990-998 （in Chinese）.

缓冲器设计, 多级缓冲系统一般用多种蜂窝铝缓冲材料或者一种蜂窝铝材料搭配油气缓冲器等。黎永平[9]给出了一种两级缓冲器设计的起落架, 并研究了多种金属缓冲器的效果。其中, 多级缓冲器设计在月球探测器上使用较多[10-11], 林轻等[12]给出了一种运载器的耐坠毁缓冲装置的设计与优化。为提高缓冲器对不同载荷的适应能力, 磁流变缓冲器因其阻尼力可调的特点[13-14], 受到广泛的研究。刘学翱等[15]结合响应面模型与蒙特卡罗法, 对磁流变缓冲器进行了缓冲性能参数优化。

目前研究的自适应起落架主要应用于小型无人机上, 对于应用于直升机上的自适应起落架研究较少, 并且主要集中于着陆后起落架适应地形时的稳定与控制问题。由于目前自适应起落架的缓冲系统比较简单, 缺少针对着陆时起落架落震缓冲性能的相关研究。本文针对可用于直升机的自适应起落架的落震性能开展研究。

基于目前研究的自适应起落架构型, 为实现更好的稳定性, 本文整体采用 4 足腿式布局。基于目前研究的起落架缓冲器, 为使起落架具备耐坠毁能力, 采用两级缓冲器设计。由于铝蜂窝缓冲材料用于耐坠毁缓冲器时不可重复使用[16]的问题, 设计油气缓冲器来吸收抗坠毁时的着陆能量。由于磁流变缓冲器阻尼力可调、缓冲效率高的优势, 设计磁流变缓冲器来吸收常规着陆时的能量。为了结构的轻量化, 单个支撑腿采用了缓冲作动行走一体化设计, 将油气缓冲器与作动筒设计为一体化构件, 并且设计磁流变缓冲器为行走机构的小腿构件。

本文设计了一种新型自适应起落架, 并对其构型及不同工况下落震缓冲和落震前自适应地形调节姿态的工作原理进行了详细阐述。在此基础上建立了起落架动力学模型, 并对两级缓冲器的落震过程进行了受力分析。为验证起落架的地形适应能力和抗坠毁能力, 通过多个速度和多个姿态下的落震仿真与落震试验, 对不同工况下起落架的落震缓冲性能进行了研究。

1　自适应起落架设计和工作原理

本文设计了一种新型缓冲作动行走一体化自适应起落架, 如图 1 所示。采用 4 足腿式结构, 4 个支撑腿相对于直升机的重心位置中心对称分布, 4 个支撑腿的结构完全相同。单个起落架支撑腿的结构如图 2 所示, 主要由磁流变缓冲器、摇臂、小作动筒、油气缓冲器和大作动筒组成。其中, 油气缓冲器和大作动筒采用一体化设计, 同时具备作动筒和缓冲器的功能。自适应起落架通过 2 个作动筒的主动驱动来调节姿态, 实现了根据地形条件自适应调节姿态的功能, 保证着陆时 4 个支撑腿同时着地, 机体保持水平。



图 1　装有新型自适应起落架的直升机

Fig. 1　A helicopter equipped with a new adaptive landing gear

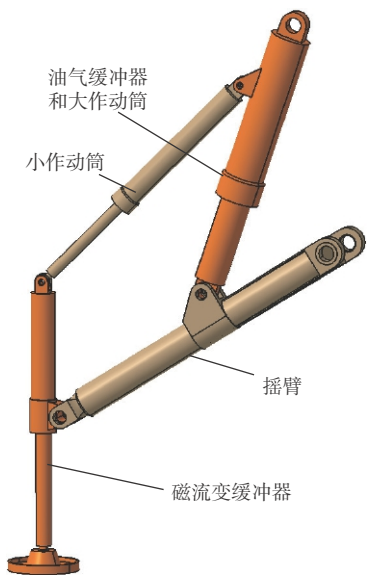


图 2　自适应起落架的单个支撑腿结构模型

Fig. 2　Single leg structure model of adaptive landing gear

具体工作原理为: 自适应起落架的每个支撑腿有 2 个液压作动筒作为 2 个主动自由度, 单个支撑腿的大作动筒和小作动筒外侧分别安装有位移传感器, 足垫底部装有激光雷达。在各类斜坡和崎岖地形降落时, 足垫底部的激光雷达将地面信息传输给控制盒, 位移传感器将当前起落架 4 个支撑腿的姿态信息传输给控制盒。控制盒将控制信号传递给液压阀, 驱动大小液压作动筒改变长度, 主动调节起落架姿态, 并根据位移传感器和激光雷达采集的信息形成负反馈控制, 使得起落架 4 个支撑腿足垫距离地面高度一致, 保证 4 个支撑腿足垫同时着陆接地, 机体能够以水平姿态完成着陆。起落架的多级缓冲系统可以应对不同的着陆速度, 在常规的 2 m/s 着陆速度下, 磁流变缓冲器吸收能量, 2 个作动筒通过关闭液压阀保持作动筒锁死, 并且设计油气缓冲器的初始空气弹簧力大于 2 m/s 着陆速度下的着陆载荷, 因此油气缓冲器不压缩吸收能量; 在

6 m/s着陆速度下，地面载荷超过了油气缓冲器的初始弹簧力，油气缓冲器和磁流变缓冲器共同吸收能量。

2 自适应起落架落震动力学建模

2.1 多级缓冲器受力分析

对自适应起落架进行落震动力学建模，首先需要对其进行受力分析。自适应起落架采用磁流变缓冲器作为1级缓冲器，油气缓冲器作为2级缓冲器。在2 m/s着陆速度和6 m/s着陆速度2种工况下落震时，自适应起落架的受力情况有所不同。

在2 m/s着陆速度下落震时，足垫先接触地面，地面载荷传递到磁流变缓冲器活塞杆端，大于其初始空气弹簧力，磁流变缓冲器发生压缩，受到的空气弹簧力增大，并随着压缩过程受到磁流变液阻尼力。在该工况下，传递到油气缓冲器活塞杆端的载荷小于其初始空气弹簧力，油气缓冲器不发生压缩，因此受到的空气弹簧力保持初始值不变，且没有阻尼力。

在6 m/s着陆速度下落震时，足垫先接触地面，地面载荷传递到磁流变缓冲器活塞杆端，大于其初始空气弹簧力，磁流变缓冲器发生压缩，受到的空气弹簧力增大，并随着压缩过程受到磁流变液阻尼力。在该工况下，传递到油气缓冲器活塞杆端的载荷大于其初始空气弹簧力，油气缓冲器发生压缩，因此受到的空气弹簧力增大，并受到油液阻尼力。

2个工况下，磁流变缓冲器和油气缓冲器都在活塞杆行程小于初始值和大于最大值时受到活塞杆和外筒之间接触产生的结构限制力。

2.1.1 磁流变缓冲器受力分析

磁流变缓冲器的支柱力分为阻尼力、空气弹簧力和结构限制力。其中，阻尼力采用多项式模型，表达式为

$$F_{\mathrm{mh}}=\sum_{i=0}^{n}a_i v^2 \tag{1}$$

式中：a_i为曲线拟合的多项式系数，kg/m；v为活塞的速度，m/s；n为多项式拟合的阶数。

空气弹簧力的表达式为

$$F_{\mathrm{ma}}=A_{\mathrm{m}}P_{\mathrm{m0}}\left(\frac{V_{\mathrm{m0}}}{V_{\mathrm{m0}}-A_{\mathrm{r}}x}\right)^{k} \tag{2}$$

式中：A_{m}为浮动活塞的截面面积，m^2；P_{m0}为磁流变缓冲器气腔初始填充压强，Pa；V_{m0}为磁流变缓冲器气腔的初始体积，m^3；A_{r}为活塞杆的截面面积，m^2；k为气体膨胀系数；x为活塞杆的位移，m。

结构限制力的表达式为

$$F_{\mathrm{s1}}=\begin{cases}K_{\mathrm{s1}}x & x<0\\ 0 & 0\leqslant x\leqslant x_{\max}\\ K_{\mathrm{s1}}(x-x_{\max}) & x>x_{\max}\end{cases} \tag{3}$$

式中：K_{s1}为磁流变缓冲器接触刚度，N/m；$x_{\max}$为磁流变缓冲器活塞杆最大位移，m。

2.1.2 油气缓冲器受力分析

油气缓冲器的支柱力分为油液阻尼力、空气弹簧力和结构限制力。

油液阻尼力的表达式为

$$F_{\mathrm{h}}=\frac{\rho A_{\mathrm{i}}^3\dot{u}}{2C_{\mathrm{d}}^2A_{\mathrm{d}}^2}|\dot{u}| \tag{4}$$

式中：ρ为油液密度，$\mathrm{kg/m}^3$；A_{i}为活塞杆的内部截面面积，m^2；$\dot{u}$为油气缓冲器压缩速度，m/s；C_{d}为油液缩流因数；A_{d}为油孔面积，m^2。

空气弹簧力的表达式为

$$F_{\mathrm{sa}}=A_{\mathrm{s}}\left[P_{\mathrm{s0}}\left(\frac{V_{\mathrm{s0}}}{V_{\mathrm{s0}}-A_{\mathrm{s}}u}\right)^{\gamma}-P_{\mathrm{atm}}\right] \tag{5}$$

式中：A_{s}为油气缓冲器活塞工作面积，m^2；P_{s0}为油气缓冲器气腔初始填充压强，Pa；V_{s0}为油气缓冲器气腔的初始体积，m^3；u为油气缓冲器压缩量，m；P_{atm}为标准气压，Pa；γ为多变指数。

结构限制力的表达式为

$$F_{\mathrm{s2}}=\begin{cases}K_{\mathrm{s2}}u & u<0\\ 0 & 0\leqslant u\leqslant u_{\max}\\ K_{\mathrm{s2}}(u-u_{\max}) & u>u_{\max}\end{cases} \tag{6}$$

式中：K_{s2}为油气缓冲器接触刚度，N/m；$u_{\max}$为油气缓冲器最大压缩量，m。

2.2 落震动力学建模

如图3所示，在建立自适应起落架落震动力学模型时，首先，将CATIA中设计的起落架数字化样机导入LMS Virtual.Lab Motion中，建立起落架之间的运动副，缓冲器的外筒与活塞之间采用移动副，作动筒的外筒与活塞之间采用移动副，缓冲器、摇臂、作动筒、机身之间采用转动副连接。其次，根据缓冲器支柱力的模型，建立油气缓冲器和磁流变缓冲器的支柱力。然后，建立足垫与地面之间的接触约束，采用足垫底面设置多个点约束来模拟足垫与地面的接触力。

最后，根据投放高度和投放质量的能量公式计算出起落架落震试验时的投放高度与投放质量：

$$h=\frac{v_{\mathrm{i}}^2}{2g} \tag{7}$$

$$W=P_{\mathrm{eq}}\left[\frac{h}{h+y_{\mathrm{c}}}\right] \tag{8}$$

式中：v_{i}为着陆速度，m/s；P_{eq}为起落架当量质量，kg；y_{c}为重心相对位移，m。

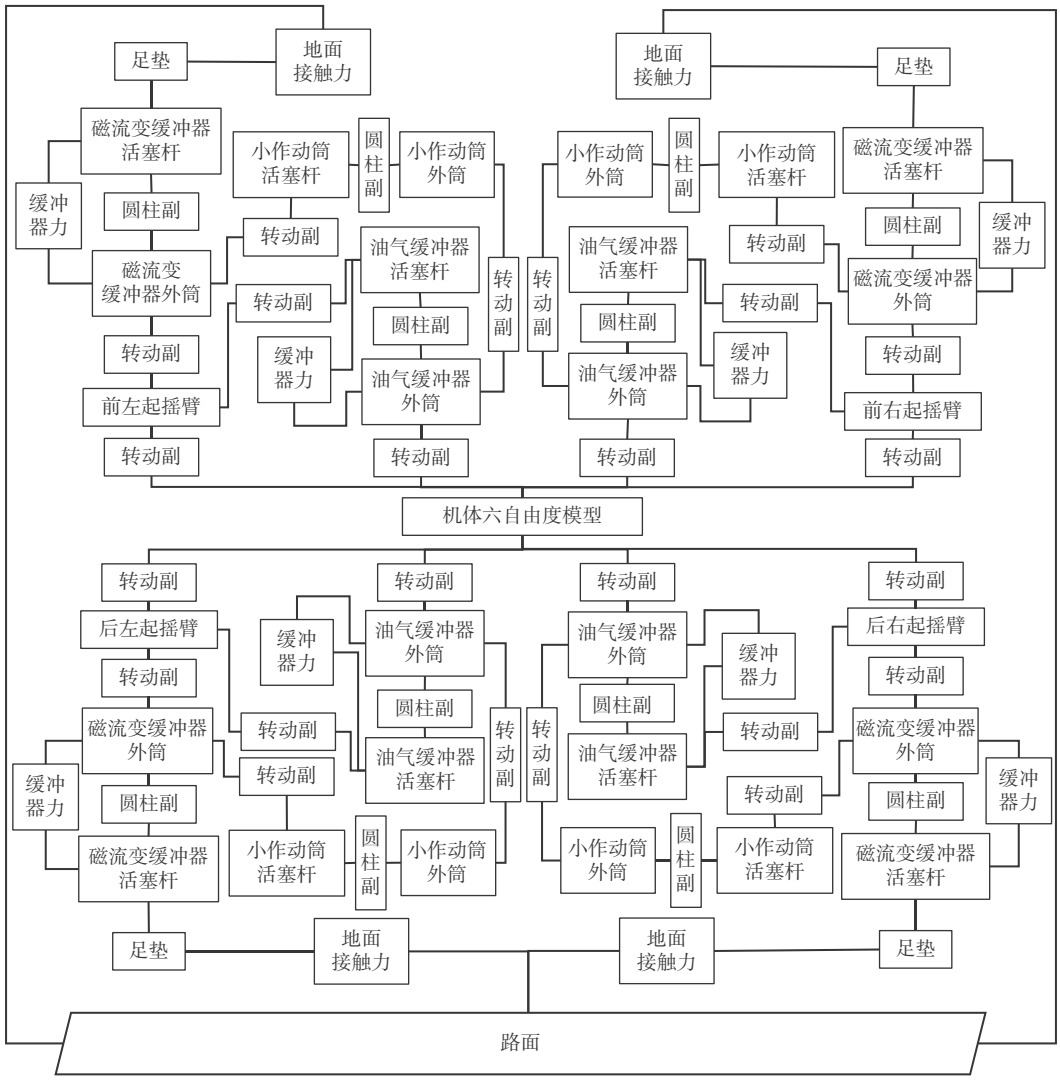


图 3　自适应起落架仿真建模框架

Fig. 3　Adaptive landing gear simulation modeling framework

在完成落震试验之后, 对落震数据进行采集, 并通过系统功量和缓冲效率 2 项指标来评价起落架的落震性能。

系统功量的表达式为

$$A_x = \int_0^{Y_{c\max}} F_y \mathrm{d}y_c \tag{9}$$

式中: F_y为地面垂向载荷, kN; $Y_{c\max}$为重心位移的最大值, mm。

缓冲效率的表达式为

$$\eta = \frac{A_x}{F_{y\max} Y_{c\max}} \tag{10}$$

式中: $F_{y\max}$为地面垂向载荷的最大值, kN。

3　自适应起落架落震试验

在起落架落震试验台完成多个工况下的起落架单支撑腿落震试验, 图 4 和图 5 分别为起落架落震试验设计图与现场图。

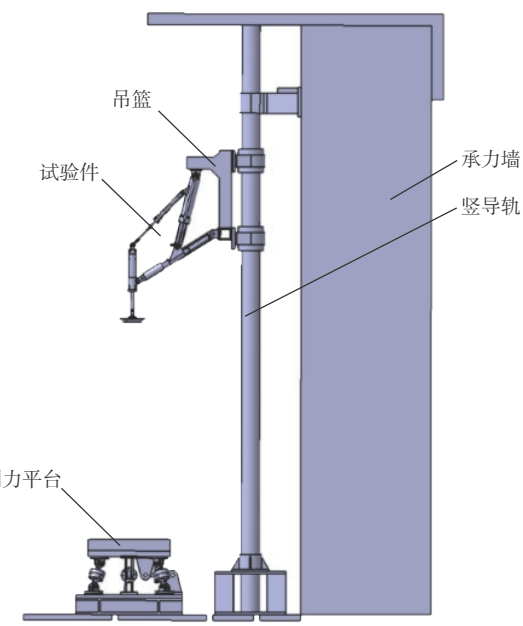


图 4　自适应起落架落震试验设计图

Fig. 4　Design of adaptive landing gear drop test

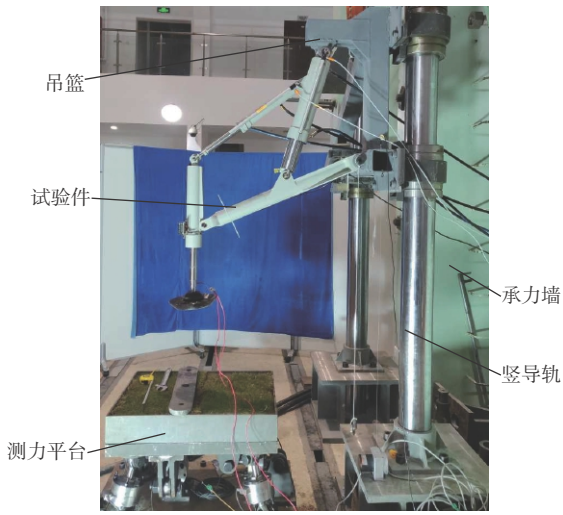


图 5 自适应起落架落震试验现场图

Fig. 5 Site diagram of adaptive landing gear drop test

试验台主体包括承力墙、竖导轨、吊篮、测力平台。样机通过螺栓和吊篮固定，吊篮通过轴承可以在竖导轨上滑动，模拟了垂直着陆运动。

搭建的六维测力平台由 6 个载荷传感器组成，能够测量解算得到平台所受载荷，并且测力平台的台面通过铺层泥土沙石草皮模拟了实际的路面情况。

在油气缓冲器和小作动筒外侧通过两端鱼眼轴承固定了拉杆式位移传感器，可以测量得到油气缓冲器、大作动筒和小作动筒的位移量。在磁流变缓冲器外筒通过支架装有激光位移传感器，测量磁流变缓冲器的位移。

在吊篮下端平面和地面之间装有拉绳式位移传感器，测量吊篮的位移。吊篮上装有加速度传感器测量吊篮加速度。

设计了满足功能的液压油源系统，由油源、开关阀、伺服阀、压力表等组成。通过伺服阀调控油量，调节大小作动筒调节姿态的速度，通过开关阀来锁定油路使得大小作动筒位置保持固定，进而保证着陆前起落架的姿态锁定。设计的控制台由电源、控制板、计算机组成。由控制板和计算机来调控起落架的姿态调节，电源给控制板供电外，还给磁流变缓冲器供电，并通过调节电流大小改变其缓冲性能。最终，所有的试验数据通过动态信号测试分析系统采集、处理并保存。

4 自适应起落架落震仿真与试验结果分析

起落架设计工况包括着陆下沉速度 2 m/s 的自适应落震工况和下沉速度 6 m/s 的耐坠毁落震工况，2 种工况下的投放高度和投放质量如表 1 所示。

在 2 个工况中，磁流变缓冲器和油气缓冲器的仿真参数保持不变，如表 2 所示。

表 1 落震参数

Table 1 Drop test parameter

着陆速度/(m·s^{-1})	投放高度/mm	投放质量/kg
2	204.08	314.07
6	1 836.73	403.48

表 2 缓冲器填充参数

Table 2 Buffer filling parameter

缓冲器	气腔初始压强/MPa	气腔初始体积/mm^3	油孔面积/mm^2
磁流变缓冲器	0.4	214 884.94	
油气缓冲器	4	926 421.90	82.19

4.1 着陆速度 2 m/s 时多种姿态的落震曲线对比分析

自适应起落架能够针对不同地形来调整姿态，在 LMS Virtual Lab Motion 中对处于不同姿态的起落架分别进行了落震仿真，并进行了不同姿态下的落震试验。以摇臂上下两端铰接点之间的垂直高度 h 来命名起落架不同姿态，如图 6 所示，并选取了 0 mm、100 mm、200 mm、300 mm、400 mm 和 500 mm 等 6 个姿态进行仿真。

进行落震试验时，起落架的不同姿态示意图如图 7 所示。

图 8 为 2 m/s 着陆速度下的仿真与试验系统功量曲线。该仿真结果表明，不同姿态下，起落架功量图一致，地面载荷一致，因此磁流变缓冲器吸收功量的情况一致。

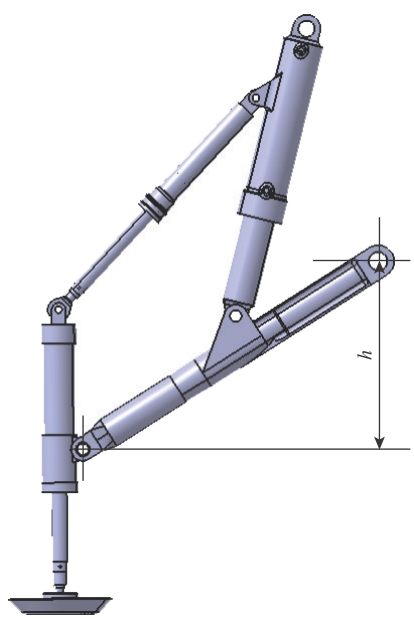
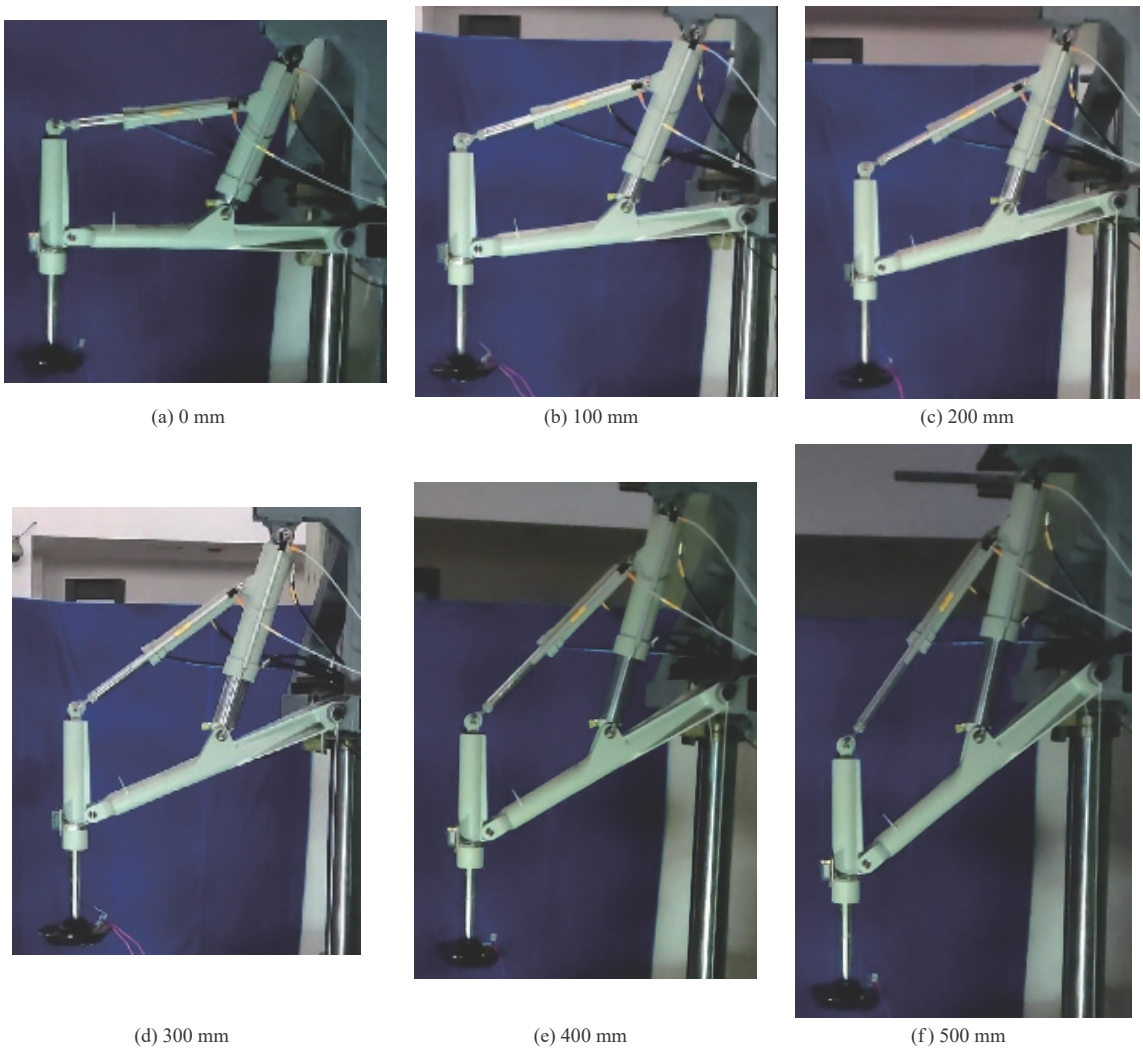


图 6 起落架单个支撑腿姿态示意图

Fig. 6 Attitude diagram of landing gear single leg



(a) 0 mm　(b) 100 mm　(c) 200 mm

(d) 300 mm　(e) 400 mm　(f) 500 mm

图 7　起落架单支腿不同姿态实验图

Fig. 7　Test diagram of landing gear single leg in different attitudes

试验曲线基本符合仿真结果, 因为试验中摩擦力的存在, 从 0～500 mm 这 6 个姿态, 足垫距离滑轨的垂向距离逐渐减小, 所以着陆时地面载荷作用在滑轨上的弯矩逐渐减小, 滑轨产生的摩擦力逐渐减小, 摩擦力消耗的能量也减小, 试验得到的各姿态下的功量图符合该趋势。

试验中, 在 2 m/s 着陆速度下, 地面载荷传递到油气缓冲器活塞杆处的力小于油气缓冲的初始弹簧力, 因此油气缓冲器的行程基本为 0, 没有吸收能量。磁流变缓冲器单独吸收能量, 对磁流变缓冲器工作区域内活塞杆与外筒的间隙采用变间隙设计, 使磁流变液流过间隙时产生的阻尼力保持稳定, 因此地面载荷快速上升后保持在稳定的数值, 能量吸收效率大于 85%, 符合缓冲器特性。

由于吊篮和起落架的柔性, 试验曲线存在振动引起的数值波动; 由于滑轨的摩擦力, 存在一定的能量耗散, 试验数据有一定的误差。试验曲线和仿真曲线的误差在 10% 以内。因此在不同姿态下, 2 m/s 速度正常着陆时, 起落架都有良好的缓冲性能。

4.2　着陆速度 6 m/s 时落震曲线分析

除了 2 m/s 速度下的常规着陆工况, 起落架还要应对抗坠毁着陆工况, 该工况下着陆速度为 6 m/s。坠落着陆时来不及调整起落架姿态, 以常用姿态进行着陆。认为 400 mm 姿态为该起落架的常用姿态, 进行了 400 mm 姿态时 6 m/s 着陆速度的落震试验, 图 9 为仿真与试验系统功量图。

因为该工况下地面载荷传递到油气缓冲器活塞杆的力大于其初始空气弹簧力, 所以油气缓冲器行程压缩吸收能量。即在 6 m/s 落震时, 磁流变缓冲器和油气缓冲器共同吸收能量。

从系统功量图中可以看出, 地面载荷呈现多段的变化趋势: ①磁流变缓冲器先发生压缩, 地面载荷快速上升并保持稳定, 与 2 m/s 落震时相似, 符合磁流变缓冲器单独压缩时的缓冲特性。②传递到油气缓冲器的载荷大于初始弹簧力, 油气缓冲器和磁流变缓冲器一起压缩, 油气缓冲器和磁流变缓冲器刚度串联, 整体刚度减小, 地面载荷骤减。随着压缩过程进行, 速度减小, 油气缓冲器的阻尼力减

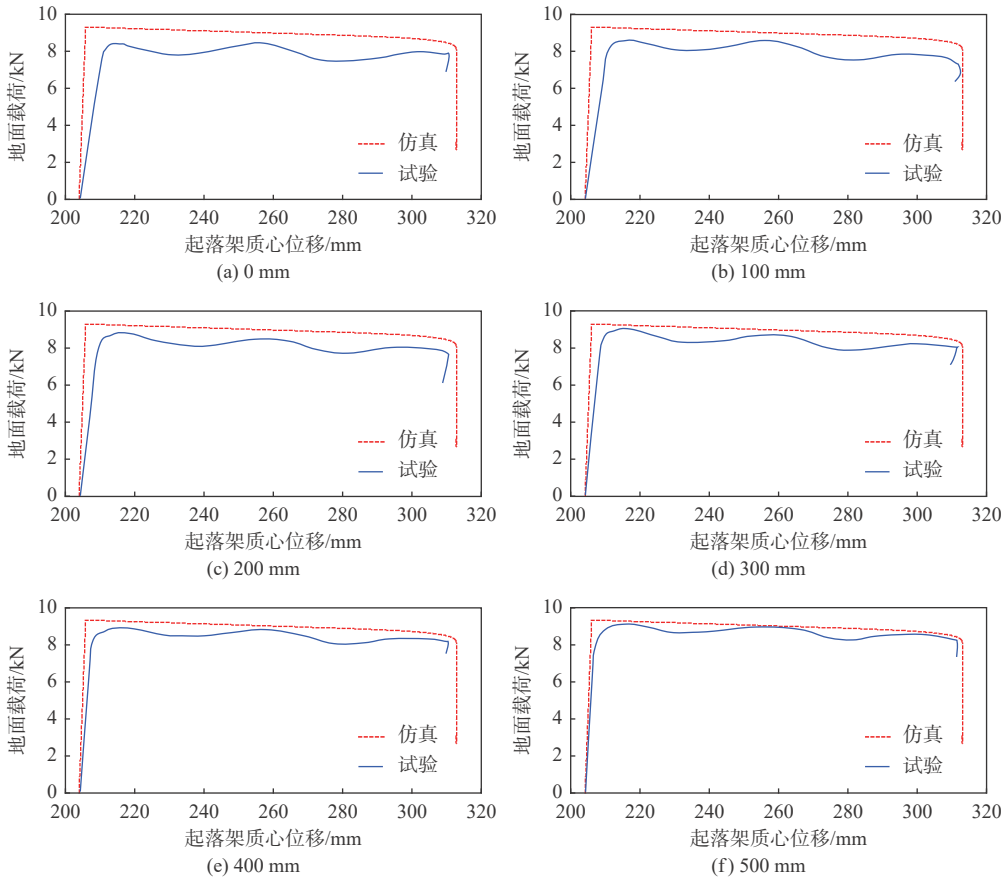


图 8 2 m/s 着陆速度下各姿态的仿真与试验系统功量图

Fig. 8 System work in simulation and test with 2m/s landing velocity in different attitudes

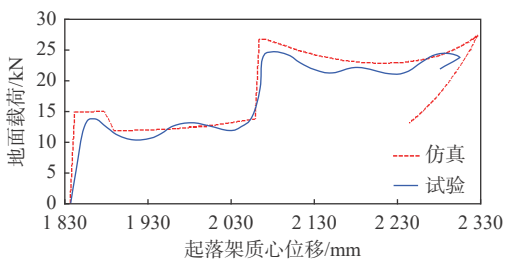


图 9 6 m/s 着陆速度下的仿真与试验系统功量

Fig. 9 System work in simulation and test with 6 m/s landing velocity

小弹簧力增大，支柱力基本保持不变，因此地面载荷也保持稳定。③磁流变缓冲器压缩到底停止，油气缓冲器继续压缩，整体刚度增大近似为油气缓冲器刚度，地面载荷快速上升，达到支柱力最大值后，阻尼力减小，弹簧力增大，支柱力略微下降后又上升，保持在较高值。

6 m/s 落震缓冲过程的能量吸收效率在 75% 左右。由于吊篮和起落架的柔性，试验曲线存在振动引起的数值波动，由于滑轨的摩擦力，存在一定的能量耗散，试验数据有一定的误差。试验曲线和仿真曲线的误差在 15% 以内，证明建立的自适应智能起落架的多体动力学模型能够有效地模拟落震试验，仿真结果可靠。

5 结 论

1）设计了一种具有两级缓冲系统的新型缓冲作动行走一体化自适应起落架，相比于传统的起落架具备了主动作动的行走能力。

2）进行了不同姿态下的 2 m/s 着陆速度的落震仿真，起落架缓冲效率达到 85% 以上，表明自适应起落架在多种姿态下都能有较好的缓冲性能，证明了其相比于传统起落架，具备主动调节姿态并安全着陆的地形适应能力。

3）进行了不同姿态下的 2 m/s 着陆速度的落震试验，试验结果表明，相比于传统起落架，新型自适应起落架为多节铰链式结构，具有更大的柔性，使得落震载荷产生波动并降低了缓冲效率。

4）进行了 6 m/s 着陆速度下的落震仿真与试验，系统缓冲效率达到了 75%，落震试验后样机无损伤，证明了采用两级缓冲器设计的自适应起落架，具有一定的耐坠毁性。

5）新型自适应起落架单支撑落震性能研究，为后续的自适应起落架落震性能研究提供了一定的参考，并为自适应起落架在直升机上应用起到了推动作用，提高了直升机的地形适应能力与执行任务的灵活性。

参考文献（References）

[1] 王晓晖, 南英. 基于仿生的适于特殊地形的直升机起落架设计[J]. 飞机设计, 2014, 34(4): 46-48.
WANG X H, NAN Y. Helicopter landing gear design for special terrain based on bionics[J]. Aircraft Design, 2014, 34(4): 46-48(in Chinese).

[2] 任佳, 王计真, 刘小川. 复杂地形条件下的着陆设计与控制仿真[J]. 航空科学技术, 2020, 31(9): 84-90.
REN J, WANG J Z, LIU X C. Landing design and control simulation in complex terrain conditions[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(9): 84-90(in Chinese).

[3] STOLZ B, BRÖDERMANN T, CASTIELLO E, et al. An adaptive landing gear for extending the operational range of helicopters [C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1757-1763.

[4] BOIX D M, GOH K, MCWHINNIE J. Modelling and control of helicopter robotic landing gear for uneven ground conditions[C]// Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS). Piscataway: IEEE Press, 2017: 60-65.

[5] 贾拴立. 直升机自适应性机器起落架设计与分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020: 20-25, 36-53.
JIA S L. Design and analysis of adaptive and robotic landing gear of helicopter[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020: 20-25, 36-53(in Chinese).

[6] 李国新. 舰载直升机自适应起落架关键技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019: 23-40.
LI G X. Research on key technologies of adaptive landing gear of shipborne helicopters[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019: 23-40(in Chinese).

[7] 田兴华, 高峰, 陈先宝, 等. 四足仿生机器人混联腿构型设计及比较[J]. 机械工程学报, 2013, 49(6): 81-88.
TIAN X H, GAO F, CHEN X B, et al. Mechanism design and comparison for quadruped robot with parallel-serial leg[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(6): 81-88(in Chinese).

[8] 马登武, 叶文, 丁春全. 武装直升机抗坠毁技术研究[J]. 航空科学技术, 2005, 16(5): 33-36.
MA D W, YE W, DING C Q. Study of the crash protection technology for the armed helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2005, 16(5): 33-36(in Chinese).

[9] 黎永平. 新型组合缓冲器设计及其耐坠毁性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 20-32.
LI Y P. Design of a new type of composite shock absorber and study on its crashworthiness[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 20-32(in Chinese).

[10] 雷波, 张明, 岳帅. 可重复使用运载器的耐坠毁缓冲装置的设计优化[J]. 宇航学报, 2019, 40(9): 996-1005.
LEI B, ZHANG M, YUE S. Design and optimization of a crashworthy damper used for reusable launch vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(9): 996-1005(in Chinese).

[11] 梁东平, 柴洪友, 曾福明. 月球着陆器着陆腿非线性有限元建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(1): 11-15.
LIANG D P, CHAI H Y, ZENG F M. Nonlinear finite element modeling and simulation for landing leg of lunar lander[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(1): 11-15(in Chinese).

[12] 林轻, 聂宏, 陈金宝, 等. 月球着陆器软着陆冲击仿真[J]. 中国空间科学技术, 2011, 31(5): 70-75.
LIN Q, NIE H, CHEN J B, et al. Soft landing impact simulation of lunar lander[J]. Chinese Space Science and Technology, 2011, 31(5): 70-75(in Chinese).

[13] 欧阳青, 李赵春, 郑佳佳, 等. 多阶并联式磁流变缓冲器可控性分析[J]. 浙江大学学报(工学版), 2017, 51(5): 961-968.
OUYANG Q, LI Z C, ZHENG J J, et al. Controllability characteristics of magnetorheological damper with multi-stage parallel coil under impact load[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2017, 51(5): 961-968(in Chinese).

[14] 王加刚, 余永刚, 廖昌荣, 等. 考虑边界滑移和惯性效应的磁流变液缓冲器特性分析[J]. 兵工学报, 2018, 39(4): 672-680.
WANG J G, YU Y G, LIAO C R, et al. Characteristic analysis of magneto-rheological fluid damper considering slip boundary and inertial effect[J]. Acta Armamentarii, 2018, 39(4): 672-680(in Chinese).

[15] 刘学翱, 吴宏宇, 王春洁, 等. 着陆器变阻尼缓冲器性能分析及参数优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10): 2149-2155.
LIU X A, WU H Y, WANG C J, et al. Performance analysis and parameter optimization of lander with variable damping buffer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2149-2155(in Chinese).

[16] 陈金宝, 钱佳程, 贾山, 等. 新型多级铝蜂窝缓冲器的缓冲性能研究与分析[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(S1): 1-6.
CHEN J B, QIAN J C, JIA S, et al. Research and analysis of cushioning performance of new multistage aluminum honeycomb buffer[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(S1): 1-6(in Chinese).

Research of single leg drop performance of new adaptive landing gear

SUN Hao[1, 2, 3], YIN Qiaozhi[1, 2, 3], WEI Xiaohui[1, 2, 3, *], CHEN Shuai[1, 2, 3], NIE Hong[1, 2, 3]

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For the problem of inadequate terrain adaptability caused by the fixed structure of traditional helicopter landing gears, a new landing gear integrated for buffering actuation and walking with two stage buffering system was designed. The buffering function under multiple conditions was realized, the magnetorheological damper works to realize function in the conventional landing; the magnetorheological buffer and the oil-gas buffer work together to realize crashworthiness under the dangerous condition. A drop simulation model was established in the multibody dynamics software LMS Virtual.Lab Motion. The adaptive landing gear can adjust attitudes by two hydraulic actuating cylinders. The drop simulation analysis of the normal condition and the crash-resistant condition was carried out, and the buffer parameters were designed according to simulation data., the drop test was carried out under various conditions. Compared with the test and simulation results, the results show that the system's buffering efficiency reached 85% and 75% respectively at two landing speeds. The adaptive landing gear can adjust to different attitudes actively, and it has good buffering performance at each attitude and a crashworthiness ability. The fact that the simulation and test findings were in agreement shows how well the multi-body dynamic model of the landing gear simulates the drop process.

Keywords: adaptive landing gear; multistage buffering system; crashworthiness; multibody dynamics; drop test

Received: 2021-06-29; **Accepted**: 2021-08-08; **Published Online**: 2021-09-09 09:46

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210908.1748.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51905264,52275114); China Postdoctoral Science Foundation (2021M691565); Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Prospective Layout Special Found for Scientific Research; The Fundamental Research Funds for the Central Universities (NT2021004); Aeronautical Science Foundation of China (202000410520002); A Project Funded by the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

* **Corresponding author**. E-mail: wei_xiaohui@nuaa.edu.cn

《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 405,407 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

《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

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49卷 第4期　2023年4月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.49 No.4　April 2023

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　　国内定价：50.00元／期

ISSN 1001-5965