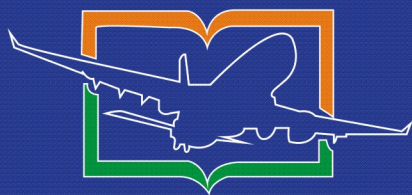


西北工业大学 | 中国航空学会

国际标准连续出版物号: ISSN 1674-8190

国内统一连续出版物号: CN 61-1479/V



# 航空工程进展

Advances in Aeronautical Science and Engineering

## 第三届飞行器服役（作战）完整性学术会议专栏

- ◎ 军用飞机气动完整性研究
- ◎ 融合多源异构数据的飞机故障诊断方法研究进展
- ◎ 基于神经网络的飞机关键结构载荷预测方法研究
- ◎ 模块化机翼初步结构设计方法
- ◎ 考虑连接的一体化机翼传力分析方法与结构设计
- ◎ 航空复合材料干涉连接结构湿热服役力学性能研究



2025.02

第16卷 第1期  
Vol.16 No.1

ISSN 1674-8190



荷兰《文摘与引文数据库》(Scopus)

中国科技核心期刊

中国科学引文数据库(CSCD)来源期刊

瑞典开放存取期刊目录(DOAJ)收录期刊

日本科学技术振兴机构数据库(JST)来源期刊



# 飞行器基础布局全国重点实验室简介

飞行器基础布局全国重点实验室于2024年1月获批重组建设，由西北工业大学和中航工业第一飞机设计研究院联合共建，主任为运20总师唐长红院士。实验室前身是1992年由乔志德教授和周新海教授牵头成立的翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室。实验室定位于飞行器型号研制之前的基础布局研究，成体系开展“先进翼型”“布局原理”“耦合分析”“先导验证”等基础研究、应用基础研究、前沿技术探索 and 关键技术攻关。

实验室现有固定人员246人，其中院士2人，国家/行业领军人才25人，国家级青年人才/行业骨干20人。建有亚洲最大低速翼型风洞和国内首座增压连续式高速风洞、铁鸟综合试验台等大型试验设施，低湍流度风洞、低速声学风洞、多功能超声速风洞等基础研究试验设施，以及多学科设计优化平台、飞行控制系统试验器、模拟座舱系统等大型软件系统。

30多年来，实验室始终伴随并支撑着同时期国家重大飞行器型号发展，开创了基础布局研究的多个第一。建立并发布第一个中国翼型谱系及数据库，发展出我国第一个超临界翼型、层流翼型和多段翼型等；突破“抬式/鸭式布局”“双三角翼布局”“超临界机翼布局”“翼身融合布局”“仿生扑翼布局”等布局原理，创造中国航空史多个第一。实验室的创新研究、型号贡献和人才培养等一批高水平成果，多次受到央视新闻联播以及央视中文国际频道、军事频道和科教频道等节目和媒体报道。



飞行器基础布局全国重点实验室



亚洲最大低速翼型风洞NF-3



国内首座增压连续式高速风洞NF-6



低湍流度风洞



低速声学风洞





## 目次

### 综述

- 冲偏出跑道事件风险评估研究进展 ..... 赵丁仪, 齐心歌, 汪磊(1)
- 航空滑油磨粒在线监测技术研究进展 ..... 郑山红, 武海军, 李想有志, 郑云龙(9)

### 理论研究

- 分布式电推进短距起降飞机的总体参数优化 ..... 吕明浩, 余雄庆(18)
- 基于正交试验的混合翼无人机旋翼位置优化 ..... 王晓璐, 刘威威, 陈昌宁, 张一帆(26)
- 太阳能飞机全天巡航高度与翼载荷耦合参量敏感度分析 ..... 邱福生, 董翊行, 杜一鸣(37)
- 一种基于二维轨迹与时序重要点的飞机机动划分与识别方法  
..... 殷之平, 黄勇胜, 田珈玮, 曹善成(45)
- 四旋翼飞行器鲁棒自适应抗干扰姿态控制 ..... 李统帅, 陈龙胜, 彭云, 石童昕, 金飞宇(54)

### 工程应用

- GAW-1两段翼开缝气动特性的影响分析 ..... 张智昊, 郝礼书, 高永卫, 吕文豪(64)
- 倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术 ..... 李海麟, 司俊, 党轲鑫, 张伟, 刘龙飞, 王旭东(75)
- 基于滑移率的起落架起转回弹载荷分析 ..... 吴铭, 聂宏, 张明, 史夏正(82)
- 拼接式倾转双旋翼及其自抗扰飞行控制设计与实现 ..... 刘琨, 徐锦法(93)
- 视觉引导误差对自动着舰性能影响研究 ..... 甄冲, 曲晓雷, 王翼丰, 张宇翔, 韩凤鸣(101)
- 国产7050铝合金薄壁承力框车削变形预测研究 ..... 马秀伟, 胡越, 姚雯莉, 蒋睿嵩(108)
- 基于通用仿真框架的航空发动机性能建模研究 ..... 高扬, 王鑫, 刘振刚(117)
- 不同越障方式对起飞性能影响的实例分析 ..... 陈红英, 徐梦羽, 倪茂林(127)

### “第三届飞行器服役(作战)完整性学术会议”专栏

- 军用飞机气动完整性研究 ..... 张登成, 何宇廷, 李哲, 张腾, 张艳华(133)
- 融合多源异构数据的飞机故障诊断方法研究进展 ..... 马超, 邹子炀, 顾正柏, 赵树杰(139)
- 基于神经网络的飞机关键结构载荷预测方法研究 ..... 薛海峰, 张彦军, 宁宇(151)
- 模块化机翼初步结构设计方法 ..... 樊福磊, 李毅, 陈春颖, 贾兆虎(158)
- 考虑连接的一体化机翼传力分析方法与结构设计 ..... 隋国祥, 金海波(169)
- 航空复合材料干涉连接结构湿热服役力学性能研究 ..... 丘宏俊, 钟梓鹏, 梁卫颖, 刘超, 程秀全(177)





## **CONTENTS**

### **Review**

- Research progress analysis on risk assessment of runway excursion ..... ZHAO Dingyi, QI Xinge, WANG Lei ( 1 )  
Research progress on online monitoring technology of wear particles in aviation lubricating oil  
..... ZHENG Shanhong, WU Haijun, LI Xiangyouzhi, ZHENG Yunlong ( 9 )

### **Theoretical Research**

- Optimization for overall parameters of STOL aircraft with distributed electric propulsion  
..... LYU Minghao, YU Xiongqing ( 18 )  
Rotor position optimization of a hybrid configuration UAV based on orthogonal experiment  
..... WANG Xiaolu, LIU Weiwei, CHEN Changning, ZHANG Yifan ( 26 )  
The sensitivity analysis of coupling parameters between all-day cruise altitude and wing load of solar-powered aircraft  
..... QIU Fusheng, DONG Yihang, DU Yiming ( 37 )  
A novel aircraft maneuver division and recognition method based on 2D flight path and perceptually important point of  
time sequence ..... YIN Zhiping, HUANG Yongsheng, TIAN Jiawei, CAO Shancheng ( 45 )  
Adaptive robust anti-disturbance attitude control for quadrotors  
..... LI Tongshuai, CHEN Longsheng, PENG Yun, SHI Tongxin, JIN Feiyu ( 54 )

### **Engineering Application**

- Investigation on the influence of aerodynamic characteristics of GAW-1 two-element airfoil with slot  
..... ZHANG Zhihao, HAO Lishu, GAO Yongwei, LYU Wenhao ( 64 )  
The key technologies of tiltrotor pylon conversion actuator  
..... LI Hailin, SI Jun, DANG Kexin, ZHANG Wei, LIU Longfei, WANG Xudong ( 75 )  
Analysis of spin-up and spring back loads of landing gear based on slip rate  
..... WU Ming, NIE Hong, ZHANG Ming, SHI Xiazheng ( 82 )  
Design and implementation of a spliced tilting dual rotor and its LADRC flight control ..... LIU Kun, XU Jinfa ( 93 )  
Impact of visual guidance error on automatic carrier landing performance  
..... ZHEN Chong, QU Xiaolei, WANG Yifeng, ZHANG Yuxiang, HAN Fengming ( 101 )  
Research on prediction of turning deformation of domestic 7050 aluminum alloy thin-wall bearing frame  
..... MA Xiuwei, HU Yue, YAO Wenli, JIANG Ruisong ( 108 )  
Research on aero-engine performance modeling based on general simulation framework  
..... GAO Yang, WANG Xin, LIU Zhengang ( 117 )  
An example analysis of the effect of different obstacle-surmounting modes on take-off performance  
..... CHEN Hongying, XU Mengyu, NI Maolin ( 127 )

### **Special Column of 3th Academic Conference on Aircraft Operational Integrity**

- Research on aerodynamic integrity of military aircraft  
..... ZHANG Dengcheng, HE Yuting, LI Zhe, ZHANG Teng, ZHANG Yanhua ( 133 )  
Research progress of aircraft fault diagnosis method integrating multi-source heterogeneous data  
..... MA Chao, ZOU Ziyang, GU Zhengbo, ZHAO Shujie ( 139 )  
Research on loads prediction method of key structure of aircraft based on neural network  
..... XUE Haifeng, ZHANG Yanjun, NING Yu ( 151 )  
Preliminary structural design method for modular wing ..... FAN Fulei, LI Yi, CHEN Chunying, JIA Zhaohu ( 158 )  
Integrated wing force transmission analysis method and structural design considering connection  
..... SUI Guoxiang, JIN Haibo ( 169 )  
Study on mechanical properties of aeronautical composite material interference-fit structures in hygrothermal service  
..... QIU Hongjun, ZHONG Zipeng, LIANG Weiyong, LIU Chao, CHENG Xiuquan ( 177 )



文章编号: 1674-8190(2025)01-001-08

# 冲偏出跑道事件风险评估研究进展

赵丁仪<sup>1</sup>, 齐心歌<sup>1</sup>, 汪磊<sup>2</sup>

(1. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300)

(2. 中国民航大学 研究生院, 天津 300300)

**摘要:** 冲偏出跑道是位列第二的严重征候, 为降低其发生概率并减轻其影响, 国内外民航研究机构及相关研究人员针对冲偏出跑道事件的风险评估展开了诸多研究。目前的研究主要聚焦于以下关键致因因素: 不利的天气条件、跑道表面条件, 飞行员操作错误, 机械问题等, 相应的解决方案包括改善跑道维护情况、加强飞行员培训等。本文通过梳理国内外针对冲偏出跑道事件的研究工作进展, 总结其成果、指出其不足; 给出冲偏出跑道事件的风险影响因素, 研究冲偏出跑道风险预测和风险分析的方法, 并对未来的研究提出进一步探索思路。

**关键词:** 冲偏出跑道; 风险评估; QAR数据

**中图分类号:** V328; X951

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.01

## Research progress analysis on risk assessment of runway excursion

ZHAO Dingyi<sup>1</sup>, QI Xingge<sup>1</sup>, WANG Lei<sup>2</sup>

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

(2. Graduate School, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** Runway excursion ranks second among the most catastrophic symptoms. Research on the risk assessment of runway excursion has been done by domestic and international civil aviation research institutes, specialists, and academics in an effort to lessen both its likelihood and its effects. Several important contributing variables have been the subject of recent study, including unfavorable weather circumstances, runway surface conditions, pilot mistakes, and mechanical issues. These issues can be resolved by improving runway maintenance and improving pilot training. In this paper, the accomplishments and flaws are compiled by looking at the current designs of both domestic and international experts on the runway excursion occurrences. The techniques for predicting and analyzing the danger of a runway excursion are described, and suggestions for more research are made for future study.

**Key words:** runway excursion; risk assessment; quick access recorder data

收稿日期: 2023-09-11; 修回日期: 2024-02-17

基金项目: 中央高校基本科研业务费(KJZ53420210090); 民航局安全能力建设资金资助项目(KJZ49420210076)

通信作者: 齐心歌(1991—), 女, 博士, 讲师。E-mail: xgqi@cauc.edu.cn

引用格式: 赵丁仪, 齐心歌, 汪磊. 冲偏出跑道事件风险评估研究进展[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 1-8.

ZHAO Dingyi, QI Xingge, WANG Lei. Research progress analysis on risk assessment of runway excursion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 1-8. (in Chinese)



## 0 引言

冲偏出跑道是指在飞机起飞或者降落时,从跑道两侧偏离跑道表面或者从跑道末端冲出<sup>[1]</sup>。通过对世界各地发生的航空事件统计表明,约有 52% 的事件与跑道相关,其中 41% 的事件归属于冲偏出跑道,且大多数发生在飞机的着陆阶段<sup>[2-6]</sup>。国际民用航空组织(ICAO)将飞行事件划分为失事和事故两类。失事是指造成人员伤亡、飞机受到破坏或失踪等后果的事件;事故指严重程度不及失事,但直接威胁飞机安全操作和使用的事件。根据 ICAO 的统计数据显示,在 2022 年共有 10 起冲偏出跑道失事事件,导致 10 架飞机严重受损、损毁<sup>[7]</sup>。

根据国际航空运输协会(IATA)发布的 2023 年安全年报的数据统计可知:在 2012—2022 年间共发生了 125 起冲偏出跑道事件,其中有 8 起飞机失事事件,共造成 88 人死亡。2022 年的冲偏出跑道事件事故率为 0.22/百万航班,低于 2018—2022 年这 5 年冲偏出跑道事件事故率 0.27/百万航班的平均值,其中 98 架为客运航班,27 架为货运航班。2005—2022 年间,事故率在 2012 年和 2013 年呈现下滑态势,随后在 2014 年上升,后因为全球新冠肺炎疫情原因在 2019—2021 年呈现下滑态势<sup>[8]</sup>。

冲偏出跑道事故被列入 2023—2025 年版《全球航空安全计划》草案中的全球高风险类别事件类型<sup>[9]</sup>。综上,冲偏出跑道事件是一类高风险事件,对世界民航安全已经构成了严重的威胁,多会造成人员伤亡和机体受损等重大损失。全球因冲偏出跑道事件每年造成的经济损失在 9 亿美元左右<sup>[10]</sup>。

冲偏出跑道是一个复杂的问题,受到多方面因素的影响,目前的研究已经确定了几个关键因素,包括不利的天气条件、跑道道面条件、飞行员操作问题和机械问题等,已经有大量研究人员建立了冲偏出跑道的风险影响因素集,提出了改善跑道维护和加强飞行员培训等解决方案。要降低此类事件的影响,需要诸多方法来减少其发生频率。此外,疲劳驾驶等人为因素对飞行员操作性能影响的风险预测模型和风险评估模型,可以为冲偏出跑道事件提供预防措施并提高风险评估的准确性。最终,解决冲偏出跑道问题需要航空业利益相关者、政策制定者和研究人员之间的合作,以制定有效的干预措施,降低其发生的频率。

本文旨在对比国内外相关研究针对冲偏出跑道事件研究方向和内容不同,总结冲偏出跑道事件的风险因素,探讨深入研究冲偏出跑道风险预测和风险分析的方法,阐明并讨论目前研究的现状和对未来的研究提出进一步研究思路。

## 1 国外研究现状

针对冲偏出跑道事件,国外的研究方向多为量化分析,更侧重于具体场景更加有针对性的风险分析和适用范围更加广泛的风险预测模型。

根据 ICAO 发布的 2017—2022 年安全年报<sup>[7,11-15]</sup>的数据,统计发生冲偏出跑道事件最多的机型为波音 737 系列,其中波音 737-800 机型发生频数最大,共发生 7 起;其次是 737-400、757-200 分别发生 3 起和 2 起冲偏出跑道事故。空客 A319-100、A320 机型均发生过一次冲偏出跑道事件,如图 1 所示。

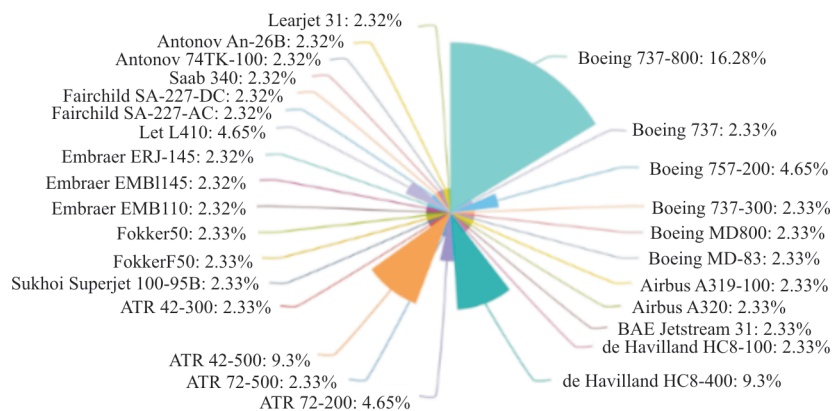


图 1 2017—2022 年发生冲偏出跑道事件机型占比饼图<sup>[7,11-15]</sup>

Fig. 1 Pie chart of aircraft types with runway excursion from 2017 to 2022<sup>[7,11-15]</sup>



## 1.1 针对特定机场和跑道的冲偏出跑道事件风险评估

美国联邦航空管理局(FAA)的一项研究<sup>[1]</sup>分析了1995—2007年间87起冲偏出跑道事件,发现最常见的原因是跑道污染、飞行员操作错误和飞机设备故障;该研究还提出了几种干预措施,如加强飞行员培训、改善跑道维护和优化机场设计,以预防和减轻飞机冲偏出跑道的影响。

Hong等<sup>[16]</sup>基于跑道安全区域相关事故的综合数据库,采用“RSA风险模型”估算某韩国机场冲出跑道的风险频率,并提出了将风险频率降低到合理可行的、尽可能低的替代方案。Di Mascio等<sup>[17]</sup>针对某一特定国际机场,评估不同区域的风险等级,从而达到预防事故的目的。Shao Q等<sup>[18]</sup>应用贝叶斯网络模型和误差修正模型提出了一种评价高原机场冲偏出跑道事故风险的方法,高原机场冲偏出跑道事故风险受气温和风速的影响较大,实验机场2月份的风险值约为9月份的11.8倍,高原机场的风险值为平原机场的7.32倍,该模型成功地模拟了高原机场和其他不同海拔高度机场的各种情景,为高原机场的安全管理提出了科学性的指导建议。

## 1.2 风险因素分析

Chang Y H等<sup>[19]</sup>基于145个现役飞行员的飞行数据,通过SHELLO模型将冲偏出跑道事故中飞行员的人的危险因素进行了重要度评判,并提出了4种预先风险防控的策略,以达到减小因人为因素导致的冲偏出跑道事故。Ju Z Q<sup>[20]</sup>在模糊数学分析法和网络分析法(ANP)的基础上,建立了冲偏出跑道风险评估模型,结果表明导致冲偏出跑道的主要因素是航空公司运营管理不合理、机组人员培训不足和跑道管理不充分等。

## 1.3 针对冲偏出跑道建立数学模型

Ayra等<sup>[21]</sup>借助贝叶斯网络研究了导致事故发生的主要因素及其关系,对影响因素之间的耦合关系进行了分析与挖掘,同时还对节点的条件分布进行了建模并提出可行性建议以减小事件发生的可能性。Kirkland等<sup>[22]</sup>提出针对冲偏出跑道事件的一种改进的风险评估方法,提出一种新的数学模型,该模型虽然为现有的风险评估方法增加

了新的思路和工具,但由于缺乏正常运营的数据,效果并不理想。而快速存取记录器(Quick Access Recorder, QAR)数据可以反映飞机在飞行过程中的状态,也能间接体现飞行员的操作动作<sup>[23]</sup>,因此,可以使用QAR数据对整体的飞机运营过程进行更全面的分析。

跑道状况也直接影响着冲偏出跑道事件的发生,若跑道的长度较短易引发冲出跑道,若跑道的宽度受限则容易发生偏出跑道。除了跑道的长度和宽度,跑道表面的摩擦系数也是重要的影响因素之一。

Yousefi Y等<sup>[24]</sup>通过对跑道事故进行风险评估的建模,提出一个可以准确预估机场事故发生概率和安全评估的模型,同时也可以对有机场和新建跑道进行初步的风险评估,以达到提高航空安全性的目的。

荷兰皇家航空航天中心在2005年发布的冲偏出跑道的事故报告<sup>[25]</sup>中提出了一个风险比的数学公式(如公式(1)所示),这个风险比公式提供了一个危险影响因素与冲偏出跑道事故风险之间的关系。风险比公式是当有危险影响因素存在时发生事故的概率与没有危险影响因素存在时的事故发生概率之比。

$$R = \frac{N_a/N_i}{M_a/M_i} \quad (1)$$

式中: $R$ 为风险比; $N_a$ 为存在危险因素的事故数量; $N_i$ 为存在危险因素的正常着陆数量; $M_a$ 为不存在危险因素的事故数量; $M_i$ 为不存在危险因素的正常着陆数量。

风险比大于1表示由于某种特定危险影响因素的存在,则发生冲偏出跑道事故风险水平增加。风险比为4意味着存在危险影响因素时发生事故的概率是不存在危险影响因素时的4倍。这个数学公式虽然表明了风险因素与冲偏出跑道事故之间存在正相关关系,但是它并不能证明危险影响因素与事故之间的因果关系。

Mauro等<sup>[26]</sup>分析了发生在慕尼黑的一个冲偏出跑道事故的系统功能复杂性失效,并讨论了如何在事故发生前对隐患的发掘和消除,为后续的研究者提出新的研究思路和方向。Distefano等<sup>[27]</sup>利用多重分析方法(MAC),基于大量冲偏出跑道事故数据,将起飞时发生的事件和着陆时发生的事件分开,确定了冲偏出跑道事件各个变量类别



之间的对应关系。这项研究有助于诠释变量之间的关系,研究结果可供民航组织进行风险评估及选择最有效的安全对策。

QAR是飞机上的可同时采集数百个飞行数据,能够直接反映飞机操作和状态信息的仪器<sup>[28-29]</sup>。通过QAR可以对飞机的状态进行检测和更好的分析,Lyu H等<sup>[30]</sup>通过QAR数据对飞机飞行过程中的超限事故进行分析,并提出相关建议。在日后的研究中,可以通过利用QAR数据对冲偏出跑道进行深层次的风险分析。

#### 1.4 跑道状况相关性研究

Tingle等<sup>[31]</sup>建立了跑道状况等级和跑道表面摩擦系数之间的相关性,建立跑道条件评级的模型,能较准确地预测飞机在恶劣天气条件下在该跑道下的刹车表现,预测飞机在恶劣天气条件下的刹车距离阈值。Arnaldo等<sup>[32]</sup>通过历史事件数据,使用概率模型估计出跑道安全区的冲出跑道事件风险,此方法易于应用在机场规划、开发和运营,以减小飞机冲出跑道的严重度。

雨雪天气会导致跑道表面积水,使摩擦系数减小,容易产生飞机划水现象。Barton<sup>[33]</sup>在研究中介绍了一种能够快速准确地远程估计跑道积水深度的仪器,使用这种差压传感器能够减小因为跑道污染引发飞机冲出跑道的风险。Briscoe<sup>[34]</sup>提出在跑道上提前预放化学品减小跑道表面污染的风险。

## 2 国内研究现状

### 2.1 冲偏出跑道影响因素分析

目前我国研究人员对冲偏出跑道事件多是从历史数据统计分析、用系统工程方法论分析已有事故和通过事故数据建立风险评估模型<sup>[35-37]</sup>方面进行研究。其中利用历史数据统计方法分析事故原因和影响因素的占比最大。已经发生的事件能够客观地反映出飞机冲偏出跑道事故的影响因素,针对不同的情况会导致不同的风险。

孔祥骏<sup>[38]</sup>分析了2003—2008年我国发生的36起冲偏出跑道事件,定性分析了冲偏出跑道事故的影响因素,并提出相关建议与风险防范措施。王洁宁等<sup>[39-40]</sup>用系统分析方法分析冲偏出跑道中

的人为因素,但是未得出相应人为因素的影响程度和权重。

目前分析冲偏出跑道的影响因素,多从人为因素<sup>[41-42]</sup>和环境因素<sup>[43-44]</sup>的角度切入。人为因素在所有致因因素中占比最大,人的决断也是最不稳定的因素<sup>[45-46]</sup>。

霍志勤<sup>[47]</sup>用历史事件原因统计分析了1996—2010年间的中国民航冲偏出跑道事件,得出了飞机着陆阶段偏出跑道的主要因素,并提出当至少有两种不同的风险因素同时存在时,因耦合效应着陆偏出跑道事件的发生概率会明显增加,但是针对耦合结果并没有更加深入地研究和具体的结果。针对多因素耦合还有很大空间进行更详细的数据挖掘,得出人为、天气、环境多因素共同影响下的风险评估。

崔振新等<sup>[48]</sup>综合应用事故分析理论模型和灰色关联度方法对飞机着陆冲出跑道事故影响因素进行分析,并提出相应的事故预防及控制措施。张晓全等<sup>[49]</sup>提出运用寻因分析法(WBA)进行危险源识别,在此基础上利用模糊层次分析法(FAHP)得出导致冲偏出跑道事故的危险因素。根据人们的研究得出,冲偏出跑道的主要因素有机组人员处置失误、飞机机组技术欠缺、天气原因、跑道表面积水、机组训练问题<sup>[50-54]</sup>。

陈文瑛等<sup>[55]</sup>采用单因素方差分析法对飞行数据进行分析,提出飞机的重量也是导致这类事故不可忽视的原因之一,同时提出容易导致飞机离地地速过大的危险操作。统计得出国内从人一机一环一管四类风险分类,总结出的冲偏出跑道影响因素占比,如图2所示。

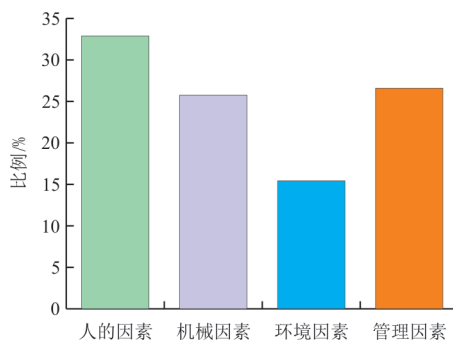


图2 冲偏出跑道影响因素占比柱形图<sup>[55]</sup>  
Fig. 2 Column chart of the proportion of factors affecting the runway excursion<sup>[55]</sup>



## 2.2 冲偏出跑道风险量化分析与防控研究

国内研究人员多通过建立风险评估模型对冲偏出跑道事件风险进行量化分析。

赵宁宁等<sup>[56]</sup>通过系统分析方法分析了事故发生的原因(即影响因素),并用数学模型方法分析了影响因素能影响该类事件的风险程度。

国内大多数利用系统工程方法,从风险分析角度研究冲偏出跑道事件,很少有人建立此类事故的风险预测模型,几乎没有研究人员利用QAR数据研究飞行员操作对冲偏出跑道事件的影响机理。大量研究数据表明,导致冲偏出跑道事件发生的最大占比因素是人为因素,即机组的操作,而QAR数据能直观地表示出飞行机组的操作。因此基于QAR飞行数据对冲偏出跑道事件进行风险分析会更加直观,通过飞行数据建立的风险影响指标也包括了对操作特征的风险评估。

在跑道安全区铺设的特性材料拦阻系统(EMAS)会在飞机冲出跑道时,在机轮碾压下破碎,以此减小并吸收飞机的动能,让飞机减速停在安全区内。中国民航科学技术研究院自主研发的具有完整自主知识产权的阻拦系统已经在2012年正式获得许可<sup>[57]</sup>,目前已经在四川、西藏等地机场应用。

盛荣武<sup>[58]</sup>对西藏林芝高原机场进行了飞机冲出跑道的安全形势的分析,并详细介绍了EMAS的工作原理。为了探究不同状态下EMAS的吸能性能,范苗苗<sup>[59]</sup>针对EMAS核心层材料两种破碎状态进行了力学性能试验,并编写出飞机冲出跑道后在安全区的阻滞距离计算系统。

## 3 总结与展望

通过历史数据统计和文献调查,发现大多数事故发生在了着陆阶段,只有15%发生在起飞阶段;确定了几个影响因素,包括不利的天气条件、跑道表面条件和人的因素。众多研究结果表明,改善跑道表面条件和加强飞行员培训可以减少飞机偏离跑道的频率。

目前的研究已经指出导致冲偏出跑道事件的影响因素并对这些影响因素的重要度进行了排序,但是对于这些影响因素的评估指标还有待进一步的研究,建立更为系统性和广泛性的风险指标。虽然现有研究表明冲偏出跑道事件是由多重

因素影响导致,我国研究人员对于致因因素的详细分析表明当两种或两种以上风险因素同时存在时,因耦合效应着陆偏出跑道事件的发生概率会明显增加,但对于系统功能复杂性失效还未找出相应的有效方法。

根据历史数据统计和专家访谈法得知,在冲偏出跑道事件中人的因素即飞行机组操作,占冲偏出跑道事件原因的70%。故在今后的研究中可以着重研究人为因素对此类事故的影响机制,从人的不安全行为层面减小产生这种事故的概率。HFACS(人为因素分析与差错系统)是一个在分析人为因素非常实用的系统,可进行进一步的深入研究。通过文献阅读法综合目前人们提出的减小冲偏出跑道的风险建议有扩大飞行员培训项目,包括更真实的冲偏出跑道模拟场景、并鼓励培养加强飞行员在紧张的环境中做出更好的决策的技能。

其次对于人的因素的作用路径并未进行明确的机理研究,该领域的实验研究很少,可将人的因素与具体的飞行场景相结合,通过QAR数据和人的生理心理指标进行更有针对性的研究。

对于高原特殊机场的冲偏出跑道风险评估模型的建立还存在大量空白,可以考虑在不同的飞行阶段,用系统性方法将复杂天气情况、跑道本身属性的良好程度分级确立,进行线性加权并结合跑道表面的摩擦系数预测下滑接地段、减速滑跑距离和跑道实际可用着陆长度的关系,形成更具普遍性的风险评估模型。

针对冲偏出跑道事件的风险分析,不仅要考虑事件发生的可能性,同时要考虑其严重度。目前研究者大多都研究冲偏出跑道事件的发生机理和风险分析,通过QAR数据的量化分析也只能在航班结束执飞任务之后进行,无法及时地准确预测风险。如何进行风险的事前防控是目前冲偏出跑道事件急需解决的难题。

### 参考文献

- [1] United States Department of Transportation. Runway safety areas (RSAs): FAA—2022[R]. US: FAA, 2022.
- [2] VAN W H. A study of runway excursions from a European perspective [EB/OL]. (2010-03-23) [2023-09-11]. <https://ukfsc.co.uk/files/Safety%20Briefings%20%20Presentations/ATC%20-%20IP04%20AOT%2027%20ANNEX%20III%20Runway%20Excursions%20>



- 20posted%20July%202010.pdf.
- [3] PROGRAM A C R, BOARD T R. Analysis of aircraft overruns and undershoots for runway safety areas [M]. Washington, D. C. : Transportation Research Board, 2008.
- [4] FRICKE H, SCHLOSSER M, GARCIA M A, et al. Embedding aircraft system modeling to ATM safety assessment techniques: the runway excursion safety case for runway strips with reduced strength[J]. Transportation Research Interdisciplinary Perspectives, 2019, 3: 100026.
- [5] HAWKINS F H. Human factors in flight[M]. 2nd ed. London: Ashgate Publishing Company, 2017.
- [6] SAATY T L. Decision making: the analytic hierarchy and network processes (AHP/ANP) [J]. Journal of Systems Science and Systems Engineering, 2004, 13(1): 1-35.
- [7] International Civil Aviation Organization. Safety report: ICAO—2022[R]. Canada: ICAO, 2022.
- [8] World Air Transport Summit. Annual safety review 2022: IATA—2023[R]. Canada: IATA, 2023.
- [9] International Civil Aviation Organization. Global aviation safety program 2023—2025: ICAO—2022 [R]. Canada: ICAO, 2022.
- [10] Honeywell Aerospace. Paris air show 2023: Honeywell—2023[R]. Paris: Honeywell Aerospace, 2023.
- [11] International Civil Aviation Organization. Safety report: ICAO—2017[R]. Canada: ICAO, 2017.
- [12] International Civil Aviation Organization. Safety report: ICAO—2018[R]. Canada: ICAO, 2018.
- [13] International Civil Aviation Organization. Safety report: ICAO—2019[R]. Canada: ICAO, 2019.
- [14] International Civil Aviation Organization. Safety report: ICAO—2020[R]. Canada: ICAO, 2020.
- [15] International Civil Aviation Organization. Safety report: ICAO—2021[R]. Canada: ICAO, 2021.
- [16] HONG S B, DILSHOD T, KIM D. An application of the risk assessment model for runway end safety areas to a specific airport in Korea[J]. International Journal of Control and Automation, 2016, 9(12): 287-298.
- [17] DI MASCIO P, COSCIOTTI M, FUSCO R, et al. Runway veer-off risk analysis: an international airport case study [J]. Sustainability, 2020, 12(22): 9360.
- [18] SHAO Q, YANG M M, XU C C, et al. Fire risk analysis of runway excursion accidents in high-plateau airport [J]. IEEE Access, 2020, 8: 204400-204416.
- [19] CHANG Y H, YANG H H, HSIAO Y J. Human risk factors associated with pilots in runway excursions[J]. Accident Analysis & Prevention, 2016, 94: 227-237.
- [20] JU Z Q. Fuzzy-ANP based research on the risk assessment of runway excursion[C]// The Tenth International Symposium on Operations Research and Its Applications (ISORA 2011). Dunhuang, China: NSFC, 2011: 28-31.
- [21] AYRA E S, RÍOS INSUA D, CANO J. Bayesian network for managing runway overruns in aviation safety[J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2019, 16(12): 546-558.
- [22] KIRKLAND I D L, CAVES R E, HUMPHREYS I M, et al. An improved methodology for assessing risk in aircraft operations at airports, applied to runway overruns[J]. Safety Science, 2004, 42(10): 891-905.
- [23] 占欣. 基于QAR数据的冲/偏出跑道风险评估研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019.
- ZHAN Xin. Research on risk assessment of runway surge/deviation based on QAR data [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019. (in Chinese)
- [24] YOUSEFI Y, KARBALLAEZADEH N, MOAZAMI D, et al. Improving aviation safety through modeling accident risk assessment of runway[J]. International Journal of Environmental Research and Public Health, 2020, 17(17): 6085.
- [25] National Aerospace Laboratory. Running out of runway—analysis of 35 years of landing overrun accidents: NLR—2005 [R]. Netherlands: NLR, 2005.
- [26] MAURO R, SHERRY L. Confronting functional complexity failures: the case of a runway excursion in Munich [J]. Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting, 2019, 63(1): 116-120.
- [27] DISTEFANO N, LEONARDI S. Aircraft runway excursion features: a multiple correspondence analysis [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2018, 91(1): 197-203.
- [28] 汪磊, 孙景陆, 王文超, 等. 基于QAR数据的着陆超限风险贝叶斯网络分析模型[J]. 安全与环境学报, 2023, 23(1): 26-34.
- WANG Lei, SUN Jinglu, WANG Wenchao, et al. Bayesian network analysis model on landing exceedance risk based on flight QAR data[J]. Journal of Safety and Environment, 2023, 23(1): 26-34. (in Chinese)
- [29] 汪磊, 邹颖, 王朔. QAR数据驱动的飞行员不安全操作行为量化评价[J]. 中国安全科学学报, 2023, 33(5): 49-56.
- WANG Lei, ZOU Ying, WANG Shuo. Quantitative evaluation of pilots' unsafe operation behavior driven by QAR data [J]. China Safety Science Journal, 2023, 33(5): 49-56. (in Chinese)
- [30] LYU H, YU J J, ZHU T Y. A novel method of overrun risk measurement and assessment using large scale QAR data [C]// 2018 IEEE Fourth International Conference on Big Data Computing Service and Applications. Bamberg, Germany: IEEE, 2018: 213-220.
- [31] TINGLE J S, NORWOOD G J, COTTER B. Use of continuous friction measurement equipment to predict runway condition rating on unpaved runways[J]. Transportation Research Record: Journal of the Transportation Research Board, 2017, 2626(1): 58-65.

- [32] ARNALDO V R M, GÓMEZ C F, MIJARES G L, et al. The development of probabilistic models to estimate accident risk (due to runway overrun and landing undershoot) applicable to the design and construction of runway safety areas[J]. *Safety Science*, 2011, 49(5): 633-650.
- [33] BARTON I J. Runway water depth measurement: a simple accurate method[J]. *The Aeronautical Journal*, 1978, 82: 128-130.
- [34] BRISCOE J. De-icing of runways from the air[J]. *The Aeronautical Journal*, 1971, 75: 71-72.
- [35] 杨开, 黄晋. 冲偏出跑道事件分析及防范措施[J]. *中国科技信息*, 2017(18): 21-22.  
YANG Kai, HUANG Jin. Analysis and preventive measures of the incident of rushing off the runway[J]. *China Science and Technology Information*, 2017(18): 21-22. (in Chinese)
- [36] 谢智辉. 跑道安全数据分析与管理建议[J]. *民航学报*, 2019, 3(6): 15-18.  
XIE Zhihui. Runway safety data analysis and management suggestions[J]. *Journal of Civil Aviation*, 2019, 3(6): 15-18. (in Chinese)
- [37] 许晨晨. 高高原机场飞行区航空器地面事故火灾风险评估方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.  
XU Chenchen. Study on fire risk assessment method of aircraft ground accident in high altitude airport flight area[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [38] 孔祥骏. 冲偏出跑道事件预防研究[J]. *中国民用航空*, 2009(9): 34-36.  
KONG Xiangjun. Study on preventing runway excursion [J]. *China Civil Aviation*, 2009(9): 34-36. (in Chinese)
- [39] 王洁宁, 张钰涵, 张聪俊. 基于STPA冲偏出跑道不安全控制行为分析[J]. *中国民航大学学报*, 2019, 37(6): 46-50.  
WANG Jiening, ZHANG Yuhuan, ZHANG Congjun. Unsafe control action of runway excursion based on STPA[J]. *Journal of Civil Aviation University of China*, 2019, 37(6): 46-50. (in Chinese)
- [40] 王洁宁, 张聪俊. 飞机冲偏出跑道人为差错量化分析模型[J]. *安全与环境学报*, 2019, 19(1): 106-113.  
WANG Jiening, ZHANG Congjun. A quantification model for controlling human errors resulting from the runway excursion of the aircraft[J]. *Journal of Safety and Environment*, 2019, 19(1): 106-113. (in Chinese)
- [41] 刘浩然, 邵荃, 许晨晨, 等. 基于情景推演的机场冲/偏出跑道应急能力评估[J]. *航空计算技术*, 2019, 49(5): 27-31, 35.  
LIU Haoran, SHAO Quan, XU Chenchen, et al. Evaluation on emergency capability of airport impact/deviation runway based on scenario deduction[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2019, 49(5): 27-31, 35. (in Chinese)
- [42] 齐心歌, 毕晟, 张楠, 等. 冲偏出跑道事件风险影响指标分析[J]. *航空工程进展*, 2024, 15(1): 61-68.  
QI Xinge, BI Sheng, ZHANG Nan, et al. Risk impact indicator analysis of runway excursion event [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2024, 15(1): 61-68. (in Chinese)
- [43] 郭海鹏, 谢智辉. 民航防止冲偏出跑道政策分析与建议[J]. *民航管理*, 2016(7): 57-60.  
GUO Haipeng, XIE Zhihui. The analysis of runway excursion prevention policies and our proposals[J]. *Civil Aviation Management*, 2016(7): 57-60. (in Chinese)
- [44] 周易之, 舒平. 起飞阶段冲偏出跑道事故预防分析[J]. *中国安全科学学报*, 2009, 19(1): 38-44.  
ZHOU Yizhi, SHU Ping. Analysis on prevention of runway overrun/excursion accident during takeoff[J]. *China Safety Science Journal*, 2009, 19(1): 38-44. (in Chinese)
- [45] 王浩锋, 谢孜楠. 1997—2006年中国民航冲出偏出跑道/场外接地事故征候的统计分析研究[J]. *中国民航飞行学院学报*, 2008, 19(3): 3-9, 14.  
WANG Haofeng, XIE Zinan. Statistical analysis on the symptoms of China civil aviation runway/off-site grounding accidents from 1997 to 2006 [J]. *Journal of Civil Aviation Flight University of China*, 2008, 19(3): 3-9, 14. (in Chinese)
- [46] 张艳, 孙灿飞, 郑国, 等. 机场跑道异物监测技术的研究与进展[J]. *航空科学技术*, 2017, 28(5): 14-18.  
ZHANG Yan, SUN Canfei, ZHENG Guo, et al. Research and development of airport runway FOD detection technology [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2017, 28(5): 14-18. (in Chinese)
- [47] 霍志勤. 基于历史数据的中国民航跑道安全管理关键问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
HUO Zhiqin. Research on key issues of China civil aviation runway safety management based on historical data [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [48] 崔振新, 陆正, 汪磊. 基于灰色关联的飞机着陆冲出跑道事故影响因素研究[J]. *安全与环境工程*, 2015, 22(3): 99-104.  
CUI Zhenxin, LU Zheng, WANG Lei. Evaluation of the influence factors of landing overrun accidents based on the grey relation theory [J]. *Safety and Environmental Engineering*, 2015, 22(3): 99-104. (in Chinese)
- [49] 张晓全, 李秋实. 基于WBA方法的冲出跑道事故风险管理研究[J]. *中国安全科学学报*, 2012, 22(11): 67-73.  
ZHANG Xiaoquan, LI Qiushi. Study on risk management for overrun based on WBA [J]. *China Safety Science Journal*, 2012, 22(11): 67-73. (in Chinese)
- [50] 戴湘龄. 面向机场冲/偏出跑道事件的应急协同决策仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.  
DAI Xiangling. Simulation study on emergency collabora-



- tive decision-making for airport runway rushing/deviating events[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [51] 张建平, 杨昌其, 邹国良. 基于 ASBU 的民用航空跑道安全促进战略研究[J]. 中国民航大学学报, 2012, 30(4): 1-5, 10.  
ZHANG Jianping, YANG Changqi, ZOU Guoliang. Research on runway safety promotion strategies in civil aviation based on ASBU[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2012, 30(4): 1-5, 10. (in Chinese)
- [52] 赵顾颖, 杨虎成, 聂党民, 等. 侧风对近距平行跑道配对运行安全的影响[J]. 中国安全生产科学技术, 2022, 18(12): 197-202.  
ZHAO Guhao, YANG Hucheng, NIE Dangmin, et al. Influence of crosswind on paired operation safety of closely spaced parallel runways[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2022, 18(12): 197-202. (in Chinese)
- [53] 潘卫军, 张衡衡, 吴天祚, 等. 基于神经网络的飞机着陆速度预测模型[J]. 舰船电子工程, 2022, 42(1): 73-78.  
PAN Weijun, ZHANG Hengheng, WU Tianyi, et al. Prediction model of aircraft landing speed based on neural network[J]. Ship Electronic Engineering, 2022, 42(1): 73-78. (in Chinese)
- [54] 苏泽. 基于联合概率分布的飞机着陆变量影响分析[J]. 中国新技术新产品, 2021(14): 18-20.  
SU Ze. Influence analysis of aircraft landing variables based on joint probability distribution [J]. New Technology & New Products of China, 2021(14): 18-20. (in Chinese)
- [55] 陈文瑛, 傅佳萍, 齐凯. 基于方差分析的航班离地地速影响因素研究[J]. 安全, 2021, 42(10): 42-47.  
CHEN Wenying, FU Jiaping, QI Kai. Study on influencing factors of liftoff speed of flight based on analysis of variance [J]. Safety & Security, 2021, 42(10): 42-47. (in Chinese)
- [56] 赵宁宁, 尔士玉. 基于 BP 神经网络模型的飞机起降冲偏出跑道预测研究[J]. 数学的实践与认识, 2020, 50(18): 1-8.  
ZHAO Ningning, ER Shiyu. The prediction of runway overrun and excursion event based on BP neural network [J]. Mathematics in Practice and Theory, 2020, 50(18): 1-8. (in Chinese)
- [57] 徐晓明. 为冲出跑道飞机设置最后安全屏障: 航科院特性材料拦阻系统(EMAS)通过行业审定[J]. 中国民用航空, 2012(7): 14.  
XU Xiaoming. Set up the final safety barrier for aircraft flying off the runway: EMAS developed by CAST passed industry inspection [J]. China Civil Aviation, 2012(7): 14. (in Chinese)
- [58] 盛荣武. 特性材料拦阻系统(EMAS)在西藏林芝高原机场的首次应用[J]. 科学咨询(科技·管理), 2018(8): 62-64.  
SHENG Rongwu. The first application of characteristic material arrest system (EMAS) at Linzhi Plateau Airport in Tibet [J]. Scientific Consulting (Technology and Management), 2018(8): 62-64. (in Chinese)
- [59] 范苗苗. EMAS 核心层阻滞下飞机滑行距离研究[D]. 天津: 天津工业大学, 2016.  
FAN Miaomiao. Research on aircraft taxi distance under EMAS core block[D]. Tianjin: Tianjin Polytechnic University, 2016. (in Chinese)

(编辑: 马文静)

文章编号: 1674-8190(2025)01-009-09

# 航空滑油磨粒在线监测技术研究进展

郑山红, 武海军, 李想有志, 郑云龙  
(中国人民解放军32382部队, 新乡453000)

**摘要:** 润滑油中的磨粒包含了航空发动机零部件磨损情况的重要信息, 因此磨粒监测是判断发动机健康状况和提供早期故障预警的有效方法, 而在线监测技术能实时提供设备的状态信息。航空滑油磨粒在线监测技术已取得了一定的进展, 然而距离满足航空发动机健康监测的现实需求还有一定差距。首先对目前的航空滑油磨粒在线监测技术进行了介绍, 包括电容法、电阻法、磁感应法、光学法和声学法5种监测技术, 论述了每种技术的监测原理、研究成果、优点和缺点, 然后分析了5种监测技术的应用现状, 最后从高灵敏度、高稳定性、高集成度和高智能化方面指出了滑油磨粒在线监测技术的未来发展趋势。

**关键词:** 油况监测; 磨损碎屑; 在线传感器; 航空发动机

中图分类号: V263.6

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.02

## Research progress on online monitoring technology of wear particles in aviation lubricating oil

ZHENG Shan hong, WU Hai jun, LI Xiang you zhi, ZHENG Yun long  
(No. 32382 of PLA, Xinxiang 453000, China)

**Abstract:** Due to the wear particles in lubricating oil contain important information about the wear of aircraft engine components, the wear particle monitoring is an effective method for judging the health status of aircraft engines and providing early fault warning. Online monitoring technology can provide real-time equipment status information. The online monitoring technology of aviation lubricating oil abrasive particles has made certain progress, but there is still a certain gap from meeting the practical needs of aviation engine health monitoring. The current online monitoring technologies for lubricating oil and abrasive particles is introduced, including capacitance method, resistance method, magnetic induction method, optical method and acoustic method. The monitoring principles, research results, advantages and disadvantages of each technology are discussed, the application status of the five monitoring technologies are analyzed, and the future development trend of lubricating oil and abrasive particle online monitoring technology are pointed out in the aspects of high sensitivity, stability, integration and intelligence.

**Key words:** oil condition monitoring; wear debris; online sensor; aircraft engine

收稿日期: 2023-11-23; 修回日期: 2024-03-16

通信作者: 郑山红(1994-), 女, 硕士, 工程师。E-mail: 603537048@qq.com

引用格式: 郑山红, 武海军, 李想有志, 等. 航空滑油磨粒在线监测技术研究进展[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 9-17.

ZHENG Shan hong, WU Hai jun, LI Xiang you zhi, et al. Research progress on online monitoring technology of wear particles in aviation lubricating oil[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 9-17. (in Chinese)



## 0 引言

航空发动机作为飞机的动力装置,长期在高温环境下进行高负荷工作,磨损故障的发生概率较高,是影响飞行安全的重要因素。润滑油作为航空发动机的“血液”,具有传递能量、减少部件之间摩擦、降低系统温度、减缓部件表面氧化、减少设备振动的作用。润滑油中的磨粒所提取的信息能反映发动机零部件的磨损情况。

润滑部件的磨损过程可分为3个阶段:磨合期、稳定磨损期和严重磨损期<sup>[1-2]</sup>。磨损的不同阶段会产生具有不同特征信息的金属颗粒,表现出尺寸、形状和浓度的变化<sup>[3]</sup>。当发生异常磨损时,磨粒浓度增加,颗粒尺寸通常在20~100 μm之间<sup>[4]</sup>。当金属颗粒的尺寸在150~350 μm范围内时,通常表示存在磨损引起的失效<sup>[5]</sup>。根据磨损失效的原因和磨损机制,磨损类型可以分为黏着磨损、磨料磨损、疲劳磨损和腐蚀性磨损。不同类型的磨损会产生不同形式的金属颗粒,即球形颗粒、切削颗粒、片状颗粒、疲劳诱导颗粒和严重滑动引起的颗粒<sup>[6]</sup>。磨粒的数量和尺寸可以判断磨损的程度,磨粒的成分可用于确定故障发生的位置,磨粒的形态特征可以判断发生了哪种类型的磨损,因此可以通过磨损颗粒的数量、尺寸、形态和材料来判断摩擦副的润滑状况、磨损机制和严重程度<sup>[7]</sup>。

滑油磨屑颗粒的检测方法主要有离线检测和在线检测两种。目前主流检测方法是在实验室对从润滑系统中提取的滑油样本进行离线检测,常用的滑油磨粒检测技术有原子光谱法、铁谱法、颗粒计数法、能谱法等<sup>[8]</sup>。尽管离线检测获取的润滑油信息全面详细,但测试程序耗时,不能提供关于发动机运行状况的实时信息,检测结果滞后。另外,滑油中的磨粒被油滤所截获,不能准确反映发动机磨损状态。如果将传感器安装在发动机润滑油管路上,就能实时监测发动机轴承、齿轮等关键部位的磨粒信息,从而能够早期检测设备磨损。早期预警可以对发动机进行主动维护,降低发生意外故障的风险。因此,在线监测发动机的健康状况对维护和延长发动机的生命周期以及最大限度地降低维护成本非常重要。

由于滑油中存在的磨粒会改变油的介电常

数、渗透率、电导率和光学性质等<sup>[9]</sup>,因此通过监测这些参数,可以获得磨损碎屑的含量、成分、尺寸和形态等信息。本文介绍5种航空滑油磨粒在线监测技术,包括电容法、电阻法、磁感应法、光学法以及声学法,论述每种技术的监测原理、研究成果、优点和缺点,分析5种监测技术的应用现状,最后讨论未来发展趋势。

## 1 磨粒在线监测技术

### 1.1 电容法

电容传感器不只用于油品质量监测,在磨粒检测中也被广泛应用。由于有无磨损颗粒的润滑油在电学性质方面存在差异,因此采用介电常数对磨粒进行检测<sup>[10]</sup>。Murali等<sup>[11]</sup>设计了一种可以检测和统计滑油中磨损颗粒的装置,该装置基于库尔特计数原理,如图1所示,微流体装置由一个入口储液器、一个出口储液器和一个微流体通道组成,一对间隙为40 μm的共面电极位于射流通道的中间。电容脉冲的大小随着颗粒尺寸的增加而增加,因此脉冲高度可以表征颗粒尺寸大小。尽管该传感器的检测下限低于10 μm,但是由于流量小,其实时监测的能力是有限的。

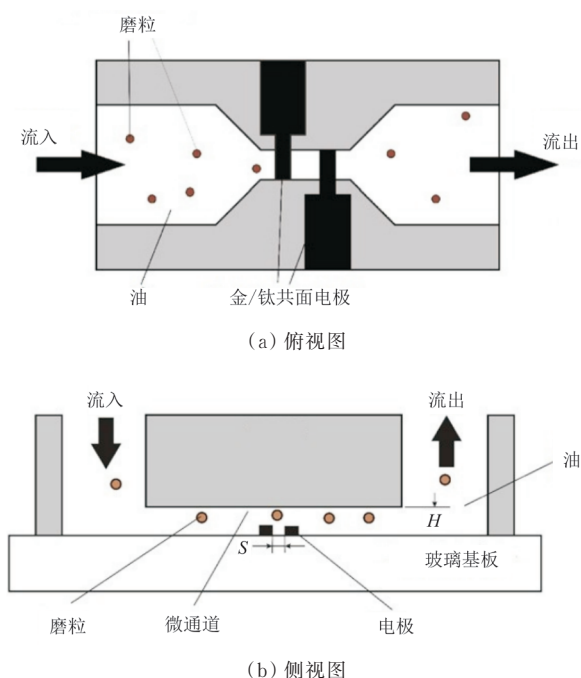


图1 带有微流体通道的电容式磨粒传感器示意图<sup>[11]</sup>  
Fig. 1 Schematic of a capacitive oil debris sensor with a microfluidic channel<sup>[11]</sup>

Han Z 等<sup>[12]</sup>设计了由 2 个同轴圆柱体组成的圆柱形电容传感器,将该传感器集成到航空发动机润滑系统的管道中,以监测润滑油状况的变化;Islam 等<sup>[13]</sup>提出了一种交叉电容传感器,用于检测润滑油中的金属颗粒,该传感器有 4 个相同的对称放置的电极,通过监测交叉电容值的变化可以检测润滑油中金属碎屑的存在;Wang Y 等<sup>[14]</sup>设计了一种原位同轴电容传感器,由同轴的曲面电极作为内芯和外芯,当润滑油从内芯和外芯中间通过时,通过监测电极之间的电容信号获得润滑油中磨粒的信息;Zhu L 等<sup>[15]</sup>利用同轴电容传感器网络对金属磨损颗粒的形态进行评估和分类,优化了支持向量机(SVM)模型的参数,并通过实施智能优化技术提高了其检测精度;Wang C 等<sup>[16]</sup>研究了一种高灵敏度、多通道、多模电容传感器,该传感器包括 4 个玻璃毛细管通道、平面线圈、螺线管线圈、圆柱形平行板电容器和矩形平行板电容,能够实现各种污染物的高通量在线监测,如铁磁性颗粒、非铁磁性颗粒以及空气、水和其他物质,传感器的检测流量得到了显著提高,与初始值相比增加了 12 倍。

目前,电容传感器具有较高灵敏度,但是在实际应用中存在以下缺点:由于不同金属磨粒的介电常数非常相似,因此传感器无法区分这些金属颗粒;润滑油的一些性质,如黏度和酸值,也可能导致电容发生变化,使得识别磨粒变得困难;电容传感器受水的影响较大,水滴可能会产生大的电容脉冲,造成传感器误检。

## 1.2 电阻法

电阻检测方法利用不同物质之间导电性的差异来识别磨损颗粒。当润滑油中存在磨损颗粒时,它们会产生导电通路,从而改变润滑油的电阻。电阻式传感器具有检测多种磨损颗粒类型的能力,Sun J 等<sup>[17]</sup>设计了一种电阻式磨粒传感器,如图 2 所示,传感器包括环形永磁体、杯状电极和棒形导体。当传感器浸入润滑油中时,在传感区域的磨损碎屑将被磁铁吸附到导体和电极之间。当磨粒积累到一定数量,使得棒形导体和杯状电极之间的电阻低于预定阈值,导体与电极串联,并且可以在输出端处检测到电压。导体和电极之间的间隔越大,产生电信号所需的金属颗粒就越多。因此,可以通过测量电极棒的电阻来检查滑油被

金属碎屑污染的程度。然而,该传感器只能吸引铁磁性磨粒,对有色金属和非金属碎屑没有作用。

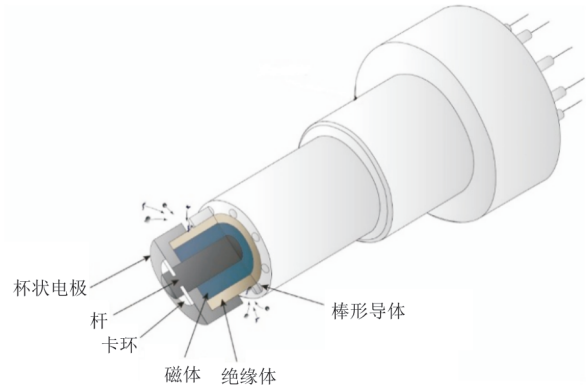


图 2 电阻式磨粒传感器示意图

Fig. 2 Schematic diagram of a resistive wear debris sensor

Song Y 等<sup>[18]</sup>研究了一种基于微流体的电阻脉冲传感器用于监测磨损颗粒,该传感器通过观察磨粒经过指定感测区域时产生的电阻脉冲来检测粒子,并通过差分放大技术提高传感器的信噪比;Santilli<sup>[19]</sup>通过测量流体磨损率的方式来监测磨损颗粒,当快速运动的粒子与传感器表面的金属膜碰撞时,金属膜会逐渐受到侵蚀,从而导致电阻升高。监测电阻的变化可以识别磨损颗粒,史皓天等<sup>[20]</sup>基于微流体设计了一种可检测电阻—电感参数的磨粒传感器,采用电感参数实现金属磨粒属性的区分,并通过检测线圈等效电阻的方式提高了对非铁磁性金属磨粒的检测能力。

## 1.3 磁感应法

磁感应法的基本原理为利用金属颗粒通过 LC (电感、电容) 振荡循环的扰动来确定磨粒的尺寸、数量和材料成分。金属颗粒在交变电磁场中运动会产生涡流,从而产生额外的电磁磁场<sup>[21]</sup>。对于铁磁性材料,会产生与外部磁场相同极性的磁场<sup>[22]</sup>,磁场的磁通密度是原始磁场的几倍。对于顺磁性材料,会产生与施加的磁场相同方向的磁场,然而由于磁导率较小,产生的磁场较弱,其扰动可以忽略。相反,对于非铁磁性材料,会产生与所施加的磁场相反的磁场,在一定程度上会中和初级磁场。一般来说,初级磁场强度的变化与金属颗粒的等效尺寸、质量和材料有关<sup>[23]</sup>。

近年来,已开发了许多磁感应传感器来检测润滑剂中的铁质和非铁质碎屑。具有代表性的有



由 GasTOPS 开发的 Metalscan 传感器<sup>[24]</sup>, 传感器外形如图 3 所示。传感器由围绕内孔的 3 个线圈组成, 其中 2 个线圈产生磁场, 第 3 个线圈检测并干扰磁场。根据扰动的类型和大小, 控制单元确定磨粒类型和磨粒尺寸。Metalscan 传感器具有在线、全液流的特点, 能检测的磨粒最低尺寸为 125  $\mu\text{m}$ , 目前已用于飞机发动机状态监测。

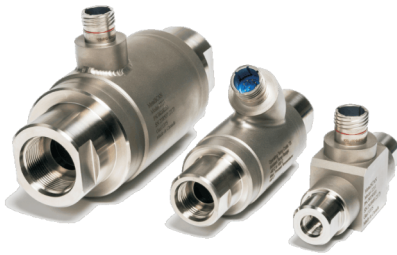


图 3 不同型号的 Metalscan 传感器<sup>[24]</sup>  
Fig. 3 Different models of Metalscan sensors<sup>[24]</sup>

目前研究者提出了不同的结构和更复杂的传感器模型来提高灵敏度。Han L 等<sup>[25]</sup>分析了几种电感传感器, 发现对称线圈设计降低了噪声效应。因此, 对称磁场设计和对称多管设计在感应方法中逐渐变得普遍, 通过对并联感应线圈收集的信号进行采样, Du L 等<sup>[26-27]</sup>提出的传感器能够以 21 mL/min 的油流量检测 75~150  $\mu\text{m}$  的磨损颗粒, 并且设计了一种微流体装置将磨粒限制在靠近平面线圈表面的最敏感区域, 可以测量到最小 50  $\mu\text{m}$  的颗粒。为了在不牺牲灵敏度的情况下提高流速, Du L 等<sup>[28]</sup>又设计了一种具有多通道的新型磨粒传感器, 可以检测到 32  $\mu\text{m}$  以上的铁磁性磨粒; Zhu X 等<sup>[29]</sup>提出了一种由 2 个平面线圈、2 个铁氧体磁芯和 1 个矩形通道组成的传感器, 增加了检测区域的磁通密度, 能够以 750 mL/min 的高流量检测 50  $\mu\text{m}$  的磨损碎屑。

磁感应传感器能够在不受气泡和水滴干扰的情况下获得关于磨损碎屑的大小、浓度和材料的信息。与其他已报道的原理相比, 磁感应传感器不仅可以检测几何参数, 还可以区分铁磁性和非铁磁性磨粒, 具有广泛的应用前景。然而, 这种传感器存在一些缺点: 首先, 磁感应式磨屑传感器的精度与线圈的缠绕形式、颗粒产生的磁通强度、信号转换器和信号处理有关; 其次, 当感应区中同时存在 2 个或多个磨损颗粒时, 2 个磨粒之间的距离越小, 它们之间的磁场耦合效应就越显著, 传感器的输出误差就越大<sup>[30]</sup>; 最后, 与图像传感器相比,

这种传感器不能反映金属颗粒的形状。

#### 1.4 光学法

润滑油的透光性受到润滑油中磨损颗粒的影响, 因此可以通过测量透光性来检测磨损碎屑。基于光学法的磨粒传感器主要有两种, 一种是利用光散射和遮光原理开发的光电传感器, 另一种是拍摄磨损颗粒的图片的成像传感器。

光被固体颗粒散射后, 一方面, 入射光束的能量被颗粒部分散射, 从而从均匀的照明光束中去除, 导致光强度衰减。这种现象被称为遮光, 光强的下降与颗粒的投影面积相关, 从而可能判断固体颗粒的大小和浓度。另一方面, 固体颗粒散射的光可以在特定角度收集, 也就是光散射<sup>[31]</sup>。由于光散射, 探测器测量到的光能增加, 这与遮光法相反, 从传感器得到的电压信号与散射光的强度成正比。由于可以准确地检测亚微米级的磨损颗粒, 遮光和光散射法已经在污染度分析等离线检测中被普遍采用。利用这两种原理设计的在线传感器也具有高灵敏度, 能够识别 5  $\mu\text{m}$  以上的磨损颗粒<sup>[32]</sup>。Krogse 等<sup>[33]</sup>设计了一种基于遮光原理的润滑油系统磨损颗粒分布的传感器模型; Hondat 等<sup>[34]</sup>提出了一种基于光散射法原理的传感器来监测滑油磨粒。但这种类型的传感器仍有一些共同的局限性, 润滑油的透明度下降会导致接收到的光信号强度随着透射率的降低而逐渐衰减, 无法区分磨粒和气泡; 当流速较快或污染度高时, 传感器可能会将多个重叠的小磨粒识别为较大的磨粒; 悬浮在油中的磨粒的投影面积是不确定的, 导致磨粒尺寸出现误差。

成像传感器能够获得磨粒的尺寸、数量、材料和形态信息, 特别是形态特征只能从磨粒图像中获得, 可以为识别磨损形式和找到磨损原因提供有价值的信息<sup>[35]</sup>。成像法通常由光源、流量控制器和 CCD 照相机组成。光源用来照亮流量控制器的观察窗, 照相机用来高速捕捉磨损颗粒的图像, 然后这些图像被传输到计算软件进行处理, 以得到磨损颗粒的尺寸、数量和形状信息。Hamilton 等<sup>[36]</sup>设计了一种磨损颗粒图像系统, 用于检测磨损颗粒的大小和形状; Peng Y 等<sup>[37]</sup>开发了一种用于磨损颗粒检测的微流体系统, 该系统包括微通道和光学 CMOS 传感器, 能够熟练捕捉不同尺寸和形状的颗粒, 同时提供全面的三维特征; Li B

等<sup>[38]</sup>设计了一种在线可视化铁谱传感器,采用反射光源进行暗场成像,通过调整嵌入式显微镜可以检测到最低  $7\ \mu\text{m}$  的磨粒。然而,该方法在实际应用中还有许多问题需要解决。首先,由于氧化和杂质污染,润滑油在使用后会变得不透明,使得难以拍摄清晰的图像,从而导致磨粒的计数和尺寸错误;其次,由于滑油中的磨粒是高速移动的,因此需要高性能硬件和高效的图像处理算法来区分磨损碎屑。

### 1.5 声学法

超声波遇到滑油中的磨粒时会发生散射和反射,通过测量超声波信号可以检测滑油中的磨粒。典型的散射法中超声波传感器由两个相对放置的超声换能器组成,一个作为发射器,另一个作为接收器<sup>[39]</sup>。声束从发射器发送到流体,当碎片颗粒通过声束时,散射入射声波,并导致到达接收器的波的振幅减小。虽然发射器—接收器测量配置可以检测所有固体碎屑,但无法将机器运行过程中产生的气泡与磨粒区分。

基于反射法的超声波传感器能解决上述问题,通过向润滑油发射一系列大振幅超声波脉冲,穿过声场的粒子会散射声波并产生脉冲回波,颗粒大小可以根据回波的幅度来确定<sup>[40]</sup>。由于气泡具有负反射系数,而固体颗粒在油中具有正反射系数,气泡反射反向入射的声脉冲,固体颗粒反射非反向入射的脉冲,因此可以通过测量反射声学回波的极性 or 相位角进行区分<sup>[41]</sup>。虽然这种方法可以区分气泡和固体颗粒,但有一个主要缺点,焦点区域的声场具有不均匀的声强分布,声强度在焦点区域达到最大值,在焦点区域外降至零,这将导致磨粒尺寸和浓度的测量存在较大误差。此外,超声波传感器对所有固体颗粒都有相似的声反射系数,无法区分金属碎屑和非金属碎屑。

Du L 等<sup>[42]</sup>设计了一种磨损碎屑传感器,该传感器集成了电感脉冲传感器和超声波脉冲传感器,集成传感器的示意图如图 4 所示。由于超声波传感器的聚焦声场具有不均匀的声强分布,因此使用了一种独特的构造使所有碎片颗粒通过焦点区域,从而最大限度地减少由于流体管道中不均匀声场造成的碎片尺寸误差。由于超声波传感器无法区分磨粒是否为铁磁性颗粒,因此使用在玻

璃管上缠绕的平面线圈制成的感应脉冲传感器,用来检测铁磁性和非铁磁性磨粒。

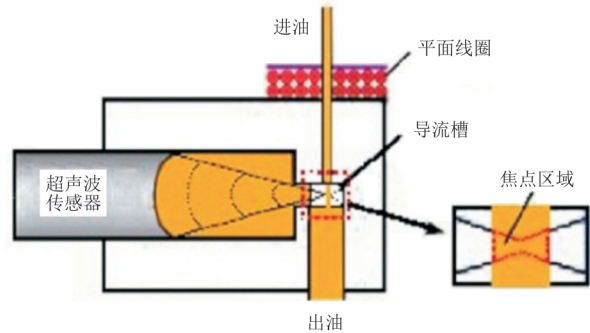


图 4 具有导流槽结构的感应式超声波磨粒传感器示意图<sup>[42]</sup>

Fig. 4 Schematic of the inductive-ultrasonic integrated wear debris sensor with a flow recess structure<sup>[42]</sup>

通过仿真和实验方法, Xu C 等<sup>[43]</sup>提出了量子行为粒子群优化(QPSO)技术,以提高匹配追踪(MP)算法提取反射超声信号波形特征的效率和有效性,该方法提高了超声波信号的信噪比,有助于提取其波形特征从而区分磨损颗粒和气泡; Weser 等<sup>[44]</sup>提出了一种通过分析反射的超声信号来表征高浓度悬浮液中颗粒的方法,这种方法提供了一种直接和非侵入性的方式来监测高浓度的悬浮液; Appleby 等<sup>[45]</sup>使用超声和电容传感器结合的方法监测磨粒和滑油性能,通过分析散射的超声波信号可以检测到尺寸为  $44.5\ \mu\text{m}$  的磨粒,还可以通过分析超声波信号振幅和传输时间的变化来评估润滑油黏度的变化。

由于超声换能器发射的纵波穿透能力强,具有处理全油流的能力,并且磨损颗粒和气泡可以通过分析反射脉冲回波来区分<sup>[43]</sup>。然而,超声波传感技术尚未广泛在实际中应用,其中一个主要问题是超声波传感器的准确性受滑油品质的影响,脉冲回波幅度会随着滑油黏度的变化产生相应的波动,导致检测的磨粒尺寸出现误差<sup>[46]</sup>。

## 2 应用现状分析

飞机发动机滑油磨粒监测主要是获取磨损颗粒的数量、尺寸、形态和材料等信息。本文介绍 5 种在线监测技术的研究进展,针对监测技术能够识别的磨粒特征信息、优势和劣势的分析如表 1 所示。



表 1 磨粒监测技术比较  
Table 1 Comparison of wear debris monitoring technologies

监测技术	磨粒特征信息	优势	劣势
电容法	数量和尺寸	灵敏度高	不能检测非金属磨粒,易受滑油品质的影响
电阻法	数量	结构简单	只能检测铁磁性磨粒
磁感应法	数量、尺寸和材料	流量高,能够区分铁磁性和非铁磁性磨粒	灵敏度较低,无法区分非金属磨粒,可将多个重叠磨粒识别为大磨粒
光散射法和遮光法	数量和尺寸	灵敏度高	无法区分磨粒和气泡,受透明度影响,流量低,可将多个重叠磨粒识别为大磨粒
图像法	数量、尺寸、形态和材料	灵敏度高,能区分磨粒和气泡	流量低,系统复杂,受透明度影响
超声法	数量和尺寸	能区分磨粒和气泡	无法区分金属和非金属磨粒,声场不均匀,易受滑油品质的影响

最早的在线监测方法是磁塞传感器,可以根据磨损颗粒的体积进行实时报警,然而无法提供单个磨粒的尺寸和材料信息。因此,不能准确地检测机械故障并对故障进行早期预警。

对于具有微通道的电容式传感器,可以检测和统计金属磨粒,然而不具有区分含铁碎屑和非铁碎屑的能力。由于流量有限且容易受滑油品质的影响,电容传感器仍在实验室中进行测试。由 Vickers Tedeco 公司生产的电阻传感器 ECD,可直接安装在油路中,能检测到润滑油中的铁磁性磨粒的数量,但对非铁磁性磨粒没有反应,因此通常和其他类型的传感器结合使用。

磁感应传感器可以输出反映磨损颗粒大小、数量和材料的信号。在过去的几十年里,磁感应传感器发展的最多,Vickers Tedeco 公司的 QDM 和 GasTOPS 公司的 Metalscan 都已广泛应用于实际的在线监测中。为了满足机械设备对传感器的要求,传感器管道的直径也在逐渐增大。Yi Junren 等<sup>[47]</sup>分析了传感器检测精度与管径的比值  $S$ ,发现  $S$  越小传感器的灵敏度就越高。目前,灵敏度和流量已经有了很大的提高,如何在提高传感器灵敏度的同时确保高流量仍有待探索。如果能够进一步提高灵敏度和流量,这种方法可能会成为最佳方法。

超声波传感器能区分磨损颗粒和气泡,具有高灵敏度和高流量,但磨粒位置、滑油黏度和温度都会影响超声波传感器的检测效果。由于超声波传感器的声场不均匀,磨粒经过不同位置反射的回波信号不同,影响磨粒尺寸的判断,因此在应用

中,必须提高声场的均匀性。同时信号容易受到外部干扰的影响,因此有必要进一步研究抗干扰和去噪技术。

光学磨粒传感器中,光散射法和遮光法可以测量润滑油中磨粒的尺寸和数量,灵敏度高,能检测到异常磨损产生的小尺度磨粒,但是不能区分金属和非金属;基于成像方法的传感器可以获得全面详细的磨粒信息,特别是从磨损碎片图像中提取形态属性,能更深入地描述碎片颗粒,反映磨损机理,但对设备和算法的要求较高,这应该是未来研究的重要方向。基于光散射法的美国 ART 公司生产的 IOOCP 和基于图像法的美国 Foxbro 公司生产的 OLVF 已应用于航空领域。但是光学传感器易受到滑油品质的影响,当滑油透明度下降时会影响传感器对磨粒的识别;滑油流速过快时,磨粒数容易被低估,因此需要进一步优化传感器结构和算法来提高检测能力。

### 3 发展趋势

航空润滑油磨粒在线监测技术已经取得了一定的进展,然而距离满足航空发动机健康监测的现实需求,还有一定差距,磨粒在线监测技术应朝着高灵敏度、高稳定性、高集成度和高智能化的方向发展。

1) 高灵敏度。在正常工作条件下,大多数磨损碎屑的尺寸小于  $20\ \mu\text{m}$ ,随着磨损情况变得严重, $20\sim 100\ \mu\text{m}$  之间的磨粒急剧增多。大多数传感器不足以满足高灵敏度的需求,目前磨粒在线传感器能够在实验室中检测  $10\sim 50\ \mu\text{m}$  的磨损碎

片,但由于环境干扰,在真实的工作环境中表现不佳。研究者可以优化结构设计,如使用微流体或多通道<sup>[16,28]</sup>,或者优化算法模型<sup>[15,43]</sup>提高传感器的灵敏度。

2) 高稳定性。传感器在恶劣环境中保持良好的工作状态非常重要,这是在线监测的主要问题。传感器易受到环境中电噪声、振动和温度等因素的干扰<sup>[46]</sup>,对传感器的分辨率和系统的稳定性影响较大,因此如何降低环境因素干扰、提高传感器稳定性也是当前研究的主要方向之一。

3) 高集成度。各种类型的监测技术都有其优势和劣势,目前的研究主要集中在单一传感器的应用上。由于工作原理的局限性,几乎没有传感器能同时获得磨粒的尺寸、数量、形态以及材料信息。由于发动机复杂的工作情况,有限的特征参数不足以准确判断发动机的磨损状况,只有进行多参数、多维的分析,才能更好地确定发动机的性能状况。多种监测技术的集成能够优势互补,提高收集磨粒信息的能力<sup>[20,45]</sup>。

4) 高智能化。在线监测技术不断朝着自动集成数据分析和诊断的趋势发展,实现传感器的智能化<sup>[9]</sup>。传感器通过采集数据、处理数据和分析数据,能够实现校准、自诊断,将形成的最终数据通过无线设备传输出来,还能极大程度地解决发动机内部布线困难的问题。

## 4 结束语

本文综述了基于电容法、电阻法、磁感应法、光学法和声学法的航空滑油磨粒在线监测技术,主要包括每种监测技术的监测原理、研究成果、优点和缺点,分析了5种监测技术的应用现状,讨论了滑油磨粒在线监测技术的未来发展趋势应为高灵敏度、高稳定性、高集成度、高智能化,旨在为今后的研究提供有价值的信息,促进航空滑油磨粒在线监测技术的研究与应用。

### 参考文献

- [1] 彭峰,王立勇,吴健鹏,等. 油液磨粒在线监测技术发展现状与趋势[J]. 设备管理与维修, 2016(增刊2): 26-28.  
PENG Feng, WANG Liyong, WU Jianpeng, et al. Development status and trend of online monitoring technology for oil abrasive particles[J]. Equipment Management and Maintenance, 2016(s2): 26-28. (in Chinese)
- [2] CAO W, DONG G, XIE Y, et al. Prediction of wear trend of engines via on-line wear debris monitoring[J]. Tribology International, 2018, 120: 510-519.
- [3] WANG, J, MAW M M, YU X, et al. Applications and perspectives on microfluidic technologies in ships and marine engineering: a review [J]. Microfluidics and Nanofluidics, 2017, 21: 39-45.
- [4] ZHANG Y, HONG J, SHI H, et al. Magnetic plug sensor with bridge nonlinear correction circuit for oil condition monitoring of marine machinery [J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2022, 10(12): 1883-1891.
- [5] LI W, BAI C, WANG C, et al. Design and research of inductive oil pollutant detection sensor based on high gradient magnetic field structure[J]. Micromachines, 2021, 12(6): 638-645.
- [6] ZAMORANO M, AVILA D, MARICHAL G N, et al. Data preprocessing for vibration analysis: application in indirect monitoring of ship centrifuge lube oil separation systems [J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2022, 10(9): 1199-1203.
- [7] 王奕首,吴迪恒,朱凌,等. 滑油磨粒在线传感技术研究进展[J]. 电子测量与仪器学报, 2021, 35(3): 73-83.  
WANG Yishou, WU Diheng, ZHU Ling, et al. Progress on on-line sensing technology for wear debris in lubricant [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2021, 35(3): 73-83. (in Chinese)
- [8] YAN R, GAO R X. Complexity as a measure for machine health evaluation [J]. IEEE Transactions on Instrument Measurement, 2004, 53: 1327-1334.
- [9] 周俊丽,李光斌. 基于工业互联网的设备油液在线监测信息化系统开发[J]. 机床与液压, 2020, 48(17): 140-145.  
ZHOU Junli, LI Guangbin. Development of online oil monitoring information system of equipment based on industrial Internet [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2020, 48(17): 140-145. (in Chinese)
- [10] 吴迪恒,刘渊,林霆威,等. 基于电容传感的滑油磨粒监测技术研究进展[J]. 测控技术, 2021, 40(5): 14-20.  
WU Diheng, LIU Yuan, LIN Tingwei, et al. Progress of lubricant oil particle monitoring technology based on capacitance sensing [J]. Measurement & Control Technology, 2021, 40(5): 14-20. (in Chinese)
- [11] MURALI S, XIA X, JAGTIANI A V, et al. Capacitive coulter counting: detection of metal wear particles in lubricant using a microfluidic device [J]. Smart Material Structure, 2009, 18(3): 37001-37005.
- [12] HAN Z, WANG Y, QING X. Characteristics study of in-situ capacitive sensor for monitoring lubrication oil debris

- [J]. *Sensors*, 2017, 17: 2851-2859.
- [13] ISLAM T, YOUSUF M, NAUMAN M. A highly precise cross-capacitive sensor for metal debris detection in insulating oil[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2020, 91(2): 25005.
- [14] WANG Y, LIN T, WU D, et al. A new in situ coaxial capacitive sensor network for debris monitoring of lubricating oil[J]. *Sensors*, 2022, 22(5): 1777-1786.
- [15] ZHU L, XIAO X, WU D, et al. Qualitative classification of lubricating oil wear particle morphology based on coaxial capacitive sensing network and SVM[J]. *Sensors*, 2022, 22(17): 6653-6660.
- [16] WANG C, ZHENG Y, ZHANG H, et al. An oil multipollutant detection sensor with high sensitivity and high throughput[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2022, 71: 6003611.
- [17] SUN J, WANG L, LI J, et al. Online oil debris monitoring of rotating machinery: a detailed review of more than three decades [J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 149: 107341.
- [18] SONG Y, ZHANG H, CHON C H, et al. Nanoparticle detection by microfluidic resistive pulse sensor with a submicron sensing gate and dual detecting channels—two stage differential amplifier[J]. *Sensors and Actuators B: Chemical*, 2011, 155(2): 930-936.
- [19] SANTILLI R. The fulmer method of monitoring fluid abrasivity as an indication of fluid condition and machine health [C] // COMADEM 89 International. US: IEEE, 1989: 55-67.
- [20] 史皓天, 张洪朋, 谢雨财, 等. 一种基于微流体制备的电阻—电感式磨粒传感器[J]. *中国机械工程*, 2022, 33(20): 2468-2475.
- SHI Haotian, ZHANG Hongpeng, XIE Yucai, et al. A resistance-inductance debris sensor based on microfluidic fabrication[J]. *China Mechanical Engineering*, 2022, 33(20): 2468-2475. (in Chinese)
- [21] JIA R, MA B, ZHENG C, et al. Magnetic properties of ferromagnetic particles under alternating magnetic fields: focus on particle detection sensor applications[J]. *Sensors*, 2018, 18(12): 4144-4152.
- [22] ZHANG X, ZHANG H, SUN Y, et al. Research on the output characteristics of microfluidic inductive sensor [J]. *Journal of Nanomaterials*, 2014, 15: 1-7.
- [23] 王志娟, 赵军红, 丁桂甫. 新型三线圈式滑油磨粒在线监测传感器[J]. *纳米技术与精密工程*, 2015, 13(2): 154-159.
- WANG Zhijuan, ZHAO Junhong, DING Guifu. A novel online oil debris monitoring sensor with three coils[J]. *Nanotechnology and Precision Engineering*, 2015, 13(2): 154-159. (in Chinese)
- [24] MILLER J L, KITALJEVICH D. In-line oil debris monitor for aircraft engine condition assessment [C] // 2000 IEEE Aerospace Conference. US: IEEE, 2000: 49-56.
- [25] HAN L, HONG W, WANG S. The key points of inductive wear debris sensor [C] // International Conference on Fluid Power and Mechatronics. US: IEEE, 2011: 809-815.
- [26] DU L, JIANG Z. Parallel sensing of metallic wear debris in lubricants using undersampling data processing [J]. *Tribology International*, 2012, 53: 28-34.
- [27] DU L, JIANG Z, CARLETTA J, et al. Real-time monitoring of wear debris in lubrication oil using a microfluidic inductive coulter counting device [J]. *Microfluidics and Nanofluidics*, 2010, 9(6): 1241-1245.
- [28] DU L, ZHU X, HAN Y, et al. Improving sensitivity of an inductive pulse sensor for detection of metallic wear debris in lubricants using parallel LC resonance method [J]. *Measurement Science & Technology*, 2013, 24(7): 75106.
- [29] ZHU X, ZHONG C, JIANG Z. A high sensitivity wear debris sensor using ferrite cores for online oil condition monitoring [J]. *Measurement Science & Technology*, 2017, 28(7): 75102.
- [30] JIA R, MA B, ZHENG C, et al. Magnetic properties of ferromagnetic particles under alternating magnetic fields: focus on particle detection sensor applications [J]. *Sensors*, 2018, 18(12): 4144-4152.
- [31] 孙佳毅. 基于磁性吸附与 CMOS 成像的高通量磨粒图像传感器的设计、实现和分析 [D]. 济南: 山东大学, 2021.
- SUN Jiayi. Design, implementation, and analysis of a high-throughput wear debris image sensor based on magnetic deposition and CMOS imaging [D]. Jinan: Shandong University, 2021. (in Chinese)
- [32] WU T, PENG Y, WU H, et al. Full-life dynamic identification of wear state based on on-line wear debris image features [J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2014, 42(1/2): 404-414.
- [33] KROGSE K, HENNEBERG M, ERIKSEN R. Model of a light extinction sensor for assessing wear particle distribution in a lubricated oil system [J]. *Sensors*, 2018, 18(12): 4091-4098.
- [34] HONDAT I Y, MIYAJIMA T, et al. Quantitative estimation of wear amounts by real time measurement of wear debris in lubricating oil [J]. *Tribology International*, 2010, 43(1/2): 388-394.
- [35] RAADNUI S. Wear particle analysis—utilization of quantitative computer image analysis: a review [J]. *Tribology International*, 2005, 38(10): 871-878.
- [36] HAMILTON A, CLEARY A, QUAIL F. Development



- of a novel wear detection system for wind turbine gearboxes [J]. *IEEE Sensors*, 2014, 14: 465-473.
- [37] PENG Y, WU T, WANG S, et al. A microfluidic device for three-dimensional wear debris imaging in online condition monitoring [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part J: Journal of Engineering Tribology*, 2007, 231: 965-974.
- [38] LI B, XI Y, FENG S, et al. A direct reflection OLVF debris detector based on dark-field imaging [J]. *Measurement Science & Technology*, 2018, 29(6): 65104.
- [39] APPLEBY M P. *Wear debris detection and oil analysis using ultrasonic and capacitance measurements* [D]. Akron: University of Akron, 2010.
- [40] 吕纯, 张培林, 张云强, 等. 基于超声传感器的油液磨粒在线检测研究现状 [J]. *液压气动与密封*, 2015, 35(8): 24-27.  
LYU Chun, ZHANG Peilin, ZHANG Yunqiang, et al. Current situation of the research on wear debris on-line detection based on ultrasonic sensor [J]. *Hydraulics Pneumatics & Seals*, 2015, 35(8): 24-27. (in Chinese)
- [41] 张永祥, 明廷锋, 朴甲哲. 超声磨粒监测传感器设计研究 [J]. *海军工程大学学报*, 2002(4): 28-31.  
ZHANG Yongxiang, MING Tingfeng, PIAO Jiazhe. Investigation on transducer design for ultrasonic wear debris monitoring [J]. *Journal of Naval University of Engineering*, 2002 (4): 28-31. (in Chinese)
- [42] DU L, JIANG Z. An integrated ultrasonic-inductive pulse sensor for wear debris detection [J]. *Smart Materials and Structures*, 2013, 22: 25003.
- [43] XU C, ZHANG P, WANG H, et al. Ultrasonic echo wave-shape features extraction based on QPSO-matching pursuit for online wear debris discrimination [J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*, 2015, 60/61: 301-315.
- [44] WESER R, WÖCKEL S, HEMPEL U, et al. Particle characterization in highly concentrated suspensions by ultrasound scattering method [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2013, 202: 30-36.
- [45] APPLEBY M, CHOY F K. Oil debris and viscosity monitoring using ultrasonic and capacitance/inductance measurements [J]. *Lubrication Science*, 2013, 25(8): 507-524.
- [46] XU C, ZHANG P, REN G, et al. Discriminating debris particle in lubricant by ultrasonic waveshape features [J]. *Industrial Lubrication and Tribology*, 2015, 67(3): 202-209.
- [47] YI Junren, WEI Li, GUO Fengzhao, et al. Inductive debris sensor using one energizing coil with multiple sensing coils for sensitivity improvement and high throughput [J]. *Tribology International*, 2018, 128: 96-103.

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-018-08

# 分布式电推进短距起降飞机的总体参数优化

吕明浩, 余雄庆

(南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

**摘要:** 基于分布式电动推进的短距起降飞机是一种新概念飞机, 需要研究其总体参数的设计方法。以常规的涡桨飞机加装分布式电动螺旋桨的概念方案为示例, 将这类飞机总体参数的设计问题提炼为一个优化设计问题; 应用基于代理模型的优化方法, 制定总体参数优化设计的流程。结果表明: 该示例飞机总体参数优化后, 能以最小的质量代价达到苛刻的短距起降要求(起飞滑跑距离小于 100 m, 着陆滑跑距离小于 70 m); 分布式螺旋桨安装在机翼下方且有一定的倾斜角, 螺旋桨转速和直径适中; 机翼面积有所增加, 涡桨发动机的功率需求明显减小。

**关键词:** 分布式推进; 短距起降; 飞机概念设计; 多学科分析优化

中图分类号: V272

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.03

## Optimization for overall parameters of STOL aircraft with distributed electric propulsion

LYU Minghao, YU Xiongqing

(College of Aeronautical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The short takeoff and landing (STOL) aircraft using distributed electric propulsion is a novel concept, for which the design method of its overall parameters needs to be explored. Taking the conventional turboprop aircraft retrofitted with distributed electric propellers as an illustrative aircraft, the design problem of the aircraft overall parameters is formulated as an optimization problem, and then the design optimization process for the overall aircraft parameters is presented using the optimization method with surrogate model. The results show that, after optimization for the overall parameters of the illustrative aircraft concept, the requirements for the ground roll distance during takeoff and landing can be met at the minimum weight penalty. The ground roll distance during takeoff is less than 100 m, the ground roll distance during landing is less than 70 m. The optimal results also indicate that the distributed propellers are installed beneath the wing at a certain angle of inclination with moderate rotation speed and diameter, the wing area is increased slightly and required power for the turboprop engine is reduced significantly.

**Key words:** distributed electric propulsion; short takeoff and landing; aircraft conceptual design; multidisciplinary analysis optimization

收稿日期: 2023-08-27; 修回日期: 2023-09-27

基金项目: 国家自然科学基金(12032011); 湖南创新型省份建设专项经费资助(2022GK1070)

通信作者: 余雄庆(1965-), 男, 博士, 教授、博导。E-mail: yxq@nuaa.edu.cn

引用格式: 吕明浩, 余雄庆. 分布式电推进短距起降飞机的总体参数优化[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 18-25.

LYU Minghao, YU Xiongqing. Optimization for overall parameters of STOL aircraft with distributed electric propulsion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 18-25. (in Chinese)

## 0 引言

近年来,为了减轻地面交通拥堵情况并为公众提供其他出行选择,城市空中交通(Urban Air Mobility, UAM)的概念被提出来<sup>[1]</sup>。与此同时,短距起降(Short Takeoff and Landing, STOL)飞机也引起了人们的关注<sup>[2]</sup>。相比于垂直起降的 UAM 飞机,STOL 飞机的适航认证风险更低,更容易在现有机型上进行改型,动力系统更轻,且能实现更大的有效载荷或者更小的起飞质量<sup>[3-4]</sup>。

为了实现飞机短距起降的目标,研究者开始探索在飞机上安装分布式推进(Distributed Electric Propulsion, DEP)系统增加飞机升力的方法<sup>[5]</sup>。分布式推进系统是在机翼前缘布置多个螺旋桨,提升飞机低速状态下的升力以实现短距起降<sup>[6]</sup>。例如,在 2021 年的莫斯科航展上,一架安-2 飞机通过加装 8 个可折叠电动螺旋桨,展示了其短距起降性能<sup>[5]</sup>;Electra 公司正在研制一种短距起降通航飞机,在机翼上安装了 8 个电动螺旋桨,以实现 300 ft (1 ft=0.304 8 m) 以内的起降,可用于区域性通勤、中等距离的物流等场景<sup>[7]</sup>;Courtin 等<sup>[8]</sup>制作了一个装有分布式推进系统的飞机的 30% 缩比模型,实现了超短距起降的飞行试验;Stoll 等<sup>[9]</sup>以西锐 SR22 为参考机型,在机翼上加装分布式推进系统,改型后飞机的巡航效率大幅提高。

对于传统的通用航空飞机,总体参数(发动机功率、机翼面积等)的设计可以参考同类机型。而对于安装了分布式推进系统的飞机而言,分布式推进系统与机翼之间存在较强的耦合关系<sup>[10]</sup>,不能采用传统的方法(参考现有飞机统计数据)来确定其总体参数,需要研究适用于分布式电动推进飞机的总体参数设计方法<sup>[11]</sup>。

解决上述问题的一种有效方式是应用优化方法来确定合理的总体参数<sup>[12]</sup>。Moore<sup>[13]</sup>搭建了一个基于多学科设计的参数优化框架,对分布式推进系统中螺旋桨的各项参数进行了优化,得出了满足噪声限制和起降距离限制的飞机概念方案;Courtin 等<sup>[14]</sup>搭建了一套飞机分析优化框架,对比了基于同一任务优化出的短距起降飞机和垂直起降飞机各项性能上的差异。上述研究表明,短距起降飞机的性能优势取决于需要多短的跑道。Gnadt 等<sup>[4]</sup>提出了一种装有分布式推进系统的涡轮电动混合飞机,以飞机起飞质量最小为优化目标

进行了总体参数优化,但其主要针对分布式推进系统的各项参数,而对推进系统总体参数和机翼总体参数同时进行优化很少考虑。

本文以一种分布式电推进的短距起降飞机为研究对象,将推进系统总体参数和机翼总体参数的一体化设计问题提炼为一个优化问题;应用基于代理模型的优化方法,建立其总体参数优化设计的流程;针对分布式电推进飞机的特点,建立其概念方案的多学科分析模型,通过优化方法的应用,以期为这类短距起降飞机总体参数设计提供一种有效的方法。

## 1 概念方案与优化问题

本文研究的短距起降飞机的概念方案外形如图 1 所示,主要参数如表 1 所示。该概念方案的机身、机翼和尾翼外形参考了塞斯纳 208 飞机,在机翼前缘加装分布式电推进螺旋桨,用于提高起降阶段的升力以降低起降距离,巡航阶段分布式电推进螺旋桨关闭并折叠。主推进系统为一台涡桨发动机,在整个飞行过程中提供拉力。

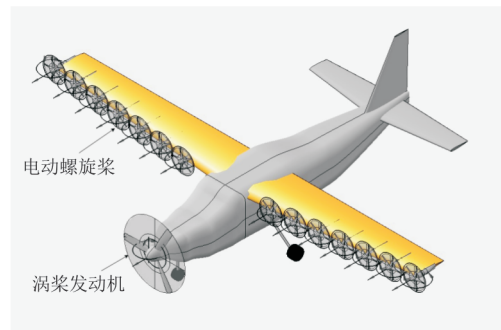


图 1 分布式螺旋桨推进的短距起降概念方案  
Fig. 1 Aircraft concept for STOL using DEP

表 1 概念方案主要参数的初始值  
Table 1 Initial values of main parameters of the conceptual design

参数	数值	参数	数值
机翼面积/m <sup>2</sup>	26	机翼展弦比	9.725
机翼梢根比	0.587	有效载荷/kg	1 000
分布式螺旋桨个数	14	分布式螺旋桨直径/m	0.9
巡航高度/m	3 000	航程/km	700

该方案的主要性能指标为:起飞滑跑距离和着陆滑跑距离小于 100 m(作为对比,塞斯纳 208 飞机的起飞滑跑距离为 354 m,着陆滑跑距离为 218 m);巡航速度为 300 km/h,巡航高度为



3 000 m; 航程 700 km。其任务剖面如图 2 所示, 分布式螺旋桨在起飞和初始爬升阶段打开, 爬升至 610 m 后, 进入平飞过渡段, 逐渐减小电机功率直至电机停止工作, 分布式螺旋桨折叠, 而后进入爬升段。在飞机下降至 152 m 时, 分布式螺旋桨打开<sup>[4]</sup>。

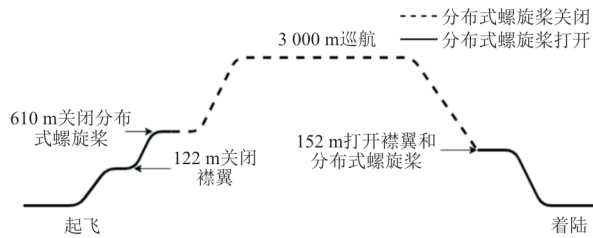


图 2 任务剖面  
Fig. 2 Mission profile

为了满足上述性能指标, 需要合理地确定该概念方案的总体参数, 使飞机的全机质量(最大起飞质量)最小。需要确定的总体参数包括: ①分布式螺旋桨的参数(桨叶个数和直径、转速); ②驱动分布式螺旋桨的电机功率; ③分布式螺旋桨的安装位置; ④涡桨发动机的功率; ⑤机翼面积、展弦比等。

上述总体参数确定问题可以提炼为一个优化问题。优化模型的三个要素是设计变量、约束条件和优化目标。

设计变量: 设计变量包括推进系统设计参数和机翼总体参数, 如表 2 所示。分布式电动螺旋桨(DEP)与机翼之间的相对位置参数定义如图 3 所示。

表 2 设计变量及其取值范围  
Table 2 Design variables and their value ranges

设计参数	取值范围
机翼面积/m <sup>2</sup>	20.8~31.2
展弦比	7.78~11.67
梢根比	0.47~0.704
涡桨发动机功率/kW	300~500
DEP 直径/m	0.55~0.9
DEP 距机翼 X 向距离/DEP 直径	0.2~1.8
DEP 距机翼 Z 向距离/DEP 直径	-1.0~0.5
DEP 转速/(r·min <sup>-1</sup> )	4 500~6 000
DEP 桨叶数	2~6
DEP 倾斜角/(°)	-5~1

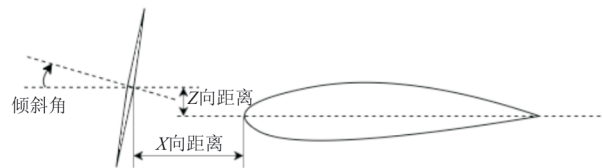


图 3 分布式电动螺旋桨位置参数定义  
Fig. 3 Definition of position parameters of distributed electric propeller

约束条件: 起飞滑跑距离小于 100 m, 着陆滑跑距离小于 70 m, 巡航距离不小于 700 km。

目标函数: 全机质量最小。

## 2 优化方法

针对分布式电推进短距起降飞机概念方案的总体参数优化问题, 制定优化计算流程。为了减少优化计算的时间, 采用基于代理模型的优化方法, 首先建立多学科分析模型的代理模型, 然后在优化计算中用该代理模型计算目标函数值和约束条件的值。优化计算流程如图 4 所示。

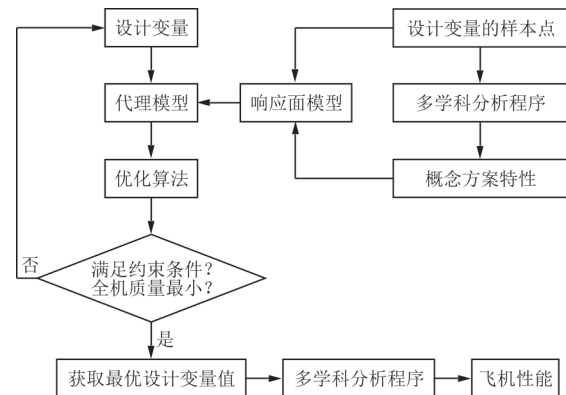


图 4 优化方法的流程  
Fig. 4 Flowchart of optimization method

根据表 2 中设计变量的取值范围, 采用拉丁超立方取样, 生成分析样本点数据; 将每个样本点数据作为输入数据, 应用多学科分析模型, 计算出样本点的特性(即多学科分析的输出数据); 采用二次多项式响应面模型, 对输入数据和输出数据进行拟合; 响应面模型拟合精度经验证后, 作为多学科分析的代理模型, 用于优化过程中目标函数和约束条件的计算。

本文中, 用于建立代理模型的有效样本点数量为 563, 另外, 额外生成 30 个样本点对代理模型进行精度检验。经过精度验证表明, 代理模型最大相对平均误差为 6%, 满足概念设计的精度

要求。

代理模型建立后,可以应用适当的优化算法进行迭代计算,求出最优设计变量的值。考虑到遗传算法有利于寻找全局最优解,因此本文采用 MATLAB 优化工具箱中的遗传算法程序求解最优总体参数。遗传算法的缺点是收敛速度慢,需要大量的多学科分析次数。由于本文采用基于代理模型优化的策略,代理模型的计算量很小,适于采用遗传算法。

优化计算收敛后,获得最优设计变量的值,即获得了最优总体参数设计方案。应用多学科分析

程序对该方案进行分析,计算出该方案的质量、航程、起降性能等数据。

### 3 多学科分析模型

多学科分析用于计算飞机概念方案的质量、航程、起降距离等参数。根据这些性能数据,评估优化过程中各项约束条件是否满足以及目标函数值的大小。多学科分析程序包括几何模块、推进系统模块、气动模块、质量模块和性能模块,各模块之间的数据传递关系可用扩展设计结构矩阵(XDSM)图来表示,如图 5 所示。

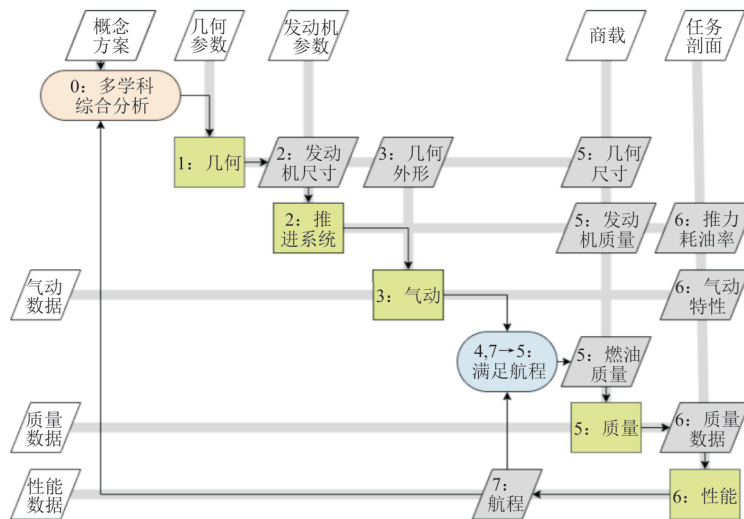


图 5 多学科分析的架构

Fig. 5 Architecture of multidisciplinary analysis

#### 3.1 几何模块

几何模块的功能是创建概念方案的三维模型,并输出飞机的参考面积、湿面积等几何特性数据,供后续模块使用。

采用开源的参数化几何建模软件 OpenVSP<sup>[15]</sup>建立概念方案的三维模型。几何模块的输入为外形参数,将外形参数写入到 VSPScript 脚本文件中,调用 OpenVSP 软件,生成概念方案的三维外形,并输出参考面积、湿面积等。

#### 3.2 推进系统模块

推进系统模块的功能是计算推进系统在不同飞行状态下的推力特性、耗油率特性,供性能模块使用。由于本文研究对象为带有分布式推进系统的混合动力短距起降飞机,因此推进系统分为常

规涡桨推进系统和分布式电动推进系统两部分。

对于常规涡桨推进系统,采用文献[16]提供的工程估算方法计算推力特性和耗油率特性。

分布式电动推进系统的组成如图 6 所示,电池为电动机提供电能,电动机驱动螺旋桨工作,其中  $P_B$  表示电池的放电功率,  $P_C$  表示电机控制器的输出功率,  $P_E$  表示电动机的输出功率。

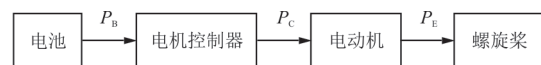


图 6 分布式电动推进系统的组成

Fig. 6 Elements of the distributed electric propulsion

由于分布式推进系统只用于起降阶段,其主要功用是,通过螺旋桨滑流增加流经机翼表面的空气流速,从而达到增加机翼升力的目的。虽然螺旋桨滑流也会对气动阻力造成不利影响,但在

起降阶段增加升力更为重要。本文采用的分布式螺旋桨桨叶的翼型为 MH114<sup>[17]</sup>,螺旋桨的弦长和扭转角分布如图 7 所示。

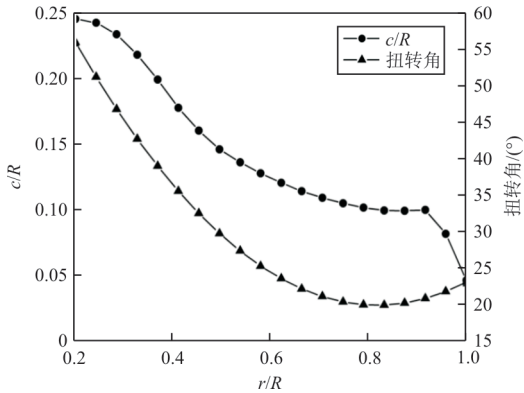


图 7 桨叶的弦长和扭转角分布  
Fig. 7 Chord and twist distribution of blade

分布式电推进系统分析模型的输入为分布式螺旋桨桨叶的几何参数、分布式螺旋桨转速等。

根据螺旋桨桨叶的截面数据,应用开源的 XROTOR 软件<sup>[18]</sup>计算得出分布式推进系统在不同飞行状态下的推力、功率、功率系数和拉力系数。该软件基于升力线理论和 Prandtl-Glauert 修正因子,通过数值计算方法,可以快速分析各种螺旋桨的气动特性,具有较好的通用性。

### 3.3 质量模块

质量模块用于估算飞机的结构质量、最大起飞质量和使用空重,这些质量数据将用于性能计算。

飞机的质量组成如图 8 所示,其中有效载荷由设计要求给定,机体结构、涡桨推进系统、系统设备、使用项目的质量采用文献[16]的方法进行估算。

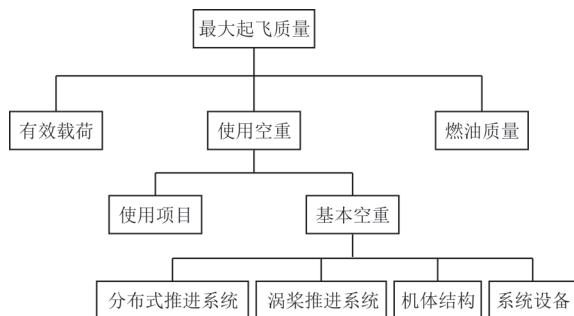


图 8 飞机质量组成  
Fig. 8 Aircraft weight composition

分布式推进系统质量分为电池质量、电机控制器质量、电动机质量、螺旋桨质量和其他次级部件质量,各部分质量计算方式<sup>[17]</sup>如下所示。

$P_{i,\max}$  ( $i=1,2$ )分别为电机控制器和电动机的最大功率,计算公式为

$$P_{i,\max} = \frac{P_i}{\eta_i} \quad (i=1,2) \quad (1)$$

式中: $P_i$ 分别为电机控制器和电动机的输出功率; $\eta_i$ 为电机控制器和电动机的效率。

电动机质量  $W_1$ 和电机控制器质量  $W_2$ 的计算公式为

$$W_i = \frac{P_{i,\max}}{\rho_i} \quad (i=1,2) \quad (2)$$

式中: $\rho_i$ 为电动机和电机控制器的功率密度。

电池质量  $W_B$ 由电池储存的电量  $Q_B$ 和电池能量密度  $e_B$ 计算得出,计算公式为

$$W_B = \frac{Q_B}{e_B} \quad (3)$$

所需的电量由需求的电池输出功率和放电时间确定,即:

$$Q_B = \frac{P_B}{\eta_B} \times t \quad (4)$$

式中: $P_B$ 为电池输出功率; $\eta_B$ 为电池的效率; $t$ 为电池的放电时间。

放电时间由飞机的起飞与着陆时间确定。在实际使用中,电池需要保留一定的余量,余量一般为 20%。

螺旋桨的质量为桨叶材料密度乘以桨叶体积。采用快速方法估算螺旋桨桨叶的体积,计算流程为:将一片桨叶按照弦长分布划分为多段,将每段体积求和再乘以 1.2,即为一片桨叶的体积。经验证,这种快速估算方法的计算误差在 2% 以内,满足概念设计阶段的要求。分布式推进螺旋桨桨叶的材料为碳纤维复合材料,其密度为  $1.6 \text{ g/cm}^3$ <sup>[17]</sup>。

为了计入轴承、电缆、联轴器等次级部件的质量,将计算出的分布式推进系统总质量放大 1.2 倍<sup>[17]</sup>。

### 3.4 气动模块

气动模块的功能是计算飞机起降构型、巡航构型的升力特性和阻力特性,建立气动数据库,供



性能分析模块使用。

气动特性分析分为两种情况:①在起降阶段和初始爬升阶段,分布式电推进系统工作;②在巡航阶段,分布式推进系统关闭。

对于第①种情况,采用 OpenVSP 软件中提供的 VSPAero 气动分析模块,对耦合螺旋桨效应的机翼气动特性进行分析。VSPAero 耦合了涡格法和螺旋桨动量盘计算方法(如图 9 所示),可快速分析螺旋桨对机翼的升力和诱导阻力的影响。Sheridan 等<sup>[19]</sup>针对含螺旋桨的机翼气动力分析问题,将 VSPAero 的计算结果与高阶精度软件 OverFlow 的计算结果进行了对比,结果表明 VSPAero 的计算精度满足概念设计阶段的精度要求。另外,考虑到本文飞机的几何模型由 OpenVSP 软件创建,该几何模型可与 VSPAero 模块实现无缝链接,因此采用 VSPAero 进行气动分析更为便捷。在应用 VSPAero 进行气动分析时,需要输入螺旋桨的拉力系数、功率系数,这些系数由推进系统模块计算获得。对于黏性阻力的计算,采用基于边界层理论的工程估算方法。

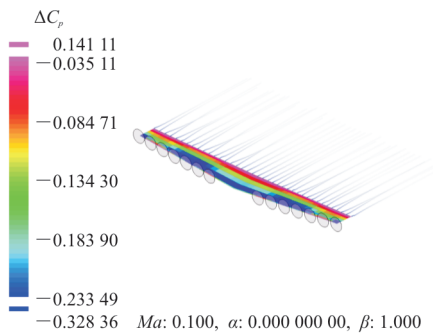


图 9 耦合分布式螺旋桨的机翼气动模型

Fig. 9 Wing aerodynamic model coupled with DEP

对于第②种情况,分布式推进系统关闭,不用考虑分布式螺旋桨对机翼气动特性的影响,采用现有的工程估算方法<sup>[20]</sup>计算其气动特性。

### 3.5 性能模块

性能模块是依据上述各个模块的输出以及任务剖面的要求,计算飞机的航线性能和起降性能。

性能模块采用基于简化的动力学方程计算飞机的航线性能和起降性能,计算方法详见文献[21]。其中,地面滑跑距离  $S_G$  的计算公式为

$$S_G = \frac{1}{2B} \ln \left( \frac{A + BV_R^2}{A} \right) + V_R \times t_R \quad (5)$$

$$A = \frac{T}{m} - \mu g \quad (6)$$

$$B = \frac{-\rho S}{2m} (C_{D_{T0}} - \mu C_{L_{T0}}) \quad (7)$$

式中:  $V_R$  为抬前轮速度,大小是起飞失速速度的 1.1 倍;  $t_R$  为抬头滑行时间;  $T$  为推力,包括了涡桨发动机提供的推力和分布式推进系统提供的推力;  $m$  为最大起飞质量;  $\mu$  为飞机起飞时的地面滚动摩擦系数;  $C_{L_{T0}}$  和  $C_{D_{T0}}$  分别为安装了分布式推进系统后的起飞升力系数和阻力系数。

着陆滑跑距离  $S_{GR}$  的计算公式<sup>[21]</sup>为

$$S_{GR} = V_{TD} \times t_{TD} + \frac{V_{BR}^2 W_{LDG}}{2g [D_{LDG} + \mu(W_{LDG} - L) - T]} \quad (8)$$

式中:  $V_{TD}$  为接地速度,大小是着陆失速速度的 1.1 倍;  $t_{TD}$  为自由滑行时间;  $V_{BR}$  为刹车速度,大小是着陆失速速度的 1.1 倍;  $D_{LDG}$  为阻力;  $L$  为升力;  $W_{LDG}$  为着陆质量;  $\mu$  为飞机着陆时的地面滚动摩擦系数。

由于分布式螺旋桨工作时,飞机的最大升力系数随飞行速度变化而变化,因此对于失速速度的计算,采用迭代方法,即首先假定一个初始失速速度,由气动计算方法获得该速度下的升力系数,再根据公式(9)计算出一个失速速度。

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho \times S \times C_{L,max}}} \quad (9)$$

式中:  $W$  为起飞或着陆时的质量;  $S$  为参考面积;  $C_{L,max}$  为分布式螺旋桨工作时起飞或着陆状态的最大升力系数。

比较假定的失速速度和由上式计算出的失速速度,如果两者之差小于 0.001,则将其视为实际的失速速度;否则将计算出的失速速度作为新的初始失速速度,重复上述过程,直至满足误差要求。分布式螺旋桨工作时,能大幅度提高飞机起降时的升力系数,降低飞机的失速速度,从而大幅度减少起飞和着陆的滑跑距离。

在计算航程时,通过改变质量模块中的设计燃油质量,在性能模块和质量模块中进行迭代计算,使飞机的设计航程与性能模块计算的航程一

致,参见图 4 所示的多学科分析架构。

## 4 优化结果和分析

应用第 2 节的优化方法,求解第 1 节中定义的总体参数优化问题。遗传算法的种群大小设为 100,经过 5 代共 77 100 个个体的迭代分析,优化计算结果收敛。优化后获得设计变量值、约束函数值和目标函数值,如表 3 所示,优化后的概念方案如图 10 所示。

表 3 总体参数优化结果  
Table 3 Parameters optimization results

项目	参数	数值
设计变量	机翼面积/m <sup>2</sup>	31.2
	展弦比	10.78
	梢根比	0.47
	涡桨发动机功率/kW	390
	DEP 直径/m	0.85
	DEP 距机翼 X 向距离/DEP 直径	0.2
	DEP 距机翼 Z 向距离/DEP 直径	-0.1
	DEP 转速/(r·min <sup>-1</sup> )	4 666
	DEP 桨叶数	4
	DEP 倾斜角/(°)	-5
约束函数	起飞滑跑距离/m	91.6
	着陆滑跑距离/m	63.4
	巡航距离/km	700
目标函数	最大起飞质量/kg	3 675.6

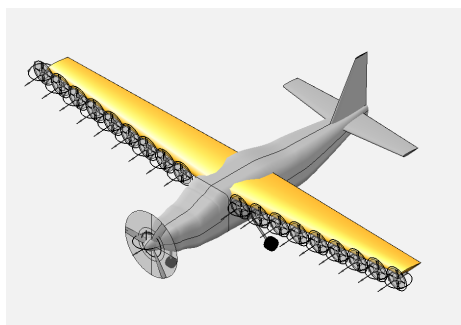


图 10 优化后的飞机外形

Fig. 10 Aircraft configuration after optimization

优化结果表明,优化后的方案满足起降滑跑距离和巡航距离的约束,且最大起飞质量与参考机型(塞斯纳 208)的最大起飞质量 3 629 kg 相当。优化后的机翼面积较大,这主要是为了满足严苛的起降滑跑距离约束,需要进一步减少翼载,导致机翼面积较大。展弦比会同时影响机翼气动特性、机翼结构质量以及分布式螺旋桨布置,优化后

的展弦比略有增加。

优化后所需要的涡桨发动机功率为 390 kW,相较于参考机型,涡桨发动机功率明显降低(塞斯纳 208 的发动机功率为 500 kW)。这主要是因为,在起降阶段和初始爬升阶段,分布式电推进系统提供了部分拉力,因而降低了对涡桨发动机的功率需求。该飞机的涡桨发动机功率主要用于满足巡航阶段的功率需求。但另一方面,在起降阶段,需要分布式电机总功率为 527.4 kW(单个电机的功率为 29.3 kW),用于驱动分布式螺旋桨。由于分布式电推进系统导致飞机空重增加,若要维持改型飞机的最大起飞质量与原型机基本一致,减少燃油质量,航程也会明显减少。

从优化结果中还可以看出,分布式螺旋桨的直径(即螺旋桨个数)和转速这两个设计变量的值在其上下限之间,这是权衡了分布式电动推进系统增升效果和质量代价的结果。虽然高转速和大直径的螺旋桨会提高增升效果,但同时螺旋桨质量会增加,需要功率更大的电机,导致分布式电动推进系统质量的增加。因此螺旋桨的直径和转速应取适中的值。

优化结果也表明,分布式螺旋桨应安装在机翼下方的适当位置并有一定的向下倾斜角,这样可起到增加机翼迎角的效果,有利于增加机翼的升力。本文优化结果与文献[10]的分析结果一致。对于优化后的方案,在典型的起飞状态(高度 0 m,速度 17 m/s,迎角 10°,襟翼偏转 15°)下,分布式推进系统打开时,升力系数为 4.09;而未采用分布式推进系统时,升力系数为 1.38,分布式推进系统对机翼的增升效果非常明显。

## 5 结论

1) 基于代理模型的优化方法能够有效地应用于电推进短距起降飞机概念方案的推进系统总体参数和机翼总体参数的一体化设计。优化后,飞机起飞地面滑跑距离小于 100 m,着陆地面滑跑距离小于 65 m,这个距离不到同类飞机的 1/3。

2) 分布式推进系统的参数设计应权衡增升效果和质量代价。分布式螺旋桨的转速应适中,直径不宜过大。螺旋桨安装在机翼下方且有一定的向下倾斜角,有利于提高增升效果。

3) 实现短距起降的主要代价是,额外的分布

式推进系统导致空机质量增加。为了限制最大起飞质量,不得不减少燃油质量。因此,在最大起飞质量相当的情况下,基于分布式电推进系统的短距起降飞机的航程要明显小于常规飞机。另外,在机翼前缘安装分布式推进系统,会增加机翼结构设计的复杂度,气动阻力也会小量增加。

需要说明的是,在本文研究中,为了简化优化问题,限定分布式推进系统中每个螺旋桨的尺寸相同,并假设左、右机翼上螺旋桨转向关于飞机对称面对称。在以后的参数优化研究中,各螺旋桨的尺寸和转向均可作为独立的设计变量,从而进一步挖掘分布式电推技术的潜力。

### 参 考 文 献

- [1] ROBINSON J N, SOKOLLEK M D R, JUSTIN C Y, et al. Development of a methodology for parametric analysis of STOL airpark geo-density[C]// 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. US: AIAA, 2018: 3054-3063.
- [2] COURTIN C, HANSMAN R J. Model development for a comparison of VTOL and STOL electric aircraft using geometric programming [C] // 2019 AIAA Aviation Forum. US: AIAA, 2019: 3477-3485.
- [3] COURTIN C, BURTON M J, YU A, et al. Feasibility study of short takeoff and landing urban air mobility vehicles using geometric programming[C]// 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. US: AIAA, 2018: 4151-4163.
- [4] GNADT A, ISAACS S, PRICE R, et al. Hybrid turbo-electric STOL aircraft for urban air mobility [C] // 2019 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2019: 531-542.
- [5] MCDONALD R A, GERMAN B J, TAKAHASHI T, et al. Future aircraft concepts and design methods[J]. The Aeronautical Journal, 2022, 126: 92-124.
- [6] 王科雷, 周洲, 马悦文, 等. 垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 1-13.  
WANG Kelei, ZHOU Zhou, MA Yuewen, et al. Development and trend analysis of vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 1-13. (in Chinese)
- [7] Electra. Airflow and EI Azufre sign letter of intent for sustainable and convenient transportation to andes mountain ski resort [EB/OL]. [2023-08-27]. <https://www.electra.aero/>.
- [8] COURTIN C, HANSMAN R J, DRELA M. Flight test results of a subscale super-STOL aircraft[C]// 2020 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2020: 1-12.
- [9] STOLL A M, BEVIRT J B, MOORE M D, et al. Drag reduction through distributed electric propulsion[C]// 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. US: AIAA, 2014: 2851-2859.
- [10] FEI X, GERMAN B, PATTERSON M D. Exploring the effects of installation geometry in high-lift propeller systems [C] // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. US: AIAA, 2018: 277-287.
- [11] 马一元, 张炜, 张星雨, 等. 分布式电推进无人机总体参数设计方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 27-36.  
MA Yiyuan, ZHANG Wei, ZHANG Xingyu, et al. Primary parameters design method for distributed electric propulsion unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 27-36. (in Chinese)
- [12] 俞金海, 周琳, 李晨, 等. 喷气客机总体参数优化计算环境的开发[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 163-168.  
YU Jinhai, ZHOU Lin, LI Chen, et al. A framework for optimization of civil jet conceptual design [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 163-168. (in Chinese)
- [13] MOORE K R. Distributed electric propulsion conceptual design applied to traditional aircraft take off distance through multidisciplinary design[D]. Brigham: Brigham Young University, 2018.
- [14] COURTIN C, MAHSEREDJIAN A, DEWALD A J, et al. A performance comparison of eSTOL and eVTOL aircraft [C] // 2021 AIAA Aviation Forum. US: AIAA, 2021: 3220-3227.
- [15] MCDONALD R A, GLOUDEMANS J R. Open vehicle sketch pad: an open source parametric geometry and analysis tool for conceptual aircraft design[C]// 2022 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2022: 1-11.
- [16] HOWE D. Aircraft conceptual design synthesis[M]. London, UK: Professional Engineering Publishing, 2000.
- [17] 薛凯. 短距起降货运无人机概念方案设计与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.  
XUE Kai. Conceptual design and analysis of stol unmanned cargo aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023. (in Chinese)
- [18] XROTOR. User guide [EB/OL]. [2023-08-27]. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xrotor/>.
- [19] SHERIDAN C N, PHAM D D, WHITESIDE S. Evaluation of VSPAERO analysis capabilities for conceptual design of aircraft with propeller-blown wings [C] // 2021 AIAA Aviation Forum. US: AIAA, 2021: 2510-2518.
- [20] RAYMER D. Aircraft design: a conceptual approach[M]. US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [21] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures[M]. US: Butterworth-Heinemann, 2013.

(编辑:丛艳娟)



文章编号: 1674-8190(2025)01-026-11

# 基于正交试验的混合翼无人机旋翼位置优化

王晓璐, 刘威威, 陈昌宁, 张一帆  
(郑州航空工业管理学院 航空宇航学院, 郑州 450046)

**摘要:** 旋翼是混合翼无人机的重要部件, 探究旋翼位置对无人机气动特性的影响规律具有重要意义。采用数值方法分析典型混合翼无人机的气动特性, 以升阻比和纵向静稳定性为优化目标, 设计旋翼弦向、展向和垂向位置的三因素四水平正交试验; 采用直观分析和计算分析方法, 对旋翼位置三个因素的影响进行分析。结果表明: 与初始的设计参数组合相比, 正交试验设计得到的优化设计参数组合最大升阻比提升约2倍, 俯仰力矩系数曲线的斜率增加约15%; 就本文布局而言, 试验因素对混合翼无人机气动特性的综合影响程度从大到小依次为弦向、展向和垂向位置。

**关键词:** 混合翼无人机; 旋翼位置; 正交试验; 气动优化; 气动特性

中图分类号: V279

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.04

## Rotor position optimization of a hybrid configuration UAV based on orthogonal experiment

WANG Xiaolu, LIU Weiwei, CHEN Changning, ZHANG Yifan  
(School of Aerospace Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China)

**Abstract:** Rotor is an important part of hybrid configuration unmanned aerial vehicle (UAV). It is of great significance to investigate the influence criteria of rotor positions on aerodynamic characteristics of UAV. The aerodynamic characteristics of a typical hybrid configuration UAV is analyzed by numerical method. Taking the lift-to-drag ratio and longitudinal static stability as the optimization objectives, a three-factor four-level orthogonal experimental of the chord-wise, span-wise and vertical positions of the rotor is designed. The effects of three factors of rotor position are analyzed by means of intuitive analysis and computational analysis. The results show that the maximum lift-to-drag ratio of the optimized design parameter combination obtained by the orthogonal test design result is about 2 times larger than that of the initial design parameter combination, and the slope of the pitch moment coefficient curve is increased by about 15%. For present configuration, the effect factors on the lift-to-drag ratio and the slope of the pitch moment coefficient curve are in a descending order as follows: chord-wise, span-wise and vertical positions.

**Key words:** hybrid configuration UAV; rotor position; orthogonal experiment; aerodynamic optimization; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2023-07-22; 修回日期: 2023-10-22

通信作者: 国家自然科学基金(52206059); 中国科协青年人才托举工程项目(YESS20220545); 河南省科技攻关计划项目(232102220029, 232102220035); 河南省通用航空技术重点实验室开放基金(ZHKF-230201, 240211)

通信作者: 王晓璐(1982-), 男, 博士, 教授。E-mail: wangxl@zua.edu.cn

引用格式: 王晓璐, 刘威威, 陈昌宁, 等. 基于正交试验的混合翼无人机旋翼位置优化[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 26-36, 44.

WANG Xiaolu, LIU Weiwei, CHEN Changning, et al. Rotor position optimization of a hybrid configuration UAV based on orthogonal experiment[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 26-36, 44. (in Chinese)

## 0 引言

混合翼布局兼具固定翼和旋翼的若干优势,是近年来垂直起降无人机使用的主要布局之一,其主流构型为倾转旋翼式和倾转涵道式<sup>[1]</sup>。对于倾转旋翼式构型,在近地面垂直起降时,可能会造成旋翼气流出现“喷泉”效应和涡环状态<sup>[2]</sup>;悬停状态,机翼受到的垂直方向载荷较大,旋翼效率下降<sup>[3]</sup>;前飞状态,易出现旋翼与机翼耦合的气弹稳定性问题以及旋翼回转颤振<sup>[4]</sup>;过渡状态,全机气动特性及稳定性呈非线性变化,控制难度大<sup>[5]</sup>。而对于倾转涵道式构型,气动特性分析较为困难,倾转涵道的直径达到一定程度后,前飞状态下产生的阻力会影响飞行器整体性能<sup>[6-7]</sup>。

为减少或消除上述的负面气动问题,机翼嵌入式推进系统已被广泛认为是多旋翼推进系统的潜在替代品,可以提供更高的巡航效率。Hickey等<sup>[8]</sup>研究了半跨翼的性能,采用嵌入式风扇,出口叶片可以在一个自由运动速度范围内为附着的系统产生净推进力,而升力仅略有降低;Culpepper等<sup>[9]</sup>说明了旋翼倾斜角和入口形状的关系,并引入导流叶栅,使气动性能和纵向稳定性进一步提高;王红波等<sup>[10]</sup>通过验证文献<sup>[11]</sup>得到的结论,分析了内埋式旋翼的喷流在机翼不同弦向位置上产生的特有“抽吸”和“堵塞”效应,对无人机的气动特性有较大的影响;Footohi等<sup>[12]</sup>发现了内埋式旋翼具有良好的地面效应和正相互作用,改善了悬停和垂直起降气动效率低的问题。上述混合翼无人机构型的设计中,内埋入机体的旋翼仅在悬停和垂直起降的状态下发挥作用,前飞则需要加入额外的动力系统,动力系统和操控系统变得更加复杂。

翼身融合布局无人机具有良好的空气动力学性能,有利于将推进系统安装在体内,从而减小浸润面积和干扰阻力,还能产生较为可观的升力<sup>[13-15]</sup>。借鉴上述设计思路,研究人员将旋翼内埋入翼身融合布局无人机的机体内,仅用一套动力系统实现倾转旋翼和固定翼结合的新构型方式<sup>[16]</sup>。新构型可以减少其他传动机械在飞机内部的空间占比,有效降低结构质量和复杂度,简化动力系统和操控系统,提升巡航飞行和垂直起降及悬停效率。

综合上述分析,旋翼在不同的位置,对混合翼无人机气动特性有较大的影响。对旋翼位置参数进行合理的优化,能够提升混合翼无人机的气动效率。目前,对混合翼无人机旋翼分布位置的研究相对较少。王红波等<sup>[10]</sup>使用经验方法分析了旋翼在机翼弦向位置的气动影响;Kasim等<sup>[17]</sup>在低速风洞实验中研究了螺旋桨在机翼上的前、中、后3个不同位置,采用稳平衡测量和表面压力测量验证了螺旋桨的位置对无人机的升力、阻力和俯仰力矩有显著影响;张飞等<sup>[18]</sup>在无人机平飞状态下,采用实验和流体仿真2种方法初步确定了旋翼的安装方式和安装距离,并分析了旋翼和机翼之间的气动干扰。上述研究加深了对旋翼和螺旋桨分布位置的认识,但目前鲜有关于旋翼垂向、展向和弦向位置对气动特性和静稳定性影响的综合分析。

正交试验设计是利用正交表研究与安排多因素试验,并进行试验结果分析的一种科学方法<sup>[19]</sup>。在航空航天领域飞行器的设计过程中,正交试验设计的应用也较为广泛。Kapsalis等<sup>[20]</sup>对鸭翼的后掠角、展弦比、锥度比、相对于主翼的垂直位置、迎角和上反角6种几何设计参数进行了正交试验设计,并结合CFD分析了几何设计参数对巡航状态下轻型飞翼无人机气动和稳定性性能的影响,得到了最佳设计参数优化方案;Kapsalis等<sup>[21]</sup>还基于正交试验权衡研究了BWB无人机的7个设计参数对无人机8个性能指标的影响,确定了不同性能指标下的设计参数水平最佳组合方案,对BWB布局无人机进行了优化;薛小锋等<sup>[22]</sup>基于正交试验对民航飞机的最小风险炸弹位置(LRBL)结构提出了参数敏感性分析方法,利用较少试验次数探究主要影响因素,并得到LRBL结构的最优水平组合;于雅楠<sup>[23]</sup>在微型旋翼飞行体设计阶段基于有限元法和正交试验设计,分析了飞行体结构参数、制造材料和环境条件对飞行性能的影响,优化了设计参数之间的组合方式。因此,在无人机气动特性优化方面,正交试验设计可以科学地安排CFD数值模拟,减少试验次数、简化数据统计,更容易综合分析得到较优气动特性的参数组合方案。

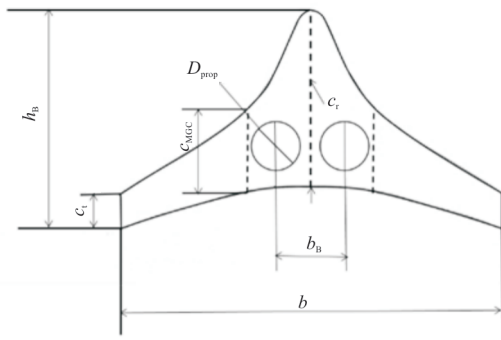
本文针对混合翼无人机的旋翼位置优化设计问题,采用无人机总体设计方法给出初步的无人

机尺寸和旋翼位置;采用正交试验设计准则确定试验因素、水平和组合方案,使用 ANSYS FLUENT 对试验方案的模型进行仿真计算,得到不同试验方案模型的升阻比和纵向静稳定性,并对试验指标数据进行直观分析和计算分析;以升阻比和纵向静稳定性为优化设计目标,对旋翼位置进行单目标和多目标优化,获得最优的参数组合方案,以期为混合翼无人机布局设计提供参考。

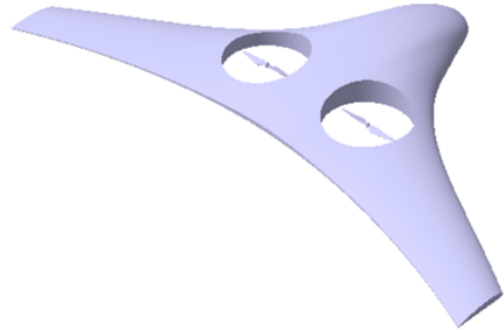
## 1 设计模型和数值模拟

### 1.1 几何模型和控制方程

基准混合翼无人机尺寸由无人机总体设计方法<sup>[24]</sup>确定,机体采用低速性能良好的 NACA4412 翼型,模型参数和平面示意如图 1 和表 1 所示。本文称不带旋翼的无人机为干净构型(旋翼位置封闭),初步设计的混合翼无人机的旋翼位置称为初始构型,优化后的旋翼位置构型称为优化构型。重心位置取 25% 平均气动弦长处,与机头的纵向距离为 0.59 m。



(a) 平面示意



(b) 三维 CAD 模型

图 1 混合翼无人机简化外形  
Fig. 1 Hybrid configuration UAV

表 1 主要尺寸参数  
Table 1 Main parameters

参数	数值
翼根弦长 $c_r/m$	1
翼梢弦长 $c_t/m$	0.2
平均几何弦长 $c_{MGC}/m$	0.6
机翼翼展 $b/m$	2.2
全机长 $h_B/m$	1.2
面积 $S_{ref}/m^2$	1.32
轴距 $b_B/m$	0.55
螺旋桨直径 $D_{prop}/m$	0.24

对于低速定常不可压黏性绕流场,在笛卡尔直角坐标下,连续性方程的微分形式为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

描述不可压缩流体动量守恒的 Navier-Stokes 方程的微分形式为

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v V) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w V) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \end{cases} \quad (2)$$

本文使用 ANSYS FLUENT 商用软件求解定常不可压时均雷诺方程,考虑到旋翼的旋转和旋流的影响,数值模拟的湍流模型采用 RNG  $k-\epsilon$  模型,使用多参考坐标系(MRF)方法模拟旋翼的旋转<sup>[25]</sup>。边界条件选用速度入口和压力出口以及无滑移固体壁面。使用二阶迎风差分格式离散控

制方程,选取耦合方法作为压力修正方法。

### 1.2 算例验证

本文以同类型翼身融合布局的 Fore-BWB 模型进行数值模拟验证,与亚利桑那大学风洞实验数据<sup>[26]</sup>进行对比。Fore-BWB 模型的主要参数为:



参考面积  $1.63 \text{ m}^2$ , 平均气动弦长  $0.2 \text{ m}$ , 展长  $0.99 \text{ m}$ , 梢根比  $0.136$ , 展弦比  $4.74$ , 机体上配置的翼型为 NACA642-015A 和 Eppler 330<sup>[12]</sup>。风洞实验数据与数值仿真结果对比如图 2 所示, 可以看出: 数值仿真计算结果与实验结果的变化趋势基本一致, 升阻比平均误差为  $3.2\%$ 。因此本文所采用的数值模拟方法具有较高的可信度, 能够用于无人机相关的气动特性分析与对比<sup>[27]</sup>。

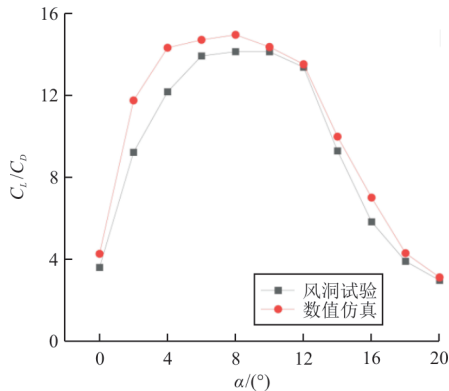


图 2 Fore-BWB 模型数值仿真与风洞实验数据对比  
Fig. 2 Comparison of CFD and experimental results of Fore-BWB

参考双叶 APC9060 螺旋桨地面条件下, 流速  $6.23 \text{ m/s}$  时, 对不同转速下的实验结果<sup>[28]</sup>进行数值方法验证对比。APC9060 螺旋桨主要参数: 直径  $228.6 \text{ mm}$ , 桨距  $152.4 \text{ mm}$ <sup>[29]</sup>。螺旋桨动态拉力数值仿真结果与实验数据<sup>[28]</sup>对比如图 3 所示, 可以看出: 旋翼的计算值与实验值的变化趋势一致, 平均误差为  $3.86\%$ , 选取  $5000 \text{ r/min}$  作为后续计算中旋翼的转速, 其误差是可以接受的。

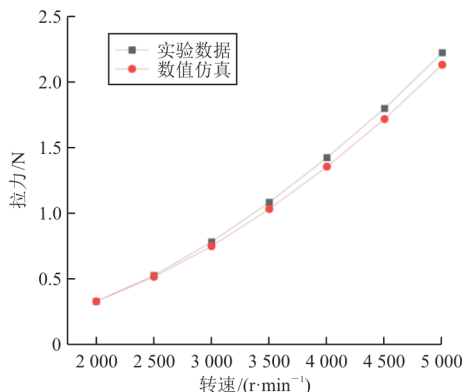


图 3 旋翼动态拉力数值仿真与实验数据对比  
Fig. 3 Comparison of rotor dynamic tension curves

### 1.3 网格划分及收敛性验证分析

设计非结构网格时充分考虑到计算域对远场

边界条件的适应性, 同时加密近壁面网格尺寸以准确获得气动力数据。巡航状态时, 侧滑角为  $0^\circ$ , 流场相对于飞机纵剖面对称, 仅计算对称面至远场区域, 具体设置信息详见文献<sup>[30]</sup>。使用非结构网格, 将带桨构型无人机的空间计算域划分成 2 部分, 包围旋翼的部分为旋转区域, 其余则为静止区域。网格对机翼前后缘、翼梢处加密, 机翼和旋翼边界层网格第一层网格分别采用  $0.10$  和  $0.03 \text{ mm}$ , 如图 4 所示。无人机巡航速度  $30 \text{ m/s}$ , 高度  $500 \text{ m}$ ,  $Re=2 \times 10^6$ 。

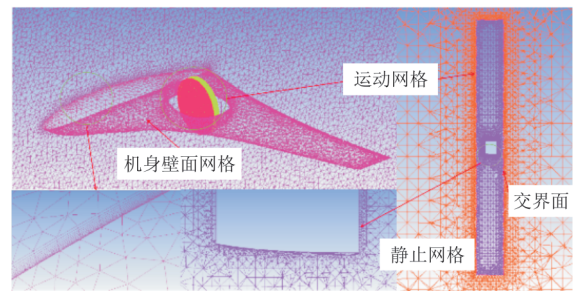


图 4 全机网格  
Fig. 4 Computational mesh of aircraft

以相同类型并采用一致的设置方法及划分流程, 网格划分时对飞机边线节点以  $\sqrt{2}$  倍的方式对应并加密, 得到 3 套独立网格。这些网格的边界层设置均相同, 计算得到的机翼和旋翼第一层网格对应的无量纲网格参数均满足  $y_1^+ \approx 30$ 。计算  $0^\circ$  迎角的气动力系数, 以验证网格数量对数值收敛性的影响, 结果如表 2 所示。网格数为 676 万与 1306 万时, 升力系数和阻力系数的相对误差分别小于  $0.84\%$  和  $1.70\%$ 。综合考虑, 选择 948 万网格数作为后续计算网格。

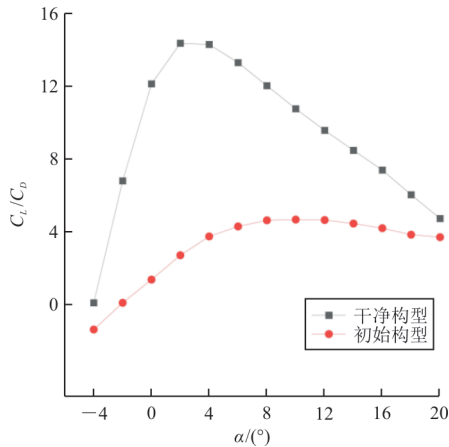
表 2 网格收敛性验证  
Table 2 Verification of grid sensitivity

网格数/万	升力系数	阻力系数
676	0.071 8	0.052 5
948	0.072 2	0.051 9
1306	0.072 4	0.051 6

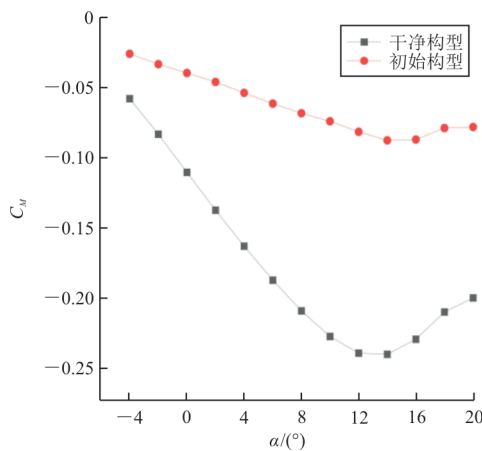
### 1.4 气动特性对比分析

前飞状态下初始构型与干净构型的气动力系数随迎角变化关系的对比如图 5 所示, 在  $2^\circ$  巡航迎

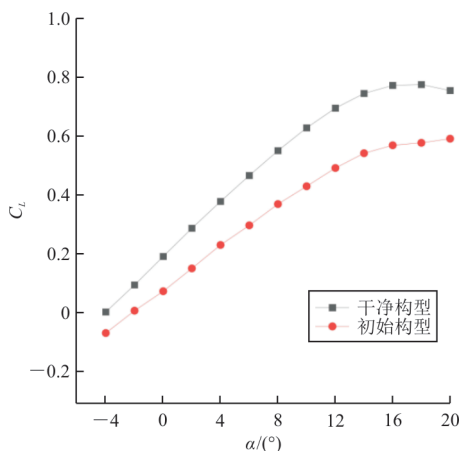
角时,最大升阻比为 14.38,对应的升力系数为 0.287,具有明显的通航飞机的特征<sup>[31-32]</sup>。由于此时飞机飞行性能最佳,后续主要针对该迎角进行分析。与干净构型相比,初始构型的升阻比、纵向静稳定性和升力明显减小,阻力明显增大。



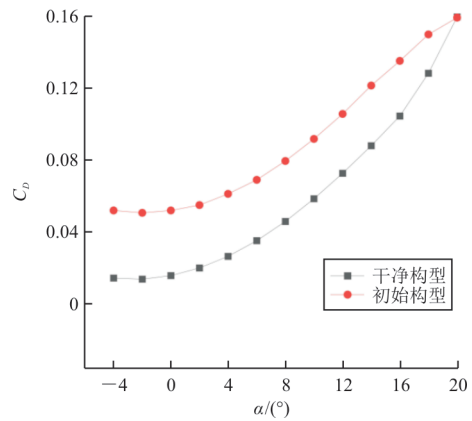
(a) 升阻比



(b) 俯仰力矩系数



(c) 升力系数

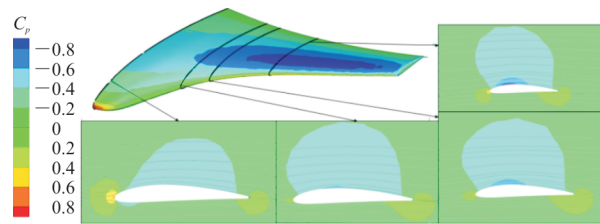


(d) 阻力系数

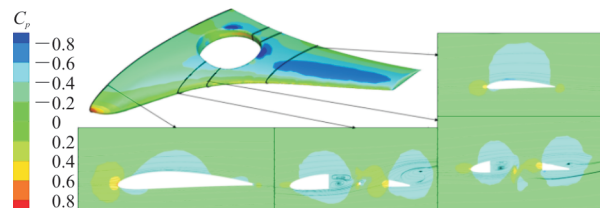
图 5 初始构型气动特性曲线

Fig. 5 Aerodynamic characteristic curves of initial configuration

初始构型和干净构型机体和机体截面处 ( $y/b$  分别为 0、0.227、0.300、0.500) 压力系数和流线分布如图 6 所示,可以看出:旋翼对机体的影响是全展向的,初始构型较同位置干净构型的机体,在旋翼的作用下气流流速加快,引起机体上表面低压区和下表面高压区面积明显减小,升力损失较大;由于旋翼对迎风面前机体的气流“抽吸”加速和迎风面后的机体对气流堵塞减速,造成旋翼迎风面前的区域高压区面积和背风面后的区域低压区面积明显增大,压力差变大,因此初始构型的阻力明显大于干净构型。



(a) 干净构型机体和机体截面



(b) 初始构型机体和机体截面

图 6 压力系数与速度流线分布对比

Fig. 6 Comparison of pressure coefficients and velocity streamlines

## 2 正交试验计算结果及分析

### 2.1 正交试验设计

在产品设计和优化过程中,使用正交试验设计方法,不仅可以提高参数识别和优化的效率,还可以给出各因素对目标指标的影响程度,并确定多目标指标所需的最优或较优参数组合<sup>[19]</sup>。正交试验设计主要环节是利用规格化的正交表,对选择的试验条件安排试验计划并进行试验。常用的正交表符号表示为 $L_n(m^k)$ , $L$ 为各种试验方案组合的正交表, $n$ 为试验次数(正交表行数), $m$ 为不同因素的水平值, $k$ 为试验中因素的数目(正交表列数,包含空列)。其中, $n$ 的求解如式(3)所示。

$$n = k(m - 1) + 1 \quad (3)$$

根据初始构型和干净构型的气动特性对比分析可知,旋翼直接影响了混合翼无人机的气动性能。旋翼位置的合理分布,有利于提高混合翼无人机的气动效率。在机体不变的情况下,正交试验设计准则选取旋翼弦向位置( $X$ )、展向位置( $Y$ )和垂向位置( $Z$ )3个主要变量,如图7所示。

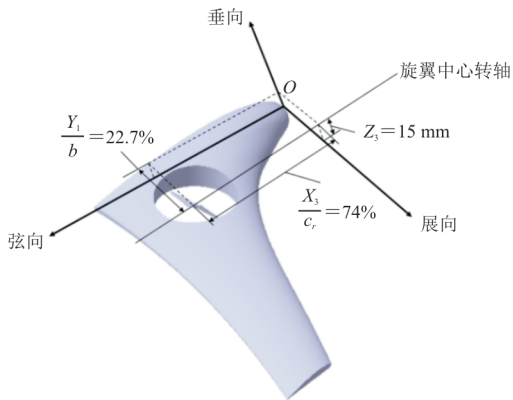


图7 混合翼无人机旋翼位置示意

Fig. 7 Rotor position indication of hybrid configuration UAV

将弦向位置、展向位置和垂向位置作为正交试验的3个主要影响因素,每个因素中选取4个具有代表性的水平值(每个因素具有代表性的旋翼位置),如表3所示。

表3 试验因素及水平  
Table 3 Test factors and levels

因素状态号	弦向位置/%	展向位置/%	垂向位移/mm
1	43	22.70	0
2	74	27.30	10
3	100	30.00	15
4	120	33.00	20

根据表3内容,本文设计3种正交表,如表4所示。对正交表 $L_{10}(4^3)$ 进行10次试验,无空列进行试验误差的验证;正交表 $L_{13}(4^4)$ 试验次数为13次,试验水平组合和计算分析较为繁琐;正交表 $L_{16}(4^5)$ 引入2列空列,试验次数为16次,进行试验误差验证,计算分析较为简便,试验次数相对较少。综合分析,本文选取正交表 $L_{16}(4^5)$ 分析旋翼位置对复合翼无人机气动特性的影响。在这项试验中,全因子试验包含64种不同的试验组合,正交试验只需要16次试验,比全因子试验次数减少75%。

表4 正交表设计对比

Table 4 Comparison of orthogonal table of experiment

正交表	空列	试验次数	试验误差验证
$L_{10}(4^3)$	0	10	无
$L_{13}(4^4)$	1	13	有
$L_{16}(4^5)$	2	16	有

### 2.2 结果直观分析

将3个因素的4种水平值设计成16种具有代表性的正交试验设计模型。以相同的边界条件和数值方法,对这些模型进行仿真计算和后处理分析,整理得到试验结果(本文的2列空列不在表中显示),如表5所示。

表5 正交试验方案及计算结果

Table 5 Scheme and results of orthogonal experiment

组号	弦向位置/%	展向位置/%	垂向位移/mm	升阻比 $C_L/C_D$	纵向静稳定性 $dC_M/d\alpha$
1	43	22.70	15	2.71	-0.0018
2	43	27.30	20	3.58	-0.0017
3	43	30.00	0	4.98	-0.0016
4	43	33.00	10	5.05	-0.0014
5	74	22.70	20	2.95	-0.0037
6	74	27.30	15	2.77	-0.0034
7	74	30.00	10	2.52	-0.0032
8	74	33.00	0	2.67	-0.0031
9	100	22.70	0	8.79	-0.0035
10	100	27.30	10	9.08	-0.0035
11	100	30.00	15	10.73	-0.0038
12	100	33.00	20	9.03	-0.0036
13	120	22.70	10	10.03	-0.0034
14	120	27.30	0	9.63	-0.0032
15	120	30.00	20	9.46	-0.0030
16	120	33.00	15	9.52	-0.0029



以最大升阻比和纵向静稳定性为优化目标,分析这 3 个因素和 4 个水平值对升阻比和纵向静稳定性的影响程度,确定较为合理的参数组合方案。

由正交试验设计结果对升阻比和纵向静稳定

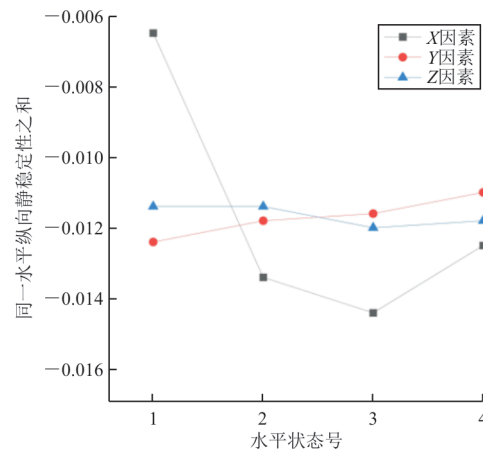
性进行极差分析,如表 6 所示,其中  $x_i$  和  $y_i$  分别表示同水平值的升阻比和纵向静稳定性之和。由  $x_i$  和  $y_i$  中最大值减去最小值得到升阻比和纵向静稳定性的极差<sup>[22]</sup>,分别为  $R_{x_i}$  和  $R_{y_i}$ 。

表 6 正交试验结果分析  
Table 6 Orthogonal experiment results

因素	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_4$	$R_{x_i}$
X 因素	16.32	10.91	37.63	38.64	27.73
Y 因素	24.48	25.06	27.69	26.26	3.21
Z 因素	26.06	26.68	25.72	25.03	1.66
因素	$y_1$	$y_2$	$y_3$	$y_4$	$R_{y_i}$
X 因素	-0.006 5	-0.013 4	-0.014 4	-0.012 5	0.007 9
Y 因素	-0.012 4	-0.011 8	-0.011 6	-0.011 0	0.001 4
Z 因素	-0.011 4	-0.011 4	-0.012 0	-0.011 8	0.000 6

## 2.3 结果计算分析

旋翼位置的 3 个因素对混合翼无人机的升阻比和俯仰力矩系数曲线斜率的影响趋势,如图 8 所示,可以看出:随着弦向位置因素(X)从水平状态 1 到水平状态 4 的过程中,升阻比先减小后增加,俯仰力矩系数曲线斜率先减小后增加;而展向因素(Y)和垂向因素(Z)对升阻比和俯仰力矩系数曲线斜率变化趋势不明显。根据各试验因素对应的极差大小可以确定影响主次顺序,得到弦向因素对构型的升阻比和俯仰力矩系数曲线斜率影响最大,展向因素次之,垂向因素最小。



(b) 俯仰力矩系数曲线斜率

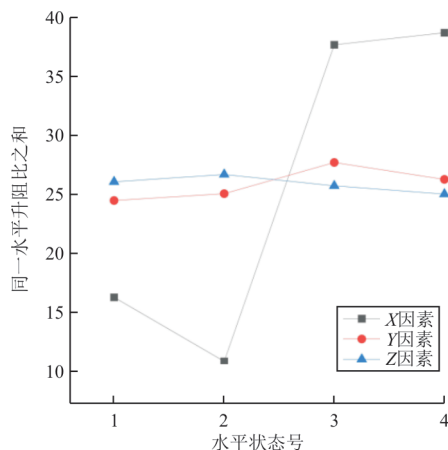
图 8 3 因素影响趋势

Fig. 8 Trends for three factors test

## 2.4 旋翼位置影响规律分析

旋翼的展向和垂向位置变化时,由于这 2 个因素对升阻比和俯仰力矩的影响不明显,不再具体分析。旋翼的弦向位置对升阻比和俯仰力矩的影响较明显,对其影响规律的原因分析如下。

1) 结合图 6 的压力系数与速度流线分布对比分析可知,旋翼背风面存在机体时,机体阻塞了旋翼吹出的气流,机体前的气流速度减小,压力差变大;旋翼迎风面前存在机体时,机体表面的气流被旋翼抽吸加速,机体后的低压区增大,压力差变大



(a) 升阻比

且弱于前者。弦向 74% 位置旋翼的迎风面和背风面均存在机体,出现了上述 2 种情况,因此其对升阻比的影响较弱;弦向 43% 位置旋翼背风面存在机体,其对升阻比的影响稍强于弦向 74% 位置;弦向 100% 和 120% 位置旋翼的迎风面存在机体,对升阻比的影响较大且两者相近。由图 6(b)可知,弦向 74% 位置的一部分机体产生的阻塞气流在机体表面与来流剪切形成速度较大的涡流,造成机体尾缘的升力增大,因此其对纵向静稳定性的影响与弦向 100% 和 120% 构型相近。

2) 结合图 7 和图 8 分析可知,机体面积变化会影响升力和力矩特性,从而导致无人机的升阻比和纵向稳定性产生变化。4 种弦向位置的机体和重心前的机体半模面积如表 7 所示,可以看出:机体面积变大的顺序依次为弦向 74%、43%、100% 和 120% 位置,对升阻比的影响与面积变大顺序一致。无人机的参考重心前、弦向 43% 位置的机体面积较小,因此弦向 43% 对纵向静稳定性的影响较弱;弦向 74%、100% 和 120% 位置的机体面积基本一致,因此三者对纵向静稳定的影响基本一致。

表 7 4 种弦向位置的机体半模面积  
Table 7 Airframe half-mode area of four chordwise positions

弦向位置/%	机体面积/m <sup>2</sup>	重心前机体面积/m <sup>2</sup>
43	0.629	0.110 0
74	0.615	0.139 0
100	0.637	0.140 0
120	0.660	0.140 0

### 3 旋翼位置正交优化分析

#### 3.1 单目标优化

以提高升阻比和纵向静稳定性为优化目标,分析旋翼位置的最优参数组合。根据正交试验的数据处理方法,由极差的大小可以判断  $x_i$  或  $y_i$  对升阻比和纵向静稳定性的影响程度<sup>[19]</sup>。比较 3 个因素的 4 个水平值对应的 2 个评价指标(升阻比和纵向静稳定),确定单目标最优水平组合。优化目标为升阻比时,弦向因素的排序依次为: $X_4$ 、 $X_3$ 、 $X_1$  和  $X_2$ ,因此  $X_4$  为升阻比的最优水平。对其他试验因素进行类似分析,此处不再展开论述,分别得到以升阻比和纵向静稳定性为单一优化目标的最优水

平组合,具体结果如表 8 所示。

表 8 单目标优化所得水平组合  
Table 8 The level combination obtained by single objective optimization

因素状态号	影响顺序	最优组合
升阻比	$X > Y > Z$	$X_4 Y_3 Z_2$
纵向静稳定性	$X > Y > Z$	$X_3 Y_1 Z_3$

#### 3.2 多目标优化

表 8 得出的优化参数组合为单目标优化,为确定混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性双目标的优化组合,逐步分析弦向、展向和垂向 3 个因素的影响,综合平衡分析得到混合翼无人机旋翼位置的最优组合参数。

弦向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性影响最大,为主要因素。根据单目标优化组合参数的结果,对  $X_3$  和  $X_4$  进行对比分析, $X_3$  相对于  $X_4$  的升阻比降低约 2.62%,而纵向静稳定性增加约 13.19%,综合平衡后得到  $X_3$  为  $X$  因素的最优水平。

展向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性影响次之,为次要因素。较好的升阻比和纵向静稳定性是本文的优化目标,由表 6 可知  $Y_1$  和  $Y_3$  为较优水平,本文只对  $Y_1$  和  $Y_3$  作对比分析。 $Y_3$  相较于  $Y_1$  的升阻比增加约 13.1%,而俯仰力矩系数减小约 6.45%,综合平衡后得到  $Y_3$  为  $Y$  因素的最优水平。

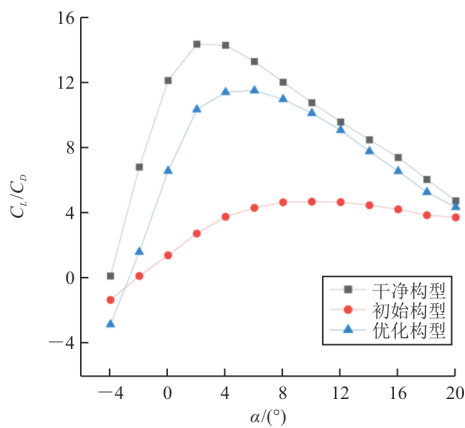
垂向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性的影响最小,试验因素取  $Z_2$  和  $Z_3$  对比, $Z_3$  相较于  $Z_2$  的升阻比降低约 3.62%,而俯仰力矩系数增加约 5.26%。综合平衡后得到  $Z_3$  为垂向位置  $Z$  因素的较优水平。

综上所述,通过对试验结果的计算分析和直观分析,以及单目标优化和多目标综合分析,旋翼位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性 2 个优化目标的综合最优水平组合为  $X_3 Y_3 Z_3$ ,即优化构型的旋翼位置参数。

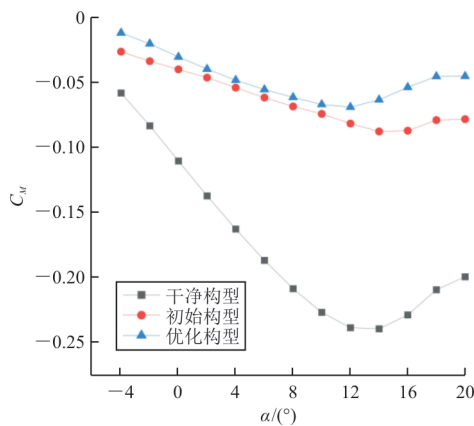
#### 3.3 优化后的气动特性对比分析

初始构型、优化构型和干净构型在前飞状态下的气动力随迎角变化关系的对比如图 9 所示,可

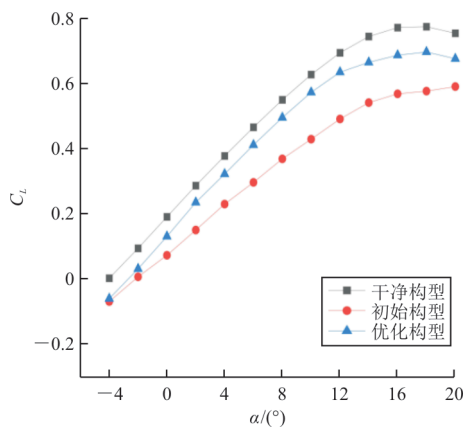
可以看出:巡航迎角下,优化构型较初始构型的升力系数增加约 0.6 倍,阻力系数减小约 0.6 倍,升阻比增加约 2.8 倍;优化构型较初始构型,其最大升阻比增加约 2 倍; $-4^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 时,优化构型较初始构型俯仰力矩系数曲线的斜率增加约 15.15%,有效改善了纵向静稳定性。



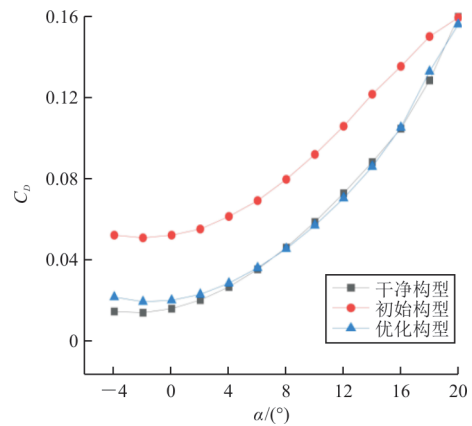
(a) 升阻比



(b) 俯仰力矩系数



(c) 升力系数



(d) 阻力系数

图 9 优化前后气动特性对比

Fig. 9 Comparison of aerodynamic characteristics Curves

优化构型机体的压力系数和流线分布如图 10 所示,与图 6 对比可以看出:优化构型的气流较好地附着在机体表面,机体上表面的低压区和下表面的高压区面积明显扩大,升力增加较为明显;在旋翼迎风面前高速涡流减弱较为明显,低压区面积明显变小,压力差减小,因此阻力减小。同时,与初始构型相比,优化构型的机体(机体剖面翼型完整性较好和面积较大)完整性较好,也是造成气动性能和纵向静稳定性提升的原因之一。

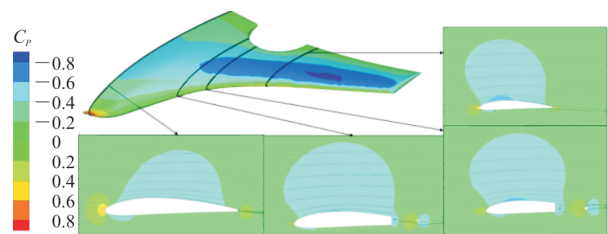


图 10 优化构型压力系数和流线分布

Fig. 10 Pressure and velocity streamlines

初始构型、优化构型和干净构型压力系数分布对比和展向位置示意如图 11 所示,其中 A~D 代表不同展向位置的机翼弦向的压力系数分布,可以看出:旋翼的旋转对机翼绕流流动的影响范围是全展向的,且主要影响机体的下表面;带桨构型的压力系数范围明显小于干净构型,气动性能下降;远离旋翼影响区域,剖面的升力系数范围接近干净构型;相较于初始构型,优化构型的机体表面的压力系数范围明显扩大。



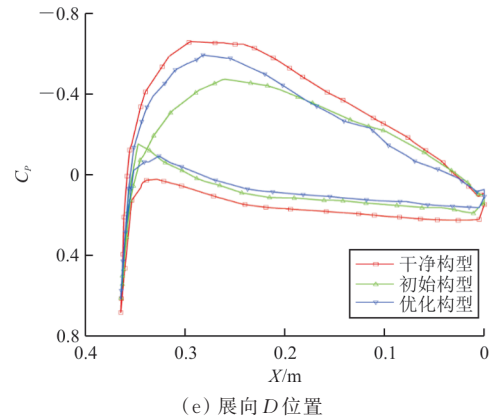
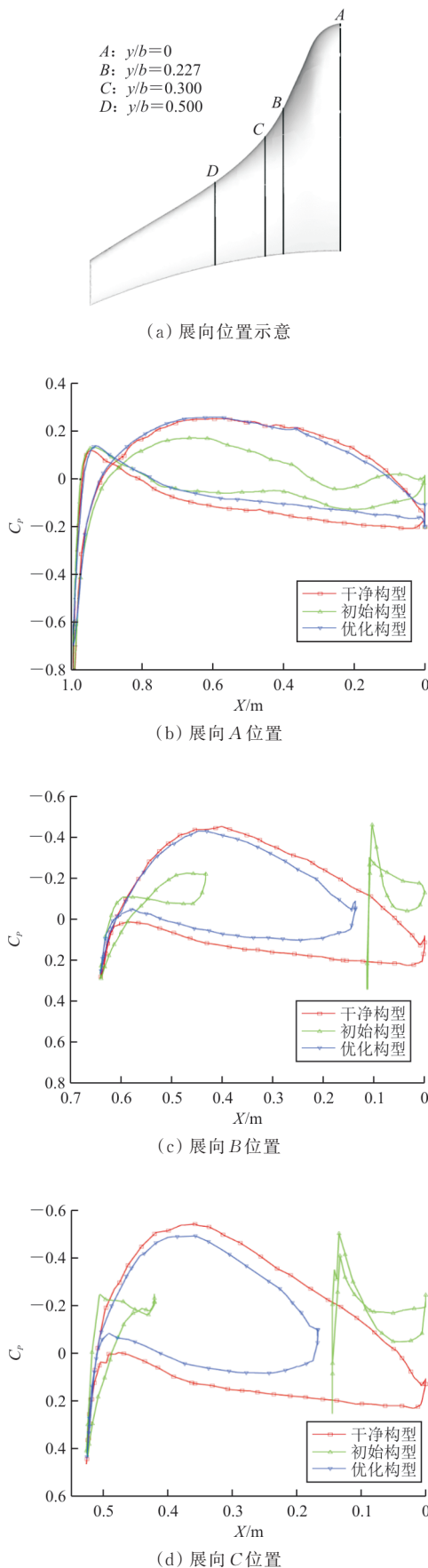


图 11 机翼典型展向位置压力系数对比  
 Fig. 11 Spanwise pressure coefficients distribution comparison of wings

### 4 结 论

1) 正交试验优化结果表明,对于本文布局,在旋翼位置的 3 个方向的参数中,弦向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性的影响最大,展向次之,垂向则最小。合理布置旋翼位置,能够保证较好的升阻力特性,同时也可以改善纵向静稳定性。

2) 通过对正交试验结果的计算分析和直观分析,对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性的旋翼位置最优水平组合为  $X_3Y_3Z_3$ ,即弦向 74% 翼根弦长、展向 30% 展长和垂向 15 mm 的设计方案具有良好的气动性能。

3) 在模拟迎角范围内,进行正交试验优化后的混合翼无人机旋翼位置的气动参数明显优于初始构型,提升了气动效率和纵向静稳定性。

后续将综合考虑气动、操稳和结构性能,并使用多学科设计优化方法,提出更具有工程应用价值的改进方案。

### 参 考 文 献

[1] 王科雷, 周洲, 马悦文, 等. 垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 1-13.  
 WANG Kelei, ZHOU Zhou, MA Yuewen, et al. Development and trend analysis of vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 1-13. (in Chinese)

[2] HOLSTEN J, OSTERMANN T, MOORMANN D, et al. Design and wind tunnel tests of a tiltwing UAV[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 2: 69-79.

[3] STAHAL P, ROSSLER C, HORNUNG M. Benefit ana-

- lysis and system design considerations for drag reduction of inactive hover rotors on electric fixed-wing VTOL vehicles: AIAA-2018-4150[R]. US: AIAA, 2018.
- [4] DECKERT W H. The lift-fan aircraft: lessons learned[R]. California: NASA Ames Research Center, 1995.
- [5] 祝小平, 王睿, 周洲. 垂直起降固定翼飞翼布局无人机过渡飞行纵向稳定性研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(4): 548-553.  
ZHU Xiaoping, WANG Rui, ZHOU Zhou. Longitudinal stability of vertical-take-off-and-landing (VTOL) fixed wing flying wing UAV during transitional flight[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(4): 548-553. (in Chinese)
- [6] ZHOU Y, HUANG G, XIA C. Analysis of fixed-wing VTOL aircraft with gas-driven fan propulsion system [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 104(6): 105984.
- [7] 郑志成, 周洲, 昌敏, 等. 升力风扇垂直起降飞机阻力特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(1): 6-10.  
ZHENG Zhicheng, ZHOU Zhou, CHANG Min, et al. Analyzing drag characteristics to obtain effective guidelines for configuration design of lift-fan VTOL [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(1): 6-10. (in Chinese)
- [8] HICKEY D H, ELLIS D R. Wind-tunnel tests of a semispan wing with a fan rotating in the plane of the wing[R]. Washington: NASA Ames Research Center, 1959.
- [9] CULPEPPER G G, CAI J, GUNASEKARAN S. Effect of forward propeller tilt and inlet shape in propeller-in-wing thrust vectoring: AIAA-2021-1359[R]. US: AIAA, 2021.
- [10] 王红波, 祝小平, 周洲, 等. 垂直起降飞机新型气动布局设计分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(2): 189-196.  
WANG Hongbo, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. New configuration design and analysis for a vertical take-off/hovering solar powered aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(2): 189-196. (in Chinese)
- [11] THOUAULT N, GOLOGAN C, BREITSAMTER C, et al. Aeroacoustic investigations on a generic fan-in-wing configuration[C]// 26th International Congress of the Aeronautical Sciences. USA: AIAA, 2008: 1-9.
- [12] FOOTOHI P, BOUSKELA A, SHAKARAYEV S. Aerodynamic characteristics of the blended-wing-body VTOL UAV[J]. Journal of Aerospace Engineering and Mechanics, 2020, 4(1): 187-200.
- [13] WELLS D, OLSON E. Hybrid wing body planform design with vehicle sketch pad: AIAA-2011-360[R]. US: AIAA, 2011.
- [14] LIOU M F, GRONSTAL D, KIM H J, et al. Aerodynamic design of the hybrid wing body with nacelle: N3-X propulsion-airframe configuration: AIAA-2016-387 [R]. US: AIAA, 2016.
- [15] 张阳, 周洲, 王科雷, 等. 分布式动力系统参数对翼身融合布局无人机气动特性的影响[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 17-26.  
ZHANG Yang, ZHOU Zhou, WANG Kelei, et al. Influences of distributed propulsion system parameters on aerodynamic characteristics of a BLI-BWB UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 17-26. (in Chinese)
- [16] SAWAQED L S, BANI Y A H, ALDALAL A M I. Aerodynamics effect of holes in UAV wings modified for VTOL capability[J]. Drone Systems and Applications, 2022, 10: 330-342.
- [17] KASIM K A, MAT S, ISHAK I S, et al. Propeller locations study of a generic delta wing UAV model[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020, 93(1): 127-138.
- [18] 张飞, 王云, 谭焜. 复合式垂直起降固定翼无人机旋翼和机翼的干扰分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 810-816.  
ZHANG Fei, WANG Yun, TAN Kun. Interference analysis of rotor and wing of compound vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 810-816. (in Chinese)
- [19] 方开泰, 马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 北京: 科学出版社, 2001.  
FANG Kaitai, MA Changxing. Orthogonal and homogeneous experimental design [M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)
- [20] KAPSALIS P, BLIAMIS C, KAPAROS P, et al. Parametric investigation of canards on a flying wing UAV using the Taguchi method[J]. Aerospace, 2023, 10(3): 264.
- [21] KAPSALIS S, KANTOUROS P, PANAGIOTOU P, et al. A DOE-based method for the aerodynamic, stability and layout optimization of a tactical blended-wing-body UAV: AIAA-2022-0127[R]. US: AIAA, 2022.
- [22] 薛小锋, 欧靖, 林心怡, 等. 基于正交试验的民用飞机抗爆结构参数敏感性分析[J]. 航空工程进展, 2024, 15(2): 77-89.  
XUE Xiaofeng, OU Jing, LIN Xinyi, et al. Sensitivity analysis of anti-explosion structure parameters of civil aircraft based on orthogonal experiment[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(2): 77-89. (in Chinese)
- [23] 于雅楠. 改善旋翼飞行体气动力参数的正交试验优化设计[J]. 系统仿真学报, 2016, 28(3): 668-675.  
YU Yanan. Orthogonal experimental optimization design for improving aerodynamic characteristics of hovering air vehicle [J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(3): 668-675. (in Chinese)
- [24] TYAN M, NGUYEN N V, KIM S, et al. Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing-VTOL electric UAV [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 30-41.

文章编号: 1674-8190(2025)01-037-08

# 太阳能飞机全天巡航高度与翼载荷耦合 参量敏度分析

邱福生, 董翊行, 杜一鸣  
(沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 沈阳 110136)

**摘要:** 相对于传统常规动力飞机, 太阳能无人机具有飞行高度高和续航能力强的特点, 可通过模块化换装任务载荷, 执行特种任务。基于长航时太阳能无人机工作原理, 分析太阳能无人机全天巡航高度与翼载荷在能量收支平衡设计体系下的耦合关系, 并对其耦合参量(气动效率、太阳能光伏组件效率及铺设率、推进系统效率和负载功率因子、飞行季节与飞行纬度)展开系统性的敏度分析。结果表明: 长航时太阳能飞机应首先考虑设计或优化合适的升力系数及阻力系数, 以达到最大的气动效率; 当光伏组件的转换效率达到 0.35 以上时, 提高光伏组件铺设率对全天巡航高度影响较弱, 但有助于提高翼载荷上限。

**关键词:** 太阳能飞机; 能量平衡; 巡航高度; 翼载荷; 耦合; 敏度分析

**中图分类号:** V272

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.05

## The sensitivity analysis of coupling parameters between all-day cruise altitude and wing load of solar-powered aircraft

QIU Fusheng, DONG Yihang, DU Yiming  
(College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** Compared to conventional powered aircraft, the solar-powered UAV have characteristics of high-altitude and long-endurance, which can modular change up the task payloads and carry out related special tasks. Based on the working principle of long endurance solar-powered aircraft, the coupling relationship between the all-day cruising altitude and wing load of solar-powered aircraft under the energy balance design system is analyzed. The coupling parameters, including aerodynamic parameters, solar panels efficiency and paving rate, propulsion system efficiency and load power factor, flight season and flight latitude, are systematically analyzed for sensitivity. The results indicate that the design or optimization of appropriate lift and drag coefficients should be the first consideration for long endurance solar-powered aircraft to achieve best aerodynamic efficiency. When the efficiency of solar panels reaches 0.35 or above, increasing the installation rate of solar panels has a weaker impact on the all-day cruising altitude, but it helps to increase the upper limit of wing load.

**Key words:** solar-powered aircraft; energy balance; cruising altitude; wing load; coupling; sensitivity analysis

收稿日期: 2023-07-05; 修回日期: 2023-12-11

通信作者: 邱福生(1977-), 男, 博士, 教授、博导。E-mail: qfsmapple@163.com

引用格式: 邱福生, 董翊行, 杜一鸣. 太阳能飞机全天巡航高度与翼载荷耦合参量敏度分析[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 37-44.

QIU Fusheng, DONG Yihang, DU Yiming. The sensitivity analysis of coupling parameters between all-day cruise altitude and wing load of solar-powered aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 37-44. (in Chinese)



## 0 引言

太阳能无人机利用机体上的太阳能光伏电池将光能转化为电能,一部分用于日间巡航,另一部分储存在储能电池中,用于夜间巡航,直至第二天白天到来再次进行能量补充和吸收,依此循环,理论上可实现“永久飞行”。2018年8月,英国的Zephyr-S太阳能无人机创造了26天不间断巡航飞行的纪录,飞行高度达到了22.5 km<sup>[1]</sup>。相比于传统的有人机,太阳能无人机具有飞行高度高和续航能力强的特点,且具备“伪卫星”的应用特征,可通过模块化换装任务载荷,执行侦察监视、区域巡逻、通信中继等特种任务<sup>[2]</sup>,是当今航空技术领域的研究热点之一。

由于太阳能飞机的工作原理与常规动力飞机相比具有特殊性,其总体设计需以能量收支平衡为中心<sup>[3]</sup>。另一方面,相较于常规动力飞机,太阳能飞机的飞行状态相对单一,其任务时间段大多是以巡航状态进行的,尽量提升其全天巡航高度及翼载荷上限,则更能体现出其在工程应用或持久留空平台等领域的显著优势。因此,依据太阳能无人机能量收支平衡的设计理念,针对太阳能飞机设计中的相关设计要素之间的关系进行分析,将有利于进行多学科的一体化优化设计,实现最佳的多学科设计参数的统筹匹配。

Noth等<sup>[4]</sup>基于能量平衡和质量平衡方程,建立了一套太阳能无人机的总体设计方法;Petr等<sup>[5]</sup>研究了不同区域、不同季节对太阳能飞机“永久飞行”能力的影响;苏宝玉等<sup>[6]</sup>对太阳能无人机初始设计参数的敏感性进行了分析;昌敏等<sup>[7-8]</sup>以跨昼夜能量平衡为基础,采用敏度分析方法,从多角度分析了各参数对太阳能无人机可持续巡航高度的影响;朱雄峰<sup>[9]</sup>以能量为中心,推导了一系列广义设计参数,并使用这些广义参数对太阳能飞机的最大飞行高度和翼载荷边界进行了研究。

文献[4-5]的研究主要针对能量收支平衡下太阳能飞行器的总体参数进行设计,而对巡航高度或翼载荷领域研究较少;文献[6-9]的研究从各个角度对初始设计参数敏度、巡航高度或翼载荷领域进行了分析研究,但未能考虑巡航高度与翼载荷在能量收支平衡设计过程中的单参数耦合关系。

本文基于太阳能无人机的基本工作原理及设

计理念,分析太阳能无人机巡航高度与翼载荷在能量收支平衡设计体系下的耦合关系,并参考世界上典型的太阳能飞机相关设计参数,对耦合参数敏度进行系统性分析,得出相关结论及总体设计中所应遵循的准则,以期开展太阳能无人机总体设计和改进优化提供参考。

## 1 基于能量收支平衡的设计方法

太阳能飞机的飞行状态相对单一,大多是以巡航状态进行的,且飞行过程中飞机重量始终不变,因此在太阳能飞机的总体设计中,气动力设计点的升力系数通常是定值<sup>[10]</sup>。巡航状态下,太阳能飞机在空中进行稳定的水平飞行,依据太阳能飞机在巡航阶段的升重平衡、推阻平衡及飞行功率表达式 $P_{lev} = Tv^{[11]}$ ,可得出太阳能无人机在巡航飞行状态下的需用功率:

$$P_{lev} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{W^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (1)$$

式中: $C_L$ 为升力系数; $C_D$ 为阻力系数; $W$ 为飞行器总质量; $S$ 为机翼面积; $\rho$ 为飞行高度所对应的大气密度。

对于太阳能飞行器在飞行过程中负载所消耗的能量,可用负载功率因子来表示,则太阳能飞行器在巡航飞行状态下所需的平均功率 $P_{tot}$ <sup>[7]</sup>为

$$P_{tot} = P_{lev} + P_{ap} = \frac{P_{lev}}{\eta_p} + P_{lev}\eta_{ap} = P_{lev} \left( \frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) \quad (2)$$

式中: $P_{ap}$ 为负载功率消耗; $\eta_p$ 为推进系统效率; $\eta_{ap}$ 为负载功率因子,反映了机载耗电设备执行工作时的效率。

在一昼夜(24 h)的不间断飞行中,依据太阳能飞机能量收支平衡工作原理,太阳能飞机光伏组件全天所采集的能量,必须与太阳能飞机维持一昼夜周期工作所消耗的能量保持平衡<sup>[12]</sup>,令太阳能飞机在巡航飞行状态下所需的平均功率 $P_{tot}$ 等于光伏电池所能采集的平均功率,即:

$$\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{W^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \left( \frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) = \bar{P}_{sun} S \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt} \quad (3)$$

式中: $\bar{P}_{sun}$ 为某日期下的日均太阳辐照强度(24 h范围内),太阳辐照强度会随季节和地理位置而变化,其为飞行季节和飞行区域的函数<sup>[13]</sup>; $\eta_{cov}$ 为太

太阳能光伏电池对机翼的覆盖率;  $\eta_{sc}$  为太阳能光伏电池的转化效率;  $\eta_{mppt}$  为峰值功率跟踪系统 (MPPT) 效率。

由式(3)可推导出太阳能无人机全天能量收支平衡条件下的翼载荷表达式:

$$\frac{W}{S} = \left[ \frac{\bar{P}_{sun} \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt} \sqrt{\rho} C_L^{3/2}}{\sqrt{2} \cdot \left( \frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) C_D} \right]^{2/3} \quad (4)$$

太阳能飞机由于自身工作特点,在夜间,其所消耗能量必须与存储在机载二次储能电池的能量保持平衡<sup>[14]</sup>。令二次储能电池储存的能量与夜晚消耗能量相等:

$$m_b k_b = P_{lev} \left( \frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) \cdot T_n \quad (5)$$

式中:  $m_b$  为储能电池的质量;  $k_b$  为储能电池的比能量参数;  $T_n$  为夜间时长。

式(5)是太阳能无人机在夜间飞行状态下的能量平衡关系式,由该式可计算出太阳能飞行器跨昼夜飞行所需的储能电池质量。根据太阳能无人机的一般结构可知,MPPT、航电系统和有效载荷的质量,相比于其他组件质量(如机翼、储能电池)非常小,其中航空电子设备的质量约为总质量的 3%<sup>[15]</sup>,因此本文研究中忽略上述质量,则太阳能无人机的总质量可表示为

$$m = P_{lev} \left( \frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) \cdot \frac{T_n}{k_b} + S(\rho_{af} + \eta_{cov} \rho_{sc}) \quad (6)$$

式中:  $\rho_{af}$  为太阳能飞机的结构面密度;  $\rho_{sc}$  为光伏组件的面密度。

将式(6)两边同乘以重力加速度  $g$  后再同除以机翼参考面积,可得一个关于  $W/S$  的函数关系式<sup>[9]</sup>,之后将其代入式(4),消去式中的  $W/S$ ,即可得到能量收支平衡下全天巡航高度  $H_d$  所对应的大气密度  $\rho(H_d)$  的表达式:

$$\rho(H_d) = 2g^3 \left( \frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right)^2 \times \frac{\left[ \left( \frac{T_n}{k_b} \right) \cdot (\bar{P}_{sun} \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt}) + (\rho_{af} + \eta_{cov} \rho_{sc}) \right]^3}{(\bar{P}_{sun} \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt})^2 \cdot \left( \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)^2} \quad (7)$$

式(7)是用于分析太阳能飞机能量收支平衡状态下的全天巡航高度的重要关系式。同时结合式(4)可以得出,太阳能无人机全天巡航高度与翼载荷在能量收支平衡体系下的耦合参量有:气动参数、太阳能光伏组件效率及铺设率、推进系统效率和负载功率因子、飞行季节与飞行维度。本文将参考世界上典型的太阳能飞机相关设计参数及当前工程技术水平,系统性分析各耦合参数对太阳能飞行器全天巡航高度及翼载荷的性能影响特征。

## 2 耦合参量敏度分析

太阳能无人机由于其工作原理及环境特点,不仅对光伏电池转换效率有较高要求,同时也要求光伏电池转换具有良好的物理特性,包括低面密度、易附形、耐高温/低温、耐辐射等。目前,主要有硅电池和薄膜电池被应用于太阳能无人机,硅基光伏电池的实验室能量转化效率在 25% 左右,商业化的硅基太阳能电池的转换效率通常在 16%~22% 左右;薄膜电池单体厚度薄,附形能力强,能够满足柔性大展弦比机翼的铺片需求,如 Sky-sailor,其采用的砷化镓薄膜光伏电池能量转化效率约为 25%~30%,但薄膜光伏太阳能电池铺设在机翼上的单位重量大约是硅基光伏电池的三倍,在获得更高效的同时,也付出了较高的重量代价,这对太阳能飞机的超长航时性能来说是极为不利的。典型太阳能飞行器所采用的光伏电池类型及其性能参数如表 1 所示。

表 1 典型太阳能飞行器光伏电池类型及其性能参数  
Table 1 The types and performance parameters of solar panels for typical solar-powered aircraft

太阳能飞行器名称	光伏电池类型	转换效率/%
Helios	单晶硅	16
Heliplat	单晶硅	22
Sky-sailor	GaAs	27~28
HB-SIA	单晶硅	约为 18
Zephyr-7	非晶硅	19

对于储能电池而言,能量密度是衡量其性能的关键指标,同时也是关系到太阳能飞机设计方

案成败的一个重要因素,其重量一般占太阳能无人机全机重量的 30% 以上。目前,锂离子电池和锂聚合物电池在太阳能无人机领域的应用最为广泛,其能量密度区间一般在  $180\sim 240\text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$  之间,Zephyr-7 太阳能无人机搭载了 Sion Power 公司生产的锂硫电池(Li-S),其电池能量密度可以达到  $500\sim 600\text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$ ,应用演示时一般取  $350\text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$ <sup>[16]</sup>。

此外,太阳能光伏电池对机翼的覆盖率一般约为 90%,且对于常规布局形式的太阳能飞机,其水平安定面处也可进行光伏电池的铺设;MPPT 的效率一般约为 95%;太阳能飞行器的结构面密度一般在  $0.8\sim 3.5\text{ kg}/\text{m}^2$  范围内,光伏组件的面密度为  $0.73\sim 1.35\text{ kg}/\text{m}^2$ <sup>[8]</sup>;推进系统效率约为 70%<sup>[17]</sup>。据此,得到无人机相关概念设计参数如表 2 所示,表中参数取值均符合实际情况,本文参考以上各参数的统计值,地理位置取武汉市,无特殊说明外,飞行日期将设定为夏至日。

表 2 太阳能无人机参数  
Table 2 Parameters of solar-powered UAV

设计参数	含义	数值
$\eta_{\text{mppt}}$	MPPT 效率/%	95
$\eta_{\text{sc}}$	太阳能光伏组件转换效率/%	20
$\eta_{\text{cov}}$	太阳能光伏组件覆盖率/%	90
$\eta_{\text{p}}$	推进系统效率/%	70
$C_L$	升力系数	1.00
$C_D$	阻力系数	0.03
$\rho_{\text{af}}$	机翼结构面密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	1.8
$\rho_{\text{sc}}$	太阳能光伏组件面密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	0.8
$k_{\text{b}}$	储能电池比能量参数/ $(\text{W}\cdot\text{h}\cdot\text{kg}^{-1})$	350

## 2.1 气动效率

为获得较高的升力,增强在高空中持续飞行的能力,长航时太阳能飞机在设计上通常采用大展弦比机翼,以下将具体分析气动效率对全天巡航高度及翼载荷性能的影响情况。

除气动参数  $C_L$  及  $C_D$  外,取定其他参数与表 2 一致,分析全天巡航高度随  $C_L/C_D$  及  $C_L$  的变化关系,如图 1 所示。

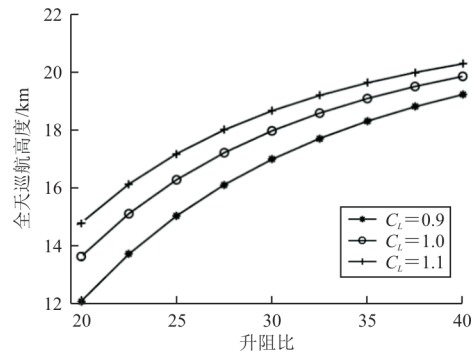


图 1 全天巡航高度与升力系数和升阻比的关系

Fig. 1 Relationship between all-day cruising altitude and lift coefficient and lift-drag ratio

从图 1 可以看出:升阻比的提升可以明显提高飞行器的全天巡航高度,当升阻比达到 30 以上时,全天巡航高度随着升阻比的增加逐渐趋于平稳。在太阳能飞机气动系统的设计过程中,应设计或优化合适的升力系数及阻力系数,最大程度提高其气动效率,能够有效提高太阳能飞机的全天巡航高度。

为避开对流层多变的复杂气流环境,提升飞行稳定性,长航时太阳能飞机的一般飞行于 10 km 以上的平流层,选定  $10\sim 25\text{ km}$  的巡航高度范围,除气动效率参数外,其他参数保持不变,选取 3 组升阻比  $K$ ,得出其翼载荷界限图如图 2 所示。

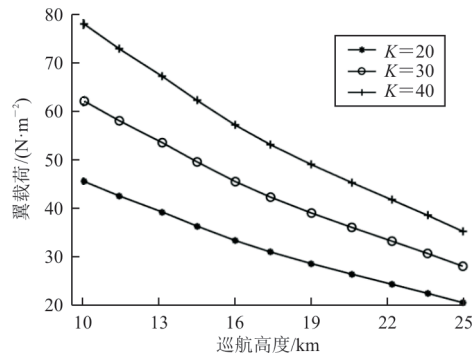


图 2 翼载荷与飞行高度和升阻比的关系

Fig. 2 Relationship between wing load and cruising altitude and lift-drag ratio

从图 2 可以看出:翼载荷受飞行高度及升阻比变化影响明显,当其他参数一定时,升阻比每增加 10,所允许的翼载荷范围约提高 12%~15%,对于太阳能飞机来说,提高飞机的升限,意味着可以为飞机提供更好的适航性,使飞机能够在更广泛的气象条件下安全飞行。太阳能飞机的翼载荷也决定了其升限,当翼载荷确定时,其只可在某个高度限以下飞行。



## 2.2 推进系统效率和负载功率因子

由 1.1 节分析可知,推进系统效率、负载功率因子与太阳能飞机的全天巡航高度及翼载荷相关联,下面主要分析全天巡航高度及翼载荷与推进系统效率和负载功率因子之间的关系。

除推进系统效率  $\eta_p$  和负载功率因子  $\eta_{ap}$  外,取其他参数与表 2 一致,得出全天巡航高度随推进系统效率  $\eta_p$  和负载功率因子  $\eta_{ap}$  的变化关系,如图 3 所示。

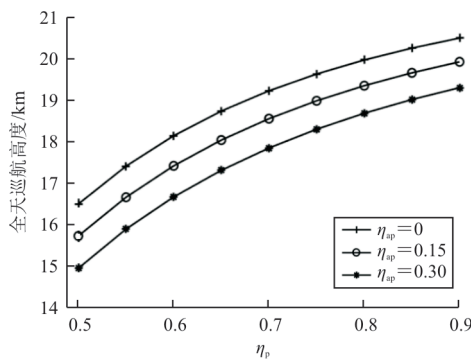


图 3 全天巡航高度与  $\eta_p$  和  $\eta_{ap}$  的关系  
Fig. 3 Relationship between all-day cruising altitude and  $\eta_p$  and  $\eta_{ap}$

从图 3 可以看出:推进系统效率每提高 0.1, 全天巡航高度约提高 0.5 km; 负载功率因子每下降 0.1, 全天巡航高度约提高 0.5 km。由此可知,在一定情况下,提高推进系统效率和降低负载功率因子对于全天巡航高度的提升是等价的。

受限于目前的工程技术发展影响,无人机的推进系统效率约为 0.7, 且通常情况下,在太阳能飞机的设计阶段,推进系统效率一般是给定的,因此对于太阳能飞机在飞行过程中的功率消耗问题,一般应考虑减小其负载功率因子。此外对比图 1 可知,负载功率因子  $\eta_{ap}$  对全天巡航高度的影响程度小于气动效率  $C_L^{1.5}/C_D$ , 因而对于在设计阶段的气动效率与负载外挂的耦合问题,应着重考虑其气动效率。

由于设计阶段推进系统的效率一般是确定的,而其负载功率因子则各不相同,下面选取推进系统效率  $\eta_p$  为 0.7, 其他参数保持不变,分析在 10~25 km 巡航高度范围内,负载功率因子  $\eta_{ap}$  对翼载荷的影响,如图 4 所示。

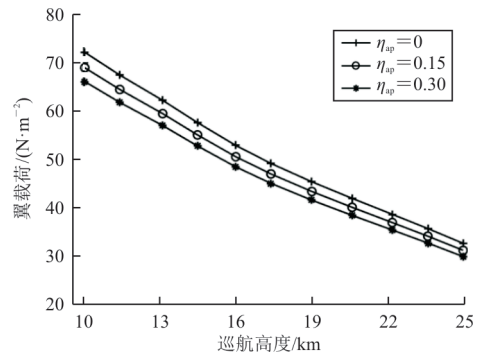


图 4 翼载荷与巡航高度和  $\eta_{ap}$  的关系  
Fig. 4 Relationship between wing load and cruising altitude and  $\eta_{ap}$

从图 4 可以看出:在推进系统效率一定时,负载功率因子每增加 0.1, 其翼载荷允许上限约下降 5%。同时结合图 2 分析可知,在不同飞行高度下,制约翼载荷上限的关键因素可能是不同的,在设计阶段需依据具体飞行需求或设计指标,来确定以上参数的选取。

## 2.3 飞行季节和纬度

结合太阳能无人机的实际工作环境来看,当飞行季节和区域发生变化时,太阳光辐射强度、夜间时长等环境因素也随之变化,下面将具体分析春分(秋分)、夏至和冬至以及飞行区域纬度对全天巡航高度及翼载荷性能的影响情况。

日均太阳辐照强度  $\bar{P}_{sun}$  与夜间时长均受飞行季节和纬度影响,取定其他参数与表 2 一致,得出全天巡航高度随飞行季节和纬度的变化关系,如图 5 所示。

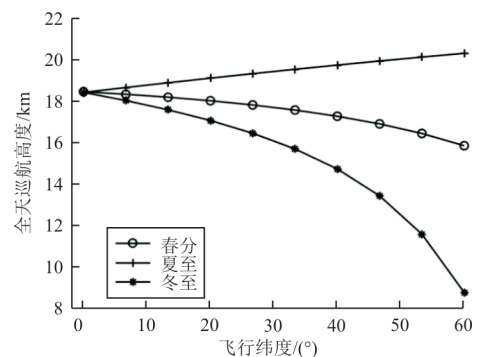


图 5 全天巡航高度与飞行纬度、飞行季节的关系  
Fig. 5 Relationship between all-day cruising altitude and flight latitude and season

从图 5 可以看出:太阳能飞行器受季节和飞行纬度的影响较大,在低纬度地区,一年中的全天可

持续飞行高度波动范围较小,而在高纬度地区,其波动较大。出现这种结果的主要原因是:在春季,随着纬度的增加,太阳辐照强度逐渐减弱;夏季,随着纬度的增加,虽然太阳辐照的强度变化波动小,但夜间时长会逐渐缩短,减小了满足夜间能量平衡所需的储能电池质量;冬季,随着纬度的增加,太阳辐照的强度逐渐下降,且夜间时长增加,从而致使其全天巡航高度大幅下降。因此仅从全天巡航高度与翼载荷性能稳定性来看,对于未来有跨季飞行或执行“伪卫星”任务平台的太阳能飞机有利飞行区域为赤道附近。此外,当无人机的设计参数确定时,在不同的飞行季节及纬度下,太阳能飞机的全天巡航高度是不同的。

本文预设飞行位置武汉市,其他参数保持不变,分析不同飞行季节对翼载荷的影响,如图 6 所示。

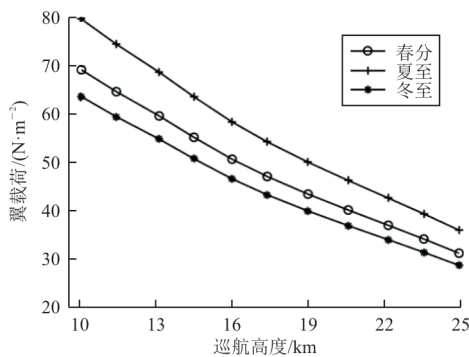


图 6 翼载荷与巡航高度和飞行季节的关系  
Fig. 6 Relationship between wing load and cruising altitude and season

从图 6 可以看出:在夏季太阳能飞机的翼载荷上限较高,而在冬季最低。当其他参数确定时,在同一高度处,夏至日的翼载荷上限比春分日约提高 14%,比冬至日约提高 24%。

结合图 5 分析结果可知,夏季是最有利于太阳能飞行器的飞行季节,在为太阳能飞行器设计和装订飞行方案时,必须要考虑季节和飞行纬度的影响。此外,太阳能飞机“Helios”与“Zephyr”系列型号均是在夏季附近创造了当时的飞行高度和飞行时长记录。

## 2.4 太阳能光伏组件转换效率和铺设率

由太阳能飞机的能量供应链可知,光伏组件是影响能量平衡中的重要一环,在设计太阳能无

人机时,一般会选择较高的太阳能光伏电池铺设率,以便于更好的满足能量需求,但太阳能飞机光伏组件铺设率的提高,会带来整机质量的提高,增加实现滞空时的能量消耗,故需找到合适的铺装率,以平衡能效与重量之间的关系,下面具体分析这两个参数对全天巡航高度及翼载荷的性能影响特征。

除太阳能光伏组件转换效率  $\eta_{sc}$  和铺设率  $\eta_{cov}$  外,取定其他参数与表 2 一致,得出全天巡航高度随太阳能光伏组件转换效率  $\eta_{sc}$  和铺设率  $\eta_{cov}$  的变化关系,如图 7 所示。

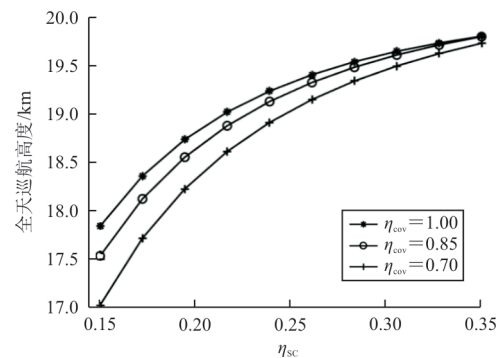
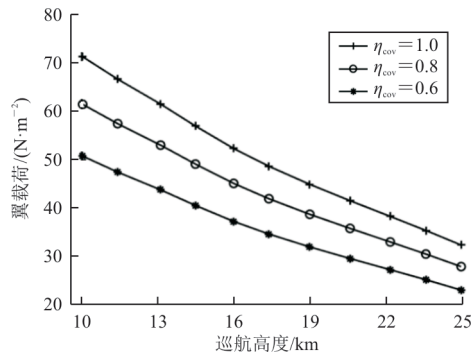


图 7 全天巡航高度与  $\eta_{sc}$  和  $\eta_{cov}$  的关系  
Fig. 7 Relationship between cruising altitude and  $\eta_{sc}$  and  $\eta_{cov}$

从图 7 可以看出:提高光伏组件的铺设率对全天巡航高度的提升较弱,此外,随着光伏组件转化效率的提高,全天巡航高度增速逐渐平稳,且当光伏组件转换效率达到 0.35 时,有饱和趋势。因此在总体设计阶段中,可根据实际设计指标或飞行需求来确定选择转换效率较高但单位质量较大的碲化镓薄膜光伏电池,或转换效率低但单位质量较小的硅基光伏电池。

接下来选取光伏组件转换效率为 0.2,其他参数保持不变,研究光伏组件铺设率在不同巡航高度下对翼载荷的影响,如图 8 所示,可以看出:当其他参数一定时,光伏组件铺设率越高,在同一巡航高度下所允许的翼载荷越大,目前实现了数周不间断巡航飞行的常规布局形式的“Zephyr”系列型号太阳能无人机,也采取了在尾翼铺设太阳能光伏电池的设计。因此在太阳能飞机设计过程中,应在不影响整机气动效率的前提下,尽量提高飞行器的光伏组件铺设比率,有助于提高载荷能力,更好的满足任务需求。

图 8 翼载荷与巡航高度和  $\eta_{cov}$  的关系Fig. 8 Relationship between wing load and cruising altitude and  $\eta_{cov}$ 

### 3 结 论

1) 太阳能无人机全天巡航高度及翼载荷在能量收支平衡总体设计中的耦合参量包括:气动效率、太阳能光伏组件效率及铺设率、推进系统效率和负载功率因子、飞行季节与飞行维度。

2) 在长航时太阳能飞机设计中,应首先考虑设计或优化合适的升力系数及阻力系数,以达到最大的气动效率  $C_L^{1/5}/C_D$ ;且在不影响气动效率的前提下,可尽量提高太阳能光伏组件的铺设面积。

3) 仅从全天巡航高度与翼载荷性能的稳定性来看,作为持久留空平台或执行“伪卫星”任务的太阳能飞机有利飞行区域为赤道附近。

4) 当光伏组件的转换效率达到 0.35 时,提高光伏组件铺设率对全天巡航高度影响较弱,但有助于翼载荷上限的提高。

#### 参 考 文 献

- [1] 马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623418.  
MA Dongli, ZHANG Liang, YANG Muqing, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered un-manned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623418. (in Chinese)
- [2] QU Hua, ZHANG Wenna, ZHAO Jihong, et al. Rapid deployment of UAVs based on bandwidth resources in emergency scenarios [C] // 2020 Information Communication Technologies Conference (ICTC). Nanjing: IEEE, 2020: 86-90.
- [3] 王彦广, 王伟志, 黄灿林. 平流层飞行器技术的最新发展[J]. 航天返回与遥感, 2019, 40(2): 1-12.  
WANG Yanguang, WANG Weizhi, HUANG Canlin. The latest development of stratospheric aircraft technology [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40(2): 1-12. (in Chinese)
- [4] NOTH A, SIEGWART R, ENGEL W. Design of solar powered airplanes for continuous flight [J]. Environmental Research, 2017(1): 1-3.
- [5] PETR M, DANIIL P, ANTON I. Preliminary design and technology forecast synthesis for solar-powered high altitude aircraft [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(11): 2225-2234.
- [6] 苏宝玉, 郭彬新. 太阳能无人机初始设计参数分析[J]. 光电系统, 2010, 6(2): 57-60.  
SU Baoyu, GUO Binxin. Analysis about original design parameters of solar UAVs [J]. Electronic and Electro-optical System, 2010, 6(2): 57-60. (in Chinese)
- [7] 昌敏, 周洲, 郑志成. 太阳能飞机原理及总体参数灵敏度分析[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(5): 792-796.  
CHANG Min, ZHOU Zhou, ZHENG Zhicheng. Flight principle of solar-powered airplane and sensitivity analysis of its conceptual parameters [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(5): 792-796. (in Chinese)
- [8] 昌敏, 周洲, 李盈盈. 基于能量平衡的太阳能飞机可持续高度分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(4): 541-546.  
CHANG Min, ZHOU Zhou, LI Yingying. An effective theoretical analysis of persistent flight altitudes of solar-powered airplanes [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(4): 541-546. (in Chinese)
- [9] 朱雄峰. 基于广义能量的太阳能飞行器总体设计研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.  
ZHU Xiongfeng. Generalized energy based conceptual design method of solar-powered airplane [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [10] 张健, 张德虎. 高空长航时太阳能无人机总体设计要点分析[J]. 航空学报, 2016, 37(增刊1): 1-7.  
ZHANG Jian, ZHANG Dehu. Essentials of configuration design of HALE solar-powered UAVs [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(s1): 1-7. (in Chinese)
- [11] ZHANG Lanchuan, ZHU Weiyu, DU Huafei, et al. Multi-disciplinary design of high altitude airship based on solar energy optimization [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110: 106440.
- [12] CABRANE Z, BATOOL D, KIM J, et al. Design and simulation studies of battery-supercapacitor hybrid energy storage system for improved performances of traction system of solar vehicle [J]. Journal of Energy Storage, 2020, 32: 101943.



- [13] 廖俊, 陈铮, 王宁, 等. 基于广义能量法的充气式快速部署无人机翼载荷设计分析[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2023, 54(9): 3461-3469.  
LIAO Jun, CHEN Zheng, WANG Ning, et al. Wing load design and analysis based on generalized energy method for inflatable rapid deployment UAV [J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2023, 54(9): 3461-3469. (in Chinese)
- [14] MANOJ V, HARSHITH T N, DARSHAN G J, et al. Design and analysis of high altitude pseudo satellite (HAPS) [J]. International Journal of Engineering Sciences & Research Technology, 2020, 9(1): 31-46.
- [15] 田孟伟, 赵立杰. 太阳能无人机功率-能量平衡计算的参数化分析[J]. 飞机设计, 2020, 40(5): 24-27.  
TIAN Mengwei, ZHAO Lijie. Parameterized analysis of power and balance calculation for solar-powered UAVs[J]. Aircraft Design, 2020, 40(5): 24-27. (in Chinese)
- [16] 高显忠. 基于重力势与风梯度的太阳能飞行器 HALE 问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.  
GAO Xianzhong. Research on high-altitude long-endurance flight of solar-powered aircraft based on gravitational potential and wind shear [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [17] 李星辉, 李权, 张健. 太阳能无人机高效螺旋桨气动设计[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 220-225, 238.  
LI Xinghui, LI Quan, ZHANG Jian. Aerodynamic design of a high efficient solar powered UAV propeller [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 220-225, 238. (in Chinese)

(编辑:马文静)

(上接第 36 页)

- [25] 马进超, 张春元, 李翔, 等. 螺旋桨分布对小型串列翼无人机动特性影响研究[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(5): 54-59.  
MA Jinchao, ZHANG Chunyuan, LI Xiang, et al. Study on effect of propeller distribution on aerodynamic characteristics of small tandem-wing UAV [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(5): 54-59. (in Chinese)
- [26] BORGMAN D. Wind tunnel characterization[D]. Arizona: University of Arizona, 2018.
- [27] 王运涛, 洪俊武, 孟德虹. 湍流模型对梯形翼高升力构型的影响[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(1): 52-55.  
WANG Yuntao, HONG Junwu, MENG Dehong. The influence of turbulent models to trap wing simulation [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(1): 52-55. (in Chinese)
- [28] ZHU H, JIANG Z, ZHAO H. Aerodynamic performance of propellers for multirotor unmanned aerial vehicles: measurement, analysis, and experiment [J]. Shock and Vibration, 2021, 2: 1-11.
- [29] TJHAI C. Developing stochastic model of thrust and flight dynamics for small UAVs [D]. Minnesota: University of Minnesota, 2013.
- [30] 王晓璐, 吴登宇, 苗楠, 等. 双尾撑布局飞机气动特性计算分析[J]. 飞行力学, 2020, 38(4): 7-10.  
WANG Xiaolu, WU Dengyu, MIAO Nan, et al. Aerodynamic performance computations and analysis of a twin-boom configuration airplane [J]. Flight Dynamics, 2020, 38(4): 7-10. (in Chinese)
- [31] 王钢林, 楚亮. 提升通用飞机气动效率的设计策略研究[J]. 航空工程进展, 2015, 6(2): 160-165.  
WANG Ganglin, CHU Liang. Research on design strategy for improving aerodynamic [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 160-165. (in Chinese)
- [32] 王晓璐, 刘威威, 徐向博, 等. 后机身收缩方式对通航飞机气动特性的影响研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 37-47.  
WANG Xiaolu, LIU Weiwei, XU Xiangbo, et al. Study on the effects of rear fuselage contraction patterns on aerodynamic characteristics of a general aviation airplane [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 37-47. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-045-09

# 一种基于二维轨迹与时序重要点的飞机机动划分与识别方法

殷之平<sup>1</sup>, 黄勇胜<sup>1</sup>, 田珈玮<sup>2</sup>, 曹善成<sup>3</sup>

(1. 西北工业大学 民航学院, 西安 710072)

(2. 航天科工防御技术研究试验中心, 北京 100854)

(3. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

**摘要:** 飞机机动动作识别是飞行动作评估、飞行载荷谱编制和飞行模拟等研究的重要基础。针对当前机动动作识别方法受限于现有机动动作划分准则问题, 基于时间序列重要点方法提出一种自动的基于水平、铅垂平面下飞行轨迹投影融合的机动动作划分与识别方法。该方法利用二维平面轨迹数据趋势和时间序列聚类提取出飞行数据中的机动片段, 进而借助机动动作拼接思想将机动片段组合与细化, 并用完整飞机起落数据进行动作划分与识别验证。结果表明: 该机动动作划分与识别方法能够在保证划分效率的前提下, 提高了飞行动作的识别效率。

**关键词:** 飞行轨迹; 机动划分; 动作识别; 时间序列重要点

中图分类号: V271.4; V323

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.06

## A novel aircraft maneuver division and recognition method based on 2D flight path and perceptually important point of time sequence

YIN Zhiping<sup>1</sup>, HUANG Yongsheng<sup>1</sup>, TIAN Jiawei<sup>2</sup>, CAO Shancheng<sup>3</sup>

(1. School of Civil Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Defense Technology R&T Center, Aerospace Science & Industry Corporation, Beijing 100854, China)

(3. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Aircraft maneuver recognition is an important basis for flight action evaluation, flight load spectrum research, flight simulation and other research work. Aiming at overcoming the disadvantage that most of the existing maneuvers are based on the existing standard actions, combined with the important points of the time sequence, an adaptive maneuver recognition method based on horizontal and vertical plane flight trajectory projection merging is proposed. This method extracts the maneuvers in the flight data according to the trend of the two-dimensional plane trajectory data and combines and refines the maneuvers with the idea of maneuvers splicing. A maneuver recognition case study is carried out with complete aircraft takeoff and landing data. The results show that the proposed method can enhance the recognition efficiency of flight maneuvers, and improve the division efficiency.

**Key words:** flight path; maneuver division; maneuver recognition; time sequence important point

收稿日期: 2023-08-03; 修回日期: 2023-10-24

基金项目: 国家自然科学基金(12102346)

通信作者: 曹善成(1989-), 男, 博士, 副教授。E-mail: shancheng.cao@nwpu.edu.cn

引用格式: 殷之平, 黄勇胜, 田珈玮, 等. 一种基于二维轨迹与时序重要点的飞机机动划分与识别方法[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 45-53.

YIN Zhiping, HUANG Yongsheng, TIAN Jiawei, et al. A novel aircraft maneuver division and recognition method based on 2D flight path and perceptually important point of time sequence[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 45-53. (in Chinese)

## 0 引言

近年来,军用飞机使用发生了巨大变化,相对于过去注重安全的“套路化”演习训练,当前军用飞机实际用法转变到了“实战中”的训练使用,其突出特点为:飞行科目以及操作规定的调整,在飞行训练中飞行员根据实际作战情况进行灵活变通,并非完全按照飞行科目飞行。因此,基于轨迹自动识别机动动作的方法就显得十分必要<sup>[1]</sup>。除此之外,机动动作划分方法也适用于飞行动作评估<sup>[2]</sup>、飞机载荷谱研究<sup>[3]</sup>、发动机载荷谱研究<sup>[4-5]</sup>、损伤估算<sup>[6]</sup>和风险评估<sup>[7]</sup>等。

目前国内外机动识别主要有知识库匹配法、模式匹配法、神经网络和趋势识别法等<sup>[8-10]</sup>。倪世宏等<sup>[11]</sup>利用专家先验知识建立了飞行动作识别库,通过飞行参数逐一配对进行机动动作的识别,该方法的缺点是在对复杂机动进行配对时可能会出现多层嵌套,配对难度增大、准确度低;由于飞行动作知识库的完备性无法判断,谢川等<sup>[12]</sup>利用知识推理机逐帧读取数据进行飞行动作识别,将复杂机动动作分解为基本动作类的组合,物理概念明确且易理解,但基本动作类别设计粗略,未包含所有飞行过程动作;张玉叶等<sup>[13]</sup>利用主成分分析法对飞机训练中的飞行参数数据进行粗分类,利用动态时间弯曲(Dynamic Time Warping, DTW)距离法对相关度大的时序序列进行细分类,实现机动动作划分;孟光磊等<sup>[14]</sup>利用统计形成的飞行参数曲线描述特征构建贝叶斯网络模型,对复杂机动动作进行识别,但该方法的缺点是模型相对复杂,识别计算量大且易受飞行员操作习惯和空战姿态等多种因素影响,机动识别准确率下降;Wei Zhenglei等<sup>[15]</sup>提出了一种多策略的正则仿射时间翘曲方法,在UCR(University of California, Riverside)数据集和UCAV(Unmanned Combat Air Vehicle)机动方面的实验中有较好表现,但该方法求解步骤复杂,算法复杂度高;Tian Wei等<sup>[16]</sup>引入了一种新型的机动识别模型,采用深度变分自编码器网络结合自适应动态时间扭曲方法,实现对机动动作的精确分类和识别,但该方法求解难度大,对复杂机动匹配准确度不高;Lu Jing等<sup>[17]</sup>采用无监督聚类方法对飞行主题进行分割,然后利用相空间重构(Phase Space Reconstruction, PSR)模型进行主题识别,实现了飞行训练主题的

识别和分割,但求解耗费资源大,在复杂机动上性能受限;张夏阳等<sup>[18]</sup>利用双窗口法对飞行参数中的法向过载数据进行趋势识别划分,结合迭代自组织聚类方法对飞行参数片段进行聚类,得到了多类机动动作。

上述研究通过多种方法实现了机动动作的划分识别,但大多数情况下都针对特定机型,且计算成本高,或需要有经验的人士判读大量飞行参数数据,存在局限性。目前人工智能方法识别机动动作技术发展迅速,但人工智能方法需要大量机动数据进行训练,并不能适应多种机型,且从一整次飞行起落数据中准确拆分提取出机动动作数据仍需要较大工作量。因此,在工程中,提出一种能够快速、自动、准确地对多种机型进行机动动作划分并提取的方法尤为重要。

本文提出一种基于二维轨迹和时间序列重要点的飞行机动动作划分与识别方法。首先,给出飞机机动划分与识别的基本流程;然后,基于PLR-PIP<sup>[19-20]</sup>(Piecewise Linear Representation-Perceptually Important Point)方法,将飞行轨迹投影到铅垂平面和水平平面两个二维平面上,根据两个平面的状态叠加结果,划分出铅垂平面机动、水平面机动、空间机动三类基本动作,在此基础上,对基本动作进行细分合并进一步形成各种机动动作;最后,通过仿真试验分析验证本文方法的有效性。

## 1 飞机机动划分与识别方法

机动动作,是指飞行员按照一定规则操控油门杆、脚蹬、方向舵进而控制飞机飞行速度、高度和飞行方向等状态。在此期间飞行记录仪通过一帧一帧的数据将飞机状态参数记录下来,每个飞行参数数值是相对孤立的点,需要将其看作一个连续的序列进行分析才有意义。飞行动力学中将机动动作分为:铅垂面机动、水平面机动、空间机动三类基本动作。铅垂面机动是指飞机对称面与空间铅垂面重合,且飞行轨迹始终在该铅垂面内的动作;水平面机动是指飞机的飞行轨迹始终位于与海平面平行的某一空间水平面内的运动;空间机动是指飞机同时改变高度和方向的动作,其在水平面上投影是弯曲的而且在空间垂面(高度剖面)上也有变化<sup>[21]</sup>。

根据上述思想,本文利用轨迹投影在水平以



及铅垂平面的趋势状态,提出一种基于二维轨迹与时间序列重要点的机动动作划分方法,具体步骤如下:

1) 将飞行参数按固定长度分为多段序列,将序列轨迹在水平面上进行投影,利用序列重要点分段线性表示方法<sup>[22]</sup>对轨迹投影进行分割,识别序列趋势,利用一定的合并规则合并相邻相同状态趋势序列。

2) 将趋势序列在铅垂平面上进行投影,利用 PLR-PIP 方法对轨迹投影进行分割,识别序列趋势,利用一定的拆分规则对趋势序列进行拆分。

3) 对两个平面投影的趋势状态结果进行叠加,得到基本机动动作。

4) 根据判据划分出飞机起落段的机动动作,对于中间段,可以根据需求添加不同规则,对机动动作进行细化,机动划分与识别流程如图 1 所示。

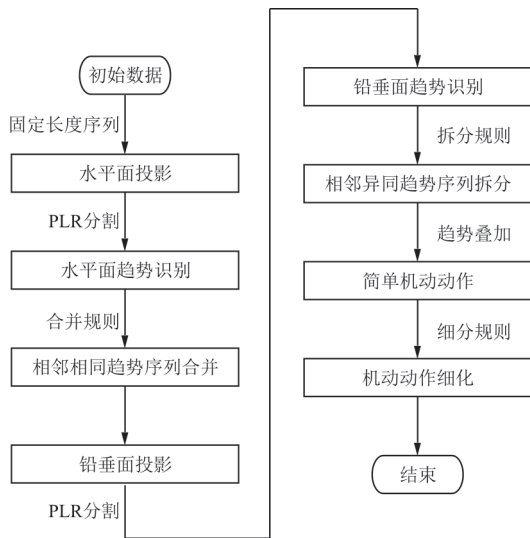


图 1 基于二维轨迹和 PLR-PIP 的机动划分与识别流程图  
Fig. 1 Flowchart of aircraft maneuver division and recognition method based on 2D flight path and perceptually important point

## 2 基于 PLR-PIP 方法的趋势识别

趋势识别技术是一种从含噪的过程数据中提取趋势信息的技术<sup>[23]</sup>。飞行参数数据具有海量性、复杂性、趋势性并且常伴随噪声影响。本文借助时间序列模式中常用的 PLR-PIP 方法,对参数序列进行趋势描述,识别时在水平面上选用弯曲、平直 2 种线性基元,在铅垂平面上选用上升、下降、平直 3 种线性基元,利用 2 个平面下的基元信息叠加得到参数序列的状态。

### 2.1 PLR-PIP 方法

PLR-PIP 方法的基本思想是选出序列中对序列整体形状具有决定性的序列点,而其他决定性较小的点可以忽略掉,选出的点称之为序列感知重要点(PIP)。求解 PIP 主要是通过计算相邻的 2 个 PIP 组成的区域中各序列点到这 2 个 PIP 的距离。目前常采用 3 种距离表示方法:垂直距离(Perpendicular Distance, PD)、铅垂距离(Vertical Distance, VD)、欧几里得距离(Euclidean Distance, ED)。数据点  $P_s$  到区间端点  $P_1$  和  $P_2$  的 3 种距离计算方法如图 2 所示。

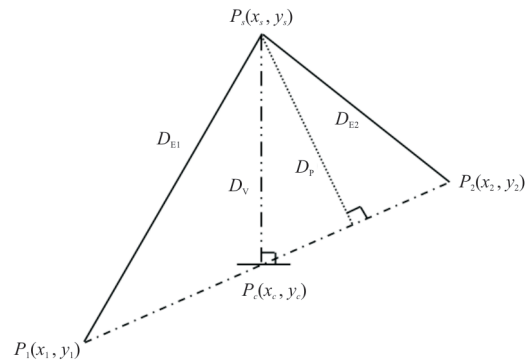


图 2 三种距离计算方式

Fig. 2 Illustration of the three distance computations

$$D_E = D_{E1} + D_{E2} = \sqrt{(x_s - x_1)^2 + (y_s - y_1)^2} + \sqrt{(x_s - x_2)^2 + (y_s - y_2)^2} \quad (1)$$

$$D_V = \left| y_1 + (y_2 - y_1) \frac{x_s - x_1}{x_2 - x_1} - y_s \right| \quad (2)$$

$$\begin{cases} \text{Slope}(P_1, P_2) = s = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \\ x_c = \frac{x_s + sy_s + sy_2 - s^2 x_2}{1 + s^2} \\ y_c = sx_c - sx_2 + y_2 \\ D_P = \sqrt{(x_c - x_s)^2 + (y_c - y_s)^2} \end{cases} \quad (3)$$

对于 3 种距离,需要计算的次数相同,其中使用垂直距离和铅垂距离拟合出的图形相同,但使用铅垂距离计算量最小,因此本文在分析飞行参数时使用铅垂距离作为度量值。

设有时间序列  $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ , 重要点序列  $I$ , 首先将序列  $X$  的首位点  $x_1, x_n$  加入集合  $I$ ; 之后以相邻两点为一个子序列, 计算其中的 PIP 点, 加入集合  $I$ ; 相邻的两个 PIP 形成一个子序列, 将子序列进行线性插值, 计算与相对位置原始序列的均

方根误差<sup>[24-25]</sup>;提取均方根值不满足拟合误差阈值  $\Delta_{PIP}$  条件的序列,重复以上步骤,直至所有序列均满足阈值要求。

PLR-PIP 方法执行流程如图 3 所示。

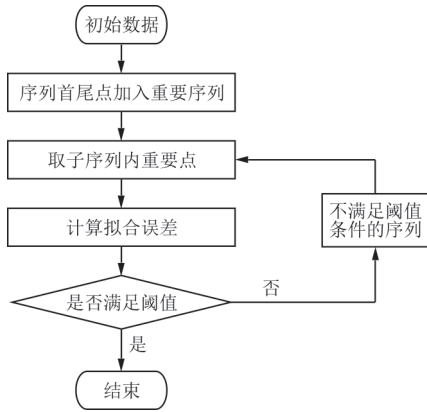
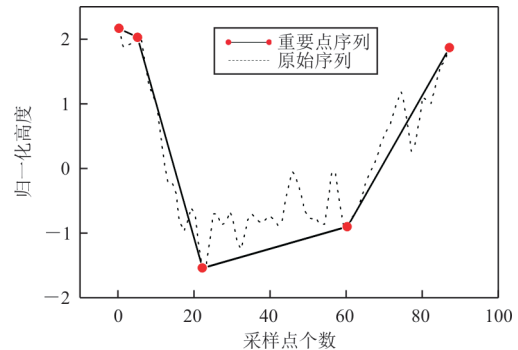


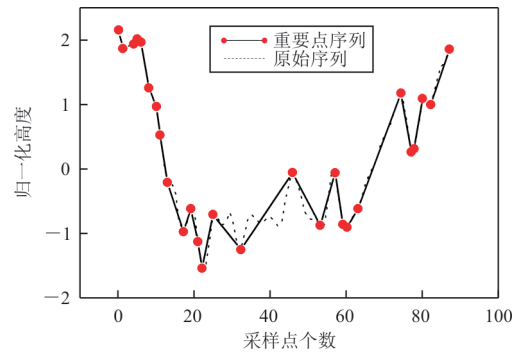
图 3 PLR-PIP 方法执行流程

Fig. 3 A flowchart of the PLR-PIP method

以某次飞行的高度数据为例,对其进行 PLR-PIP 计算,设置拟合误差阈值  $\Delta_{PIP}$  为 0.000 1,计算流程演示如图 4 所示,可以看出:随着 PIP 的增多, $\Delta_{PIP}$  减小,但同时数据压缩效率越低。因此 PLR-PIP 计算需要根据实际设定。



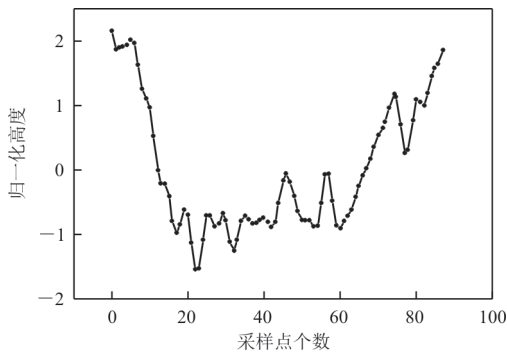
(c) PIP 为 5,  $\Delta_{PIP}=0.1$



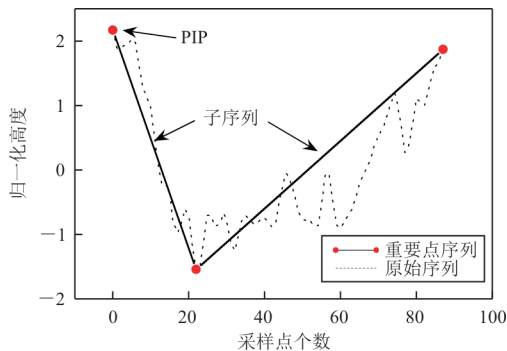
(d) PIP 为 65,  $\Delta_{PIP}=0.000 1$

图 4 PLR-PIP 计算过程

Fig. 4 A demonstration of the PLR-PIP calculation progress



(a) 归一化后高度参数



(b) PIP 为 3,  $\Delta_{PIP}=0.9$

## 2.2 简单趋势识别

将原始飞行参数数据序列分成长度均为  $n$  的多段序列,设某序列含有  $n$  个序列点,该序列在水平坐标系下横坐标  $X=(x_1, x_2, \dots, x_n)$ ,纵坐标  $Y=(y_1, y_2, \dots, y_n)$ 。计算出该序列片段的 PIP 序列,记 PIP 序列横坐标为  $T=(t_1, t_2, \dots, t_m)$ ,纵坐标  $V=(v_1, v_2, \dots, v_m)$ , PIP 的铅垂距离值  $D=(d_1, d_2, \dots, d_{m-2})$ ,规定距离阈值  $d_{PIP}$ ,当  $d_{max} \leq d_{PIP}$  时将序列判定为平直基元,当  $d_{max} > d_{PIP}$  时将序列判定为弯曲基元。当该序列在铅垂坐标系下时,计算出该序列片段 PIP 序列的横纵坐标后,计算相邻两 PIP 的斜率,形成斜率序列  $k=(k_1, k_2, \dots, k_{l-2})$ ,规定斜率阈值  $k_{PIP}$ ,当  $k_i \leq -k_{PIP}$  时,将该区间标记为下降基元;当  $-k_{PIP} < k_i < k_{PIP}$  时,将该区间标记为水平基元;当  $k_{PIP} \leq k_i$  时,将该区间标记为上升基元。

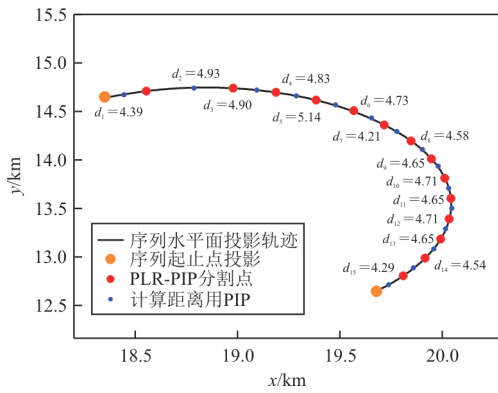
3 个参数的设置对趋势识别精度影响较大, $d_{PIP}$  和  $k_{PIP}$  主要影响趋势转折的识别能力。 $d_{PIP}$  和  $k_{PIP}$  越小对趋势转折的识别能力越强,但过小的取

值会使趋势识别局限于局部特征,分类数量过多而失去了趋势识别的意义。 $n$ 体现了方法的初始趋势识别片段长度, $n$ 越大对整体初始片段的局部趋势关注度就越小,受到噪声的影响就较小,但过小的取值会使片段中的重要趋势无法识别。

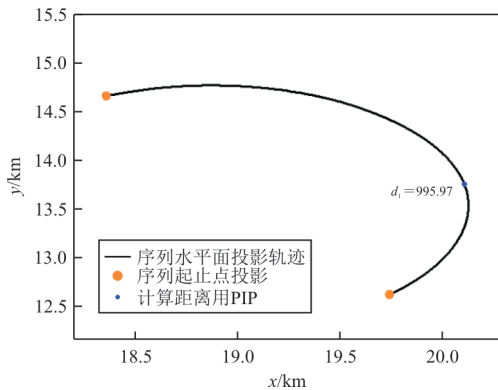
### 2.3 趋势序列的拆分与合并

初始定义  $n$  时,可能会将一个基本机动片段分成多个相邻的趋势相同的趋势序列,因此需要将这些趋势序列合并成为一个趋势序列,合并的序列有可能存在整体趋势改变的情况,如两个平直基元合并到一起有可能变为弯曲基元,此时需要对序列的趋势进行再次识别。重复序列识别、合并这一过程直到无相邻的相同趋势序列即完成趋势序列的合并。

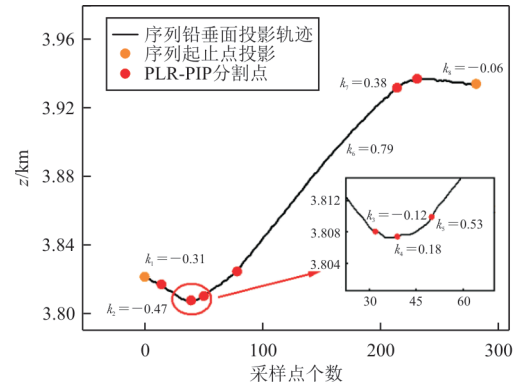
将“水平趋势序列”投影到铅垂平面进行趋势识别时,单个序列中可能存在多个基元,如上升基元—水平基元,此时需要利用 PIP 检查序列的趋势,如果序列的趋势不一致,则需要将各个基元分割开来,并利用合并的思想检验有无相邻的相同趋势序列,形成的基本机动片段如图 5 所示。



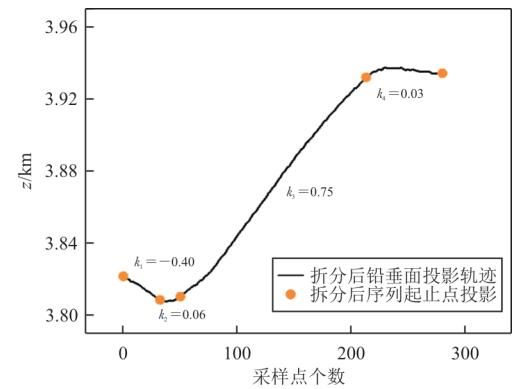
(a) 相同趋势合并前



(b) 相同趋势合并后



(c) 异同趋势拆分前



(d) 异同趋势拆分后

图 5 趋势序列的拆分与合并

Fig. 5 Division and combination of flight maneuvers

## 3 试验数据分析与方法验证

### 3.1 轨迹数据水平面分析

以一次起落数据为例,对飞行速度以及姿态角进行积分,复现飞机的运动轨迹,将轨迹投影到水平平面( $xOy$ 平面)上,设置趋势识别参数如表 1 所示。将轨迹数据切分为多段长度为  $l$  的序列,对各段序列进行趋势识别,并对相邻的相同趋势序列进行合并。此时可以得到飞机飞行轨迹在水平面上的划分结果,即得到多组水平趋势序列,如图 6 所示。

表 1 水平面趋势识别参数设置

Table 1 Parameter setting of horizontal trend identification

参数	数值
$l$	24
$d_{PIP}$	3
$\Delta_{PIP}$	0.000 1



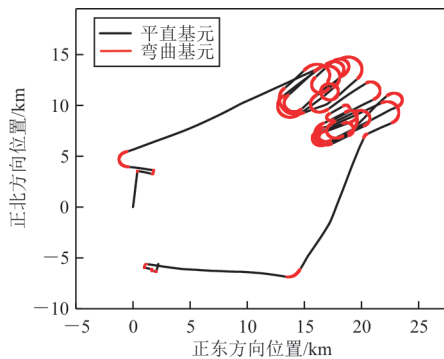


图 6 水平面趋势识别结果

Fig. 6 Horizontal trend identification results

### 3.2 轨迹数据铅垂面分析

对 3.1 节中产生的多个水平趋势序列进行铅垂面投影,得到与水平趋势序列相对应的铅垂趋势序列。根据  $\Delta_{PIP}$  选出铅垂趋势序列的 PIP, 计算各 PIP 之间的斜率  $k_{PIP}$ , 对比  $k_{PIP}$  并判断是否发生基元种类变化的情况, 如果有则在变化位置处对序列进行分割,  $k_{PIP}$  与  $\Delta_{PIP}$  值设置如表 2 所示。

表 2 铅垂面趋势识别参数设置

Table 2 Parameter setting of vertical trend identification

参数	数值
$k_{PIP}$	0.3
$\Delta_{PIP}$	0.001

### 3.3 机动片段划分

叠加序列在水平与铅垂面下的趋势状态, 根据飞行动力学, 可以叠加出 6 种序列类型, 如表 3 所示, 包括平飞、爬升、下滑、转弯、转弯上升、转弯下降。根据飞行并检验整体序列中各序列类型, 对相邻相同序列类型进行合并。

表 3 机动类型叠加总结

Table 3 A combination of flight maneuvers

水平面趋势	铅垂面趋势	序列类型
平直	平直	平飞
平直	上升	爬升
平直	下降	下滑
弯曲	平直	转弯
弯曲	上升	转弯上升
弯曲	下降	转弯下降

由于飞机在起飞段与降落段之间的机动动作类型更受到关注, 添加以下规则识别起飞与降落段: 首先, 确定气压高度首次达到最大值并且之后

无明显高度上升类动作的时间, 定义该时间值为起飞段与中间机动飞行段的分离点; 其次, 确定气压高度从某时刻开始做下降类动作, 且之后无明显高度上升类动作, 定义该时刻为着陆段与中间机动飞行段的分离点。利用气压高度值可以将起飞段与着陆段进一步划分出地面滑跑段, 划分结果如图 7 所示。

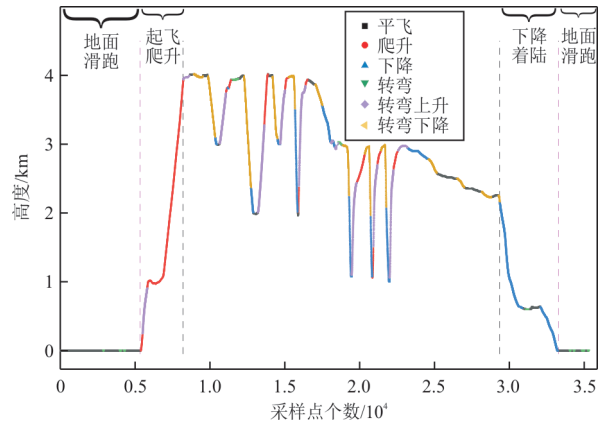


图 7 简单机动动作与任务段划分

Fig. 7 Flight maneuver and mission section division

### 3.4 机动片段细分

在 3.3 节中得到了此次飞行的机动动作划分结果, 在此基础上可以根据不同的需求设置细分准则。根据飞行训练大纲以及飞行模式, 利用片段内速度、航向角、滚转角等飞行参数的变化模式, 本文总结 14 种细分准则作为参考, 如表 4 所示。

表 4 飞行动作细分总结

Table 4 A summary of flight maneuver division

基本动作	速度	航向角	滚转角	细分动作
平飞	不变	不变	不变	匀速平飞
平飞	增大	不变	不变	加速平飞
平飞	减小	不变	不变	减速平飞
平飞	不变/增大/减小	不变	增大/减小	水平滚转
爬升	不变/减小	不变	不变	爬升
爬升	增大	不变	不变	跃升
下降	不变/减小	不变	不变	下降
下降	增大	不变	不变	俯冲
转弯	不变/增大/减小	增大/减小	增大	水平左转
转弯	不变/增大/减小	增大/减小	减小	水平右转
转弯上升	不变/增大/减小	增大/减小	增大	左转上升
转弯上升	不变/增大/减小	增大/减小	减小	右转上升
转弯下降	不变/增大/减小	增大/减小	增大	左转下降
转弯下降	不变/增大/减小	增大/减小	减小	右转下降

不包含起飞段与降落段的细化后的基本机动动作划分结果如图 8 所示,除此之外根据基本动作的组成顺序以及参数累积变化值也可以组成复杂的机动动作。例如,如果水平转弯航向角累积变化值超过 360°,可以认为是盘旋悬停动作;如果在一段连续的动作中先做滚转半周的水平滚转之后俯冲至俯仰角为 0°,可以认为这两个动作组成一个半滚倒转动作。用这种方法还可以继续分析图 8 中的复杂机动动作,得到水平转弯 90°、水平转弯 180°、下降转弯 180°、筋斗、半筋斗翻滚等。

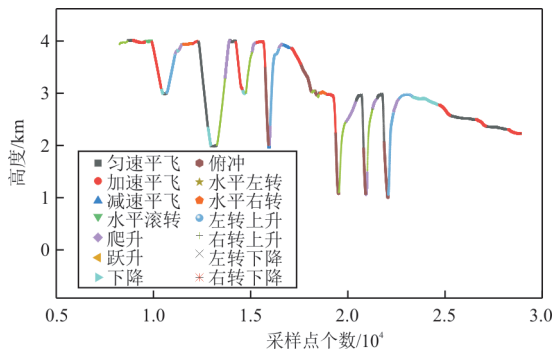


图 8 简单机动动作细分

Fig. 8 An example of flight maneuver division

### 3.5 动作片段有效性验证

根据 3.4 节中的划分点,在三维轨迹下载取对应片段,通过领域专家判定各片段机动动作类别,对比与本文方法划分的动作类别是否一致。限于篇幅,本文只展示部分对比结果,如表 5 所示。

表 5 飞行动作识别结果对比

Table 5 A comparison of flight maneuver identification

采样点划分区间	本文方法识别的动作类别	专家人员识别的动作类别
[7 098,8 256)	爬升	爬升
[8 257,8 664)	右转上升	右转上升
[8 665,8 951)	匀速平飞	匀速平飞
[8 952,9 552)	右转下降	右转下降
[9 570,9 882]	水平滚转	水平滚转

以上划分结果表明,该方法实现了基本机动动作的划分,即起落历程中没有数据点未被识别,且机动动作划分的类别十分吻合,证明本文建立的飞行动作识别方法是有效的。

## 4 不同机动识别方法对比研究

为了验证本文所提方法的识别准确性与效

率,采用 1-NN<sup>[24]</sup>准确率来衡量时间序列相似性搜索的准确度,并用系统运行时间  $t$  来衡量时间序列相似性搜索效率。假设实验数据集为  $D(D_1, D_n)$ ,总数为  $n$ ,其中正确的分类数为  $n_r$ ,则分类准确度的公式为

$$y = \frac{n_r}{n} \times 100\% \quad (4)$$

对比验证研究在 Intel (R) Core (TM) i7-9750H CPU, 2.60 GHz、2.59 GHz、8 GB 内存, Microsoft Windows 10 操作系统上进行。本文所用程序由 Python 3.9 软件编写。

将本文方法与 DTW、PCA (Principal Component Analysis) 和 CTW (Canonical Time Warping) 3 种方法进行对比分析研究。选取 20 组某型固定翼飞机飞行训练数据,通过对 6 种飞行动作的识别准确率和运行时间进行统计,其中识别准确率如表 6 所示,准确率对比如图 9 所示,运行时间如表 7 所示。通过对比分析,本文所提方法提高了飞行机动动作识别准确率且计算效率最高。

表 6 飞行动作识别准确率

Table 6 Accuracy of flight maneuver recognition

飞行动作	精度/%			
	DTW	PCA	CTW	本文方法
平飞	83.51	88.34	53.15	88.38
爬升	75.12	80.36	64.86	86.46
下降	70.34	77.69	39.54	87.35
转弯	69.51	70.35	67.51	73.56
转弯上升	66.79	65.35	46.82	69.11
转弯下降	72.52	77.67	68.51	70.62

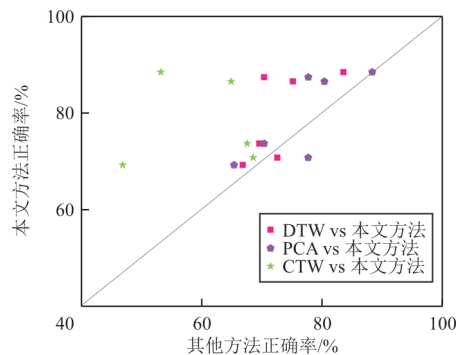


图 9 不同方法的 1-NN 正确率

Fig. 9 1-NN accuracy of different maneuvering recognition methods

表7 飞行动作识别时间  
Table 7 Time of flight maneuver recognition

飞行动作	识别时间/s			
	DTW	PCA	CTW	本文方法
平飞	2 010.91	2 171.56	3 119.66	1 352.50
爬升	2 091.27	2 300.39	3 474.81	864.35
下降	1 827.73	1 847.19	2 506.61	965.24
转弯	1 884.41	2 072.85	2 036.72	1 865.43
转弯上升	1 682.95	1 851.24	3 869.26	1 352.50
转弯下降	2 161.77	2 377.94	2 336.49	1 142.56

## 5 结 论

1) 本文提出的飞机机动划分与识别方法能有效提取飞行参数中飞行机动的有效信息。

2) 将飞机机动划分为一些基础动作元,并通过基础动作元的组合形成复杂机动动作,可高效地识别各类典型机动动作。

### 参 考 文 献

- [1] FAN Hanyang, FAN Hongming, GAO Ruiyuan. Research on air target maneuver recognition based on LSTM network [C]// 2020 International Workshop on Electronic Communication and Artificial Intelligence. US: IEEE, 2020: 6-10.
- [2] 方伟, 王玉, 闫文君, 等. 基于DTW的复杂飞行动作快速评估方法研究[J]. 中国电子科学研究院学报, 2022, 17(1): 44-49.  
FANG Wei, WANG Yu, YAN Wenjun, et al. Research on the rapid evaluation method of complex flight actions based on DTW[J]. Journal of China Academy of Electronic Sciences, 2022, 17(1): 44-49. (in Chinese)
- [3] 贺小帆, 朱俊贤. 军用飞机结构耐久性严重谱编制与应用研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(12): 63-76.  
HE Xiaofan, ZHU Junxian. Research progress in the compilation and application of durability severity spectra for military aircraft structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(12): 63-76. (in Chinese)
- [4] JIN Yu, SUN Zhigang, SONG Yingdong, et al. Mission segment division of the whole aeroengine loading spectrum based on flight actions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(2): 164-174.
- [5] 李斌潮, 唐靖, 殷之平. 基于频率雨流计数法的发动机振动疲劳载荷谱编制[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 24-29.  
LI Binchao, TANG Jing, YIN Zhiping. Compilation of engine vibration fatigue load spectrum based on frequency rain flow counting method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 24-29. (in Chinese)
- [6] 林长亮, 朱跃法, 胡文刚. 直升机在机动状态下的桨叶冲击数值模拟[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 817-825.  
LIN Changliang, ZHU Yuefa, HU Wengang. Numerical simulation of helicopter blade impact during maneuvering [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 817-825. (in Chinese)
- [7] 刘瑛, 李敏强, 陈富赞. 飞行器机动动作风险定量评估模型[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(3): 469-475.  
LIU Ying, LI Minqiang, CHEN Fuzan. Quantitative assessment model for aircraft maneuver action risk [J]. Systems Engineering and Electronic Technology, 2014, 36(3): 469-475. (in Chinese)
- [8] 沈一超, 倪世宏, 张鹏. 基于贝叶斯网络的飞行动作识别方法[J]. 计算机工程与应用, 2017, 53(24): 161-167, 218.  
SHEN Yichao, NI Shihong, ZHANG Peng. Flight action recognition method based on Bayesian network[J]. Computer Engineering and Application, 2017, 53(24): 161-167, 218. (in Chinese)
- [9] 周超, 樊蓉, 张戈, 等. 基于多元时间序列融合的飞行动作识别方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(4): 34-39.  
ZHOU Chao, FAN Rong, ZHANG Ge, et al. A flight action recognition method based on multivariate time series fusion[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(4): 34-39. (in Chinese)
- [10] 王玉伟, 高永. 基于飞行基本动作对复杂动作识别方法研究[J]. 舰船电子工程, 2018, 38(10): 74-76, 168.  
WANG Yuwei, GAO Yong. Research on complex action recognition method based on basic flight actions [J]. Ship Electronic Engineering, 2018, 38(10): 74-76, 168. (in Chinese)
- [11] 倪世宏, 史忠科, 谢川, 等. 军用战机机动飞行动作识别知识库的建立[J]. 计算机仿真, 2005(4): 23-26.  
NI Shihong, SHI Zhongke, XIE Chuan, et al. Establishment of a knowledge base for military fighter maneuver flight action recognition[J]. Computer Simulation, 2005(4): 23-26. (in Chinese)
- [12] 谢川, 倪世宏, 张宗麟, 等. 一种基于知识的特技飞行动作快速识别方法[J]. 计算机工程, 2004(12): 116-118.  
XIE Chuan, NI Shihong, ZHANG Zonglin, et al. A knowledge-based fast recognition method for aerobatics[J]. Computer Engineering, 2004(12): 116-118. (in Chinese)
- [13] 张玉叶, 王颖颖, 王春歆, 等. 分析参数相关和时序特征的飞行动作识别方法[J]. 计算机工程与应用, 2016, 52(5): 246-249.  
ZHANG Yuye, WANG Yingying, WANG Chunxin, et al. Flight action recognition method for analyzing parameter correlation and time series characteristics [J]. Computer Engineering and Application, 2016, 52(5): 246-249.

- neering and Application, 2016, 52(5): 246-249. (in Chinese)
- [14] 孟光磊, 陈振, 罗元强. 基于动态贝叶斯网络的机动动作识别方法[J]. 系统仿真学报, 2017, 29(增刊1): 140-145. MENG Guanglei, CHEN Zhen, LUO Yuanqiang. Manuever action recognition method based on dynamic Bayesian networks[J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(s1): 140-145. (in Chinese)
- [15] WEI Zhenglei, DING Dali, ZHOU Huan, et al. A flight maneuver recognition method based on multi-strategy affine canonical time warping[J]. Applied Soft Computing, 2020, 95: 106527.
- [16] TIAN Wei, ZHANG Hong, LI Hui, et al. Flight maneuver intelligent recognition based on deep variational autoencoder network[J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2022(1): 1-23.
- [17] LU Jing, CHAI Hongjun, JING Ruchun. A general framework for flight maneuvers automatic recognition[J]. Mathematics, 2022, 10(7): 1-5.
- [18] 张夏阳, 殷之平, 刘飞, 等. 飞机机动划分的数据挖掘方法[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(1): 33-40. ZHANG Xiayang, YIN Zhiping, LIU Fei, et al. Data mining methods for aircraft maneuver division[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(1): 33-40. (in Chinese)
- [19] 祝祯祯, 钱宇, 王杰, 等. 基于时间序列相似度的飞行训练品质评价研究[J]. 飞行力学, 2021, 39(6): 75-81. ZHU Zhenyi, QIAN Yu, WANG Jie, et al. Research on flight training quality evaluation based on time series similarity[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(6): 75-81. (in Chinese)
- [20] 杜加础. 时间序列的特征提取与分类方法研究[D]. 昆明: 昆明理工大学, 2022.
- DU Jiachu. Research on feature extraction and classification methods of time series[D]. Kunming: Kunming University of Science and Technology, 2022. (in Chinese)
- [21] 方振平. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005. FANG Zhenping. Flight dynamics of aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [22] JI Cun, LIU Shijun, YANG Chenglei, et al. A piecewise linear representation method based on importance data points for time series data[C]// 2016 IEEE 20th International Conference on Computer Supported Cooperative Work in Design. US: IEEE, 2016: 111-116.
- [23] 高东, 马昕, 许欣, 等. 基于滑动窗口的定性趋势分析方法及应用[J]. 计算机应用研究, 2014, 31(5): 1441-1444. GAO Dong, MA Xin, XU Xin, et al. Qualitative trend analysis method and application based on sliding window[J]. Computer Application Research, 2014, 31(5): 1441-1444. (in Chinese)
- [24] 李颖, 于东, 胡毅, 等. 基于时间序列波动性的分段线性表示方法[J]. 计算机系统应用, 2021, 30(6): 300-305. LI Ying, YU Dong, HU Yi, et al. A piecewise linear representation method based on time series volatility[J]. Computer System Applications, 2021, 30(6): 300-305. (in Chinese)
- [25] COVER T M, HART P E. Nearest neighbor pattern classification[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1967, 13(1): 21-27.

(编辑:丛艳娟)



文章编号: 1674-8190(2025)01-054-10

## 四旋翼飞行器鲁棒自适应抗干扰姿态控制

李统帅, 陈龙胜, 彭云, 石童昕, 金飞宇

(南昌航空大学 航空宇航学院, 南昌 330063)

**摘要:** 高性能姿态控制器可有效抑制不确定性和外界动态干扰对系统的综合影响, 保证四旋翼飞行器安全可靠地完成既定飞行任务。采用径向基神经网络(RBFNN)在线逼近四旋翼飞行器飞行运动中的非线性不确定性, 并将RBFNN的逼近误差和外部未知动态干扰视为集总扰动, 设计扩张状态观测器(ESO)对其进行在线估计, 以ESO的模型辨识误差和跟踪误差为决策变量设计RBFNN的权值调整策略以抑制神经网络的黑盒问题; 在此基础上, 基于动态面控制和Lyapunov稳定理论为四旋翼飞行器飞行运动系统设计鲁棒自适应抗干扰姿态跟踪控制器, 并构造辅助系统抑制动态面控制中滤波误差对闭环系统性能的影响。结果表明: 本文设计的姿态跟踪控制器在不确定性和动态干扰的综合影响下能够保证四旋翼飞行器精确跟踪期望姿态角, 且具有很好的鲁棒性和稳定性。

**关键词:** 四旋翼飞行器; 动态面控制; 神经网络; 扩张状态观测器; 干扰抑制

**中图分类号:** V275.1; V249.1

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.07

## Adaptive robust anti-disturbance attitude control for quadrotors

LI Tongshuai, CHEN Longsheng, PENG Yun, SHI Tongxin, JIN Feiyu

(School of Aeronautics and Astronautics, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

**Abstract:** The high-performance attitude controller can effectively suppress comprehensive effects caused by uncertainties and external dynamic disturbances, and ensure that the quadrotor can safely and reliably fly to complete the designated mission. Therefore, nonlinear uncertainties of quadrotor flight systems are approximated by a radial basis function neural network (RBFNN) quadrotor, and an extended state observer (ESO) is designed to estimate lumped disturbances caused by RBFNN approximation errors and external disturbances. The black box problem of RBFNN is solved by using a model identification error and a tracking error as decision variables. Then, an adaptive robust anti-disturbance attitude tracking controller is designed for quadrotor flight systems based on dynamic surface control and Lyapunov stability theory, and an auxiliary system is constructed to suppress the effect of filtering error on the closed-loop system performance. The results show that the quadrotor designed in this paper can precisely track the desired attitude angles, and the proposed controller has strong robustness and stability in the presence of uncertainties and disturbances.

**Key words:** quadrotor; dynamic surface control; neural network; extended state observer; disturbance suppression

收稿日期: 2023-05-25; 修回日期: 2023-11-23

基金项目: 国家自然科学基金(61963029); 江西省自然科学基金(20224BAB202027, 20232ACB202007)

通信作者: 陈龙胜(1983-), 男, 博士, 副教授。E-mail: lschen2008@163.com

引用格式: 李统帅, 陈龙胜, 彭云, 等. 四旋翼飞行器鲁棒自适应抗干扰姿态控制[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 54-63.

LI Tongshuai, CHEN Longsheng, PENG Yun, et al. Adaptive robust anti-disturbance attitude control for quadrotors[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 54-63. (in Chinese)

## 0 引言

四旋翼飞行器具有垂直起降、飞行灵活、体积小、成本低等特点,可广泛应用于军事和民用领域<sup>[1]</sup>。高性能的姿态控制器是保证四旋翼飞行器安全可靠飞行和完成既定任务的关键。然而,四旋翼飞行器是一个具有六自由度和多个输入的欠驱动系统,其具有复杂非线性、高度不确定性、多变量和干扰敏感的特性<sup>[2]</sup>。四旋翼飞行器系统的不确定性和外部动态干扰会使闭环系统的稳定性降低,控制精度难以满足预期目标。

针对四旋翼飞行器飞行运动系统的姿态控制问题目前已提出多种控制策略,如 PID 控制<sup>[3]</sup>、LQR 控制<sup>[4]</sup>、动态逆控制<sup>[5]</sup>、滑模控制<sup>[6]</sup>等,其中, PID 和 LQR 控制虽然算法简单,但难以满足干扰敏感和非平衡点稳定的需求,控制效果欠佳。动态逆控制的控制效果高度依赖于四旋翼飞行器的数学模型,对模型参数的不确定性适应能力较差。滑模控制虽然可以通过增大切换增益抑制不确定性和外部干扰对闭环系统性能的影响,但会引起系统的抖振问题。因此,为了抑制不确定性和外部动态干扰对四旋翼飞行器飞行运动系统的稳定性和控制精度的影响,需要一种能够有效抑制不确定性和外部干扰的控制方法。

神经网络(Neural Network, NN)已被公认为是处理非线性系统不确定性和提升系统鲁棒性最为有效的工具之一<sup>[7-9]</sup>。反推法的递推设计思想使得控制器的设计十分规范,且在改善系统稳定性方面表现出较大的优势,使其成为处理复杂非线性系统控制问题最为有效的手段之一<sup>[10-11]</sup>。目前,已有研究者将反推法和 NN 相结合,设计四旋翼飞行器的姿态跟踪控制策略以提升系统的稳定性和鲁棒性<sup>[12]</sup>。但以上研究没有考虑 NN 的黑盒问题<sup>[13]</sup>、NN 逼近误差和外部时变动态干扰的问题,NN 逼近的准确性、透明性和可解释性在控制的设计框架中没有体现。为进一步提升系统的稳定性、鲁棒性和控制精度,在四旋翼飞行器的控制设计中这些问题需进一步研究。

物理意义明确的干扰观测器技术可以充分利用动态信息提升系统的抗干扰能力,引起了研究者的广泛关注<sup>[14]</sup>。常见的针对非线性系统的观测器设计方法有非线性干扰观测器和扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)等。对非线性

干扰观测器而言,ESO 不会引入高频噪声,且对系统模型的依赖程度低<sup>[15]</sup>。Dou L Q 等<sup>[16]</sup>将 ESO 和反推法相结合设计控制器,以提升无人直升机在阵风等外部动态干扰下的抗干扰能力;针对四旋翼飞行器的飞行运动,Lotufo 等<sup>[17]</sup>采用 ESO 估计四旋翼飞行器受到的外部扰动,以增强所设计控制器的干扰抑制能力。然而,反推法存在传统的“计算膨胀”问题<sup>[18]</sup>。沈智鹏等<sup>[19]</sup>通过引入一阶低通滤波器,即动态面控制(Dynamic Surface Control, DSC)来解决反推法的“计算膨胀”问题,并为具有输入时滞和饱和的四旋翼飞行器飞行运动系统设计控制策略。DSC 技术引入一阶低通滤波器解决了反推法的“计算膨胀”问题,但不可避免地会引入滤波误差,潜在的滤波可能会降低系统的控制精度。

鉴于上述分析可知,目前基于 NN、ESO 和 DSC 技术的四旋翼飞行器飞行控制问题已有相关的研究,但 DSC 的滤波误差和神经网络的黑盒问题没有得到有效解决,NN 和 ESO 逼近的准确性、透明性和可解释性不佳。为此,本文基于径向基神经网络(Radial Basis Function Neural Network, RBFNN)和 ESO,针对不确定性和外部动态干扰的四旋翼飞行器设计一种鲁棒自适应抗干扰姿态控制器。利用 RBFNN 在线估计四旋翼飞行器飞行运动中的非线性不确定性,基于 RBFNN 的输出设计 ESO 在线估计系统的集总扰动;以 ESO 的模型辨识误差和系统跟踪误差为决策变量设计神经网络的权值更新策略,以提升 NN 逼近的准确性、透明性和可解释性;设计辅助系统抑制 DSC 引起的滤波误差,并基于 DSC 技术为四旋翼飞行器设计鲁棒自适应控制器;基于理论分析和仿真实验对所设计的控制器的可行性和有效性进行验证。

## 1 四旋翼飞行器的姿态数学模型

本文研究的对象为 X 型四旋翼飞行器。假设飞行器是刚体,结构对称且其质心与几何中心重合,如图 1 所示。以飞行器起飞点支架中心为原点建立地面坐标系  $O_G X_G Y_G Z_G$ ,以飞行器机体几何中心为原点建立机体坐标系  $O_b X_b Y_b Z_b$ 。其中,  $\phi$ 、 $\theta$  和  $\psi$  分别表示滚转角、俯仰角和偏航角,  $\omega_i$  为

第  $i$  个旋翼的转速,  $i = 1, 2, 3, 4$ 。

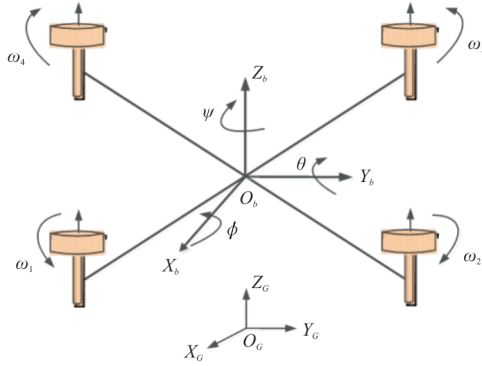


图 1 四旋翼飞行器结构图

Fig. 1 Structure diagram of quadrotors

根据牛顿-欧拉方程,将四旋翼飞行器飞行运动姿态系统<sup>[20]</sup>描述为如下形式:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \ddot{\theta} = \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \ddot{\psi} = \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \dot{\theta} \dot{\phi} + \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $J_x$ 、 $J_y$  和  $J_z$  分别为飞行器绕机体轴  $O_b X_b$ 、 $O_b Y_b$  和  $O_b Z_b$  的转动惯量;  $\tau_\phi$ 、 $\tau_\theta$  和  $\tau_\psi$  分别为飞行器所受到的滚转、俯仰和偏航力矩,其具体形式为

$$\begin{cases} \tau_\phi = C_m (\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) b \\ \tau_\theta = C_m (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) b \\ \tau_\psi = C_n (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $C_m$ 、 $C_n$  和  $b$  分别为升力系数、反扭矩系数和旋转子与飞行器质心之间的距离。

为便于后续的控制设计和分析,定义  $x_1 = [x_{11}, x_{12}, x_{13}]^T = [\phi, \theta, \psi]^T$ ,  $x_2 = [x_{21}, x_{22}, x_{23}]^T = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$ ,  $u = [\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]^T$  分别为系统的状态和输入向量。考虑到四旋翼飞行器飞行运动的不确定性和阵风等动态干扰的影响,可将式(1)进一步描述为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = F(x_1, x_2) + \Delta F(x_1, x_2) + G(x_1, x_2)u + d(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\Delta F(x_1, x_2)$  为系统的不确定性和未建模动态,  $\Delta F(x_1, x_2) = [\Delta F_1, \Delta F_2, \Delta F_3]^T$ ;  $d(t)$  为未知的外部动态干扰,  $d(t) = [d_1(t), d_2(t), d_3(t)]^T$ 。

非线性函数  $F(x_1, x_2)$  和  $G(x_1, x_2)$  具体形式为

$$F(x_1, x_2) = \begin{bmatrix} (J_y - J_z) x_{22} x_{23} / J_x \\ (J_z - J_x) x_{21} x_{23} / J_y \\ (J_x - J_y) x_{21} x_{22} / J_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$G(x_1, x_2) = \text{diag} [1/J_x, 1/J_y, 1/J_z] \quad (5)$$

控制目标: 基于 RBFNN 与 ESO 为四旋翼飞行器设计鲁棒自适应抗干扰姿态控制器以实现其在系统不确定性和外部动态干扰的综合影响下可精确跟踪期望姿态,且闭环系统所有信号一致有界。

为便于控制器设计,给出以下假设与引理。

假设 1: 四旋翼飞行器的期望姿态角  $y_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$  已知且连续有界。

假设 2: 外部干扰  $d_i(t)$  及其导数有界,即存在未知正常数  $\bar{d}_i$  使得  $|\dot{d}_i(t)| \leq \bar{d}_i$ ,  $i = 1, 2, 3$ 。

引理 1: RBFNN 可在线逼近任意的光滑非线性函数<sup>[21-22]</sup>  $f(X): R^q \rightarrow R$ , 如式(6)所示。

$$f(X) = W^{*T} \Phi(X) + \epsilon(X) \quad (\forall X \in \Omega_X) \quad (6)$$

式中:  $X$  为 RBFNN 的输入向量,  $X = [X_1, \dots, X_q]^T$ ,  $X \in R^q$ ;  $\Phi(\cdot): R^q \rightarrow R^p$  为径向基函数;  $W^*$  为理想的神经网络权值,  $W^* \in R^p$ ,  $p$  为隐含层节点个数;  $\epsilon(X)$  为 RBFNN 的逼近误差。

$$\Phi_j(X) = \exp\left(-\frac{\|X - c_j\|^2}{2a_j^2}\right) \quad (7)$$

式中:  $c_j$  为隐含层第  $j$  个神经元高斯基函数中心点的坐标向量;  $a_j$  为隐含层第  $j$  个神经元高斯基函数的宽度,  $j = 1, 2, \dots, p$ 。

在  $\Phi(X)$  内存在理想神经网络权值  $W^*$  的估计值  $\hat{W}$  使得  $\epsilon(X)$  最小,且理想的神经网络权值  $W^*$ 、 $\Phi(X)$  和逼近误差  $\epsilon(X)$  均有界。

## 2 姿态控制设计及稳定性分析

### 2.1 鲁棒自适应抗干扰控制器设计

针对四旋翼飞行器飞行运动中不确定性和外部动态干扰,进行 RBFNN 和 ESO 的耦合设计,在此基础上,基于反推法设计四旋翼飞行器飞行运动的姿态控制器。

考虑式(3)所描述的四旋翼飞行器飞行运动姿态系统,并为系统定义如下的跟踪误差:

$$\begin{cases} z_1 = x_1 - y_d \\ z_2 = x_2 - \bar{\alpha}_1 \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\bar{\alpha}_1$ 为式(9)描述的一阶滤波器的输出滤波信号。

$$\begin{cases} \dot{\bar{\alpha}}_1 = -\pi(\bar{\alpha}_1 - \alpha_1) \\ \bar{\alpha}_1(0) = \alpha_1(0) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\alpha_1$ 为反推法设计中所需设计的虚拟控制律; $\pi$ 为滤波器时间常数。

式(9)引入的低通滤波器与反推法相结合即为DSC技术,其可避免对虚拟控制律 $\alpha_1$ 求导,消除反推法的“计算膨胀”问题,但会给闭环系统引入额外的滤波误差 $\bar{\alpha}_1 - \alpha_1$ ,潜在的滤波误差可能会降低系统的控制精度。

为抑制DSC的滤波误差 $\bar{\alpha}_1 - \alpha_1$ 对四旋翼飞行器飞行运动闭环系统控制性能及精度的影响,构造如下的辅助系统来补偿滤波误差。

$$\begin{cases} \dot{\zeta}_1 = -\kappa_1 \zeta_1 + \zeta_2 + (\bar{\alpha}_1 - \alpha_1) \\ \dot{\zeta}_2 = -\kappa_2 \zeta_2 - \zeta_1 \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\kappa_1, \kappa_2$ 为待设计参数, $\kappa_1 = \kappa_1^\top, \kappa_2 = \kappa_2^\top$ ;  $\zeta_1$ 和 $\zeta_2$ 为辅助系统的状态向量。

根据式(10)的辅助系统状态向量定义如下的补偿误差信号:

$$\begin{cases} \chi_1 = z_1 - \zeta_1 \\ \chi_2 = z_2 - \zeta_2 \end{cases} \quad (11)$$

对式(11)中 $\chi_1$ 关于时间 $t$ 求导并结合式(8)和(10)可得:

$$\begin{aligned} \dot{\chi}_1 &= \dot{z}_1 - \dot{\zeta}_1 = \dot{x}_1 - \dot{y}_d - \dot{\zeta}_1 \\ &= F(x_1, x_2) + \hat{W}^\top \Phi(x_1, x_2) + G(x_1, x_2)u + \hat{D} - \Gamma_x \tilde{x}_2 \\ &\quad - \dot{\zeta}_1 \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $\Gamma_x, \Gamma_D$ 为待设计参数, $\Gamma_x = \Gamma_x^\top$ 和 $\Gamma_D = \Gamma_D^\top$ ;  $\hat{W}$ 为 $W^*$ 的估计值, $\hat{W} = [\hat{W}_1, \hat{W}_2, \hat{W}_3]^\top$ ;  $\hat{D}$ 为 $D$ 的估计值, $\hat{D} = [\hat{D}_1, \hat{D}_2, \hat{D}_3]^\top$ ;  $\hat{x}_2$ 为 $x_2$ 的估计值; $\tilde{x}_2$ 为ESO的模型辨识误差向量, $\tilde{x}_2 = \hat{x}_2 - x_2 = [\tilde{x}_{21}, \tilde{x}_{22}, \tilde{x}_{23}]^\top$ 。

本文所设计的ESO不仅能有效估计和补偿复合扰动 $D$ 以提升四旋翼飞行器飞行运动系统的稳定性和控制精度,其模型辨识误差向量 $\tilde{x}_2$ 还可以表征RBFNN和ESO逼近/估计的精度。

对式(11)中的 $\chi_2$ 关于时间 $t$ 求导并结合式

$$\kappa_1 \zeta_1 + \chi_2 + \alpha_1 - \dot{y}_d \quad (12)$$

由式(12)设计虚拟控制律 $\alpha_1$ 为

$$\alpha_1 = -\kappa_1 z_1 + \dot{y}_d \quad (13)$$

将式(11)和(13)代入式(12)可得:

$$\dot{\chi}_1 = -\kappa_1 z_1 + \kappa_1 \zeta_1 + \chi_2 = -\kappa_1 \chi_1 + \chi_2 \quad (14)$$

对形如式(3)所描述的非线性系统,式(13)所设计的虚拟控制律为DSC的标准虚拟控制律。根据式(14)易知本文构造的辅助系统(式(10))消除了DSC不可避免的滤波误差问题。

在所设计的式(13)虚拟控制律的基础上,可进一步为四旋翼飞行器飞行运动设计姿态跟踪控制器。为抑制系统不确定性对闭环系统控制性能带来的不利影响,采用RBFNN对四旋翼飞行器飞行运动中的不确定性 $\Delta F(x_1, x_2)$ 进行在线逼近。

$$\Delta F(x_1, x_2) = W^{*\top} \Phi(x_1, x_2) + \epsilon \quad (15)$$

式中: $W^*$ 为理想神经网络权值; $\epsilon$ 为RBFNN的逼近误差, $\epsilon = [\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3]^\top$ 。

于是,式(3)可进一步描述为

$$\dot{x}_2 = F(x_1, x_2) + W^{*\top} \Phi(x_1, x_2) + G(x_1, x_2)u + D \quad (16)$$

式中: $D$ 为系统的复合干扰, $D = [D_1, D_2, D_3]^\top = \epsilon + d(t)$ 。

根据假设2和RBFNN的特性可知存在未知正常数 $\bar{D}$ 使得 $|\dot{D}_i| \leq \bar{D}, i = 1, 2, 3$ 。

复合干扰 $D$ 会影响四旋翼飞行器飞行运动闭环系统的稳定性和控制精度,甚至可能会导致系统不稳定。因此,为进一步抑制复合干扰 $D$ 对闭环系统所带来的不利影响,本文设计如下ESO对复合扰动 $D$ 进行在线估计。

(8)、式(10)和式(16)可得:

$$\begin{aligned} \dot{\chi}_2 &= \dot{z}_2 - \dot{\zeta}_2 = F(x_1, x_2) + W^{*\top} \Phi(x_1, x_2) + G(x_1, x_2)u + \\ &\quad D - \dot{\alpha}_1 - \dot{\zeta}_2 = F(x_1, x_2) + W^{*\top} \Phi(x_1, x_2) + \\ &\quad G(x_1, x_2)u + D - \dot{\alpha}_1 + \kappa_2 \zeta_2 + \zeta_1 \end{aligned} \quad (18)$$

由式(18)为四旋翼飞行器姿态系统设计如下控制律:

$$\begin{aligned} u &= -G^{-1}(x_1, x_2) [F(x_1, x_2) + \hat{W}^\top \Phi(x_1, x_2) + \\ &\quad \hat{D} - \dot{\alpha}_1 + \kappa_2 z_2 + z_1] \end{aligned} \quad (19)$$

RBFNN权值调整策略设计为



$$\dot{\tilde{W}} = \mathbf{A} \left[ \Phi(x_1, x_2) (\chi_2 + \beta \tilde{x}_2)^T - \sigma \tilde{W} \right] \quad (20)$$

式中:  $\mathbf{A}$  为待设计参数,  $\mathbf{A} = \mathbf{A}^T$ ;  $\sigma$  为待设计常数,  $\sigma > 0$ ;  $\beta$  为待设计的权重因子,  $\beta > 0$ 。

与传统的 RBFNN 权值调整策略仅以四旋翼飞行器姿态跟踪误差向量为决策变量的设计不同, 式(20)所设计的基于 RBFNN 的权值调整策略是由式(8)所定义的四旋翼飞行器姿态跟踪误差向量、式(10)所定义辅助系统状态向量和式(17)所定义的 ESO 模型辨识误差向量  $\tilde{x}_2$  共同决定。当权重因子  $\beta$  足够大时, RBFNN 的权值调整主要受 ESO 模型辨识误差  $\tilde{x}_2$  的影响; 反之, 则主要受四旋翼飞行器姿态跟踪误差向量和辅助系统状态向量的影响。式(20)所设计的 RBFNN 权值调整策略可以直观地反映 RBFNN 和 ESO 的逼近/估计能力, 有效提升神经网络的可解释性和透明性。

将式(19)代入式(18)可得:

$$\dot{\chi}_2 = -\kappa_2 \chi_2 - \chi_1 + \tilde{W}^T \Phi(x_1, x_2) - \tilde{D} \quad (21)$$

式中:  $\tilde{W} = \hat{W} - W^*$ ;  $\tilde{D} = \hat{D} - D = [\tilde{D}_1, \tilde{D}_2, \tilde{D}_3]^T$ 。

上述四旋翼飞行器飞行运动姿态跟踪控制设计的结构图如图 2 所示。

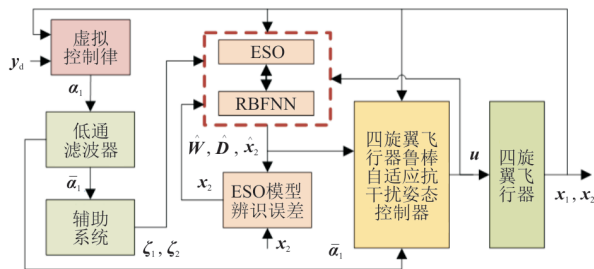


图 2 四旋翼飞行器飞行运动姿态跟踪控制结构图

Fig. 2 Attitude system control structure of quadrotor

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \chi_1^T \dot{\chi}_1 + \chi_2^T \dot{\chi}_2 + \tilde{W}^T \mathbf{A}^{-1} \dot{\tilde{W}} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 (\dot{\gamma}_i^T P_i \gamma_i + \gamma_i^T P_i \dot{\gamma}_i) = -\chi_1^T \kappa_1 \chi_1 - \chi_2^T \kappa_2 \chi_2 - \chi_2^T \tilde{W}^T \Phi(x_1, x_2) - \\ & \chi_2^T \tilde{D} + \tilde{W}^T \mathbf{A}^{-1} \dot{\tilde{W}} - \sum_{i=1}^3 \frac{\eta_{Di}}{2} \gamma_i^T \mathbf{Q} \gamma_i + \sum_{i=1}^3 [\gamma_i^T P_i B \tilde{W}_i^T \Phi(x_1, x_2)] - \sum_{i=1}^3 \left( \frac{1}{\eta_{Di}} \gamma_i^T P_i C \dot{D}_i \right) \end{aligned} \quad (26)$$

根据式(20)可得:

$$\begin{aligned} \tilde{W}^T \mathbf{A}^{-1} \dot{\tilde{W}} = & \tilde{W}^T \Phi(x_1, x_2) \chi_2 + \tilde{W}^T \Phi(x_1, x_2) \\ & \beta \tilde{x}_2 - \sigma \tilde{W}^T \tilde{W} - \sigma \tilde{W}^T W^* \end{aligned} \quad (27)$$

## 2.2 闭环系统稳定性分析

为严格证明式(19)所设计的四旋翼飞行器飞行运动姿态跟踪控制器的可行性, 进一步根据 Lyapunov 稳定理论进行闭环系统的稳定性分析。

对  $\tilde{x}_2$  和  $\tilde{D}$  关于时间  $t$  进行求导可得:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_2 = \tilde{W}^T \Phi(x_1, x_2) + \tilde{D} - \Gamma_x \tilde{x}_2 \\ \dot{\tilde{D}} = -\Gamma_D \tilde{x}_2 - \dot{D} \end{cases} \quad (22)$$

定义  $\gamma_{1i} = \tilde{x}_{2i}$ ,  $\gamma_{2i} = \tilde{D}_i / \eta_{Di}$ ,  $\gamma_i = [\gamma_{1i}, \gamma_{2i}]^T$ ,  $i = 1, 2, 3$ , 其中  $\eta_{Di} > 0$  为待设计的常数。则式(22)可以描述为

$$\dot{\gamma}_i = \begin{bmatrix} \dot{\gamma}_{1i} \\ \dot{\gamma}_{2i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\tilde{x}}_{2i} \\ \dot{\tilde{D}}_i / \eta_{Di} \end{bmatrix} = \eta_{Di} \mathbf{A}_i \begin{bmatrix} \tilde{x}_{2i} \\ \tilde{D}_i / \eta_{Di} \end{bmatrix} + B \tilde{W}_i^T \Phi(x_1, x_2) - C \frac{\dot{D}_i}{\eta_{Di}} \quad (23)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}_i = \begin{bmatrix} -\frac{\Gamma_{xi}}{\eta_{Di}} & 1 \\ -\frac{\Gamma_{Di}}{\eta_{Di}^2} & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}; \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}。$$

若选取  $\Gamma_{xi} = 2\kappa_{3i}\eta_{Di}$ ,  $\Gamma_{Di} = \kappa_{3i}^2\eta_{Di}^2$ ,  $\kappa_{3i} > 0$ ,  $i = 1, 2, 3$ , 则  $\mathbf{A}_i$  是 Hurwitz 矩阵。于是, 对任意正定矩阵  $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T$ , 存在实对称矩阵  $\mathbf{P}_i = \mathbf{P}_i^T$  使得:

$$\mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i + \mathbf{P}_i \mathbf{A}_i = -\mathbf{Q} \quad (24)$$

为四旋翼飞行器姿态控制系统选取如下 Lyapunov 函数证明所设计的鲁棒自适应抗干扰姿态控制器的稳定性:

$$V = \frac{1}{2} \left( \chi_1^T \chi_1 + \chi_2^T \chi_2 + \tilde{W}^T \mathbf{A}^{-1} \tilde{W} + \sum_{i=1}^3 \gamma_i^T P_i \gamma_i \right) \quad (25)$$

对  $V$  关于时间  $t$  求导并结合式(14)、式(21)、式(23)和式(24)可得:

$$\begin{aligned} \text{根据杨氏不等式并结合式(23)可得:} \\ \tilde{W}^T \Phi(x_1, x_2) \beta \tilde{x}_2 \leq \frac{\beta}{2} M_1^2 \tilde{W}^T \tilde{W} + \frac{\beta}{2} \sum_{i=1}^3 \gamma_i^T \gamma_i \end{aligned} \quad (28)$$

$$-\sigma \tilde{W}^T \tilde{W} - \sigma \tilde{W}^T W^* \leq -\frac{\sigma}{2} \tilde{W}^T \tilde{W} + \frac{\sigma}{2} \|W^*\| \quad (29)$$

$$-\chi_2^T \tilde{D} \leq \frac{1}{2} \chi_2^T \chi_2 + \frac{1}{2} \tilde{D}^T \tilde{D} \leq \frac{1}{2} \chi_2^T \chi_2 + \frac{\eta_1^2}{2} \sum_{i=1}^3 \gamma_i^T \gamma_i \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^3 \gamma_i^T P_i B \tilde{W}_i^T \Phi(x_1, x_2) \leq & \\ & \frac{1}{2} M_2^2 \tilde{W}^T \tilde{W} + \sum_{i=1}^3 \left( \frac{1}{2} \gamma_i^T \gamma_i \right) - \\ & \sum_{i=1}^3 \frac{1}{\eta_{Di}} \gamma_i^T P_i C \tilde{D}_i \leq \frac{1}{2} M_3^2 \tilde{D}^2 + \sum_{i=1}^3 \left( \frac{1}{2} \gamma_i^T \gamma_i \right) \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{cases} M_1 = \max \|\Phi(x_1, x_2)\| \\ M_2 = \max \|P_i\| \|B\| \|\Phi(x_1, x_2)\| \quad (i=1, 2, 3) \\ M_3 = \max \|P_i\| \|C\| / \eta_{Di} \end{cases} \quad (32)$$

将式(27),式(28),式(29),式(30),式(31)和(32)代入式(26)可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -\lambda_{\min}(\kappa_1) \chi_1^T \chi_1 - \left[ \lambda_{\min}(\kappa_2) - \frac{1}{2} \right] \chi_2^T \chi_2 - \\ & \sum_{i=1}^3 \varpi \gamma_i^T P_i \gamma_i - \vartheta \tilde{W}^T \Lambda^{-1} \tilde{W} + \frac{\sigma}{2} \|W^*\| + \\ & \frac{1}{2} M_3^2 \tilde{D}^2 \leq -\nu V + \delta \end{aligned} \quad (33)$$

其中,  $\nu = \min [2\lambda_{\min}(\kappa_1), 2\lambda_{\min}(\kappa_2) - 1, 2\varpi, 2\vartheta]$ ,

$$\varpi = \left( \frac{\eta_2 \lambda_{\min}(Q) - \eta_1^2 - 1 - \beta}{2\lambda_{\max}(P_i)} \right) > 0,$$

$$\vartheta = \left( \frac{\sigma - \beta M_1^2 - M_2^2}{2\lambda_{\max}(\Lambda^{-1})} \right) > 0, \eta_1 = \max(\eta_{Di}),$$

$$\eta_2 = \min(\eta_{Di}), \delta = \frac{\sigma}{2} \|W^*\| + \frac{1}{2} M_3^2 \tilde{D}^2.$$

式(33)两边同时乘以  $e^{\nu t}$  并在  $[0, t]$  上积分可得:

$$0 \leq V \leq \frac{\delta}{\nu} + \left[ V(0) - \frac{\delta}{\nu} \right] e^{-\nu t} \quad (34)$$

由式(34)易得:

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow \infty} V(t) = \frac{\delta}{\nu} \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \|\chi_1\| = \frac{2\delta}{\nu} \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \|\chi_2\| = \frac{2\delta}{\nu} \end{cases} \quad (35)$$

根据式(34)和式(35)可知,在所设计的姿态跟踪控制器的作用下,四旋翼飞行器飞行运动闭环姿态系统所有信号最终一致有界。

### 3 仿真试验

本文基于 MATLAB/Simulink 平台开展仿真实验以验证所提出的四旋翼飞行器鲁棒自适应抗干扰姿态控制器的有效性。四旋翼飞行器的基本结构和气动参数如表 1 所示。

表 1 四旋翼飞行器基本参数  
Table 1 The model parameters of quadrotor

参数	数值
质量 $G/\text{kg}$	1.3
旋转子与质心距离 $b/\text{m}$	0.26
升力系数 $C_m/[\text{N} \cdot (\text{min} \cdot \text{r}^{-1})^2]$	$8.13 \times 10^{-5}$
反扭矩系数 $C_n/[\text{N} \cdot \text{m} \cdot (\text{min} \cdot \text{r}^{-1})^2]$	$3.8 \times 10^{-6}$
转动惯量 $J_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$1.70 \times 10^{-2}$
转动惯量 $J_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$1.70 \times 10^{-2}$
转动惯量 $J_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$3.17 \times 10^{-2}$

为验证在不确定性和外部动态干扰下本文设计的鲁棒自适应抗干扰控制器的有效性,仿真时,假设系统的不确定性和外部干扰分别为

$$\begin{cases} \Delta F(x_1, x_2) = \begin{bmatrix} 0.02 \sin \phi \\ 0.02 \sin \theta \\ 0.02 \sin \psi \end{bmatrix} \\ d(t) = \begin{bmatrix} 0.5 \cos(1.26t + 45^\circ) \\ 0.3 \sin(1.2t + 30^\circ) \\ 0.2 \cos(1.5t + 60^\circ) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (36)$$

四旋翼飞行器期望的姿态角选取为

$$y_d = \begin{bmatrix} \phi_d \\ \theta_d \\ \psi_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5 \sin(0.6t) \\ 4 \sin(0.3t) \\ 3 \sin(0.4t) \end{bmatrix} \quad (37)$$

四旋翼飞行器的姿态角和角速率的初始值为  $x_1(0) = [0, 0, 0]^T$ ,  $x_2(0) = [0, 0, 0]^T$ 。RBFNN 的隐含层节点数为  $7 \times 7 \times 7$ , 高斯基函数中心点的坐标向量  $c$  和高斯基函数的宽度  $a_j$  分别为

$$\begin{cases} c = \begin{bmatrix} -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3 \\ -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3 \\ -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3 \end{bmatrix} \\ a_j = 0.2 \quad (j=1, 2, \dots, 7) \end{cases} \quad (38)$$

在满足式(33)的参数约束调节下,仿真时控制器具体参数选取为  $\kappa_1 = \text{diag}[100, 100, 108]$ ,  $\kappa_2 = \text{diag}[5, 5, 5]$ ,  $\Gamma_x = \text{diag}[1, 1, 1]$ ,  $\Gamma_D = \text{diag}[100, 100, 100]$ ,  $\pi = \text{diag}[1, 1, 1]$ ,  $\Lambda = \text{diag}[5, 5, 5]$ ,  $\sigma = 2$ ,  $\eta_{D1} = 1$ ,  $\eta_{D2} = 2$ ,  $\eta_{D3} = 4$ ,  $\kappa_{31} = 4$ ,  $\kappa_{32} = 2$ ,  $\kappa_{33} = 1$ ,  $\beta = 0.2$ ,  $Q = \text{diag}[2, 2]$ 。根据式(24)可以计算出:

$$\begin{cases} P_1 = \begin{bmatrix} 2.125 & -1 \\ -1 & 0.6328 \end{bmatrix} \\ P_2 = \begin{bmatrix} 1.25 & -1 \\ -1 & 1.3125 \end{bmatrix} \\ P_3 = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ -1 & -2 \end{bmatrix} \end{cases}$$

仿真时,将传统的 NN 控制器和本文所设计的 NN+ESO 控制器进行对比,分析说明所设计的 NN+ESO 控制器的有效性。仿真结果如图 3~图 10 所示。

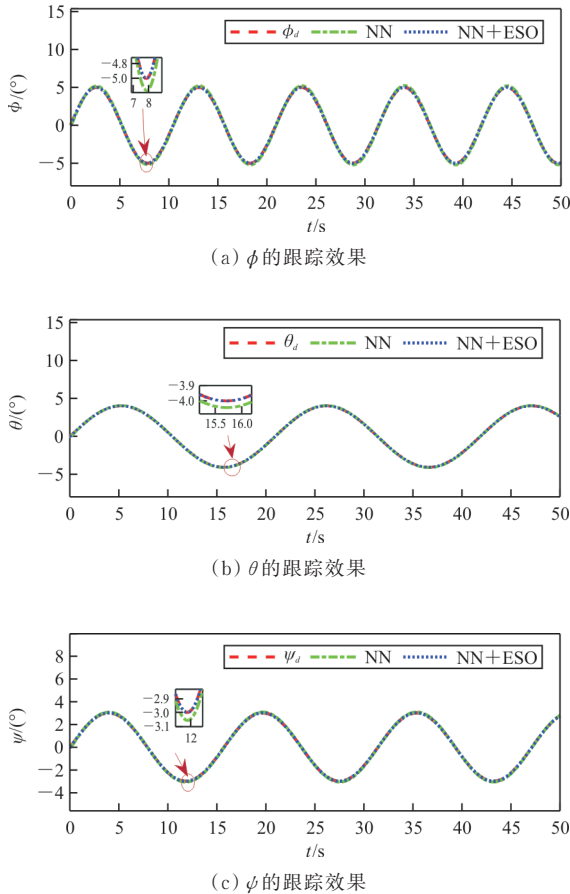


图 3 姿态角  $\phi, \theta, \psi$  的跟踪效果  
Fig. 3 The tracking performance of  $\phi, \theta$  and  $\psi$

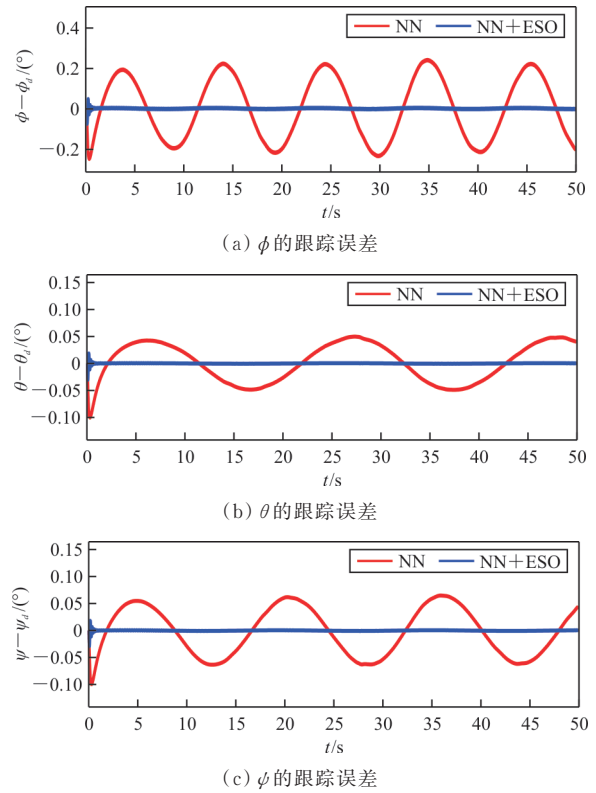


图 4 姿态角  $\phi, \theta, \psi$  的跟踪误差  
Fig. 4 The tracking errors of  $\phi, \theta$  and  $\psi$

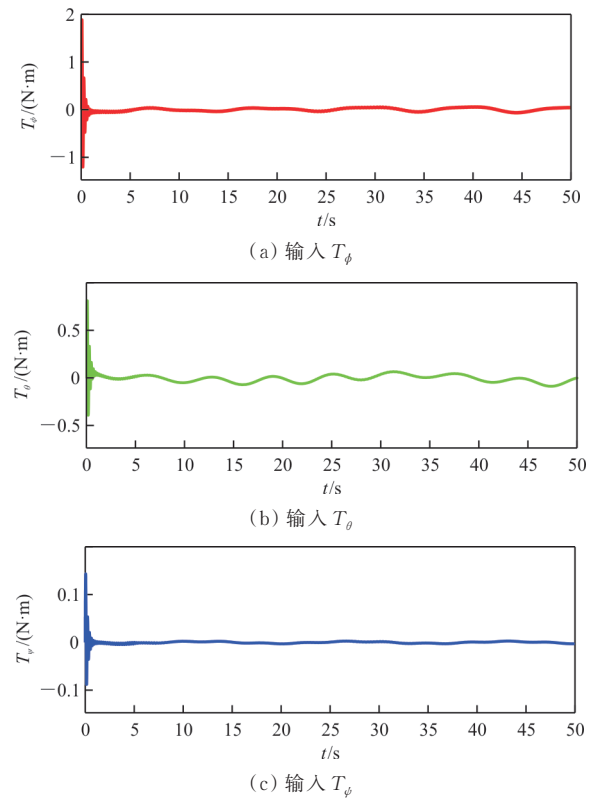
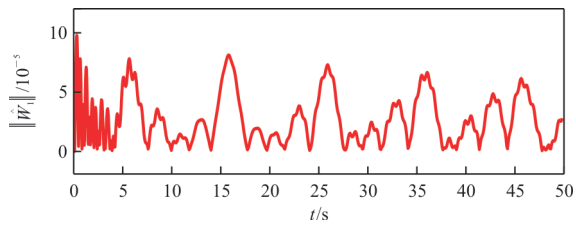
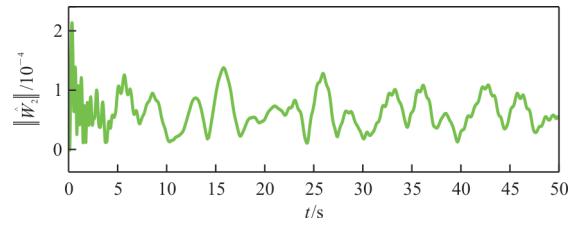


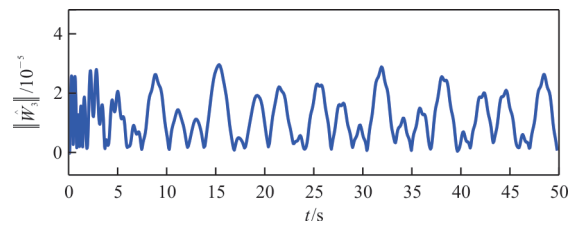
图 5 控制输入  
Fig. 5 Control Input



(a) 范数  $\|\hat{W}_1\|$

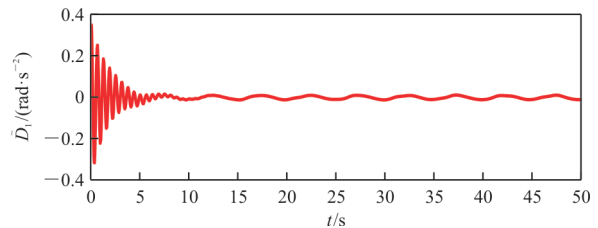


(b) 范数  $\|\hat{W}_2\|$

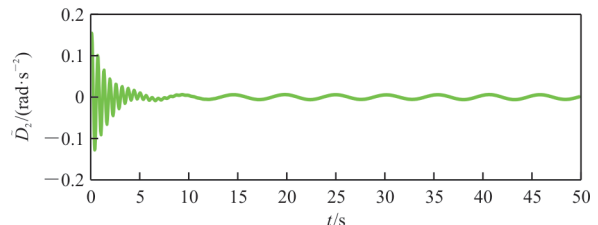


(c) 范数  $\|\hat{W}_3\|$

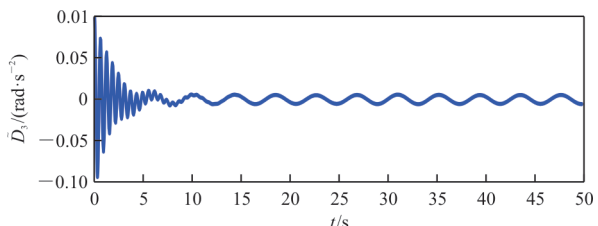
图 6 NN 权值范数  
Fig. 6 NN weight norm



(a) 误差  $\hat{D}_1$

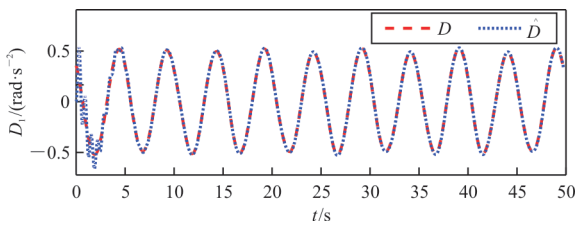


(b) 误差  $\hat{D}_2$

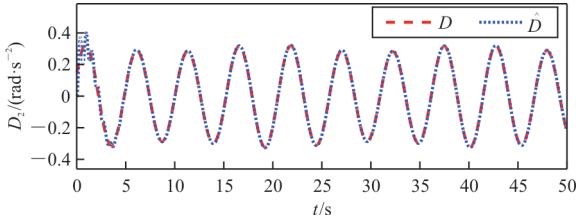


(c) 误差  $\hat{D}_3$

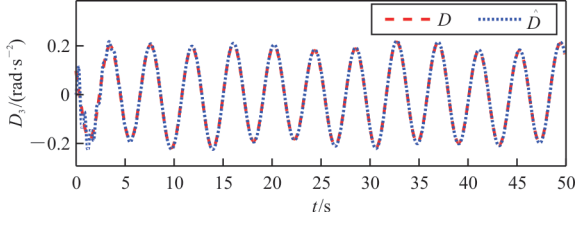
图 8 ESO 估计误差  
Fig. 8 The estimate errors of ESO



(a) 估计值  $D_1$

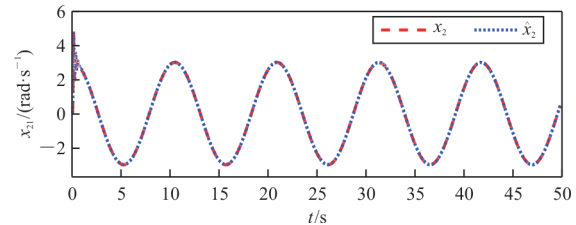


(b) 估计值  $D_2$

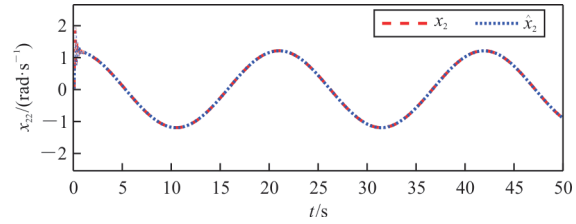


(c) 估计值  $D_3$

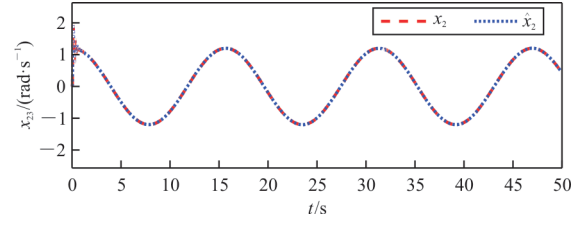
图 7 ESO 估计效果  
Fig. 7 The estimate performance of ESO



(a) 估计值  $x_{21}$



(b) 估计值  $x_{22}$



(c) 估计值  $x_{23}$

图 9  $x_2$  的估计效果  
Fig. 9 The estimate performance of  $x_2$



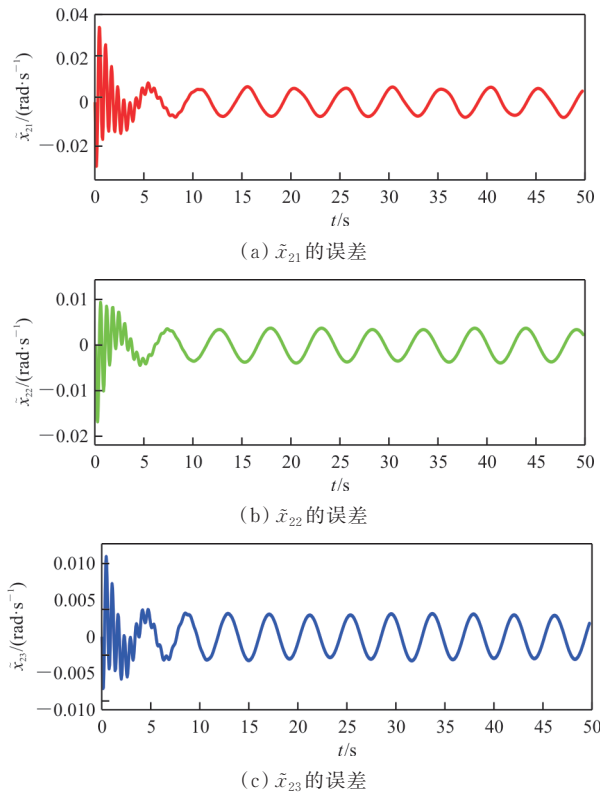


图 10 ESO 的模型辨识误差

Fig. 10 The model identification error of ESO

从图 3 可以看出:在两种控制器作用下四旋翼飞行器均能较好地跟踪期望姿态角;从图 4 可以看出:与传统 NN 控制器相比,在本文所设计的 NN+ESO 控制器的作用下,四旋翼飞行器姿态跟踪误差的收敛速度更快,稳态误差更小;从图 5 可以看出:本文所设计的 NN+ESO 控制器输出信号变化较为平缓,便于工程实现;从图 6 可以看出:神经网络的权值信号是收敛且有界的;从图 7~图 8 可以看出:本文所设计的 ESO 可以很好地逼近系统的复合扰动;从图 9~图 10 可以看出:RBFNN 和 ESO 的逼近和估计效果好。

## 4 结 论

1) RBFNN 和 ESO 的耦合设计,可以有效抑制四旋翼飞行器飞行运动中模型不确定性和外界动态干扰对四旋翼飞行器飞行运动闭环姿态系统稳定性的影响。

2) 改进传统的仅以跟踪误差为决策变量,设计 RBFNN 的权值调整策略的不足,在神经网络的权值更新策略的设计中引入模型辨识误差提升了 NN 逼近的准确性、透明性和可解释性。

3) 为 DSC 设计辅助系统并将其引入四旋翼飞行器姿态控制器设计之中,有效抑制了 DSC 的滤波误差对系统控制精度的影响。

4) 基于 Lyapunov 的理论分析和实验仿真验证了本文设计的四旋翼飞行器鲁棒自适应抗干扰姿态控制器的可行性和有效性。

## 参 考 文 献

- [1] BITHAS P S, NIKOLAIDIS V, KANATAS A G, et al. UAV-to-ground communications: channel modeling and UAV selection [J]. IEEE Transactions on Communications, 2020, 68(8): 5135-5144.
- [2] 邵士凯, 王姝, 赵渊洁. 四旋翼无人机固定时间姿态输出反馈控制[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(4): 1502-1509. SHAO Shikai, WANG Shu, ZHAO Yuanjie. Fixed time attitude output feedback control for quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(4): 1502-1509. (in Chinese)
- [3] KARTAL Y, KOLARIC P, LOPEZ V, et al. Backstepping approach for design of PID controller with guaranteed performance for micro-air UAV [J]. Control Theory and Technology, 2020, 18: 19-33.
- [4] 李一波, 陈超, 张晓林. 改进 LQR 技术的飞翼式无人机控制算法研究[J]. 控制工程, 2014, 21(5): 628-633. LI Yibo, CHEN Chao, ZHANG Xiaolin. Research on control algorithm for flying wing UAV based on improved LQR technology [J]. Control Engineering of China, 2014, 21(5): 628-633. (in Chinese)
- [5] 陈志翔, 高钦和. 不确定非仿射系统的引入动态逆的自抗扰控制器设计[J]. 控制理论与应用, 2020, 37(11): 2365-2382. CHEN Zhixiang, GAO Qinhe. Active disturbance rejection controller for uncertain nonaffine systems by dynamic inversion [J]. Control Theory & Applications, 2020, 37(11): 2365-2382. (in Chinese)
- [6] WANG J, HAN L, DONG X, et al. Distributed sliding mode control for time-varying formation tracking of multi-UAV system with a dynamic leader[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111: 106549.
- [7] LIU K, WANG R, WANG X, et al. Anti-saturation adaptive finite-time neural network based fault-tolerant tracking control for a quadrotor UAV with external disturbances[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 115: 1-23.
- [8] 杨成顺, 杨忠, 葛乐, 等. 基于 RBFNN 和反馈递推的新型多旋翼飞行器控制[J]. 应用科学学报, 2014, 32(3): 301-310. YANG Chengshun, YANG Zhong, GE Le, et al. Control of a new type multi-rotor aircraft with RBFNN and backstepping [J]. Journal of Applied Sciences Electronics and Information Engineering, 2014, 32(3): 301-310. (in Chinese)

- [9] DIERKS T, JAGANNATHAN S. Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2009, 21(1): 50-66.
- [10] WANG H, LI N, WANG Y, et al. Backstepping sliding mode trajectory tracking via extended state observer for quadrotors with wind disturbance[J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2021, 19(10): 3273-3284.
- [11] ZHU B, CHEN M, LI T. Prescribed performance-based tracking control for quadrotor UAV under input delays and input saturations[J]. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2022, 44(10): 2049-2062.
- [12] 魏青铜, 陈谋, 吴庆宪. 输入饱和与姿态受限的四旋翼无人机反步姿态控制[J]. *控制理论与应用*, 2015, 32(10): 1361-1369.  
WEI Qingtong, CHEN Mou, WU Qingxian. Backstepping-based attitude control for a quadrotor UAV with input saturation and attitude constraints[J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(10): 1361-1369. (in Chinese)
- [13] TONG N, HE S, LIN X, et al. RBFNN-based adaptive crowbar protection scheme designed for the doubly fed induction generator in large-scale wind farms[J]. *IEEE Transactions on Electrical and Electronic Engineering*, 2015, 10(6): 644-652.
- [14] 于靖, 陈谋, 姜长生. 基于干扰观测器的非线性不确定系统自适应滑模控制[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(8): 993-999.  
YU Jing, CHEN Mou, JIANG Changsheng. Adaptive sliding mode control for nonlinear uncertain systems based on disturbance observer[J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(8): 993-999. (in Chinese)
- [15] 吴琛, 苏剑波. 四旋翼飞行器的轨迹跟踪抗干扰控制[J]. *控制理论与应用*, 2016, 33(11): 1422-1430.  
WU Chen, SU Jianbo. Trajectory tracking of quadrotor based on disturbance rejection control[J]. *Control Theory & Applications*, 2016, 33(11): 1422-1430. (in Chinese)
- [16] DOU L Q, LU F. Trajectory tracking control for underactuated quadrotor UAV based on ESO and backstepping[J]. *Journal of Tianjin University*, 2017, 50(5): 500-506.
- [17] LOTUFO M A, COLANGELO L, NOVARA C. Control design for UAV quadrotors via embedded model control[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2020, 28(5): 1741-1756.
- [18] HUANG Z, BAI W, LI T, et al. Adaptive reinforcement learning optimal tracking control for strict-feedback nonlinear systems with prescribed performance [J]. *Information Sciences*, 2023, 621: 407-423.
- [19] 沈智鹏, 曹晓明. 输入受限四旋翼飞行器的模糊自适应动态面轨迹跟踪控制[J]. *控制与决策*, 2019, 34(7): 1401-1408.  
SHEN Zhipeng, CAO Xiaoming. Fuzzy adaptive dynamic surface trajectory tracking control for quadrotor UAV with input constraints [J]. *Control and Decision*, 2019, 34(7): 1401-1408. (in Chinese)
- [20] 张广昱, 袁昌盛. 基于自抗扰理论的小型四旋翼飞行器姿态控制[J]. *航空工程进展*, 2014, 5(3): 338-342.  
ZHANG Guangyu, YUAN Changsheng. Attitude control of small quad-rotor based on active disturbance rejection control theory[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2014, 5(3): 338-342. (in Chinese)
- [21] 陈龙胜, 杨辉. 多约束纯反馈非线性系统鲁棒自适应抗干扰控制[J]. *中国科学: 信息科学*, 2021, 51(4): 633-647.  
CHEN Longsheng, YANG Hui. Adaptive robust anti-disturbance control for pure feedback nonlinear systems with multiple constraints [J]. *Scientia Sinica Informationis*, 2021, 51(4): 633-647. (in Chinese)
- [22] 石童昕, 陈龙胜, 李统帅, 等. 基于智能体的电力系统分布式自适应抗干扰控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2024, 50(5): 1685-1692.  
SHI Tongxin, CHEN Longsheng, LI Tongshuai, et al. Distributed adaptive anti-disturbance control for power systems based on multi-agents[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2024, 50(5): 1685-1692. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-064-11

# GAW-1 两段翼开缝气动特性的影响分析

张智昊<sup>1</sup>, 郝礼书<sup>1</sup>, 高永卫<sup>1</sup>, 吕文豪<sup>1,2</sup>

(1. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

(2. 西北工业大学 无人系统研究院, 西安 710072)

**摘要:** 翼型开缝是一种利用缝道射流改善翼型失速特性的被动流动控制技术, 具有结构简单、易实现的特点。采用CFD方法对GAW-1两段翼进行开缝研究, 探究缝道参数对多段翼型气动特性的影响。设计9种缝道构型, 给出直线、曲线和导流片三大类缝道构型间的几何联系, 并提出一种曲边梯形缝道构型, 分析导流片缝道构型对翼型气动特性的影响。结果表明: 缝道位置是影响抑制翼型失速发展的关键因素, 曲边梯形缝道构型的最佳缝道位置是13.5%*c*, 该缝道抑制失速的能力最强, 翼型失速迎角推迟7°, 最大升力系数提高19.5%, 达到3.89; 导流片缝道构型不仅能减弱缝道在小迎角情况下对气动特性的破坏, 还能减缓失速的发展, 改善翼型的失速特性。

**关键词:** 翼型开缝; 多段翼型; 流动控制; 数值模拟; 导流片

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.08

## Investigation on the influence of aerodynamic characteristics of GAW-1 two-element airfoil with slot

ZHANG Zhihao<sup>1</sup>, HAO Lishu<sup>1</sup>, GAO Yongwei<sup>1</sup>, LYU Wenhao<sup>1,2</sup>

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** As a passive flow control technology, airfoil slotting has the characteristics of simple structure and high efficiency in improving stall. CFD method is used to study the slotting of GAW-1 two-element airfoil to explore the influence of slot parameters on the aerodynamic characteristics of multi-element airfoil. Nine kinds of slot configurations are designed, and the geometric relations among three types of slot configurations, namely straight line, curve and deflector, are given, and a curved trapezoidal slot configuration is proposed. The influence of the deflector slot configuration on the aerodynamic characteristics of the airfoil is studied. The results show that the slot position is the key factor to restrain the stall development of airfoil, and the optimal slot position of curved trapezoidal slot configuration is 13.5%*c*. The slot has the strongest ability to restrain stall, the stall angle of attack of airfoil is delayed by 7°, and the maximum lift coefficient is increased by 19.5%, reaching 3.89. The deflector slot configuration can not only weaken the damage of the slot to the aerodynamic characteristics at a small angle of attack, but also slow down the stall development and improve the stall characteristics of the airfoil.

**Key words:** airfoil slotting; multi-element airfoil; flow control; numerical simulation; deflector

收稿日期: 2023-10-17; 修回日期: 2023-11-05

基金项目: 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室基金(D5150240010)

通信作者: 郝礼书(1980-), 男, 博士, 副教授。E-mail: haolishu@nwpu.edu.cn

引用格式: 张智昊, 郝礼书, 高永卫, 等. GAW-1 两段翼开缝气动特性的影响分析[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 64-74.

ZHANG Zhihao, HAO Lishu, GAO Yongwei, et al. Investigation on the influence of aerodynamic characteristics of GAW-1 two-element airfoil with slot[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 64-74. (in Chinese)

## 0 引言

多段翼能有效延缓分离涡的形成、湍流分离以及促进边界层附着的特性已经得到了广泛研究和证明<sup>[1]</sup>,亦被称之为高升力翼型。目前,针对多段翼的流动控制方式有格尼襟翼<sup>[2]</sup>、涡流发生器<sup>[3]</sup>、扰流板<sup>[4]</sup>、翼型开缝<sup>[5]</sup>等被动流动控制方法,也有采取柔性前缘<sup>[6]</sup>、协同射流<sup>[7]</sup>、等离子体<sup>[8]</sup>、扫频射流<sup>[9]</sup>等主动流动控制方法。

翼型开缝作为一种常见的被动流动控制技术,具有成本低、操作简单等特点,不需要额外消耗能量。翼型开缝技术已广泛应用于翼型<sup>[10]</sup>、多段翼型<sup>[11-13]</sup>、叶栅<sup>[14]</sup>、桨叶<sup>[15]</sup>等方面。目前,关于翼型开缝的研究多集中于单段翼,也有研究者针对多段翼型开缝进行了研究,主要体现在前缘缝翼开缝<sup>[11]</sup>、主翼开缝<sup>[13]</sup>、后缘襟翼开缝和缝道调整<sup>[12]</sup>等。

前缘缝翼及开缝可以改善缝翼附近流动,缓解缝翼与下游翼段气流的相互作用,提高最大升力系数。刘中元等<sup>[11]</sup>使用L1T2三段翼模型,通过研究前缘缝翼的开缝位置及角度,发现开缝后的翼型最大升力系数和失速迎角分别提高5%和3°;邓一菊等<sup>[16]</sup>对三段翼的前缘缝翼内壁面进行修型,改变了缝道内的流态,修形后的新构型气动特性进一步提高。

除了针对缝翼开缝,在主翼上开缝同样可以很好地增加气流的附着性,在大迎角情况下能延缓流动分离。Khormi等<sup>[17]</sup>使用NACA0012翼型进行开多缝道研究,在基准翼型上直接开四条曲线缝道,新构型的翼型失速迎角提高了3°,最大升力系数由1.10增加到1.27,提高了15%,同时也发现缝道的存在会破坏小迎角下的气动特性;Kuya等<sup>[13]</sup>在三段翼的主翼上开了两条曲线缝道,研究发现开缝后的失速迎角达到34°,最大升力系数达到4,提高了33%;Maki等<sup>[18]</sup>针对NACA4409翼型直接进行开曲线缝研究,形成五段翼,最大升力系数达到2.53,提高了100%,并将五段构型机翼在小型飞行器上进行了风洞试验验证。

主翼与襟翼之间的缝隙对翼型气动性能和流场结构也有一定影响。因此,在襟翼上开缝或针对主翼、襟翼间隙进行调整也是多段翼开缝研究的重点。Ortiz-Melendez等<sup>[19]</sup>对基于S204自然层流翼型的两段翼进行研究,襟翼开缝形成的偏转小片,有一定的增升作用;刘宇航等<sup>[12]</sup>使用NA-

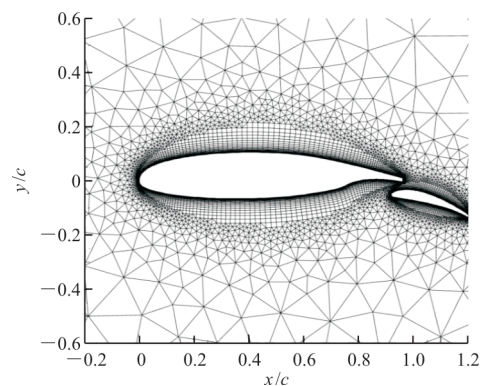
CA0012原始翼型设计了一种导流式翼缝,研究发现其在一定攻角范围内能有效控制分离,最大升力系数提升1.76%,失速攻角增大2°;朱海天等<sup>[20]</sup>设计了一种导叶翼缝,可以有效延缓流动分离,改善流场结构,该翼缝明显优于弯曲翼缝。

目前,国内外关于多段翼型开缝的研究相对较少,在主翼上开缝取得的控制效果明显优于前缘缝翼和后缘襟翼上开缝。另外,关于多段翼开缝后的缝道参数变化对气动特性影响方面的研究非常有限。因此,本文针对GAW-1两段翼构型,在主翼上进行开缝研究,探究缝道形状和位置变化对多段翼气动特性的影响,以为后续多段翼开缝的研究提供参考。

## 1 数值方法与几何模型

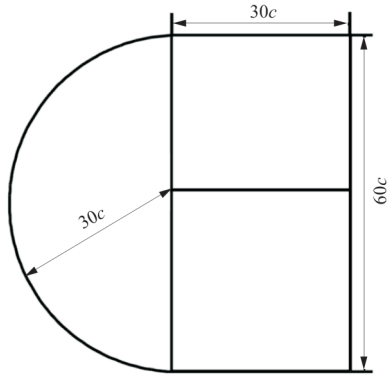
### 1.1 数值算例验证

本文选择常见的GAW-1两段翼模型对数值方法进行验证,同时将该两段翼型视为后续开缝研究的基础构型。计算条件为: $Ma=0.15$ , $c=0.5842\text{ m}$ , $Re=6\times 10^6$ ,湍流模型使用SST  $k-\omega$ 。模型壁面附近区域的网格如图1(a)所示,其中壁面附近为结构化网格,其余为三角形非结构化网格,总网格数约为 $5\times 10^4$ ;计算域拓扑结构如图1(b)所示,计算域由半圆形的上游区与长方形的下游区组成,圆半径为 $30c$ ,长方形的长为 $30c$ ,高为 $60c$ 。数值模拟结果与风洞试验数据<sup>[21]</sup>的对比如图2所示,可以看出:升力系数在线性段数值模拟与试验数据完全吻合,失速迎角附近差异也很小,阻力系数在小迎角时数值结果与试验数据基本吻合。因此,本文采用的网格生成技术及N-S方程组可以用于后续多段翼型的开缝研究。



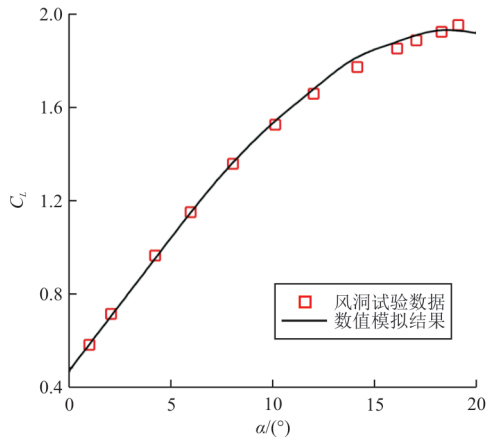
(a) 壁面附近网格



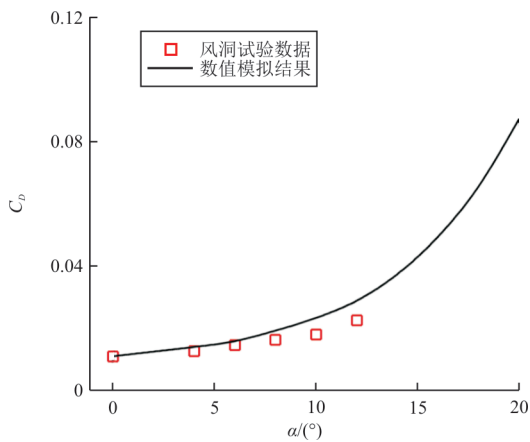


(b) 计算域拓扑结构

图 1 壁面附近网格和计算域拓扑结构  
Fig. 1 Grid near the airfoil wall and topology of computational domain



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图 2 GAW-1 两段翼型升力及阻力特性的验证  
Fig. 2 Verification of lift and drag characteristics of GAW-1 two-element airfoil

## 1.2 缝道构型

参考单段翼开缝常见的直线缝道形式<sup>[22]</sup>,并将缝道出口布置于分离点前<sup>[23]</sup>,在 GAW-1 两段翼上设计出直线缝道,具体参数如下:缝道出口和入口中心点分别位于约  $13.5\%c$  和  $6\%c$  的位置,缝道宽度为  $5\%c$ ,缝道中心线与弦长夹角为  $55^\circ$ ,将该构型命名为 S1。后续针对 S1 缝道进行一系列的调整或修形,其中包括形状和位置调整,最终形成直线、曲线和导流片三大类,共计 9 种缝道构型,如表 1 所示。

表 1 9 种缝道构型的几何变化关系  
Table 1 Geometric variation relationship of nine kinds of slot configurations

序号	名称	几何特征关系
1	S1	直线倾斜缝道
2	S2	在 S1 基础上进行偏折处理,生成偏折缝道 S2
3	S3	在 S1 基础上针对缝道出入口进行倒圆角处理,生成倒圆角后的直线缝道 S3
4	S4	在 S2 基础上针对缝道内壁面进行曲线修形,生成曲线缝道 S4
5	S5	针对曲线缝道 S4 进行“梯形”化处理,入口宽度为 $8\%c$ ,生成曲边梯形缝道 S5
6	S6	在 S5 基础上将缝道后移至 $32\%c$ 处并进行适当调整,生成缝道 S6
7	S7	在 S5 基础上将缝道前移至 $10.5\%c$ 处并进行适当调整,生成缝道 S7
8	S8	在 S7 基础上对缝道左侧壁面进行修形设计,生成缝道 S8
9	DS	在 S8 基础上对缝道出口处进行导流片设计,生成导流片缝道 DS

为了增加缝道射流对上翼面分离涡的抑制能力,将直线缝道 S1 进行偏折处理,形成偏折缝道 S2,如图 3 所示。

由于曲线缝道对失速流动的控制效果明显优于直线缝道<sup>[23]</sup>,因此本文针对直线缝道 S1、偏折缝道 S2 进行局部倒圆角和缝道壁面曲线化处理,分别形成曲线缝道构型 S3 及 S4,该曲线缝道构型是缝道宽度几乎不变的等距曲线缝道,然后借鉴“梯形”的思想将曲线缝道 S4 进行“梯形化”处理,入口宽度增加到  $8\%c$ ,出口中心线位于  $13.5\%c$ ,形成曲边梯形缝道 S5,如图 4 所示。

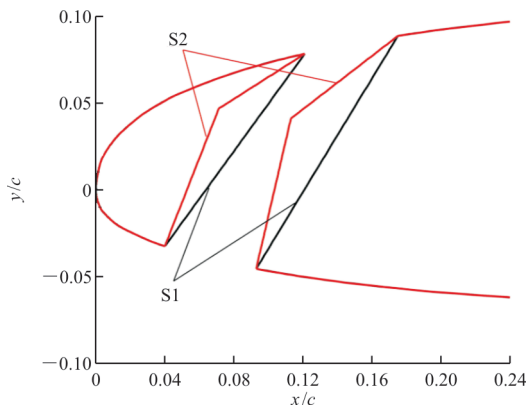


图 3 S1 和 S2 缝道构型图

Fig. 3 Diagram of S1 and S2 slot configurations

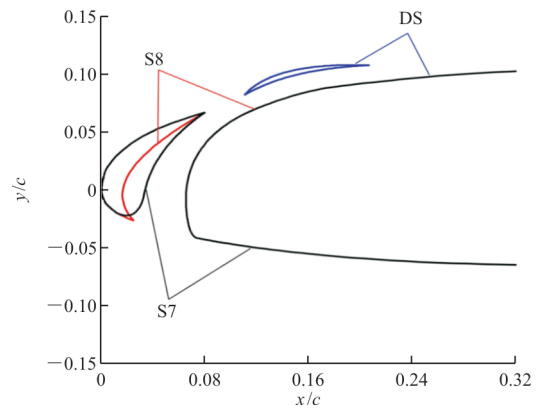


图 6 S7、S8 和 DS 缝道构型图

Fig. 6 Diagram of S7, S8 and DS slot configurations

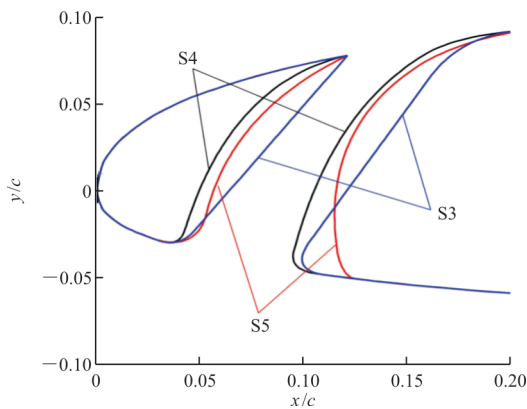


图 4 S3、S4 和 S5 缝道构型图

Fig. 4 Diagram of S3, S4 and S5 slot configurations

为了进一步探究缝道位置的影响,将曲边梯形缝道 S5 沿弦线方向分别移到  $32.0\%c$  和  $10.5\%c$  处,形成 S6 和 S7,如图 5 所示。另外,也尝试了导流片缝道构型<sup>[23]</sup>在多段翼分离流动的控制效果,针对 S7 缝道左侧壁面做修形设计,形成 S8 缝道构型,并进一步开展导流片设计,导流片长度  $0.09c$ ,最大厚度  $0.004c$ ,形成导流片缝道 DS,如图 6 所示。

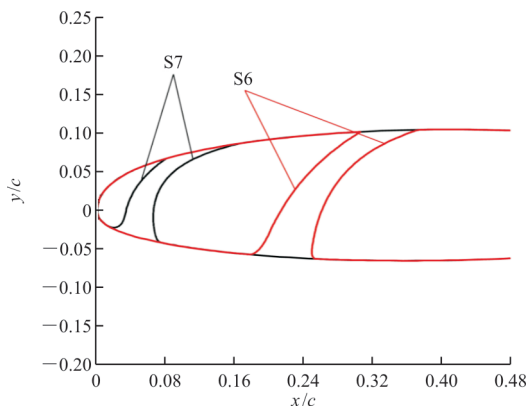


图 5 S6 和 S7 缝道构型图

Fig. 5 Diagram of S6 and S7 slot configurations

## 2 计算结果与分析

### 2.1 基准翼型气动特性分析

本文选用 GAW-1 两段翼构型进行开缝特性研究,计算条件为  $Ma=0.2$ ,  $Re=2 \times 10^6$ ,  $c=0.4528$ 。开缝前后的计算条件保持一致,开缝前的气动数据标记为“Baseline”。开缝前的两段翼型在迎角  $8^\circ$  时升力系数和阻力系数随网格数量变化的曲线图如图 7 所示,可以看出:在网格数量达到  $1.4 \times 10^4$  时阻力系数的值趋于稳定,网格量达到  $4 \times 10^4$  时升力系数的值趋于稳定。基准状态的气动特性分析以及开缝研究将按照  $4 \times 10^4$  网格的策略生成网格。开缝前两段翼型的升力系数、阻力系数随迎角变化的曲线图如图 8 所示,可以看出:失速迎角为  $13^\circ$ ,最大升力系数为 3.25,失速较为和缓,属于“后缘失速”类型,有利于进行开缝控制。

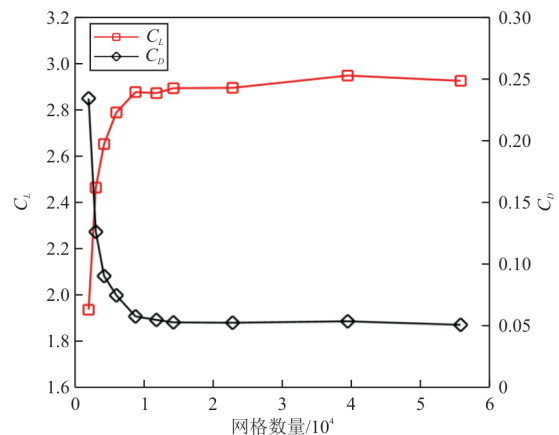


图 7 基准翼型网格无关性验证 ( $\alpha=8^\circ$ )

Fig. 7 Verification of grid independence of baseline airfoil ( $\alpha=8^\circ$ )

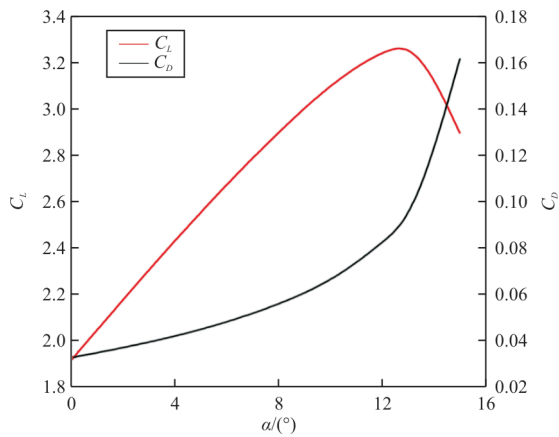
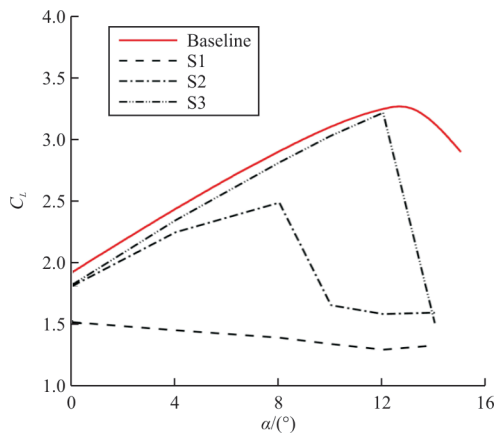


图8 基准翼型的升力系数与阻力系数

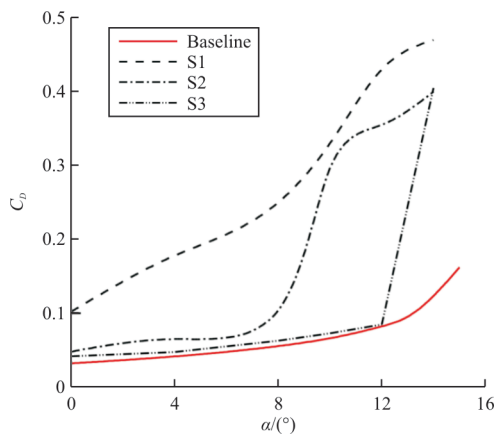
Fig. 8 Lift coefficient and drag coefficient of baseline airfoil

## 2.2 不同缝道形状构型翼型气动特性分析

缝道构型 S1、S2 和 S3 对翼型升力系数和阻力系数的影响曲线如图 9 所示。



(a) 升力系数

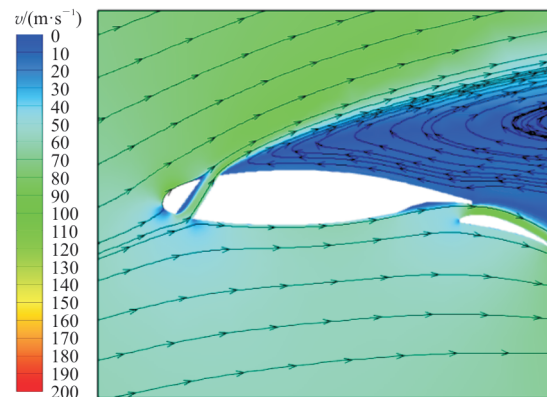


(b) 阻力系数

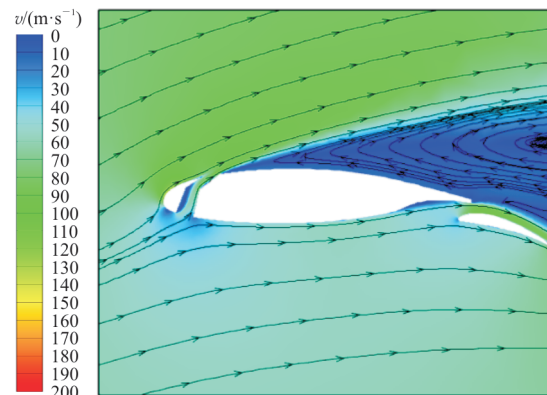
图9 缝道构型 S1、S2 和 S3 的翼型气动特性曲线对比  
Fig. 9 Comparison of aerodynamic characteristic curves of airfoil with S1, S2 and S3 slot configurations

从图 9 可以看出:直线缝道构型 S1 和偏折缝道构型 S2 均严重破坏了基准翼型的气动特性,在直线缝道构型 S1 的缝道口附近经过倒圆角处理后形成的缝道构型 S3 远优于构型 S1 和 S2,小迎角对基准翼型气动特性的破坏显著降低,虽然不能延缓失速,但与基准翼型的最大升力系数差距较小。从阻力系数曲线来看,三种缝道构型都会显著增加阻力。

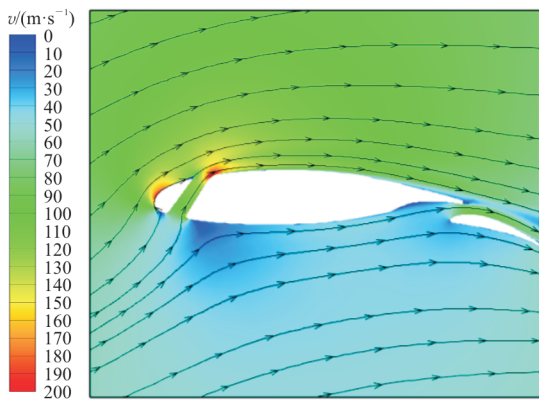
缝道构型 S1、S2 和 S3 在迎角  $12^\circ$  的速度值云图和流线图对比结果如图 10 所示,可以看出:在迎角  $12^\circ$  时,缝道构型 S1 和 S2 均出现了大的分离涡,这也证实了缝道对原流场具有较强的破坏作用;而缝道构型 S3 在  $12^\circ$  迎角时,翼型上表面仍然保持气流附着状态,这说明缝道出入口附近区域倒圆角处理的必要性,更加有利于缝道射流对分离流动的抑制,减小了出口处射流的射流角度。同时注意到,由于偏折缝道构型 S2 有更小的出流角度,增加上翼面流动的附着性,在流线图中直观地反映就是构型 S2 相较于构型 S1 有更小的分离涡。



(a) 构型 S1



(b) 构型 S2

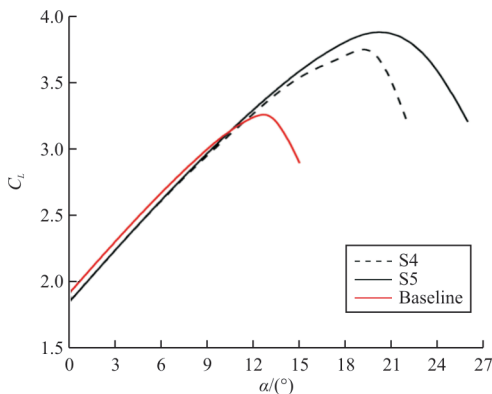


(c) 构型 S3

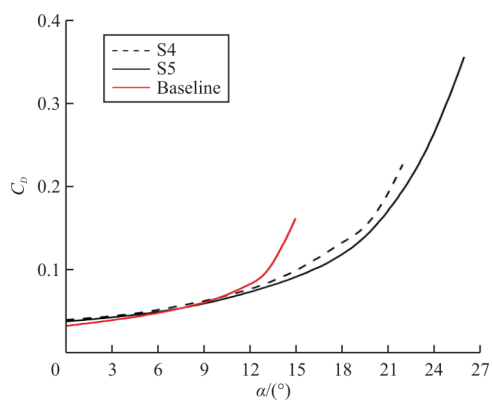
图 10 缝道构型 S1、S2 和 S3 的翼型绕流场对比 ( $\alpha=12^\circ$ )

Fig. 10 Comparison of flow fields in S1, S2 and S3 slot configurations ( $\alpha=12^\circ$ )

曲线缝道构型 S4 和曲边梯形缝道构型 S5 的气动特性曲线对比结果如图 11 所示。



(a) 升力系数

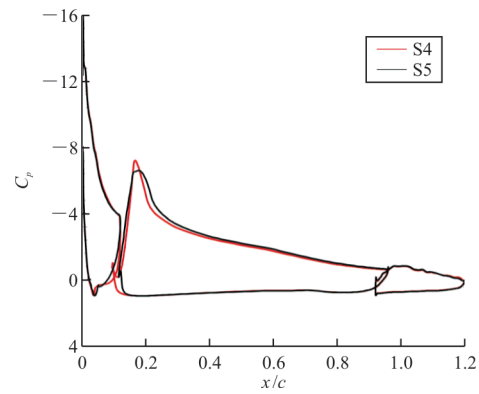


(b) 阻力系数

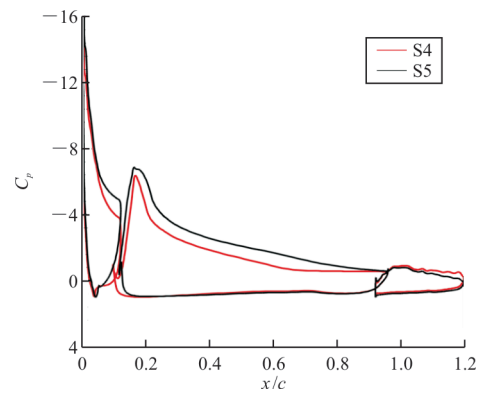
图 11 缝道构型 S4 和 S5 的翼型气动特性曲线对比  
Fig. 11 Comparison of aerodynamic characteristic curves of airfoil with S4 and S5 slot configurations

从图 11 可以看出:基于偏折缝道演变而来的曲线缝道构型 S4 可以明显延缓失速,最大升力系数提高 14.2%,达到 3.71,失速迎角提高  $6^\circ$ ;而曲边梯形缝道构型 S5 最大升力系数提高 19.5%,达到 3.89,失速迎角提高  $7^\circ$ ,失速特性进一步改善。在小迎角下两种构型的阻力系数并没有显著增大,且随着迎角的进一步增加,阻力系数远小于基准翼型。

曲线缝道构型 S4 和曲边梯形缝道构型 S5 在失速前后的压力分布对比结果如图 12 所示。



(a)  $\alpha=18^\circ$



(b)  $\alpha=22^\circ$

图 12 缝道构型 S4 和 S5 在失速前后的压力分布对比  
Fig. 12 Comparison results of pressure distribution between S4 and S5 slot configuration before and after stall

从图 12(a) 可以看出:二者的压力分布很接近,几乎看不出差别;从图 12(b) 可以看出:曲边梯形缝道构型上表面具有更低的压力系数,这表明经过曲边梯形缝道的射流对主翼边界层能够提供更多的动能,有更好的抗逆压梯度的能力。构型 S4 和 S5 在迎角  $22^\circ$  时基于 Q 准则的涡场对比结果



如图 13 所示,可以看出:构型 S5 有更小的涡,说明曲边梯形缝道在控制失速上比曲线缝道更加有效。

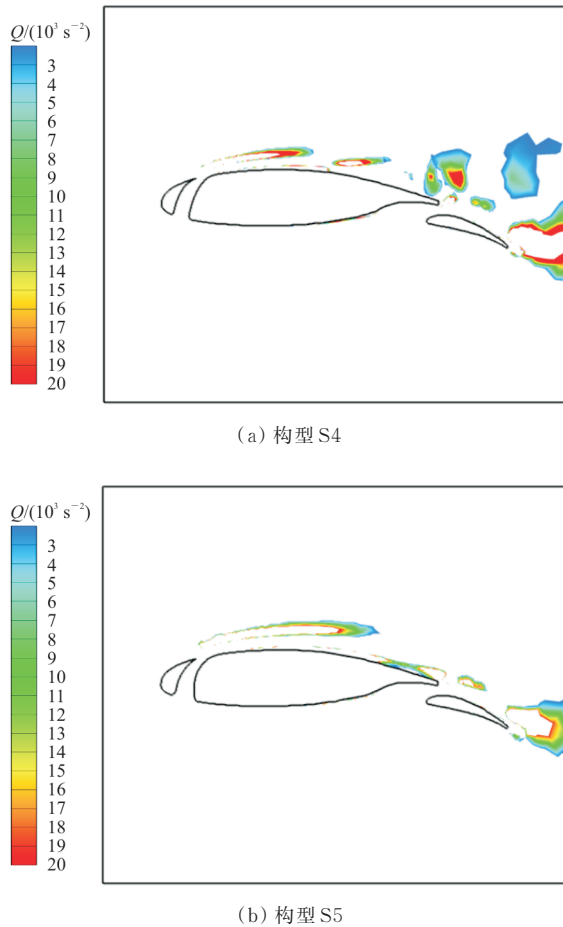


图 13 迎角  $22^\circ$  时缝道构型 S4 和 S5 的翼型涡场  
Fig. 13 Vortex fields of airfoil with S4 and S5 slot configurations ( $\alpha=22^\circ$ )

构型 S5 在不同迎角下的速度云图和流线图对比结果如图 14 所示。

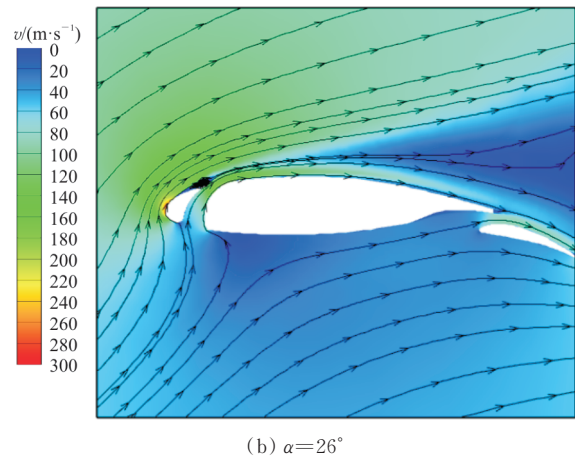
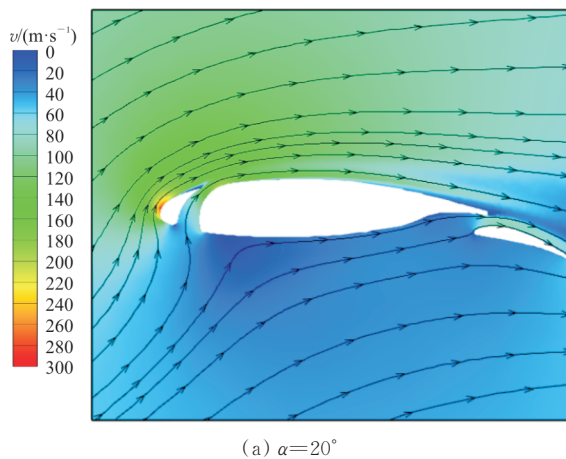
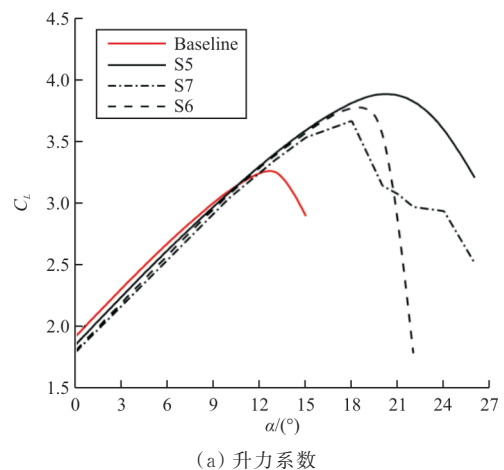


图 14 缝道构型 S5 在不同迎角下翼型绕流场的速度场分布  
Fig. 14 Velocity field distribution of airfoil with S5 slot configuration at different angles of attack

从图 14 可以看出:在  $\alpha$  为  $20^\circ$  和  $26^\circ$  时,缝道构型 S5 的翼型上翼面有近乎相同的速度峰值,但是迎角  $20^\circ$  时的高速区域会更广一些,表面压力则会更小一些,最终的升力系数也会略高一些,这与图 11 的结论是一致的;随着迎角的逐渐增大,射流对流动分离的抑制逐渐减弱,在迎角  $26^\circ$  时,翼型后缘已经出现了明显的分离现象,缝道出口左侧也出现了一个小的分离涡,该构型已无法进一步抑制失速的发展。

### 2.3 不同缝道位置构型翼型气动特性分析

缝道位置位于  $10.5\%c$ 、 $13.5\%c$ 、 $32.0\%c$  时,分别对应曲线缝道构型 S7、S5、S6。构型 S5、S6 和 S7 的升力系数和阻力系数曲线如图 15 所示。



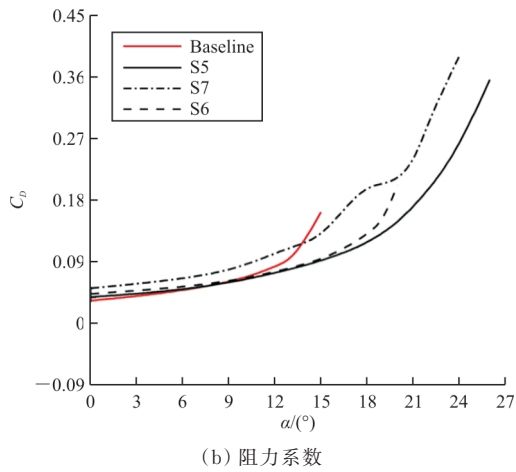
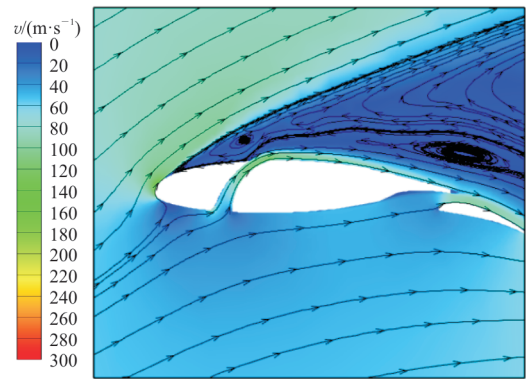


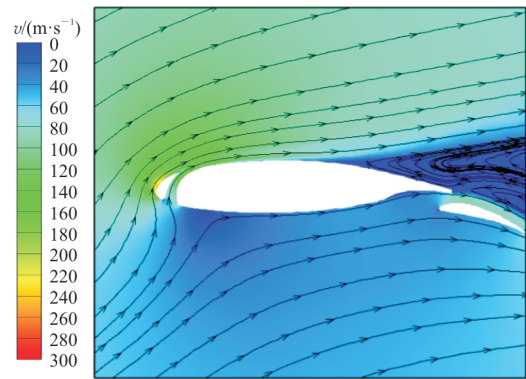
图 15 缝道构型 S5、S6 和 S7 的翼型升力系数和阻力系数曲线  
Fig. 15 Curves of lift and drag coefficient of airfoil with S5, S6 and S7 slot configurations

从图 15 可以看出:构型 S5 有最优的气动特性,其最大升力系数、失速后气动特性以及小迎角情况下对原气动特性的破坏情况都优于构型 S6 和 S7;构型 S6 和 S7 在失速前二者无明显差别,在失速后构型 S7 有更加和缓的失速,而构型 S6 失速则较为剧烈。因此,缝道位置是影响抑制翼型失速发展能力的关键因素之一。

构型 S6 和 S7 失速后的速度云图和流线图对比结果如图 16 所示,可以看出:在  $\alpha = 22^\circ$  时,构型 S6 和 S7 的翼型上翼面均发生流动分离现象,构型 S7 翼型的分离涡更小。这是由于构型 S6 的缝道过于偏后,在大迎角情况下无法抑制前缘附近区域分离涡的发展,该缝道构型不能抑制分离涡的进一步发展。构型 S7 缝道位置更加靠前,射流可以有效地抑制前缘附近分离涡的产生和快速演化,避免了构型 S6 的情况,但构型 S7 的缝道过于靠前,减弱了其对后缘区域分离涡的抑制效果,在  $\alpha = 22^\circ$  时后缘已经出现了较大的分离区。另外,从翼型翼面附近速度分布和最大峰值速度来看,构型 S7 明显优于构型 S6,这与图 15 的结论也是一致的。因此,针对后缘失速的多段翼开缝,仅针对基准翼型分离点选择缝道位置是不全面的,伴随着迎角的增加,前缘附近分离区也会迅速扩大,想要获得更好的控制效果,需要兼顾前缘分离区和后缘分离区的影响。



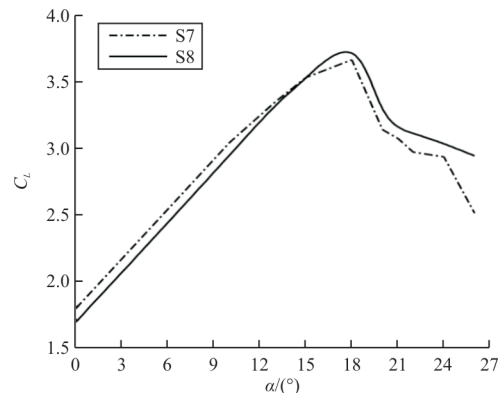
(a) 缝道构型 S6



(b) 缝道构型 S7

图 16 缝道构型 S6 和 S7 的翼型速度场分布 ( $\alpha = 22^\circ$ )  
Fig. 16 Velocity field of airfoil with S6 and S7 slot configurations ( $\alpha = 22^\circ$ )

为了兼顾大迎角条件下前缘附近和后缘区域产生的分离涡,对缝道 S7 左侧壁面进行修形处理,形成缝道构型 S8。缝道 S7 修形前后升力系数和阻力系数的对比结果如图 17 所示,可以看出:缝道修形之后最大升力系数有所增加,失速特性发展也变得更加缓和,在  $\alpha = 26^\circ$  时缝道修形前后翼型升力系数分别为 2.51 和 2.94。



(a) 升力系数

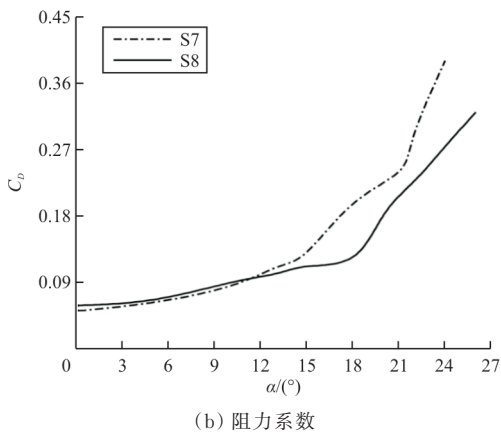


图 17 缝道 S7 修形前后翼型的气动特性对比

Fig. 17 Comparison of aerodynamic characteristics of airfoil with S7 slot before and after modification

## 2.4 导流片缝道构型翼型气动特性分析

为了进一步缓和缝道构型 S8 翼型失速特性的发展,针对缝道进行导流片设计。导流片设计前后翼型的升力系数和阻力系数曲线如图 18 所示。

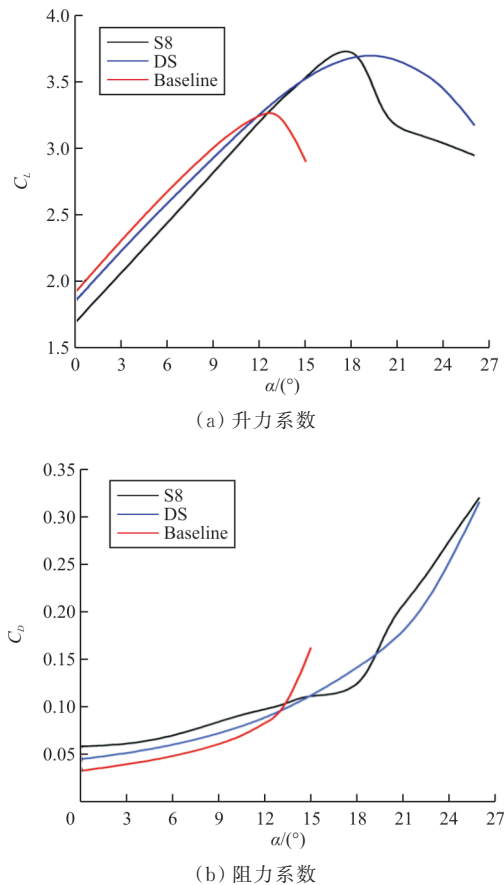


图 18 缝道构型 DS 的翼型升力系数和阻力系数  
Fig. 18 Lift and drag coefficient of airfoil with DS slot configuration

从图 18 可以看出:导流片缝道构型在小迎角情况下有更高的升力系数和更低的阻力系数,这说明导流片可以在一定程度上缓解开缝对原流场的破坏作用,失速之后特性更为和缓,在  $26^\circ$  迎角下升力系数仍然大于 3.2,失速发展非常缓慢,导流片确实起到了良好的失速流动抑制效果。

$\alpha=22^\circ$  时,对缝道构型 S8 进行导流片设计前后的速度值云图和流线图对比结果如图 19 所示,可以看出:导流片显著加强了对后缘分离流动的控制,在  $22^\circ$  迎角时有导流片构型的翼型后缘已经没有分离区。导流片可以近似看作一个小翼型,不但使气流重新附着,还改变了缝道射流的流动方向,进一步加速了气流,在上表面形成了一个较大的低压区,虽然未能提高最大升力系数,但也显著改善了失速后的气动性能,分离流场发展变得更加和缓。 $\alpha=22^\circ$  时构型 DS 和 S8 的涡场对比结果如图 20 所示,可以看出:导流片的存在使分离涡显著减弱。

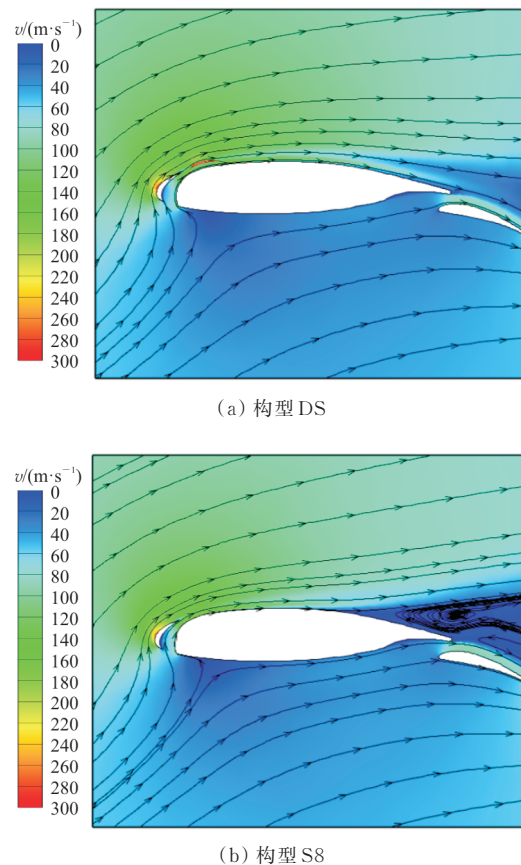


图 19 迎角  $22^\circ$  时缝道构型 S8 和 DS 的翼型速度场分布  
Fig. 19 Velocity field of airfoil with S8 and DS slot configuration ( $\alpha=22^\circ$ )

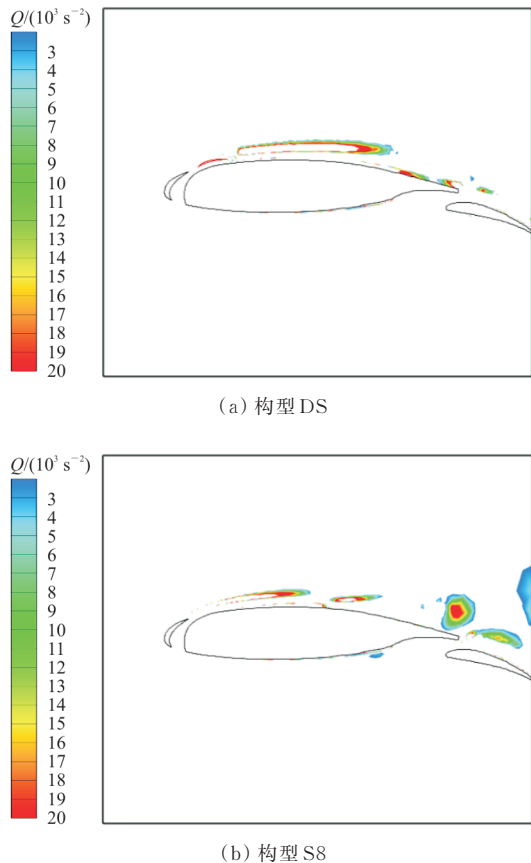


图20 迎角 $22^\circ$ 时缝道构型S8和DS的翼型涡场  
Fig. 20 Vortex fields of airfoil with S8 and DS slot configurations ( $\alpha=22^\circ$ )

### 3 结论

1) 本文提出了一种基于“梯形化”思想的曲边梯形缝道。该缝道构型的翼型最大升力系数达到3.89,提高19.5%,失速迎角增加 $7^\circ$ ,其改善失速的能力远优于直线、偏折及等距曲线缝道构型。

2) 缝道位置是影响抑制翼型失速发展的关键因素之一。缝道出口位置应布置于分离点前,目前最优缝道位置为 $13.5\%c$ 。过于靠前的缝道位置会导致缝道射流无法有效抑制上翼面后缘分离涡的发展,易出现分离涡迅速扩大造成失速的现象。若缝道位置过于靠后,则无法有效影响已扩展到前缘附近区域的分离区。

3) 导流片的使用可以显著提升多段翼的气动特性。在小迎角条件下导流片缝道构型的开缝翼型有更高的升力系数和更低的阻力系数,在大迎角情况下可以显著改善翼型的失速特性,使失速发展更加和缓。

本文针对两段翼进行开缝研究,改善了原有翼型的失速特性,为增升装置设计提供了思路和参考。接下来的研究应着重于缝道可关闭性的实现,考虑巡航和起飞/着陆的应用场景,通过风洞试验验证其可行性和适用性,兼顾工程实际需要,并在机翼/翼型设计之初考虑开缝的分析和探究。

### 参考文献

- [1] DAM C P V. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2): 101-144.
- [2] 于永迪,陈榴,郑哲辉,等. NACA0018翼型锯齿格尼襟翼尾迹特征的Liutex分析[J]. 太阳能学报, 2022, 43(10): 210-217.  
YU Yongdi, CHEN Liu, ZHENG Zhehui, et al. Effect of serrated gurney flap on NACA0018 airfoil wake with Liutex identification method [J]. Acta Energiæ Solaris Sinica, 2022, 43(10): 210-217. (in Chinese)
- [3] 王建,郭高锋,延小超,等. 一种平尾涡流发生器设计和流动控制研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 116-124.  
WANG Jian, GUO Gaofeng, YAN Xiaochao, et al. Design and analysis of a vortex generator on horizontal tail [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 116-124. (in Chinese)
- [4] ZENG Qinghe, FAN Shuyang, ZHANG Fangqi, et al. Experimental investigation of passive control for cavity noise in high-speed flow using sawtooth spoiler [J]. Applied Acoustics, 2023, 211: 109567.
- [5] GAD-EL-HAK M. Modern developments in flow control [J]. Applied Mechanic Review, 1996, 49(7): 365-379.
- [6] 李云鹏,韩永志. 基于层流机翼的增升装置设计研究进展[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 1-11.  
LI Yunpeng, HAN Yongzhi. Research progress of the high-lift device design for laminar wing [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 1-11. (in Chinese)
- [7] 史子颀,许和勇,郭润杰,等. 协同射流在垂直尾翼流动控制中的应用研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 28-41.  
SHI Zijie, XU Heyong, GUO Runjie, et al. Application research of flow control using co-flow jet on a vertical tail [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 28-41. (in Chinese)
- [8] LITTLE S C, WOOD N J. Investigation into clustering of synthetic jet actuators for flow separation control applications [J]. Aeronautical Journal, 2005, 109: 35-44.
- [9] PACK L T, MEHTI K, MARLYN A, et al. Active flow control via discrete sweeping and steady jetson a simple-hinged flap [J]. AIAA Journal, 2018, 56(8): 1-13.
- [10] BHAVSAR H, ROY S, NIYAS H. Multi-element airfoil



- configuration for HAWT: a novel slot design for improved aerodynamic performance[J]. *Proceedings of Materials Today*, 2023, 72: 386-393.
- [11] 刘中元, 褚胡冰, 陈迎春, 等. 前缘缝翼开缝改善增升装置失速特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(2): 21-28. LIU Zhongyuan, CHU Hubing, CHEN Yingchun, et al. Stall characteristics of high-lift device improved by slotting on leading-edge slat[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(2): 21-28. (in Chinese)
- [12] 刘宇航, 朱海天, 李春, 等. 导流式翼缝控制多段翼型流动分离的数值研究[J]. *热能动力工程*, 2019, 34(9): 49-56. LIU Yuhang, ZHU Haitian, LI Chun, et al. Numerical investigation of flow-deflecting gap on controlling flow separation of multi-element airfoil[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34(9): 49-56. (in Chinese)
- [13] KUYA Y, ITO R, MAKI M, et al. Numerical study of flow field around a multi slotted high-lift wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2021, 58(2): 383-389.
- [14] RAMZI M, ABDERRAHMANE G. Passive control via slotted blading in a compressor cascade at stall condition[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2013, 6(4): 571-580.
- [15] YEO H, LIM J W. Application of a slotted airfoil for UH-60A helicopter performance[C]// *Aerodynamics, Acoustics and Test and Evaluation Technical Specialist Meeting*. San Francisco: IEEE, 2002: 1-12.
- [16] 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 Yiju, LIAO Zhenrong, DUAN Zhuoyi. The aerodynamic design research on slat coves[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(3): 400-404. (in Chinese)
- [17] KHORMI H, ALFIFI S. Multi-element airfoil analysis for NACA 0012 using computational fluid dynamics [C] // AIAA SCITECH 2022 Forum. US: AIAA, 2022: 1528.
- [18] MAKI M. Experimental study of a morphing wing configuration with multi-slotted variable-camber mechanism [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. US: AIAA, 2016: 3849.
- [19] ORTIZ-MELELENDEZ H D, CODER J G, SHMILOVICH A. High-lift simulations of slotted, natural-laminar-flow airfoils[C]// *AIAA Scitech 2019 Forum*. US: AIAA, 2019: 0290.
- [20] 朱海天, 李春, 郝文星, 等. 襟翼翼缝结构改进设计控制流动分离的数值研究[J]. *热能动力工程*, 2018, 33(9): 120-125, 92. ZHU Haitian, LI Chun, HAO Wenxing, et al. Numerical investigation on flap gap configuration modification to control flow separation[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2018, 33(9): 120-125, 92. (in Chinese)
- [21] WENTZ JR W H, SEETHARAM H C. Development of a fowler flap system for a high performance general aviation airfoil[R]. US: NASA, 1974.
- [22] 杨瑞, 杨胜兵, 孙震阳, 等. 开缝对风力机翼型空气动力学特性的影响[J]. *应用力学学报*, 2021, 38(1): 70-77. YANG Rui, YANG Shengbing, SUN Xiayang, et al. Effect of slits on aerodynamic characteristics of wind-driven airfoil[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2021, 38(1): 70-77. (in Chinese)
- [23] 郝礼书, 林梓佳, 屈昊阳, 等. 缝道几何构型对翼型气动特性的影响[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(11): 1-10. HAO Lishu, LIN Zijia, QU Haoyang, et al. Influence of slot geometry configuration on airfoil aerodynamic characteristics[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(11): 1-10. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-075-07

# 倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术

李海麟, 司俊, 党轲鑫, 张伟, 刘龙飞, 王旭东

(航空工业西安飞行自动控制研究所 液压作动工程部, 西安 710065)

**摘要:** 倾转旋翼机兼具直升机和固定翼飞机的优点, 是未来航空装备发展的重点方向。本文针对倾转旋翼机的核心关键部件——短舱倾转作动器, 介绍倾转旋翼机的倾转作动原理, 分析并对比 V-22 和 BA609 短舱倾转作动器构型的优缺点, 分析倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术, 包括功率综合技术、双级伸缩滚珠丝杠技术、丝杠撞底缓冲技术。功率综合技术可以通过速度综合或力综合实现双系统综合, 是提高短舱倾转作动器可靠性的关键; 双级伸缩滚珠丝杠技术能够有效缩短作动器缩回后的体积, 减少机上空间, 同时大幅提升作动器的可靠性; 弹簧缓冲是一种能够有效抑制丝杠撞底带来冲击的手段, 适用于滚珠丝杠这类直线输出机构。

**关键词:** 倾转旋翼机; 倾转作动; 功率综合; 双级丝杠; 撞底缓冲

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.09

## The key technologies of tiltrotor pylon conversion actuator

LI Hailin, SI Jun, DANG Kexin, ZHANG Wei, LIU Longfei, WANG Xudong

(Hydraulic Actuation Engineering Department, AVIC Xi'an Flight Automatic Control  
Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** Tiltrotor which combines the advantages of helicopters and fixed wing aircraft, is a key direction for future aviation equipment development. The key component of tiltrotor-nylon conversion actuator is focused. In this paper, the tilting actuation principle of tiltrotor is introduced, the advantages and disadvantages of V-22 and BA609 nylon conversion actuator configurations are analyzed and compared. The key technologies of nylon conversion actuator of tiltrotor are analyzed, including power summing technology, double-layer telescopic ball screw technology, ball screw end shock damper technology. The power summing technology can realize double-system synthesis by speed summing or force summing, which is the key to improve the reliability of nylon conversion actuator. Double-layer telescopic ball screw can effectively shorten the volume after the actuator is retracted, reduce the space on the aircraft nacelle, and greatly improve the safety of the actuator. Shock damper is a means to effectively restrain the impact caused by the screw end collision, which is very suitable for linear output mechanism such as ball screw.

**Key words:** tiltrotor; conversion actuator; power summing; two-layer ball screw; shock damper

收稿日期: 2023-09-09; 修回日期: 2023-12-10

通信作者: 李海麟(1994-), 男, 博士, 高级工程师。E-mail: nwpulihailin@163.com

引用格式: 李海麟, 司俊, 党轲鑫, 等. 倾转旋翼机短舱倾转作动关键技术[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 75-81, 92.

LI Hailin, SI Jun, DANG Kexin, et al. The key technologies of tiltrotor pylon conversion actuator[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 75-81, 92. (in Chinese)

## 0 引言

倾转旋翼机是一种将固定翼飞机和直升机融为一体的新型飞行器,既具有常规直升机垂直起降和空中悬停的能力,又具有涡轮螺旋桨飞机高速巡航飞行的能力。由于倾转旋翼机独有的动力装置和独特的结构布局,使其受到世界航空界的广泛关注,许多国家对其开展了相关研究<sup>[1-3]</sup>。美国经过几十年的研究,取得了丰富的成果<sup>[4-6]</sup>。贝尔公司在 1955 年研制出 XV-3 倾转旋翼机,3 年后完成了试飞试验,倾转旋翼这种飞行器正式出现在大众的视野中<sup>[7]</sup>;1972 年,贝尔公司和美国陆军共同研发了 XV-15 倾转旋翼机<sup>[8]</sup>;1981 年,贝尔公司与波音公司合作,成功研制出新型倾转旋翼机 V-22“鱼鹰”<sup>[9]</sup>;2013 年,贝尔公司宣布其研制出了第三代倾转旋翼机 V-280“勇士”,相比于 V-22, V-280 在倾转时发动机不再转动,只有桨叶进行倾转,因此其机动性能更加突出。在民用方面,美国贝尔公司和意大利阿古斯塔公司合作,在 20 世纪 60 年代末研制出全球首个民用倾转旋翼飞机 BA609,可用于救生、医疗救护、商务运输等<sup>[10]</sup>。

国内针对倾转旋翼机技术领域的研究起步相对较晚,主要集中在倾转作动过程的控制研究上。林煌星<sup>[11]</sup>建立了倾转旋翼无人机的动力学和运动学方程,对过渡模式飞行控制进行了研究,确定了一条安全“倾转路径”;崔超<sup>[12]</sup>综合分析了倾转旋翼、机翼、短舱的气弹耦合动力学影响,提出了能有效抑制倾转旋翼机在倾转过程中颤振的方法;王惟栋等<sup>[13]</sup>对倾转旋翼机短舱倾转机构的动力学特性进行了研究,揭示了丝杠与短舱连接点处作用力的变化规律;吉国明等<sup>[14]</sup>研究了倾转旋翼机转动机构在短舱与旋翼向前倾转 90° 过程中的运动特征,分析了不同转换模式的优劣、适用条件与场合;徐起<sup>[15]</sup>开展了轻小型倾转四旋翼飞行器相关运动部件的设计工作,主要包括旋翼设计、动力传动机构设计和倾转机构设计。

倾转旋翼机实现模式转换的关键核心部件为短舱倾转作动器,其位于发动机短舱与机翼端部之间,根据控制指令可以驱动桨叶倾转。在 0° 时,倾转旋翼机为固定翼飞行模式,当螺旋桨倾转至 90° 时,倾转旋翼机转换为直升机飞行模式。倾转

旋翼机出现飞行事故中 60% 以上都发生在短舱倾转过程中,短舱倾转作动是倾转旋翼机研制的关键和难点之一<sup>[16]</sup>。

国内在倾转作动技术的研究上相对薄弱,本文针对短舱倾转作动器这一核心部件,重点阐述倾转作动包含的主要关键技术,并提出相应的设计思路。

## 1 倾转作动原理

倾转旋翼机短舱倾转作动原理如图 1 所示,倾转作动器用于驱动左右两侧短舱倾转,使倾转旋翼机实现固定翼飞行模式和直升机飞行模式之间的转换。倾转作动器的收缩极限位置对应固定翼飞行模式,伸出极限位置对应直升机模式。

短舱安装在机翼末端,可绕 A 点转动;倾转作动器一端安装在翼梢,可绕 B 点转动,另一端通过球铰与短舱连接于 C 点。倾转作动器采用阀控液压马达方案,通过减速器驱动丝杠螺母转动,丝杠螺母将旋转运动转化为滚珠丝杠的直线运动。当滚珠丝杠伸出时,铰接点 C 按照运动轨迹 CC' 运动至 C' 位置,此时短舱由水平状态被推动至竖直状态,倾转旋翼机进入直升机模式。

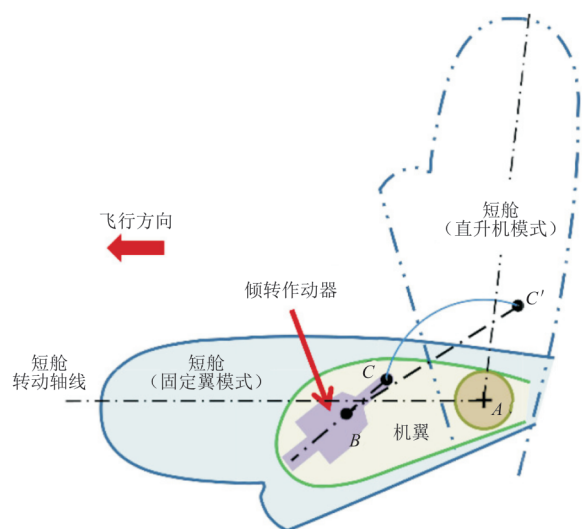


图 1 短舱倾转作动示意图<sup>[17]</sup>

Fig. 1 Schematic diagram of nacelle tilt mechanism<sup>[17]</sup>

## 2 短舱倾转作动器构型

短舱倾转作动器构型目前主要分为“左右两侧互联型”和“左右两侧独立型”两大类。XV-15

和 BA609 的短舱倾转作动器采用了“左右两侧互联型”,即左短舱倾转作动器与右短舱倾转作动器之间通过贯穿于机翼的驱动杆进行连接;V-22 和 V-280 的短舱倾转作动器采用的是“左右两侧独立型”,即左短舱倾转作动器与右短舱倾转作动器之间无动力传输部件。

V-22 短舱倾转作动器的构型如图 2 所示,主要包括了 2 个液压功率驱动单元和 1 个备份功率驱动单元。每个液压功率驱动单元由 1 个液压马达、1 个液压制动器和 1 个液压模块组成,备份功率驱动单元由 1 个电机、2 个电制动器组成。2 个液压功率单元通过 1 套主齿轮箱进行功率综合后输出,备份功率驱动单元通过 1 套备份齿轮箱进行运动输出。该架构比较复杂,可靠性提升的同时成本也急剧上升。

BA609 短舱倾转作动器的构型如图 3 所示,主要包括 1 个主液压功率驱动单元和 1 个备液压功率驱动单元。主液压功率驱动单元和备液压功率驱动单元分别由 1 个液压马达、1 个液压制动器和

1 个液压模块组成,主、备功率驱动单元通过齿轮箱进行功率综合后输出。另一侧的短舱倾转作动器通过贯穿驱动轴与该短舱倾转作动器通过花键连接。与 V-22 舱倾转作动器构型相比,BA609 构型相对简单,同时保证了较高的可靠性。但该构型受限于飞机机体的空间结构,需要考虑贯穿驱动轴的空间布置与安装。

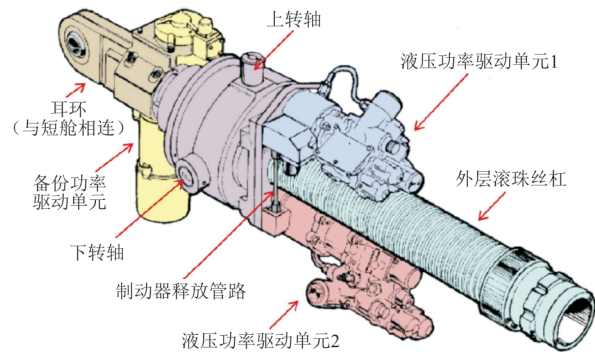


图 2 V-22 短舱倾转作动器架构<sup>[18]</sup>  
Fig. 2 Configuration of pylon conversion actuator of V-22<sup>[18]</sup>

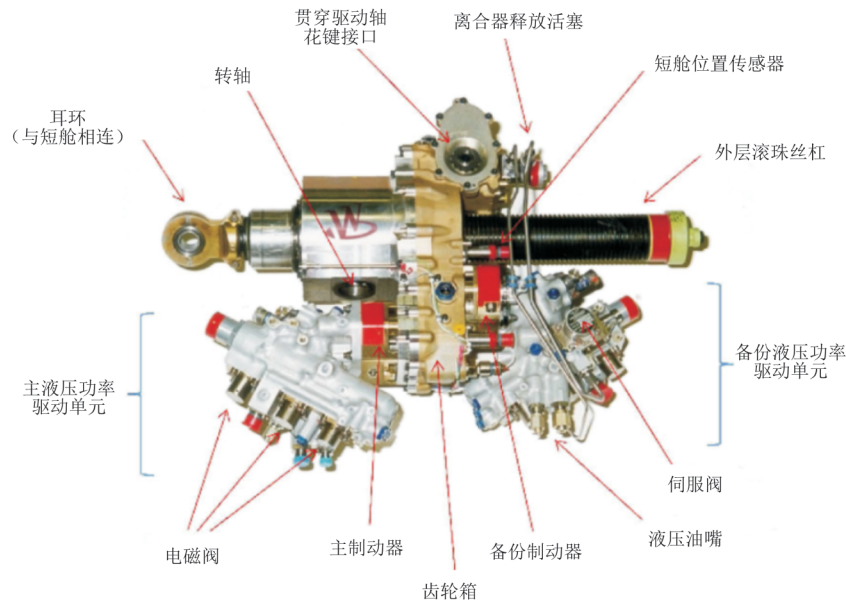


图 3 BA609 短舱倾转作动器架构<sup>[10]</sup>  
Fig. 3 Configuration of pylon conversion actuator of BA609<sup>[10]</sup>

由于倾转旋翼机需要经常在直升机和固定翼两种模式之间切换,机构和各系统比常规直升机和固定翼飞机复杂,要求其具有更高的可靠性<sup>[19]</sup>。然而,要提高短舱倾转作动系统的可靠性,一方面需要提高作动系统的能源余度等级,另一方面需要提高作动系统的结构余度等级。当作动系统的

能源等级由单余度增加至双余度时,需要对 2 个能源进行功率综合。功率综合技术的突破可以有效解决作动系统能源余度等级增加的问题,是提高作动系统可靠性的关键。另外,功率综合技术还能有效降低作动系统对机上单个能源的功率需求,从而节省能耗。若该技术得不到有效攻克,倾

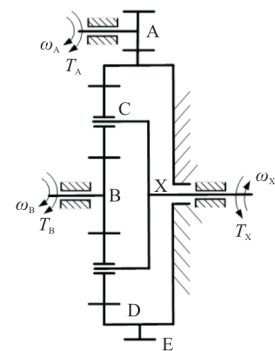


转作动系统的可靠性将无法提高,进而威胁飞行安全。作为一个完整的系统,只提高能源余度等级并不能解决系统整体的可靠性问题,因此还要解决结构余度等级的问题。短舱倾转作动系统采用的核心传动机构为滚珠丝杠,滚珠丝杠是作动系统可靠性提升中的短板,因此需要突破双级伸缩滚珠丝杠技术。该技术能够将滚珠丝杠机构的可靠性提升 2 倍,从而有效提高作动系统的可靠性。若不能攻克该技术,倾转作动系统的整体可靠性将无法提高。因此,双系统间的功率综合技术和双级伸缩滚珠丝杠技术这 2 项关键技术缺一不可,是提高短舱倾转作动系统可靠性的前提。短舱倾转作动器在整个倾转过程中要保证运动的平稳性,需要在作动器运动到位时进行吸能缓冲,有效抑制丝杠撞底带来的震颤问题,从而提升飞行的安全性。因此,还需要进一步突破丝杠到位的撞底缓冲技术,其决定了倾转作动系统的稳定性。

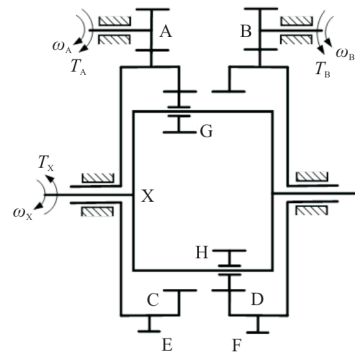
### 3 倾转作动关键技术

#### 3.1 功率综合技术

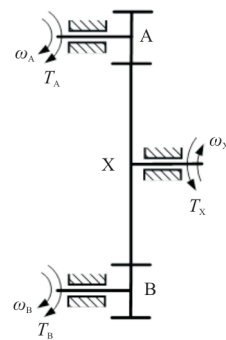
双系统功率综合技术分为速度综合和力综合 2 大类,如图 4 所示。速度综合表现为输出速度增大,输出力不变;力综合表现为输出速度不变,但输出力增大。速度综合与力综合相比,结构较为复杂,但不存在力纷争问题,控制简单;力综合在结构上简单,零件数量少,但双系统间存在力纷争问题,需要通过同步控制手段进行抑制。力纷争产生的根源主要是由于双系统中各相同元器件(如电液伺服阀、液压马达等)在机械加工误差、装配误差上存在差异,同时各元器件的损耗程度也不一致,加之各前置级控制信号由于传感器扰动等原因,导致两个系统在相同的输入条件下得到不同的动态响应,从而产生力纷争。力纷争会导致齿轮力综合机构的交联干扰,造成齿轮局部疲劳,从而降低作动器的寿命;同时,两系统间液压马达输出力矩相互冲突,影响作动系统的输出特性和输出精度,并造成额外的无用功消耗,从而降低作动系统的工作效率,甚至会导致机械装置的卡死,严重影响作动系统的稳定性和安全性。



(a) NGW 速度综合原理



(b) NWN 速度综合原理



(c) 力综合原理

图 4 双系统功率综合

Fig. 4 Power summing of two system

图 4(a)所示的速度综合采用的是内啮合—公用心行星轮—外啮合(NGW)行星轮系,该方案常用于双系统“主—备”工作模式,即 A 系统工作时, B 系统不工作,此时有  $\omega_A \neq 0, \omega_B = 0$ , 传动比  $i_{AX}^B = \frac{Z_E}{Z_A} \cdot \left(1 + \frac{Z_B}{Z_D}\right)$ ,  $\omega_X = \omega_A / i_{AX}^B$ ,  $T_X = T_A \cdot i_{AX}^B$ ; 当 A 系统出现故障后,切换至 B 系统, A 系统停止工作, B 系统正常工作,此时有  $\omega_A = 0, \omega_B \neq 0$ , 传动比  $i_{BX}^A = 1 + \frac{Z_D}{Z_B}$ ,  $\omega_X = \omega_B / i_{BX}^A$ ,  $T_X = T_B \cdot i_{BX}^A$ 。BA609 短舱倾转作动器中采用的就是 NGW 速度综合

技术。

图 4(b)所示的速度综合采用的是内啮合一外啮合一内啮合(NWN)行星轮系,该方案常用于双系统“主—主”工作模式,即 A 系统和 B 系统同时工作,此时有  $\omega_A \neq 0, \omega_B \neq 0$ 。一般情况下,齿轮的齿数满足  $Z_A = Z_B, Z_C = Z_D, Z_E = Z_F, Z_G = Z_H$ 。经齿轮综合后,有  $\omega_X = \frac{Z_A}{Z_E} \cdot \frac{\omega_A + \omega_B}{2}, T_X = \frac{Z_E}{Z_A} \cdot (T_A + T_B)$ 。A320 前缘襟翼功率驱动装置中双液压系统功率综合采用了 NWN 速度综合技术。

图 4(c)所示的力综合采用的是常规齿轮轮系,该方案常用于双系统“主—主”工作模式,即 A 系统和 B 系统同时工作,此时有  $\omega_A = \omega_B$ 。一般情况下,齿轮的齿数满足  $Z_A = Z_B$ 。经齿轮综合后,有  $\omega_X = \frac{Z_A}{Z_X} \cdot \omega_A, T_X = \frac{Z_X}{Z_A} \cdot (T_A + T_B)$ 。V22 短舱倾转作动器中采用了该力综合技术。

### 3.2 双级伸缩滚珠丝杠技术

V-22 和 BA609 短舱倾转作动器均采用了双级伸缩滚珠丝杠,不仅缩短了丝杠收缩后的长度,节省了机上的安装空间,同时还提高了丝杠的可靠性。BA609 短舱倾转作动器中用到的双级伸缩滚珠丝杠与 V-22 中用到的丝杠构型相似,如 5 图所示。

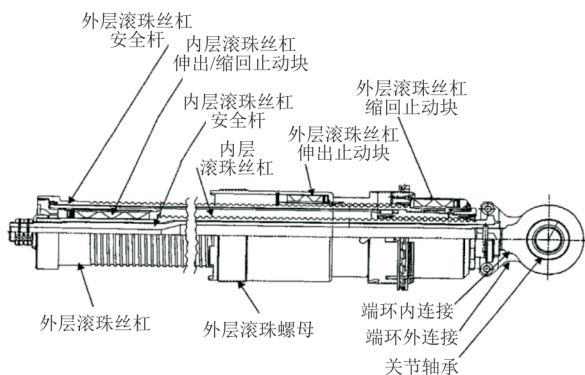


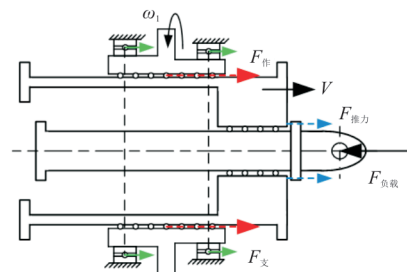
图 5 BA609 滚珠丝杠组成<sup>[20]</sup>

Fig. 5 Ball screw composition of BA609<sup>[20]</sup>

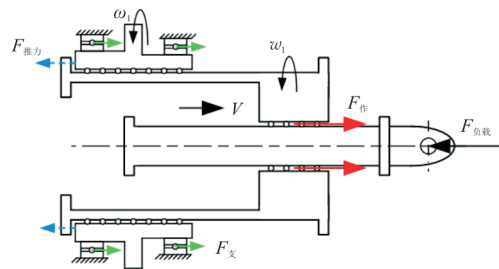
滚珠丝杠的总行程为 32 in(1 in=2.54 cm),按 1:1 的比例分为内、外丝杠。内丝杠与短舱固定连接,不能旋转;外丝杠在其“伸出”和“缩回”止动块之间浮动,即能旋转,也能直线运动,直到同时碰到外层滚珠螺母和内层滚珠螺母时才停止。这种设计特点有效隔离了内外层滚珠丝杠,防止其

中一个滚珠丝杠出现卡滞而影响另一滚珠丝杠。如果任何一个滚珠丝杠出现了卡滞,丝杠至少还能伸出 1/2 的全行程,使短舱旋转至少 47°,即从飞机模式转换到直升机模式,从而保证飞行安全。

双层伸缩滚珠丝杠伸出过程的运动原理如图 6 所示。外层滚珠螺母在动力源的作用下旋转,带动外层滚珠丝杠直线运动。当外层滚珠丝杠运动至极限位置,即外层滚珠丝杠碰撞到外层滚珠螺母,此时外层滚珠丝杠与外层滚珠螺母“绑定”在一起,随外层滚珠螺母一同转动。由于外层滚珠丝杠为内层滚珠丝杠的螺母,因此外层滚珠丝杠的转动使内层滚珠丝杠作直线运动,如图 6(b)所示。当内层滚珠丝杠运动至极限位置,即碰撞到外层滚珠丝杠碰,外层丝杠停止转动,内层丝杠停止伸出。



(a) 外层丝杠伸出



(b) 内层丝杠伸出

图 6 双层伸缩滚珠丝杠运动原理

Fig. 6 Motion principle of double-layer telescopic ball screw

此外,内、外层滚珠丝杠在其内孔还设计了安全杆,可防止丝杠断裂引起的结构失效,结构如图 7 所示。外层滚珠丝杠安全杆通过螺纹与外层滚珠丝杠连接,另一端采用轴肩限位,通过平键限制其相对转动,可传递扭矩;内层滚珠丝杠安全杆通过螺纹与内层滚珠丝杠连接,在螺纹连接处通过平键固定,限制其相对转动,另一端采用轴肩限位。

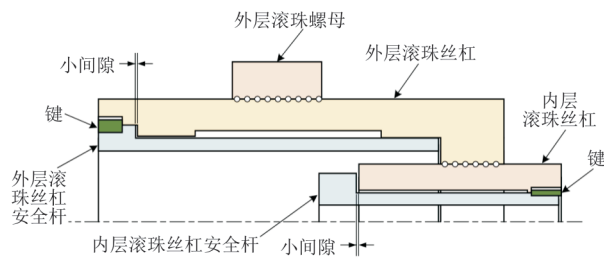
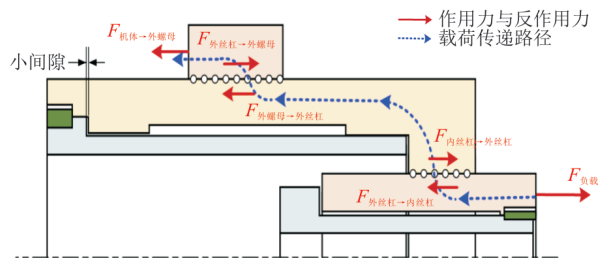


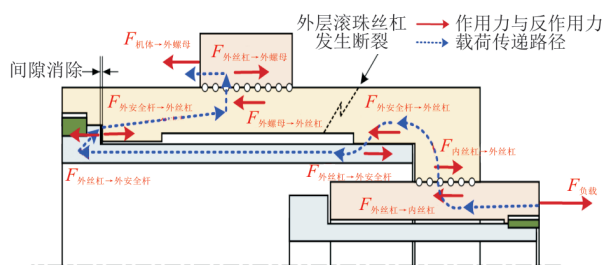
图7 安全杆结构示意图

Fig. 7 Schematic of safety rod structure

外层滚珠丝杠安全杆与外层滚珠丝杠之间留有小间隙,内层滚珠丝杠安全杆与内层滚珠丝杠之间留有小间隙,可保证正常工作状态下安全杆处于“松弛”状态,不受疲劳载荷作用,正常工作下的承载路径如图8(a)所示。当外层滚珠丝杠发生断裂故障后,外层滚珠丝杠安全杆承受拉伸载荷,保证了短舱作动器结构的完整性,可将短舱把持在当前位置,从而避免飞行事故发生,外层滚珠丝杠断裂情况下的承载路径如图8(b)所示。内层滚珠丝杠发生断裂故障后也能通过内层滚珠丝杠安全杆进行承载,从而保证结构的完整性。



(a) 丝杠结构完整



(b) 外丝杠发生断裂

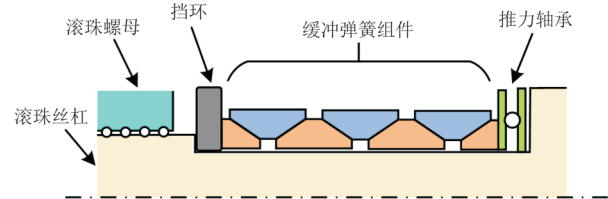
图8 安全杆载荷路径示意图

Fig. 8 Schematic of load-bearing path of safety rod

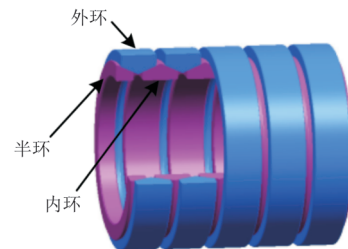
### 3.3 丝杠撞底缓冲技术

双级伸缩滚珠丝杠在工作过程中,会发生丝杠到位撞底。为了避免丝杠撞底带来的结构冲击

损伤,降低对机体结构的震颤作用,保证飞行的平稳性,需要在丝杠两端设计撞底缓冲装置。常用的缓冲装置有橡胶垫缓冲和弹簧缓冲,橡胶垫缓冲结构简单,安装方便,但其容易老化和损伤,影响缓冲效果;弹簧缓冲结构较为复杂,但其环境适应性好,并且缓冲效果理想,因此在滚珠丝杠等直线运动机构上多采用弹簧缓冲,如图9所示。



(a) 安装示意图



(b) 结构示意图

图9 缓冲弹簧

Fig. 9 Shock damper with elastic rings

当滚珠丝杠运动至极限位位置后,滚珠螺母与挡环发生碰撞,挡环挤压缓冲弹簧组件。缓冲弹簧组件由半环、内环、外环堆叠而成,外环和内环沿配合圆锥面相对滑动时,接触表面具有较大的摩擦力。碰撞时产生轴向加载作用,轴向力由表面压力和摩擦力平衡,因此,相当于减小了轴向载荷的作用,增大了弹簧刚度。卸载时,摩擦力阻滞了弹簧弹性变形的恢复,相当于减小了弹簧作用力。环形弹簧在加载和卸载循环中,由摩擦力转化为热能所消耗的功,其大小可以达到加载过程所做功的60%~70%,因此,环形弹簧的缓冲减震能力很高,单位体积材料的储能能力比其他类型弹簧大<sup>[21]</sup>。

在某作动器产品中,缓冲弹簧组件采用17-4不锈钢,材料屈服强度为1 172 MPa,极限强度为1 310 MPa。在90 000 N设计载荷下,缓冲弹簧的最大应力为702 MPa(如图10(a)所示),位移为4 mm(如图10(b)所示),整体刚度达到

22 500 N/mm。

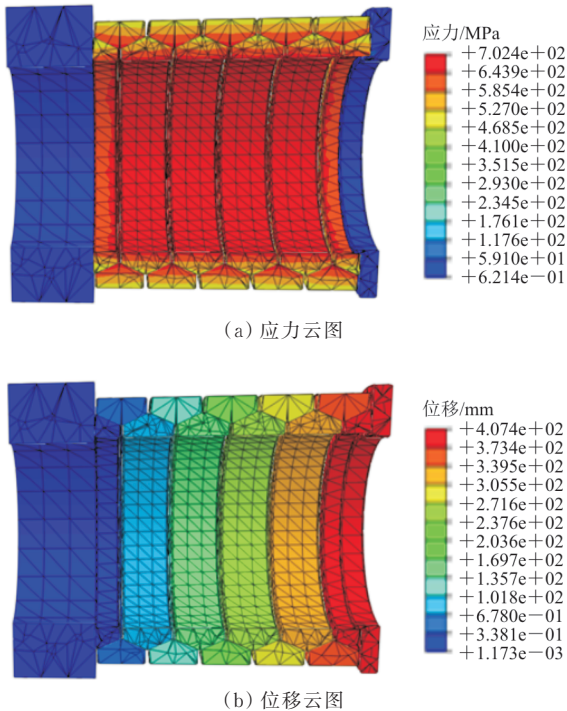


图 10 缓冲仿真结果

Fig. 10 Simulation result of shock damper

## 4 结束语

本文从短舱倾转作动系统的高可靠性需求出发,分析了提升短舱倾转作动系统可靠性所需的关键技术,包括功率综合技术、双级伸缩滚珠丝杠技术和丝杠撞底缓冲技术。双系统间的功率综合可以通过速度综合和力综合等技术实现,从而有效提高能源余度等级。速度综合结构较为复杂,但不存在力纷争问题,控制简单;力综合结构相对简单,零件数量少,但存在力纷争问题,需要从控制上进行抑制。双级伸缩滚珠丝杠技术能够有效提高短舱倾转作动机构的余度等级,从而提升短舱倾转作动系统的可靠性。环形弹簧缓冲技术能够有效解决丝杠撞底带来的冲击问题,从而提升倾转作动系统的稳定性,同时其安装空间小,适用于丝杠类直线运动机构。

目前短舱倾转作动系统中的关键技术已通过原理样机的试制,并进行了功能验证,充分证明了技术方案的可行性。未来,还需要进行一系列环境试验、寿命试验等来提升产品的成熟度等级,从

而使该技术达到应用于工程实际的水平。

## 参考文献

- [1] MALCOLM F. The future evolution of the tiltrotor: AIAA-2003-2652[R]. US: AIAA, 2003.
- [2] MATTIA M, PIERANGELO M, GIUSEPPE Q, et al. Multibody simulation of integrated tiltrotor flight mechanics, aeroelasticity, and control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(5): 1391-1405.
- [3] CARLSON E B, ZHAO Y Y. Optimal short takeoff of tiltrotor aircraft in one engine failure[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(2): 280-289.
- [4] HATHAWAY E L, GANDHI F. Modeling refinements in simple tiltrotor aeroelastic stability analyses: AIAA-2022-1604[R]. US: AIAA, 2002.
- [5] HATHAWAY E L, GANDHI F. Tiltrotor whirl flutter alleviation using actively controlled wing flaperons[J]. AIAA Journal, 2006, 44(11): 2524-2534.
- [6] TAI T C. Effect of midwing vortex generators on V-22 aircraft forward-flight aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 623-630.
- [7] 张庆, 殷永亮, 吴超. 美军倾转旋翼机的发展和事故分析[J]. 科学之友, 2011(5): 126-128.  
ZHANG Qing, YIN Yongliang, WU Chao. Development and crash analysis of the American Army inclines and transfers to the gyroplane[J]. Friend of Science Amateurs, 2011(5): 126-128. (in Chinese)
- [8] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft from concept to flight: NASA-SP-2000-4517[R]. US: NASA, 2000.
- [9] BILL N. Bell Boeing V-22 osprey-tiltrotor tactical transport [M]. US: Specialty Press Publishers & Wholesalers, 2004.
- [10] 绍鸣. BA609民用倾转旋翼机[J]. 直升机技术, 2003(4): 49-52.  
SHAO Ming. BA609 civil tiltrotor[J]. Helicopter Technology, 2003(4): 49-52. (in Chinese)
- [11] 林煌星. 基于滑模理论的倾转旋翼无人机过渡模式飞行控制[D]. 厦门: 厦门大学, 2018.  
LIN Huangxing. Transition mode flight control of tiltrotor unmanned aerial vehicle based on sliding mode theory[D]. Xiamen: Xiamen University, 2018. (in Chinese)
- [12] 崔超. 基于机翼控制的倾转旋翼机回转颤振主动抑制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
CUI Chao. Research on active suppression of rotational flutter of tiltrotor aircraft based on wing control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)



文章编号: 1674-8190(2025)01-082-11

# 基于滑移率的起落架起转回弹载荷分析

吴铭, 聂宏, 张明, 史夏正

(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:** 起落架起转回弹载荷是飞机着陆载荷的重要组成部分。为了在初步设计阶段有效分析起落架的起转回弹载荷, 采用起落架轮轴中心处的非线性弹簧阻尼系统模拟支柱弹性, 建立双轮支柱式起落架落震动力学模型, 分析机轮反转落震和飞机实际着陆模拟落震下的起落架起转回弹载荷和对应的轮胎滑移率, 研究飞机航向速度、跑道滑移率曲线、机轮预转角速度对起落架起转回弹载荷的影响。结果表明: 机轮反转落震和飞机实际着陆模拟落震仿真结果相近, 具有较好的一致性; 减小飞机航向速度、给予机轮预转角速度以及降低轮胎与地面的摩擦系数能够降低起转载荷。

**关键词:** 支柱弹性; 起转回弹; 动力学分析; 落震试验; 轮胎滑移率

**中图分类号:** V226

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.10

## Analysis of spin-up and spring back loads of landing gear based on slip rate

WU Ming, NIE Hong, ZHANG Ming, SHI Xiazheng

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The landing gear spin-up and spring back loads are the important part of the aircraft landing load. In order to effectively analyze the spin-up and spring back loads of the landing gear in the preliminary design stage, the two-wheel strut landing gear drop test dynamic model is established by using the nonlinear spring damping system at the center of the landing gear axle to simulate the strut elasticity, and the spin-up and spring back loads and its corresponding slip rate under the landing gear drop test of wheel reversal and actual aircraft landing are analyzed. The effects of aircraft heading velocity, runway slip rate curve and wheel pre-rotation angular velocity on landing gear spin-up and spring back loads are analyzed. The results show that the landing gear drop test simulation results of wheel reversal and actual aircraft landing are similar and consistent; reducing the heading velocity of the aircraft, giving the wheel pre-rotation angular velocity and reducing the friction coefficient between the tire and the ground can reduce the spin-up loads.

**Key words:** strut elasticity; spin-up and spring back; dynamic analysis; drop test; tire slip rate

收稿日期: 2023-09-25; 修回日期: 2023-12-06

基金项目: 航空科学基金(2022Z029052001)

通信作者: 聂宏(1960-), 男, 博士, 教授。E-mail: hnie@nuaa.edu.cn

引用格式: 吴铭, 聂宏, 张明, 等. 基于滑移率的起落架起转回弹载荷分析[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 82-92.

WU Ming, NIE Hong, ZHANG Ming, et al. Analysis of spin-up and spring back loads of landing gear based on slip rate[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 82-92. (in Chinese)

## 0 引言

起落架起转回弹载荷是飞机着陆载荷的重要组成部分<sup>[1-2]</sup>,载荷大小和轮胎垂向载荷、轮胎与地面的摩擦系数有关<sup>[3]</sup>。起落架落震试验能有效分析起转回弹载荷和校核起落架结构强度<sup>[4]</sup>。落震试验中一般采取带转系统给予机轮一定的反转角速度来模拟飞机着陆时的水平速度,机轮接地后制动减速并最终停止<sup>[5-6]</sup>。不同于飞机着陆时机轮从零转速状态加速滚动并最终稳定,落震试验下起落架的起转回弹载荷和真实飞机着陆情况有一定区别<sup>[7]</sup>。

国内外研究者对支柱弹性和起落架起转回弹载荷进行了大量研究。常正等<sup>[8]</sup>基于多体动力学原理对起落架部件进行柔性化网格划分,建立了前起落架摆振动力学模型并进行了仿真分析,结果表明采用点线吻合方法能够准确模拟柔性缓冲器的运动特性;王文强等<sup>[9]</sup>采用Nastran和Adams软件对某型飞机的起落架模型进行了柔性化处理,并进行了全机落震分析,结果显示起落架柔性变形会吸收部分空气弹簧变形成能;冯广等<sup>[10]</sup>用Hypermesh软件对起落架支柱进行网格划分,并在Motion软件中建立了前起落架刚度表征模型和摆振模型,研究表明支柱航向、侧向刚度随缓冲器行程变化呈现非线性递增趋势,增加前起落架系统刚度可以提升防摆性能;张健等<sup>[11]</sup>采用Nastran和Adams软件建立了柔性起落架的动力学模型并进行了落震仿真分析,研究了支柱弹性对起落架起转回弹载荷的影响;刘向尧<sup>[12]</sup>用轮轴处的非线性弹簧模拟支柱弹性,建立了起落架落震动力学模型,分析了起落架的起转回弹载荷,并根据试验数据对模型进行了验证;Suresh等<sup>[13]</sup>用在轮轴处的非线性弹簧阻尼力模拟支柱的弯曲力,建立了全机地面动力学模型,对不同下沉速度下的起落架地面载荷进行了分析;Huang M Y等<sup>[14]</sup>建立了含线性支柱弯曲力的全机动力学模型并进行了着陆仿真分析,研究结果表明在着陆时主起落架使用牵引电机使机轮预转可以有效减小起落架起转载荷;Park等<sup>[15]</sup>采用LS-DYNA3D软件建立了KC-100飞机起落架有限元模型并进行了落震仿真分析,并与落震试验数据进行了对比,验证了该方法的可行性。

目前对支柱弹性的研究主要分为两类:一类

为采用有限元软件对支柱进行柔性化网格划分来研究支柱弹性,其准确性高,但工作量大、过程复杂,该方法不适合在初步设计阶段使用;另一类是基于变形协调方程采取合理假设,如用与轮轴处水平相连的弹簧模拟支柱的弹性,其方法简单易上手。在初步设计阶段,可以采取第二类方法建立动力学模型来分析支柱弹性对起落架地面载荷的影响,提高起落架设计能力。

宽体客机前起落架一般采用双轮支柱式起落架,由于前起落架支柱结构强度一般比主起落架支柱低,在高速着陆下前起落架的起转回弹现象比较明显。本文选取某型号客机的前起双轮支柱式起落架为研究对象,内置单腔油一气式缓冲器,用轮轴处的非线性弹簧阻尼系统模拟支柱弹性,建立起落架落震动力学模型,分析在机轮反转落震和飞机实际着陆模拟落震下的起转回弹载荷和对应的滑移率变化趋势,以及在本文的假设下一些参数如航向速度、跑道滑移率曲线等对起落架起转回弹载荷的影响。

## 1 起落架落震动力学建模

### 1.1 起落架起转回弹原理

飞机着陆过程可以分为着陆撞击、机轮起转和支柱回弹3个阶段,如图1所示,其中 $V_x$ 为飞机以航向速度向左贴地飞行, $V_z$ 为竖直方向上的下沉速度。飞机着地前,起落架的机轮转速 $\omega=0$ ,为零转速状态,机轮触地瞬间,机轮相对地面处于滑动状态,在地面摩擦力 $F_x$ 的作用,形成了使机轮转动的力矩,使机轮加速转动<sup>[16]</sup>。在机轮起转加速的过程中,机轮中心滚动线速度 $\omega r_e$ 小于机轮中心纵向速度 $V_{ox}$ ,即 $\omega r_e < V_{ox}$ ,机轮既有滑动也有滚动,地面摩擦力 $F_x$ 会先增大后减小,地面摩擦力 $F_x$ 在逆航向的最大值称为机轮起转载荷<sup>[17]</sup>。当 $\omega r_e = V_{ox}$ 时,机轮起转结束。

在机轮起转阶段,由于逆航向地面摩擦力 $F_x$ 的作用,弹性支柱会出现逆航向的弯曲变形,从而累积了变形能<sup>[16]</sup>。机轮起转完毕后,轮胎和地面之间为滚动状态,由于轮胎滚动摩擦系数远小于滑动摩擦系数,地面的摩擦力 $F_x$ 会不断降低,从而弹性支柱释放变形能,产生了作用在轮轴上沿航向的回弹力 $Q_T$ ,整个起落架结构以弯曲模态产生衰减振荡<sup>[17]</sup>,当变形能耗散完毕时,回弹过程结

束。当支柱弯曲积攒的变形能过大时,支柱回弹过度会出现沿着航向的弯曲,机轮中心滚动线速度  $\omega r_e$  会大于机轮中心纵向速度  $V_{ax}$ , 即  $\omega r_e > V_{ax}$ , 此时地面摩擦力  $F_x$  也会反向,地面摩擦力  $F_x$  沿着航向的最大值称为机轮回弹载荷。

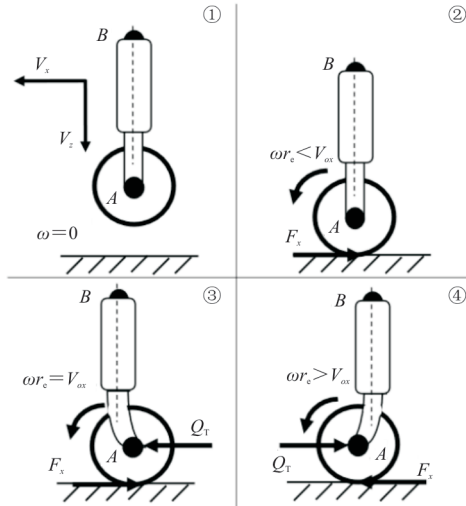


图 1 起转回弹原理

Fig. 1 Principle of spin-up and spring back

## 1.2 模型基本假设

起落架结构比较复杂,为了减小动力学模型的复杂程度,需要对起落架结构进行合理简化<sup>[18]</sup>。简化后的双轮支柱式起落架结构部件包括起落架外筒、活塞杆、轮轴、机轮等。为了使动力学模型能够较好地模拟真实情况,对起落架动力学模型做出以下基本假设<sup>[19]</sup>:

- 1) 起落架的弹性支撑质量和非弹性支撑质量视为集中质量,其中弹性支撑质量作用在起落架和机体连接点处,非弹性支撑质量作用在轮轴中心处,轮胎的转动惯量集中在轮胎中心处;
- 2) 左右机轮具有绕轮轴转动的自由度;
- 3) 考虑因起落架支柱弹性而存在的支柱航向变形。

起落架弹性质量包括落震投放质量和起落架外筒质量,非弹性质量包括活塞杆、轮轴、轮胎质量等。

为了准确描述起落架落震过程中的运动姿态以及弹性部件的变形,便于动力学方程建立和模型仿真分析,坐标系定义如下:取起落架连接点初始位置为坐标原点, $z$ 轴竖直向下, $x$ 轴垂直 $z$ 轴沿航向为正, $y$ 轴按照右手法则确认。

## 1.3 起落架落震动力学模型

双轮支柱式起落架的落震试验原理和受力图如图 2 所示。其中  $F_z$ 、 $F_x$  和  $M_f$  分别为单个轮胎的径向力、纵向力、滚动阻力矩; $I_u$  为机轮转动惯量; $Q_v$  和  $Q_H$  为支柱轴向力和支柱航向弯曲力; $\omega$  为机轮转速; $M_L$  为作用起落架连接点处的力矩。

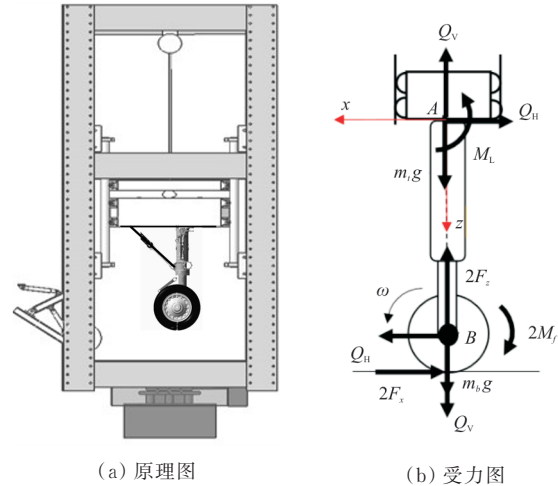


图 2 起落架落震试验

Fig. 2 Landing gear drop test

根据达朗贝尔原理<sup>[19]</sup>,落震试验下的起落架系统动力学方程如下:

- ① 非弹性支撑质量沿支柱轴向上下运动

$$m_b \ddot{z}_b = m_b g - 2F_z + Q_v \quad (1)$$

- ② 非弹性支撑质量沿垂直支柱前后摆动

$$m_b \ddot{x}_B = Q_H - 2F_x \quad (2)$$

- ③ 机轮转动(单个)

$$I_u \dot{\omega} = F_x (R_0 - \epsilon) - M_f \quad (3)$$

- ④ 投放质量的垂向运动

$$m_t \ddot{z}_a = m_t g - Q_v \quad (4)$$

缓冲器的压缩量  $S_M = z_B - z_{A_0}$ 。

## 1.4 支柱力学模型

- 1) 支柱轴向力模型

单腔油一气式缓冲器其支柱轴向力  $Q_v$  由缓冲器摩擦力  $F_f$ 、油液阻尼力  $F_h$ 、空气弹簧力  $F_a$  和结构限制力构成<sup>[18]</sup>。

$$Q_v = \begin{cases} K_{st} S_M & (S_M \leq 0) \\ F_a + F_h + F_f & (0 < S_M < S_{max}) \\ K_{sc} (S_M - S_{max}) & (S_M \geq S_{max}) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $K_{st}$ 和 $K_{sc}$ 为与结构限制力相关的支柱抗拉刚度和抗压刚度; $S_{max}$ 为缓冲器达到最大压缩量时的行程。

空气弹簧力 $F_a$ 与缓冲器压缩量、充气体积和充气压强有关,如式(6)所示。

$$F_a = A_a \left[ P_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - A_a S_M} \right)^n - P_{atm} \right] \quad (6)$$

式中: $A_a$ 为缓冲器有效压气面积; $P_0$ 为缓冲器初始充气压强; $V_0$ 为缓冲器初始充气体积; $n$ 为气体多变指数,一般取1.0~1.3,本文取1.1; $P_{atm}$ 为当地大气压,取101 325 Pa。

油液阻尼力 $F_h$ 与缓冲器压缩速度、油孔面积和缓冲器有效压油面积有关,如式(7)所示。

$$F_h = \begin{cases} \left( \frac{\rho_o A_h^3}{2C_d^2 A_d^2} \right) \dot{S}_M^2 & (\dot{S}_M \geq 0) \\ - \left( \frac{\rho_o A_h^3}{2C_d^2 A_{d1}^2} \right) \dot{S}_M^2 & (\dot{S}_M < 0) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\rho_o$ 为缓冲器填充油液密度,本文取860 kg/m<sup>3</sup>; $A_h$ 为缓冲器油腔有效压油面积; $C_d$ 为油腔油孔缩流系数,本文取0.8; $A_d$ 和 $A_{d1}$ 为正反行程油孔面积; $\dot{S}_M$ 为缓冲器压缩速度。

缓冲器摩擦力 $F_f$ 只考虑由于缓冲器密封圈内压强不同而产生的皮碗摩擦力。

$$F_f = \mu_m F_a \frac{\dot{S}_M}{|\dot{S}_M|} \quad (8)$$

式中: $\mu_m$ 为皮碗摩擦系数,取0.05。

### 2) 支柱航向弯曲力模型

起落架支柱的弹性弯曲可以等效为悬臂刚性梁和垂直梁末端A点(起落架支柱下端和车架轮轴连接点处)的弹簧—阻尼系统,如图3所示。

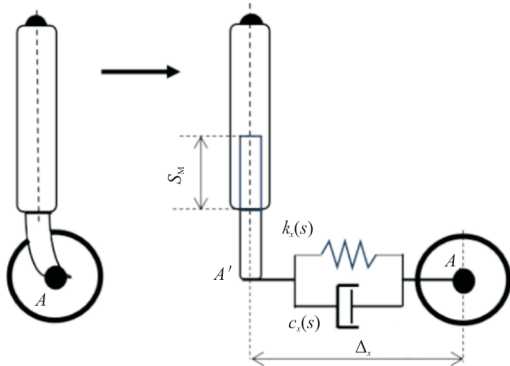


图3 支柱弹性弯曲

Fig. 3 Elastic bending of strut

因此,支柱航向弯曲力 $Q_H$ 可以表示为

$$Q_H = k_x(s)\Delta_x + c_x(s)\dot{\Delta}_x \quad (9)$$

式中: $\Delta_x$ 为支柱轮轴点处垂直于支柱轴线方向的变形; $k_x(s)$ 为起落架支柱航向刚度; $c_x(s)$ 为支柱前后摆动阻尼,且 $c_x(s) = 2\zeta\sqrt{k_x(s)M}$ , $\zeta$ 为结构阻尼系数,取0.05, $M$ 为整个起落架质量。

## 1.5 轮胎力学模型

轮胎动力学模型采用将轮胎纵向滑移和横向滑移分开对待的TR-R-64半经验模型<sup>[18]</sup>。本文只考虑轮胎的纵向平面内的运动,不考虑轮胎横向运动,轮胎受力图如图4所示。

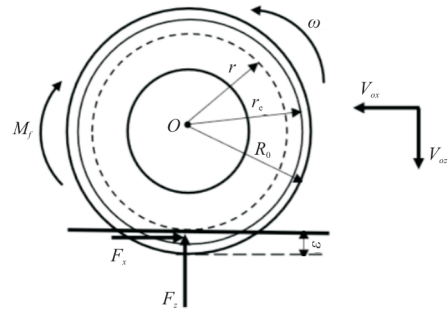


图4 轮胎模型

Fig. 4 Wheel model

### 1) 径向轮胎力

$$F_z = (1 + c_T \dot{\epsilon}) f(\epsilon) \quad (10)$$

式中: $\epsilon$ 为轮胎压缩量; $\dot{\epsilon}$ 为轮胎压缩速度; $f(\epsilon)$ 为轮胎静压曲线; $c_T$ 为轮胎垂直振动当量阻尼系数,本文取0.08。

### 2) 纵向轮胎力

纵向轮胎力与轮胎所受的垂直载荷和跑道摩擦系数有关。

$$F_x = \mu_x F_z \quad (11)$$

式中: $\mu_x$ 为轮胎纵向摩擦系数,可通过轮胎的滑移率曲线获取。

滑移率 $S_l$ 表示轮胎在运动中其滑动成分在运动中所占的比例,根据轮胎中心纵向速度 $V_{ax}$ 和轮胎中心滚动线速度 $\omega r_e$ 的大小可分为驱动滑移和制动滑移<sup>[20]</sup>2种计算方式。

驱动滑移( $V_{ax} \leq \omega r_e$ ):

$$S_A = \frac{\omega r_e - V_{ax}}{\omega r_e} \quad (12)$$

制动滑移( $V_{ax} > \omega r_e$ ):



$$S_B = \frac{V_{ax} - \omega r_e}{V_{ax}} \quad (13)$$

式中:  $V_{ax}$  为轮胎纵向速度;  $\omega$  为轮胎转动角速度;  $R_0$  为机轮半径;  $r_e$  为机轮转动半径。

$$r_e = R_0 - \frac{1}{3}\epsilon \quad (14)$$

在汽车理论中,通常将滑移率归一化到  $[0, 100\%]$  之间<sup>[20]</sup>,考虑到起转回弹过程中,会出现地面摩擦力方向反向的情况,因此把摩擦力反向后的滑移率取负值,即负的滑移率表示纵向轮胎力沿着航向时轮胎滑动成分在运动中所占比例。综上,制动、驱动滑移率统一归纳为

$$S_t = \frac{V_{ax} - \omega r_e}{\max(V_{ax}, \omega r_e)} \quad (15)$$

当轮胎在地面停止转动静止时,此时不再定义滑移率,但在仿真中为了保持动力学建模的连续性,对小速度下的车轮滑移率进行修正。

$$S_t = \frac{V_{ax} - \omega r_e}{0.5 \left( V_{th} + \frac{[\max(V_{ax}, \omega r_e)]^2}{V_{th}} \right)} \quad (16)$$

其中,  $V_{th}$  取 0.1,通过修正使轮胎纵向速度  $V_{ax}$  和 不打滑速度  $\omega r_e$  小于  $V_{th}$  时分母不为 0,这里规定轮胎在地面停止后滑移率取 0。

另外,考虑到在不同的路面状态下,机轮的摩擦系数—滑移率曲线不同,本文选取 3 条跑道(干跑道 1、干跑道 2、湿跑道),跑道对应的滑移率曲线如图 5 所示。

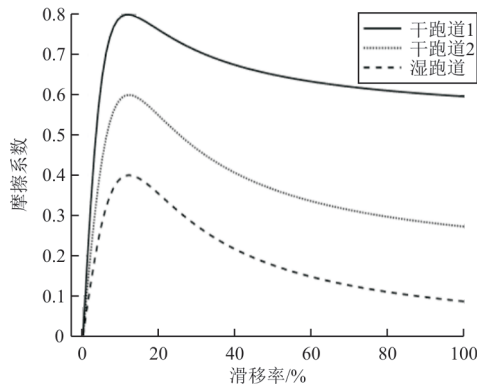


图 5 不同跑道滑移率曲线

Fig. 5 Slip rate curves of different runways

干跑道 1:

$$\mu_x = 0.8 \sin[1.534 4 \arctan(14.032 6 S_t)] \quad (17)$$

干跑道 2:

$$\mu_x = 0.6 \sin[1.819 4 \arctan(9.745 4 S_t)] \quad (18)$$

湿跑道:

$$\mu_x = 0.4 \sin[2.019 2 \arctan(8.209 8 S_t)] \quad (19)$$

从图 5 可以看出:3 条曲线的滑移率在小于 12% 时,摩擦系数随着滑移率增大而增大,在滑移率达到 12% 时摩擦系数达到最大值;滑移率处于  $[12\%, 100\%]$  区间时,摩擦系数随着滑移率的增加而减小。

3) 滚阻力矩

机轮滚动过程中,由于轮胎承重压缩变形会形成一个阻碍机轮滚转的阻力——滚阻力矩,其方向和滚动方向相反。当机轮滚动时,滚阻力矩可以表示为

$$M_f = \mu_r (R_0 - \epsilon) F_z \quad (20)$$

式中:  $\mu_r$  为滚阻力矩系数,一般取 0.01。

## 2 仿真模型和规范载荷计算

### 2.1 基于 MATLAB 的起落架仿真模型

用 MATLAB 搭建的起落架落震仿真模型如图 6 所示。

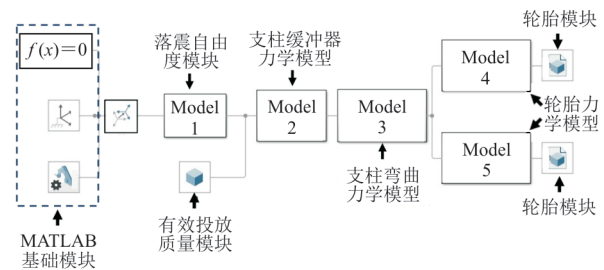


图 6 起落架仿真模型

Fig. 6 Landing gear simulation model

### 2.2 国军标规范法载荷计算

国军标规范法是美国军用飞机强度和刚度规范推荐的方法,给出由粗略简化假设推导出的起转回弹载荷计算公式,在初步设计阶段可以用来计算对称着陆下的起落架载荷<sup>[21]</sup>。规范法载荷使用垂直过载为

$$n_z = K_1 K_2 n_{zu} \quad (21)$$

式中:  $n_{zu}$  为使用功垂直过载,经计算取 1.3;  $K_1$ 、 $K_2$  为放大系数,考虑缓冲系统充填参数的影响,一般取  $K_1 = 1.05$ ,考虑起转和回弹引起支柱变形的影响,一般取  $K_2 = 1.1$ 。

定义  $\xi_1$ 、 $\xi_2$  分别为起转载荷系数和回弹载荷系

数,其计算公式如下所示:

$$\xi_1 = \frac{\text{起转载荷对应的垂直载荷}}{\text{最大垂直载荷}} \quad (22)$$

$$\xi_2 = \frac{\text{回弹载荷对应的垂直载荷}}{\text{最大垂直载荷}} \quad (23)$$

$\xi_1$ 、 $\xi_2$ 可参考起落架及与飞机特点相近的落震试验结果及动力分析结果选取,参考同类型的落震试验结果,取 $\xi_1 = 0.92$ , $\xi_2 = 0.98$ 。

结合轮胎滑移率曲线,对称着陆下的双轮支柱式起落架轮胎载荷如表 1 所示。

表 1 对称着陆下的起落架轮胎载荷

Table 1 Landing gear load under symmetrical landing

作用力	最大垂向载荷	最大起转载荷	最大回弹载荷
径向轮胎力 $F_z$	$n_2 m_{eq} g / n_i$	$n_2 \xi_1 m_{eq} g / n_i$	$n_2 \xi_2 m_{eq} g / n_i$
纵向轮胎力 $F_x$	$0.5 \mu_{max} F_z$	$\mu_{max} F_z$	$-0.75 \mu_{max} F_z$
侧向轮胎力 $F_y$	0	0	0

表 1 中, $m_{eq}$ 为起落架当量质量, $\mu_{max}$ 为轮胎在跑道上滚动的最大摩擦系数, $n_i$ 为起落架上轮胎的个数。表 1 中均为使用载荷, $F_x$ 中摩擦系数的取值与轮胎压力、跑道有关<sup>[21]</sup>。

### 3 起落架落震仿真分析

#### 3.1 落震仿真参数

根据《飞机设计手册》第 9 册<sup>[2]</sup>和《运输类飞机适航标准》<sup>[22]</sup>要求,落震试验所需要的参数如表 2 所示。

表 2 起落架落震仿真参数

Table 2 Landing gear drop test simulation data

参数	数值	参数	数值
投放质量/kg	6 300	投放高度/mm	474.3
航向速度/( $m \cdot s^{-1}$ )	75	下沉速度/( $m \cdot s^{-1}$ )	3.05
机轮角速度/( $rad \cdot s^{-1}$ )	196.9		

#### 3.2 起落架落震仿真

由于油液阻尼力和空气弹簧力达到峰值的时间不同,因此缓冲器力一般有两个峰值:油液阻尼力峰值和空气弹簧力峰值,简称为油峰和气峰,油峰和气峰与当量质量的比值分别为油峰过载、气

峰过载。本文引入起转载荷比和回弹载荷比对轮胎起转回弹载荷进行归一化处理,起转回弹载荷比定义如下:

$$\kappa_1 = \frac{\text{轮胎起转载荷}}{\text{最大轮胎径向载荷}} \times 100\% \quad (24)$$

$$\kappa_2 = \frac{\text{轮胎回弹载荷}}{\text{最大轮胎径向载荷}} \times 100\% \quad (25)$$

缓冲器功量图和支柱轴向力如图 7~图 8 所示。机轮反转落震缓冲器最大压缩行程为 382.7 mm,油峰过载 1.428,气峰过载 1.313,功量图很饱满,缓冲效率 81.06%,缓冲性能较好;实际着陆模拟落震仿真下缓冲器最大压缩行程为 382.7 mm,油峰过载 1.428,气峰过载 1.312,缓冲效率 81.06%。

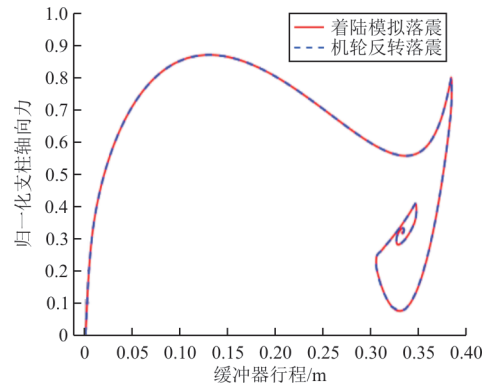


图 7 缓冲器功量图

Fig. 7 Buffer power

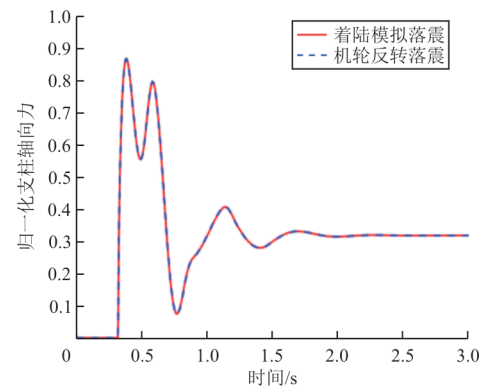


图 8 支柱轴向力

Fig. 8 Axial force of pillar

从图 7~图 8 可以看出:机轮反转落震仿真结果和实际着陆模拟落震仿真结果差别很小,二者具有较好的一致性,仿真结果可以相互印证,证明机轮反转落震试验可以很好地反映起落架实际着陆情况下的受力。

径向轮胎力和纵向轮胎力如图 9~图 10 所示,可以看出:起落架起转回弹过程时间较短,集中在 0.3~0.7 s 内,轮胎的垂向过载系数为 1.458,两种落震仿真方式下的轮胎垂向载荷差别很小。

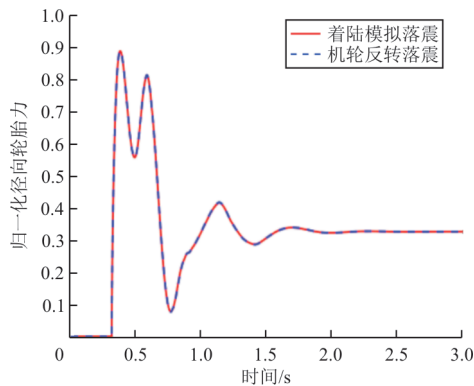


图 9 径向轮胎力  
Fig. 9 Vertical tire force

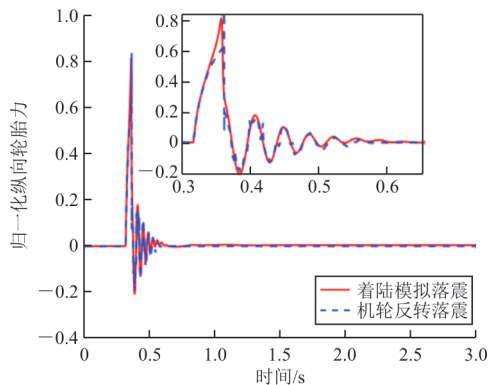


图 10 纵向轮胎力  
Fig. 10 Longitudinal tire force

两种仿真方式和根据国军标规范法<sup>[21]</sup>计算的起转回弹载荷如表 3 所示。

表 3 起转回弹载荷  
Table 3 Spin-up and spring back loads

方法	轮胎起转载荷比/%	起转摩擦系数	轮胎回弹载荷比/%	回弹摩擦系数
机轮反转	75.50	0.798	-17.27	0.173
着陆模拟	73.31	0.798	-18.74	0.188
国军标规范法	73.60	0.800	-58.80	0.600

两种落震仿真下的起转载荷和根据国军标规范法计算的起转载荷非常接近,但回弹载荷跟国军标规范法计算值差别较大。这是因为起转阶段,轮胎处于既有滚动也有滑动的状态,根据跑道摩擦系数—滑移率曲线,轮胎滑移率处于 12% 左右时轮胎与跑道之间的摩擦系数达到最大值,起转阶段轮胎在跑道上滚动的最大摩擦系数可以达

到国军标规范法的起转摩擦系数;而在回弹阶段,轮胎已经起转完毕,此时轮胎的滑动只占很小一部分,摩擦力反向后的滑移率绝对值不超过 2%,根据滑移率曲线,此时轮胎和跑道之间的摩擦系数远小于国军标规范法的回弹摩擦系数。仿真结果可以证明国军标规范法回弹载荷计算偏于保守。

机轮转速和滑移率如图 11~图 12 所示。机轮反转落震中机轮有初始转动角速度,轮胎为纯转动状态,对应驱动滑移率 100%,接地后机轮制动减速,减速过程中轮胎既有滚动又有滑动,由于支柱的回弹,机轮转速会在零附近波动,最终在摩擦力的作用下机轮停止(本文将轮胎停止后的滑移率处理为 0,实际上轮胎静止在地面上时不定义滑移率)。着陆模拟落震中,着地前轮胎相当于锁止状态(无转速但整体有一定的航向速度),对应制动滑移率 100%,机轮接地后起转加速,滑移率急速下降,起转结束后由于支柱回弹机轮转速略有波动但最终稳定。根据表 3,两种仿真方式的起转载荷比、回弹载荷比的差异都在 2.5% 以内,这是由于轮胎滑移率的差异而导致摩擦系数不同,差异较小在误差范围内。

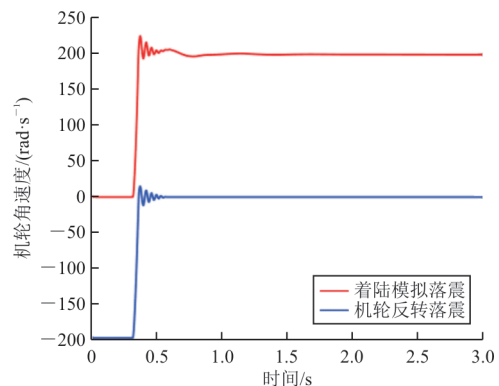


图 11 机轮角速度(落震仿真)  
Fig. 11 Tire angular velocity (drop simulation)

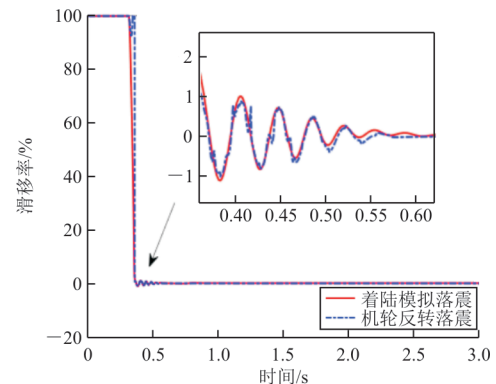


图 12 机轮滑移率(落震仿真)  
Fig. 12 Tire slip rate (drop simulation)

## 4 起转回弹载荷参数分析

起落架起转回弹载荷大小与轮胎垂向载荷以及道面摩擦系数有关,道面摩擦系数取决于实际道面和轮胎滑移率,飞机速度会影响轮胎滑移率,因此本文分别以航向速度、道面摩擦系数等因素对起转回弹载荷进行参数化分析。

### 4.1 航向速度影响分析

考虑到真实的飞机着陆情况,取航向速度分别为 60、75、90 m/s 进行着陆模拟落震仿真分析,仿真结果如图 13~图 14 和表 4 所示,航向速度由 60 增加到 75 和 90 m/s 时,机轮起转载荷比分别增加了 6.11% 和 10.23%。根据干跑道摩擦系数—滑移率曲线,轮胎滑移率在 12% 时对应的摩擦系数最大,在其他条件不变情况下,飞机航向速度越小,轮胎加速起转时间越短,轮胎滑移率下降越快,轮胎在跑道上滚动时达到最大摩擦系数时间提前,由于轮胎起转载荷一般在轮胎垂向载荷峰值前达到,故轮胎起转载荷减小。

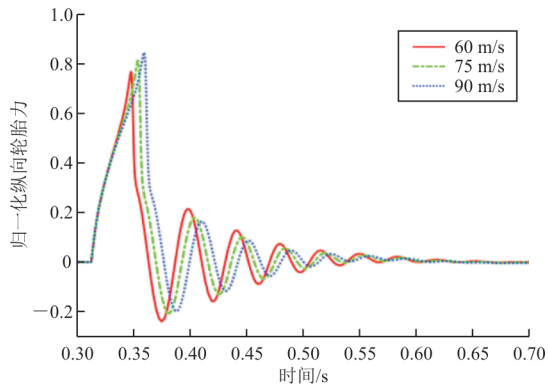


图 13 纵向轮胎力(不同航向速度)

Fig. 13 Longitudinal tire force (different heading speed)

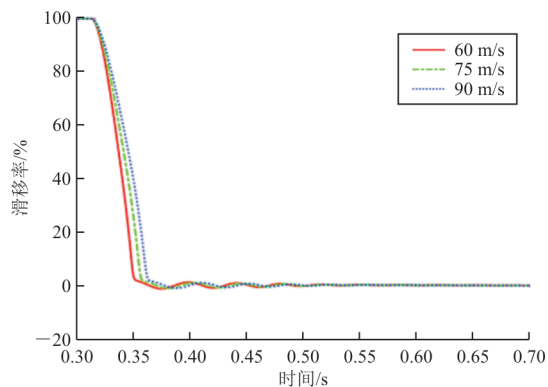


图 14 轮胎滑移率(不同航向速度)

Fig. 14 Tire slip rate (different heading speed)

表 4 不同航向速度落震仿真结果

Table 4 Different velocity drop test simulation result

速度/ (m·s <sup>-1</sup> )	轮胎起转载荷比/%	起转载荷滑移率/%	轮胎回弹载荷比/%	回弹载荷滑移率/%
60	69.09	10.80	-21.67	-1.29
75	73.31	10.46	-18.74	-1.11
90	76.16	11.56	-17.84	-1.06

### 4.2 跑道摩擦特性影响分析

取航向速度 75 m/s,分别在干跑道 1、干跑道 2 和湿跑道下对轮胎滑移率曲线进行着陆模拟落震仿真分析,仿真结果如图 15~图 16 和表 5 所示,可以看出:从干跑道 1 到湿跑道,随着跑道摩擦系数降低,轮胎起转阶段的地面摩擦力减小,导致使机轮转动的力矩也减小,从而使机轮起转过程的时间增大;起转回弹过程中,摩擦系数是随着滑移率的变化而变化的,摩擦系数大小与跑道摩擦特性有关,相同滑移率下,跑道的摩擦系数越小,起转载荷也越小。

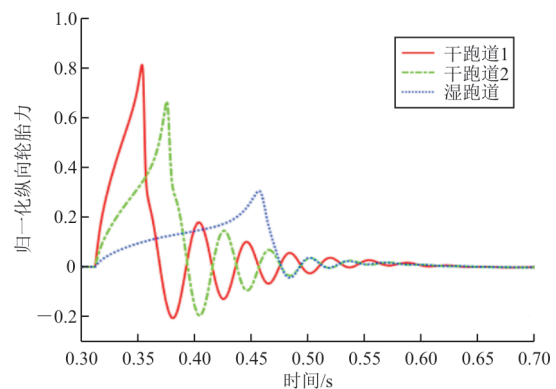


图 15 纵向轮胎力(不同跑道)

Fig. 15 Longitudinal tire force (different roads)

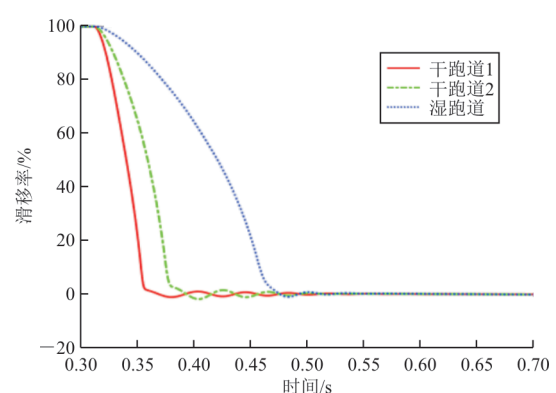


图 16 轮胎滑移率(不同跑道)

Fig. 16 Tire slip rate (different roads)



表 5 不同跑道滑移率曲线落震仿真结果  
Table 5 Different runway slip rate curve drop test simulation result

跑道类型	轮胎起转 载荷比/%	起转载荷 滑移率/%	轮胎回弹 载荷比/%	回弹载荷滑 移率/%
干跑道 1	73.31	10.46	-18.74	-1.11
干跑道 2	59.94	12.26	-17.19	-1.83
湿跑道	27.53	12.88	-4.08	-0.99

### 4.3 机轮预转角速度影响分析

目前一些先进的起落架带有机轮驱动系统,能在着陆前使机轮有一定的正转角速度,从而降低着陆过程中的起转载荷<sup>[23]</sup>。本文对加入机轮驱动系统后的起落架起转回弹载荷进行分析,取航向速度 75 m/s,设置 3 种着陆工况(工况 I,机轮正转角速度为 0;工况 II,机轮正转角速度为 39.4 rad/s(对应线速度 15 m/s);工况 III,机轮正转角速度为 78.8 rad/s(对应线速度 30 m/s))进行着陆模拟落震仿真分析,仿真结果如图 17~图 18 和表 6 所示。机轮的正转角速度直接降低了机轮触地时的滑移率,减小了机轮的起转时间,使机轮到达摩擦系数最大值对应的滑移率的时间提前,轮胎起转载荷一般在轮胎垂向载荷峰值前达到,结合轮胎垂向力的变化趋势,工况 II、工况 III 与工况 I 相比,机轮起转载荷比分别降低了 7.12% 和 19.00%。综上,如果着陆前让机轮有一定的正转角速度,会直接降低机轮触地时的滑移率,减小机轮的起转时间和起转载荷。

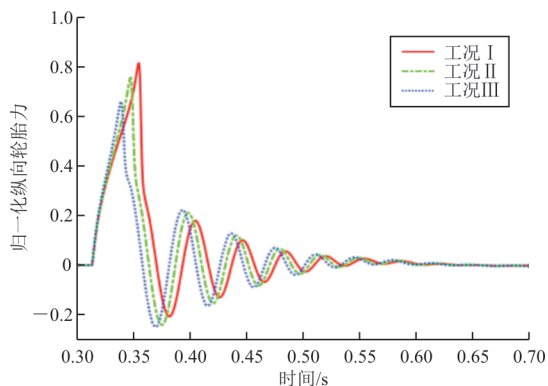


图 17 纵向轮胎力(不同工况)

Fig. 17 Longitudinal tire force (different conditions)

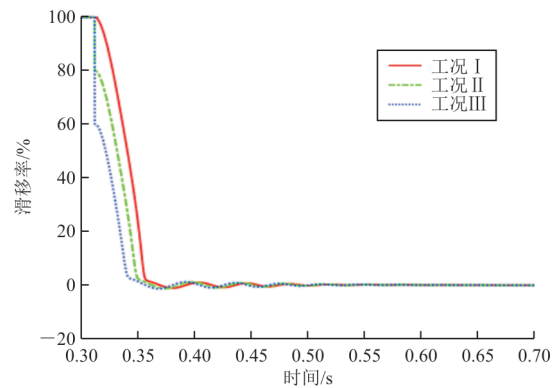


图 18 轮胎滑移率(不同工况)

Fig. 18 Tire slip rate (different conditions)

表 6 不同机轮预转速度落震仿真结果  
Table 6 Different wheel pre-rotation angular velocity drop test simulation result

工况	轮胎起转 载荷比/%	起转载荷 滑移率/%	轮胎回弹 载荷比/%	回弹载荷 滑移率/%
工况 I	73.31	10.46	-18.74	-1.11
工况 II	68.08	11.32	-21.83	-1.30
工况 III	59.38	9.81	-22.45	-1.35

## 5 结 论

1) 本文建立了双轮支柱式起落架落震动力学模型,分别进行了起落架机轮反转落震仿真和飞机实际着陆模拟落震仿真,仿真结果表明,机轮反转落震仿真结果和实际着陆模拟落震仿真结果差别很小,二者具有较好的一致性,机轮反转落震试验可以很好地反映起落架实际着陆情况下的受载。

2) 本文将两种仿真方式下的起转回弹载荷与国军标规范法计算的载荷值进行了对比,结果表明起转载荷具有较好的一致性,但回弹载荷由于在回弹阶段轮胎在跑道滚动的最大摩擦系数远小于国军标规范法的回弹摩擦系数,导致国军标规范法计算的回弹载荷值偏大,国军标规范法在计算回弹载荷偏于保守。

3) 轮胎和地面摩擦系数在着陆模拟落震仿真和机轮反转落震仿真中随轮胎滑移率变化而变化,摩擦系数大小与跑道摩擦特性有关,且相同滑移率下,跑道的摩擦系数越小,对应的起转回弹载荷越小。

4) 起转载荷随着飞机着陆速度的减小而减小,如果在着陆前给予机轮预转角速度(正转),会降低机轮触地时的滑移率,减小机轮起转时间和起转载荷。

### 参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第14册:起落架着陆系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.  
Chief Committee of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 14-takeoff and landing system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2005.  
Chief Committee of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 9-load, strength and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [3] 杨俊严. 计算航空器起落架起转、回弹载荷的解析方法[J]. 直升机技术, 1998(3): 17-21.  
YANG Junyan. Analytical method of calculation spin-up and spring-back loads of aircraft landing gear[J]. Helicopter Technique, 1998(3): 17-21. (in Chinese)
- [4] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机强度和刚度规范第9部分:地面测试:GJB 67.9A—2008[S]. 北京:中国人民解放军装备部,2008.  
The PLA General Armament Department. Military aircraft strength and stiffness specification part 4: ground tests: GJB 67.9A—2008 [S]. Beijing: The PLA General Armament Department, 2008. (in Chinese)
- [5] 安红辉. 飞机起落架落震试验技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.  
AN Honghui. Drop test technology research of an aircraft landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [6] 吴大方,赵星,贺小帆,等. 飞机起落架落震试验中机轮水平冲击载荷测量方法的研究[J]. 机械强度, 2010, 32(5): 729-734.  
WU Dafang, ZHAO Xing, HE Xiaofan, et al. Study on measurement method of horizontal impact load in aircraft landing gear drop test[J]. Journal of Mechanical Strength, 2010, 32(5): 729-734. (in Chinese)
- [7] 薛云芳,张飞. 起落架落震试验中摩擦系数的控制研究[J]. 科学技术创新, 2022(22): 192-196.  
XUE Yunfang, ZHANG Fei. A research on the control of friction coefficient in the landing gear drop test[J]. Scientific and Technological Innovation, 2022(22): 192-196. (in Chinese)
- [8] 常正,聂宏,冯飞,等. 飞机柔性前起落架摆振仿真分析[J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 432-436,484.  
CHANG Zheng, NIE Hong, FENG Fei, et al. Shimmy simulation analysis of aircraft flexible nose landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 432-436,484. (in Chinese)
- [9] 王文强,聂宏,魏小辉,等. 飞行器柔性起落架落震性能分析[J]. 机械设计与制造, 2013(8): 41-43,47.  
WANG Wenqiang, NIE Hong, WEI Xiaohui, et al. Simulation research of the flexible landing gear's falling vibration performance on an aircraft[J]. Machinery Design & Manufacture, 2013(8): 41-43,47. (in Chinese)
- [10] 冯广,向宗威,姜义尧,等. 支柱式前起落架系统刚度与摆振稳定性研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 65-72.  
FENG Guang, XIANG Zongwei, JIANG Yiyao, et al. Study on stiffness and shimmy stability of strut-type nose landing gear system [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 65-72. (in Chinese)
- [11] 张健,张江豪. 柔性起落架起转回弹载荷计算[J]. 飞机设计, 2022, 42(1): 27-32.  
ZHANG Jian, ZHANG Jianghao. Calculation of spin-up and spring back loads of flexible landing gear[J]. Aircraft Design, 2022, 42(1): 27-32. (in Chinese)
- [12] 刘向尧. 大型客机起落架缓冲性能设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.  
LIU Xiangyao. Design methodology of landing performance for large civil airplane [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [13] SURESH P S, SURAN K, SHANKAR K. Investigation of nonlinear landing gear behavior and dynamic responses on high performance aircraft[J]. Proceedings of the Institution of mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233: 5674-5688.
- [14] HUANG M Y, NIE H, ZHANG M. Analysis of ground handling characteristic of aircraft with electric taxi system [J]. Proceedings of the Institution of mechanical Engineers Part D: Journal of Automobile Engineering, 2019, 233: 1546-1561.
- [15] PARK I K, KIM S J, AHN S M. Spin-up, spring-back load analysis of KC-100 nose landing gear using explicit finite element method [J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical Science and Flight Operation, 2011, 19(4): 51-57.
- [16] 汤阿妮. 某型飞机实测起落架着陆载荷谱分析[J]. 强度与环境, 2007(4): 43-48.  
TANG Ani. Analysis of usage landing gears loads spectrum for an aircraft's landing gears[J]. Structure & Environment



文章编号: 1674-8190(2025)01-093-08

# 拼接式倾转双旋翼及其自抗扰飞行控制设计与实现

刘琨, 徐锦法

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 多旋翼无人机难以适用于复杂飞行任务, 为满足不同任务需求, 以组合拼接方式构成特定构型飞行器是一种可行的发展方向, 组拼前后飞行器各项飞行特性都有不同程度的变化, 外部扰动的影响程度也有不同, 给飞行控制系统设计与验证带来极大挑战。设计一种拼接式倾转双旋翼飞行器, 建立其飞行动力学模型, 并设计组拼前后飞行器操控策略和基于线性自抗扰控制(LADRC)的位置、姿态控制器, 完成对阵风干扰环境下的飞行器控制仿真验证; 通过与传统PID控制器对比来验证LADRC的优越性, 并开展实机姿态稳定控制验证。结果表明: 拼接式倾转双旋翼飞行器及其线性自抗扰控制器的抗干扰性、鲁棒性强, 组拼前后飞行器均具有良好的飞行控制效果。

**关键词:** 拼接式模块化; 倾转双旋翼; 线性自抗扰控制; 姿态控制; 仿真验证

**中图分类号:** V249.1

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.11

## Design and implementation of a spliced tilting dual rotor and its LADRC flight control

LIU Kun, XU Jinfa

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The configuration characteristics of multi rotor unmanned aerial vehicles determine that they are difficult to adapt to complex flight missions. To meet different mission requirements, combining and assembling specific configuration aircraft should be a feasible development direction. Before and after assembly, various flight characteristics of the aircraft change to varying degrees, and the impact of external disturbances also varies, posing great challenges to the design and verification of flight control systems. This article designs a spliced tilted twin rotor aircraft and establishes its flight dynamics model. Based on this, the control strategy of the pre and post assembly aircraft and the position and attitude controllers based on linear active disturbance rejection control (LADRC) are designed, and the simulation verification of aircraft control in gust interference environments is completed. Compared with traditional PID controllers, the superiority of LADRC has been verified. Finally, a real aircraft attitude stability control verification is conducted, and the research results show that the spliced tilt-rotor dual rotor aircraft and its linear active disturbance rejection controller had strong anti-interference and robustness. The aircraft had good flight control effects before and after assembly.

**Key words:** splice modular; tilt dual rotor UAV; LADRC; pose control; simulation verification

收稿日期: 2023-07-06; 修回日期: 2023-11-23

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程项目资助; 直升机旋翼动力学国家级重点实验室基金(9140C400504130C4148)

通信作者: 徐锦法(1963-), 男, 博士, 教授。E-mail: xjfae@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘琨, 徐锦法. 拼接式倾转双旋翼及其自抗扰飞行控制设计与实现[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 93-100.

LIU Kun, XU Jinfa. Design and implementation of a spliced tilting dual rotor and its LADRC flight control[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 93-100. (in Chinese)



## 0 引言

多旋翼无人机已在航拍、运输、搜救以及桥梁检测等方面得到广泛应用。倾转双旋翼飞行器因具有垂直起降、快速前飞、能耗少、续航长等特点,在实际工程中获得了较为广泛的应用。但由于其构型限制,小型倾转双旋翼飞行器难以承载较大负载,增大无人机尺寸虽然可以解决负载问题,但同时失去了小型无人机灵活的优势。利用模块化智能部件集成构建新构型飞行器设计方法是一种有效的新途径<sup>[1]</sup>,通过组装拼接,完成单一小型飞行器难以完成的飞行作业任务,提升飞行器系统性能和功用性。在执行环境复杂任务时,既能发挥单机倾转双旋翼飞行器机身小巧灵活优势,又能利用组拼后新构型飞行器多智能体特性,增强飞行器气动力矢量的可变特性,旋翼数量增加又提升了飞行器承载大载荷进行飞行作业的能力。Oung 等<sup>[2]</sup>提出了分布式飞行模组的概念,其能够在地面自主汇聚,在永磁体的作用下连接为一个整体,并具备垂直起降功能;张伟业<sup>[3]</sup>以四旋翼为单机进行了组合式无人机的建模与控制律设计,但拼接式无人机构型的灵活多变却导致飞行动力学复杂性、耦合性增加,再加上飞行任务环境多变,外界干扰不确定性等因素增强,用传统的串级 PID 控制<sup>[4]</sup>、反步法<sup>[5]</sup>、鲁棒控制<sup>[6]</sup>等方式设计的飞行控制律并不能达到理想的飞行控制效果;韩京清<sup>[7]</sup>于 1998 年正式提出自抗扰控制,将系统内部不确定因素和外部不确定扰动均处理为系统总扰动,利用对象的输入输出信息对系统总扰动进行状态扩展实时估计,将估计结果用于控制律计算补偿;Gao Z Q<sup>[8-10]</sup>深入研究了自抗扰控制,从扰动抑制角度深入分析了自抗扰控制的优越性及未来发展趋势;Lotufo 等<sup>[11]</sup>提出了基于自抗扰控制器(ADRC)的姿态控制器;Chang K 等<sup>[12]</sup>应用 ADRC 研究了多旋翼无人机位置控制;Shen S Y 等<sup>[13]</sup>提出了含自适应径向基函数神经网络的自抗扰控制器;Dong W 等<sup>[14]</sup>设计并开展了基于 ADRC 的控制仿真试验,结果表明自抗扰控制技术的稳定性、鲁棒性、抗扰性及跟踪性良好,控制效果优于 PID 控制器。上述研究多将 ADRC 控制器应用于常规构型的飞行器上,针对变构型飞行器的控制器设计鲜少,相关飞行实验未见报道。

本文提出一种拼接式倾转双旋翼飞行器,并进行飞行控制系统设计验证,通过与传统 PID 控制器相比,验证其控制效果。首先完成拼接式倾转双旋翼飞行器组拼前后非线性飞行动力学建模,

然后设计姿态、位置自抗扰控制器并进行仿真验证,最后用实机进行姿态自抗扰控制器验证。

## 1 拼接式无人机飞行动力学模型

拼接式倾转双旋翼无人机如图 1 所示,其主要参数如表 1 所示。系统由两副倾转旋翼  $R_1$  和  $R_2$ 、倾转舵机、机身、起落架等部件组成,中间长杆为连接部件,用于多机之间上下拼接。两机拼接后的飞行器如图 2 所示,两机通过连接部件上下固接,两机机头朝向偏差  $90^\circ$ ,两对旋翼呈十字布局,整机结构发生明显变化。

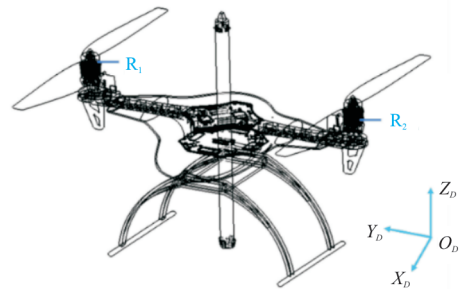


图 1 倾转双旋翼无人机示意图

Fig. 1 Schematic diagram of tilting twin rotor unmanned aerial vehicle

表 1 倾转双旋翼无人机主要结构参数

Table 1 Main structural parameters of tilting twin rotor unmanned aerial vehicle

参数	符号	数值
无人机总质量/kg	$m$	2.0
无人机轴距/m	$l_y$	0.25
重力加速度/( $m \cdot s^{-2}$ )	$g$	9.795
旋翼桨叶片数/片	$B_p$	2
旋翼半径/cm	$R$	13.97

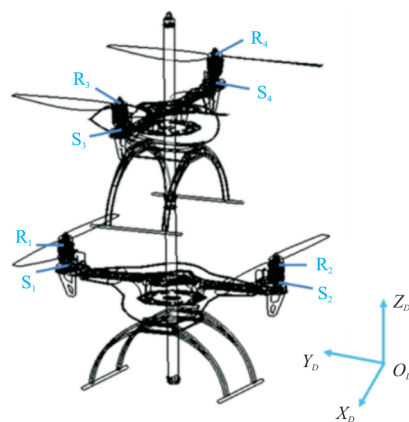


图 2 两机拼接示意图

Fig. 2 Schematic diagram of two machine splicing

## 1.1 操控策略设计

倾转双旋翼飞行器通过四个操纵量完成六自由度控制,拼接后则拥有八个操纵量,系统由欠驱动系统转变为完全驱动系统。构型不同则操纵策略需要进行调整,以利于飞行器稳定飞行。

单机操纵策略为:两副旋翼转速反向增或减实现滚转运动控制,同向增或减实现高度控制。两副旋翼倾转舵机同向增或减实现俯仰控制,反向增或减实现偏航控制。

拼接后操纵策略为: $R_1$ 、 $R_2$ 旋翼转速反向增或减实现滚转控制, $R_3$ 、 $R_4$ 旋翼转速反向增或减实现俯仰控制, $R_1$ 、 $R_2$ 、 $R_3$ 、 $R_4$ 旋翼转速同向增或减实现高度控制, $S_1$ 、 $S_2$ 舵机反向增或减实现偏航控制。

## 1.2 动力单元模型

倾转双旋翼无人机飞行动力来自定桨距螺旋桨<sup>[15-16]</sup>,多机组拼改变了定桨距螺旋桨在整机的位置布局,其动力单元并没有实质改变,动力单元模型仍为定桨距螺旋桨模型。由叶素理论<sup>[17-19]</sup>可知,旋翼拉力  $T$  和转矩  $M$  为

$$T = C_T \rho \cdot N^2 D_p^4 \quad (1)$$

$$M = C_M \rho \cdot N^2 D_p^5 \quad (2)$$

式中: $N$ 为旋翼转速; $D_p$ 为旋翼直径; $\rho$ 为飞行环境空气密度; $C_T$ 和 $C_M$ 分别为无量纲的拉力系数和转矩系数。

$$C_T = 0.25\pi^3 \lambda \zeta^2 B_p K_0 \frac{\epsilon \arctan \frac{H_p}{\pi D_p} - \alpha_0}{\pi A + K_0} \quad (3)$$

$$C_M = \frac{1}{8A} \pi^2 C_D \lambda \zeta^2 B_p^2 \quad (4)$$

其中,

$$C_D = C_{D0} + \frac{\pi A K_0^2}{e} \frac{\left( \epsilon \arctan \frac{H_p}{\pi D_p} - \alpha_0 \right)^2}{(\pi A + K_0)^2} \quad (5)$$

式中: $H_p$ 为旋翼桨距; $B_p$ 为旋翼桨叶片数; $A$ 为展弦比; $\epsilon$ 为下洗效应修正系数; $\lambda$ 为桨叶面积修正系数; $\zeta$ 为桨叶上的来流速度修正系数; $e$ 为Oswald因子; $C_{D0}$ 为零升阻力系数; $\alpha_0$ 为零升迎角。

## 1.3 刚体动力学模型

倾转双旋翼无人机运动过程中所受作用力为旋翼旋转产生的升力 $F_T^e$ 、无人机自重 $F_G^e$ 和与速度成正比的空气阻力 $F_D^e$ ,即有:

$$\sum F^e = ma = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = F_T^e - F_G^e - F_D^e \quad (6)$$

式中: $m$ 为无人机质量; $x$ 、 $y$ 、 $z$ 分别为无人机沿机体坐标系3个轴的位移。

将式(6)分解到3个轴的线运动:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \sum_{i=1}^4 F_{Ti} - K_x \dot{x}}{m} \\ \ddot{y} = \frac{(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \sum_{i=1}^4 F_{Ti} - K_y \dot{y}}{m} \\ \ddot{z} = \frac{(\cos \theta \cos \psi) \sum_{i=1}^4 F_{Ti} - K_z \dot{z}}{m} - g \end{cases} \quad (7)$$

式中: $F_{Ti}$ 为第*i*个螺旋桨提供的拉力; $g$ 为重力加速度; $K_x$ 、 $K_y$ 、 $K_z$ 分别为沿3个轴的空气阻力系数。

合外力矩作用下机体绕轴旋转运动使无人机姿态角发生变化,所受力矩主要是两个旋翼升力提供的力矩。机体坐标系下角运动微分方程可表示为

$$I \dot{\omega}_b = I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = -\omega_b \times (I \omega_b) + \tau \quad (8)$$

式中: $p$ 、 $q$ 、 $r$ 分别为3个轴角速率; $I$ 为无人机的转动惯量矩阵; $\tau$ 为无人机受到的合力矩; $\omega_b$ 为旋转角速度矩阵。

将式(8)分解到3个轴的角运动方程:

$$\begin{cases} \dot{p} = [l_y T_2 \cos \alpha_2 - l_y T_1 \cos \alpha_1 - qr(I_z - I_y)]/I_x \\ \dot{q} = [-l_z T_1 \sin \alpha_1 - l_z T_2 \sin \alpha_2 - pr(I_z - I_x)]/I_y \\ \dot{r} = [l_y T_1 \sin \alpha_1 - l_y T_2 \sin \alpha_2 - pq(I_y - I_x)]/I_z \end{cases} \quad (9)$$

式中: $I_x$ 、 $I_y$ 、 $I_z$ 为机体坐标系三个轴转动惯量; $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 为旋翼 $X_1$ 、 $X_2$ 的倾转角。

无人机位置信息为

$$\dot{S}_e = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T = v_e \quad (10)$$

无人机角度信息为

$$\dot{\Phi} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = W \times \omega_b = \begin{bmatrix} p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

机体坐标系  $O_B X_B Y_B Z_B$  到惯性坐标系

$O_D X_D Y_D Z_D$  的旋转矩阵  $R_B^{D[20]}$  为

$$R_B^D = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中:  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$  分别为飞行器的滚转角、俯仰角和偏航角。

## 2 自抗扰控制器

### 2.1 控制器基本结构

自抗扰控制器可以在面临多种不确定因素时, 依旧保持良好的控制性能, 其控制结构如图 3 所示, 可以看出: 自抗扰控制器由跟踪微分器 (TD)、扩张状态观测器 (ESO) 和非线性状态误差反馈调节器 (NLSEF) 三个部分组成。跟踪微分器用于快速跟踪输入信号及其微分信号提取; 扩张状态观测器用于估计内部和外部不确定性, 对系统总扰动实时估计; 非线性状态误差反馈调节器用于补偿总扰动后形成控制量。

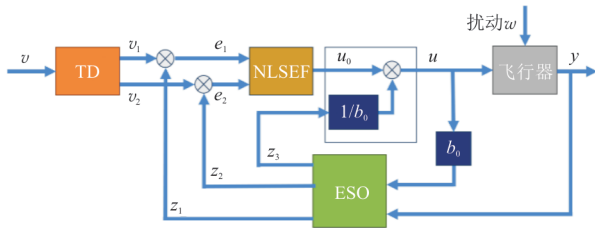


图 3 自抗扰控制器结构框图

Fig. 3 Structure diagram of ADRC

ESO 和 NLSEF 用非线性函数处理时理论分析复杂, 需要整定的参数多, 工程实现难度大。针对工程实际问题, 参考 ADRC 控制器非线性环节进行线性化处理<sup>[21]</sup>, 具体实现中采用线性自抗扰控制 (LADRC), 简化了 ADRC 控制参数整定, 减少了整定参数。

### 2.2 跟踪微分器 (TD)

二阶跟踪微分器用离散形式作为系统过渡过程安排, 具体表示为

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + h \cdot v_2(k) \\ v_2(k+1) = v_2(k) + h \cdot f_{st}[v_1(k), v_2(k), r, h] \end{cases} \quad (13)$$

式中:  $k$  为第  $k$  次采样;  $v_1$  为输入信号  $v$  的跟踪信号;

$v_2$  为输入信号  $v$  的微分信号;  $r$  为速度因子, 与跟踪速度正相关, 但过大会放大噪声, 引入滤波因子  $h$  对噪声进行抑制;  $f_{st}$  为最速控制综合函数。

$$\begin{cases} d = rh \\ d_0 = hd \\ y = v_1 + hv_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a = \begin{cases} v_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}(y) & (|y| > d_0) \\ v_2 + \frac{y}{h} & (|y| \leq d_0) \end{cases} \\ f_{st}(v_1, v_2, r, h) = \begin{cases} -r \text{sign}(a) & (|a| > d) \\ -\frac{ra}{d} & (|a| \leq d) \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

### 2.3 线性扩张状态观测器 (LESO)

线性扩张状态观测器设计为

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ z_1 = z_1 + h(z_2 - \beta_{01}e) \\ z_2 = z_2 + h(z_3 - \beta_{02}e + bu) \\ z_3 = z_3 + h(-\beta_{03}e) \end{cases} \quad (15)$$

式中:  $z_i (i = 1, 2, 3)$  为扩张状态观测器输出变量;  $\beta_{01}$ 、 $\beta_{02}$ 、 $\beta_{03}$  为步长参数, 其值的选取用带宽概念确定<sup>[19]</sup>。

$$\begin{cases} \beta_{01} = 3\omega \\ \beta_{02} = 3\omega^2 \\ \beta_{03} = \omega^3 \end{cases} \quad (16)$$

### 2.4 非线性状态误差反馈调节器 (NLSEF)

NLSEF 由 TD 跟踪信号、微分信号与 LESO 状态变量估计信号比较所得误差进行线性组合, 即:

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = \beta_1 e_1 + \beta_2 e_2 \\ u = (u_0 - z_3)/b \end{cases} \quad (17)$$

式中:  $u_0$  为误差反馈控制量;  $\beta_1$  和  $\beta_2$  为可调增益。

### 3 仿真实验

拼接式倾转双旋翼无人机作为被控对象,拼接前后构型发生变化,仿真实验验证用的飞行动力学模型有两个:一是倾转双旋翼单机模型,二是两机组拼后得到的新构型。两者动力单元位置、转动惯量、质量等参数不同,其余各单元数学模型见前述。通过对两种不同飞行模态姿态、位置控制仿真实验,验证自抗扰控制器的控制效果,并与PID控制器的控制效果进行对比。

#### 3.1 姿态控制

姿态控制器结构如图 4 所示,给定期望俯仰角、滚转角、偏航角,控制器变量输出经操纵策略分配作用于被控对象模型。设定期望目标俯仰角、滚转角、偏航角均为  $5^\circ$ ,单机飞行姿态角仿真结果如图 5 所示,两机组拼飞行器姿态角仿真结果如图 6 所示。

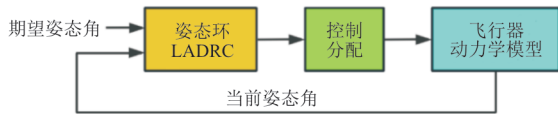
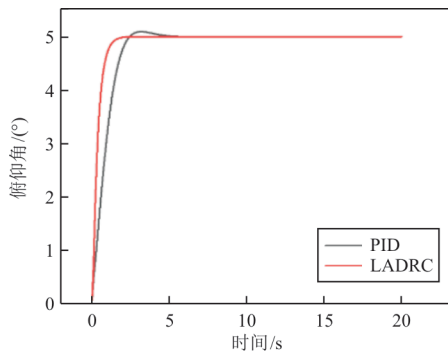
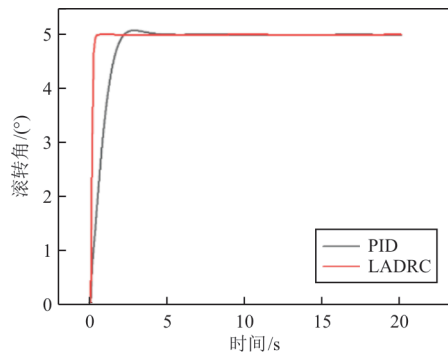


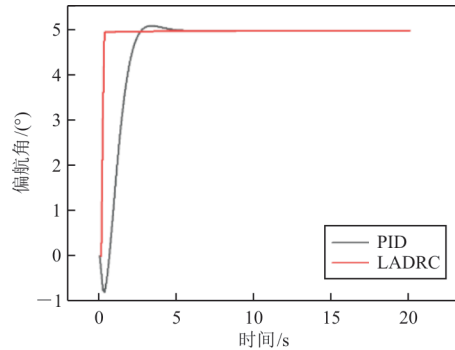
图 4 姿态控制器  
Fig. 4 Controller of attitude



(a) 单机俯仰角响应曲线



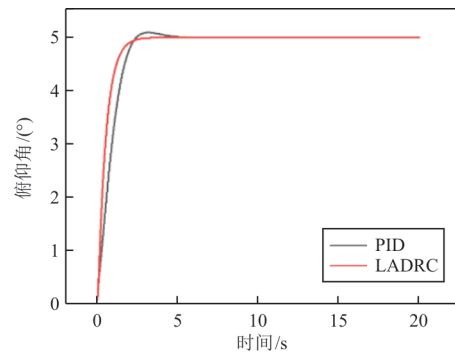
(b) 单机滚转角响应曲线



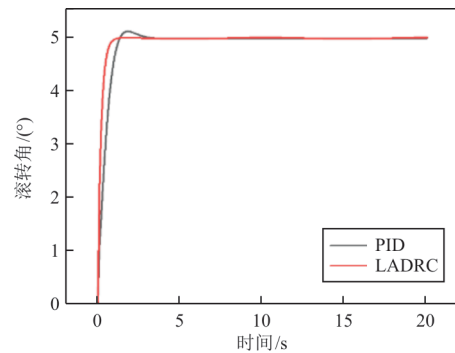
(c) 单机偏航角响应曲线

图 5 单机姿态角响应曲线

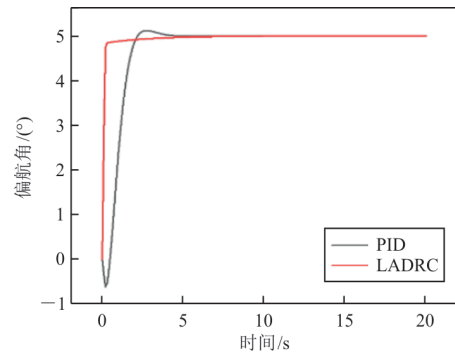
Fig. 5 Attitude angle response curve of single aircraft



(a) 多机俯仰角响应曲线



(b) 多机滚转角响应曲线



(c) 多机偏航角响应曲线

图 6 多机姿态角响应曲线

Fig. 6 Attitude angle response curve of multiple aircraft



从图 5~图 6 可以看出:无论是单机还是两机组拼飞行器,自抗扰控制器相比于传统的 PID 控制器,三个姿态角响应更为快捷,可在更短的时间内实现对目标姿态角的稳定跟踪,其姿态角的超调量、振幅均比 PID 控制器小。因两机组拼飞行器构型类似于常规四旋翼飞行器,操控量变多了,操控测量变化使俯仰角和滚转角控制效果比单机飞行时效果更好。

### 3.2 位置控制

位置控制结构如图 7 所示,给定期望位置,控制器变量输出经操纵策略分配作用于被控对象模型。同时,模拟  $x$  方向产生周期变化力,作为外界阵风干扰,以此验证外界干扰下自抗扰控制器的抗扰性和鲁棒性。设定期望目标轨迹为盘旋上升,目标轨迹方程为

$$P = \begin{cases} x = \cos(0.3t) \\ y = \sin(0.3t) \\ z = 0.25t \end{cases} \quad (18)$$

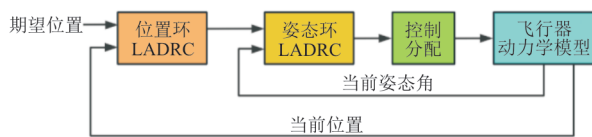


图 7 位置控制器

Fig. 7 Controller of position

组拼飞行器位置响应曲线如图 8 所示。

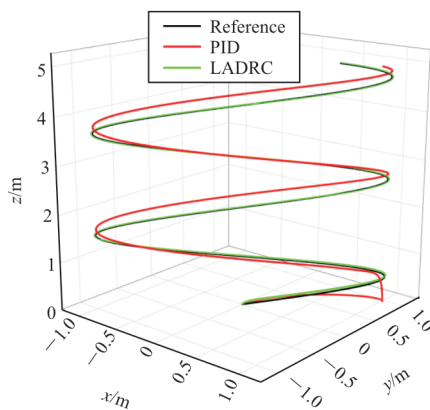


图 8 组拼飞行器位置响应曲线

Fig. 8 Position response curve of assembled aircraft

从图 8 可以看出:相比于 PID 控制器,自抗扰控制器对轨迹的跟随效果更好,对外界阵风干扰具有良好的鲁棒性,PID 控制器的轨迹曲线与目标值有较大误差,受外界风干扰影响明显,抗扰性和

鲁棒性均劣于自抗扰控制器。

## 4 实机试飞验证

两实机组拼新构型飞行器如图 9 所示,各自机载飞行控制系统将采集到的数据回传到地面站,记录、保存其姿态角的变化曲线,以验证本文设计的拼接式倾转双旋翼无人机及其自抗扰控制器的有效性,相关算法移植到机载飞行控制器,并完成飞行姿态控制试验。



图 9 两机组拼飞行器实物图

Fig. 9 Physical image of a two unit aircraft assembly

偏航角跟踪响应如图 10 所示,目标值由遥控器给定,可以看出:其变化曲线并不平滑,在大角度变化情况下,自抗扰控制器的跟踪效果也比较理想,实机航向角控制响应稳定。

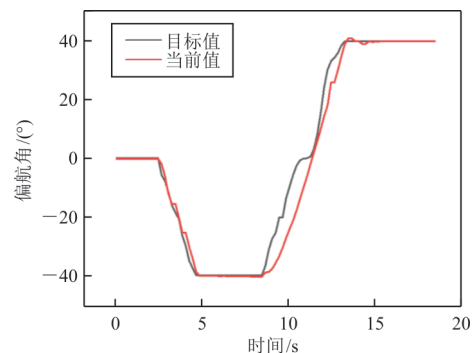


图 10 实物飞行器偏航角响应

Fig. 10 Yaw angle response of physical aircraft

在阵风环境中俯仰角和滚转角的跟踪响应如图 11~图 12 所示,可以看出:在有外界干扰的情况

下,俯仰角和滚转角控制响应变化范围在 $1^\circ$ 内,实机控制效果好,抗扰性和鲁棒性强,表明本文设计的自抗扰控制器具有可实现性。

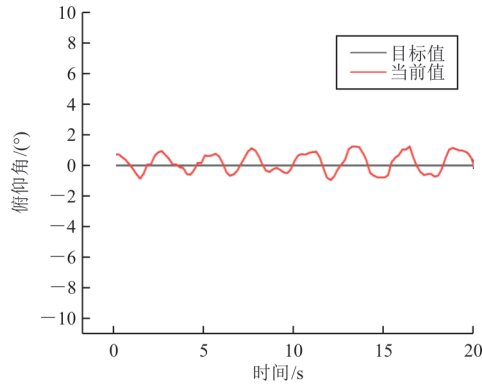


图 11 实物飞行器俯仰角响应

Fig. 11 Pitch angle response of physical aircraft

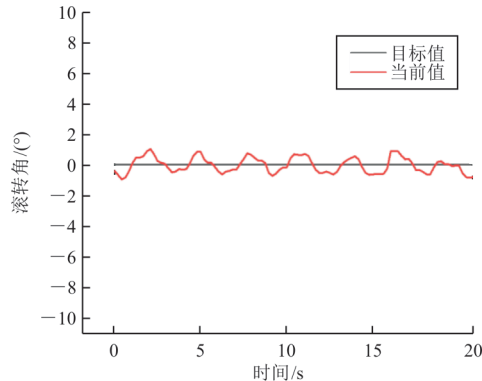


图 12 实物飞行器滚转角响应

Fig. 12 Roll angle response of physical aircraft

## 5 结 论

1) 本文提出了一种拼接式倾转双旋翼无人机,相比于常规旋翼无人机拥有较多灵活的飞行特性,可以根据不同任务需求更改拼接方式。

2) 单机或两机组拼飞行器的飞行动力学模型源于单一的动力模型,组拼飞行器动力单元布局变化影响了飞行器操作策略。

3) 仿真和实机验证了自抗扰控制器设计的可行性,结果表明,自抗扰控制器应用于单机或组拼飞行器均具有良好的姿态、位置控制效果,相比于传统的PID控制器,自抗扰控制器的跟踪更快速,稳定性更好。

本文在实机验证阶段只进行了飞行器姿态的控制分析试验,对于前飞、倾转过渡等飞行状态的实机验证工作将在以后的研究中加以考虑。

## 参 考 文 献

- [1] 刘琨, 徐锦法. 一种空中集成的倾转双旋翼飞行器: CN218907638U[P]. 2023-04-25.  
LIU Kun, XU Jinfa. A tilting dual rotor aircraft integrated in the air: CN218907638U[P]. 2023-04-25. (in Chinese)
- [2] OUNG R, D'ANDREA R. The distributed flight array: design, implementation, and analysis of a modular vertical take-off and landing vehicle[J]. The International Journal of Robotics Research, 2014, 33(3): 375-400.
- [3] 张伟业. 组合式无人机的设计建模及控制[D]. 成都: 电子科技大学, 2022.  
ZHANG Weiye. Design modeling and control of combined unmanned aerial vehicle[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2022. (in Chinese)
- [4] 许景辉, 马贺, 周建峰, 等. 倾转三旋翼垂直起降无人机悬停姿态控制[J]. 农业机械学报, 2018, 49(10): 16-22.  
XU Jinghui, MA He, ZHOU Jianfeng, et al. Hovering attitude control of tilt tri-rotor VTOL aircraft[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018, 49(10): 16-22. (in Chinese)
- [5] 王海洋, 路平, 江涛. 三旋翼构型倾转旋翼无人机建模与悬停控制研究[J]. 电光与控制, 2015, 22(10): 51.  
WANG Haiyang, LU Ping, JIANG Tao. Modeling and hovering control of a tilt-rotor UAV with tri-rotor configuration[J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(10): 51. (in Chinese)
- [6] 金鑫, 鲜斌. 倾转式三旋翼无人机非线性鲁棒控制设计与实验验证[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(10): 1303-1310.  
JIN Xin, XIAN Bin. Nonlinear robust control of a tilt tri-rotor unmanned aerial vehicle with experimental verification [J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(10): 1303-1310. (in Chinese)
- [7] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.  
HAN Jingqing. Auto-disturbances-rejection controller and its applications[J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23. (in Chinese)
- [8] GAO Z Q. Engineering cybernetics: 60 years in the making [J]. Control Theory and Technology, 2014, 12(2): 97-109.
- [9] GAO Z Q. Active disturbance rejection control: from an enduring idea to an emerging technology[C]// 2015 10th International Workshop on Robot Motion and Control (RoMoCo). Poznan, Poland: IEEE, 2015: 269-282.
- [10] GAO Z Q. On the centrality of disturbance rejection in automatic control[J]. ISA Transactions, 2014, 53(4): 850-857.
- [11] LOTUFO M A, COLANGELO L, PEREZ-MONTENE-

- GRO C, et al. UAV quadrotor attitude control: an ADRC-EMC combined approach[J]. *Control Engineering Practice*, 2019, 84: 13-22.
- [12] CHANG K, XIA Y Q, HUANG K L, et al. Obstacle avoidance and active disturbance rejection control for a quadrotor[J]. *Neurocomputing*, 2016, 190: 60-69.
- [13] SHEN S Y, XU J F. Adaptive neural network-based active disturbance rejection flight control of an unmanned helicopter [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 119: 107062.
- [14] DONG W, GU G Y, ZHU X Y, et al. A high-performance flight control approach for quadrotors using a modified active disturbance rejection technique [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2016, 83: 177-187.
- [15] 石嘉, 裴忠才, 唐志勇, 等. 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(9): 1823-1831.
- SHI Jia, PEI Zhongcai, TANG Zhiyong, et al. Design and realization of an improved active disturbance rejection quadrotor UAV control system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(9): 1823-1831. (in Chinese)
- [16] 姜泽翔, 杨立本, 王栋, 等. 倾转双旋翼无人机风场扰动下的建模和控制器设计[J]. *飞行力学*, 2021, 39(5): 38-43,70.
- JIANG Zexiang, YANG Liben, WANG Dong, et al. Modeling and controller design of tilting twin-rotor UAV under wind field disturbance[J]. *Flight Dynamics*, 2021, 39(5): 38-43,70. (in Chinese)
- [17] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 62-63.
- LIU Peiqing. *Air propeller theory and its applications*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 62-63. (in Chinese)
- [18] 朱宝鏊. 无人飞机空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006: 62.
- ZHU Baoliu. *UAV aerodynamics*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006: 62. (in Chinese)
- [19] 陈军, 杨树兴, 莫雳. 电动无人机动力系统建模与实验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6): 1339-1344.
- CHEN Jun, YANG Shuxing, MO Li. Modeling and experimental analysis of UAV electric propulsion system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6): 1339-1344. (in Chinese)
- [20] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 43-51.
- GAO Zheng, CHEN Renliang. *Helicopter flight dynamics* [M]. Beijing: Science Press, 2003: 43-51. (in Chinese)
- [21] GAO Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C] // *Proceedings of the 2003 American Control Conference*. Denver, CO, USA: IEEE, 2003: 4989-4996.

(编辑:马文静)

文章编号: 1674-8190(2025)01-101-07

# 视觉引导误差对自动着舰性能影响研究

甄冲<sup>1</sup>, 曲晓雷<sup>1</sup>, 王翼丰<sup>1</sup>, 张宇翔<sup>2</sup>, 韩凤鸣<sup>2</sup>

(1. 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)  
(2. 沈阳飞机设计研究所扬州协同创新研究院有限公司, 扬州 225000)

**摘要:** 引导系统的定位精度是决定自动着舰成败的关键。提出舰载机机载设备视觉引导架构, 分析机载视觉着舰引导系统的定位原理、测量误差及其对自动着舰性能的影响。研究在合作助降灯组辅助下共面P4P相对定位问题; 针对F/A-18A全自动着舰任务, 仿真计算舰载机开始下滑至触舰整个过程中机载视觉引导的定位测量精度; 引入自动着舰系统延迟、机体传感器误差、舰尾流、甲板运动多种干扰因素, 建立多因素耦合作用仿真模型, 通过蒙特卡罗试验统计各项干扰因素作用下最终着舰点的偏差等着舰性能指标。结果表明: 本文提出的机载视觉引导架构在最终进近阶段具有接近传统引导方式的定位精度和自动着舰性能, 该引导架构中甲板运动和舰尾流对最终着舰性能具有显著影响。

**关键词:** 自动着舰; 舰载机; 机载视觉引导; 共面P4P; 舰尾流; 甲板运动

**中图分类号:** V271.4<sup>+</sup>92

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.12

## Impact of visual guidance error on automatic carrier landing performance

ZHEN Chong<sup>1</sup>, QU Xiaolei<sup>1</sup>, WANG Yifeng<sup>1</sup>, ZHANG Yuxiang<sup>2</sup>, HAN Fengming<sup>2</sup>

(1. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)  
(2. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute Co., Ltd., Yangzhou 225000, China)

**Abstract:** The positioning accuracy of guidance system is the key factor of automatic carrier landing system to determine the success or failure of the carrier landing. The airborne equipment visual guidance architecture of carrier-based aircraft is proposed, and the positioning principles, measurement errors and effects on automatic carrier landing of airborne visual guidance architecture are investigated. The coplanar P4P relative positioning issue by means of cooperative landing aids is studied. Considering F/A-18A carrier-based aircraft automatic landing task, the simulated positioning measurement accuracy of airborne visual guidance from gliding to touchdown are estimated. The disturbances of automatic carrier landing system delay, airborne sensor noises, air-wake and deck motion are introduced, the multi-factor coupled simulation system is modeled, and the touchdown position standard errors are calculated based on Monte-Carlo simulations influenced by the disturbances. The results show that the positioning accuracy and automatic landing performance of the proposed airborne visual guidance architecture can achieve the performance of traditional guidance architectures. The deck motion and air-wake play important roles in automatic carrier landing performance.

**Key words:** automatic carrier landing; carrier-based aircraft; airborne visual guidance; coplanar P4P; air-wake; deck motion

收稿日期: 2023-10-11; 修回日期: 2023-10-26

基金项目: 某科技创新特区XX创新工作站项目(20-163-XX-XX-XXX-001-01); 江苏省“双创博士”资助计划(JSSCBS20231011)

通信作者: 韩凤鸣(1992-), 男, 博士, 高级工程师。E-mail: hfm\_1992@163.com

引用格式: 甄冲, 曲晓雷, 王翼丰, 等. 视觉引导误差对自动着舰性能影响研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 101-107, 116.

ZHEN Chong, QU Xiaolei, WANG Yifeng, et al. Impact of visual guidance error on automatic carrier landing performance[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 101-107, 116. (in Chinese)



## 0 引言

视觉引导着舰架构具有抗电子干扰能力强、成像分辨率高等特点,具有良好适装性,有成为全自动着舰重要引导手段<sup>[1-3]</sup>的可能。

光电引导系统中综合了可见光/红外多传感器成像设备和激光测距/扫描设备的多设备架构,而视觉引导系统不依赖激光测距以及额外装配的反射球等相关设备,能够减轻改装适配成本,有望成为新一代着舰引导体制架构的重要组成部分。视觉引导着舰架构主要分为舰载设备引导和机载设备引导两类<sup>[4]</sup>,舰载设备引导由 2 个或以上的多传感器成像系统构成双目/多目视觉系统,不依赖激光测距即可获得被测舰载机目标的三维定位信息。国防科技大学孔维玮等<sup>[4-5]</sup>针对固定翼小型无人机的着陆/着舰设计了独立转台驱动的长基线双目立体视觉引导系统,该舰载视觉引导架构由于视觉单元间基线长度的限制,导致视觉系统对机舰间深度信息的估计精度不足,视觉单元间基线距离 20 m,纵向水平距离误差在舰载机距离 2 km 时最大误差可达到 200 m,不适用于全自动着舰应用场景中的引导律解算。机载设备引导通过机载视觉相机捕捉甲板上特征及合作标识,通过机器视觉识别检测算法捕捉目标对象特征,并解算确定机舰相对位置信息。美国 Near Earth Autonomy 公司的 Grocholsky 等<sup>[6]</sup>采用机载视觉引导方案用于慢速直升机识别合作标志着舰,但目前机载视觉应用于大型固定翼舰载机自动着舰的相关研究较少。

本文提出具有合作助降灯的舰载机机载设备视觉引导架构,基于已知的共面助降灯坐标研究机舰相对 P4P(Perspective-4-Point)定位原理,并分析机载成像系统下的机舰定位误差,包括误差类型、随机分布;通过建立定位系统到被测目标的坐标变换,基于蒙特卡罗法仿真分析视觉引导架构定位精度,并结合机体传感器误差、自动着舰系统延迟、舰尾流、甲板运动等其他干扰因素,综合分析各种干扰因素对最终着舰点分布的影响。

## 1 机载视觉引导定位

本文所考虑的机载视觉引导架构自动着舰系统架构如图 1 所示,在远距离时通过可见光识别航空母舰目标,建立初步的相对信息,靠近后通过对甲板上 4 个合作红外标志灯进行检测识别,根据标

志灯的固有空间关系和相机内参确定相平面坐标到世界坐标系的映射,从而求解相对位置。以 F/A-18A 舰载机着舰为例,舰载机着舰进场速度  $V_0 = 69.964 \text{ m/s}$ ,下滑道角度  $\gamma_0 = -3.5^\circ$ ,舰载机在距离甲板高度  $h_0 = 365 \text{ m}$  开始下滑,假设航空母舰前进速度  $V_s = 12.347 \text{ m/s}$ ,初始时刻舰载机距离航空母舰理想着舰点纵向水平距离为

$$x_0 = \frac{-h_0}{V_0 \sin \gamma_0} (V_0 \cos \gamma_0 - V_s) = 4912.61 \text{ m} \quad (1)$$

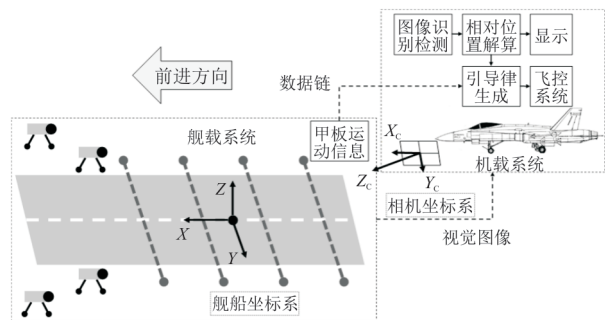


图 1 机载视觉引导架构示意图

Fig. 1 Diagram of airborne visual guidance architecture

机舰距离约为 5 km,在此距离内视觉引导系统对舰船轮廓进行识别检测,需要目标在视频图像中具有一定尺寸,假设准确识别大约需 50 个像素长度,像元尺寸设为  $L_{\text{cell}} \times L_{\text{cell}} (5 \mu\text{m} \times 5 \mu\text{m})$ ;美国航空母舰典型甲板宽度约为 70 m,甲板高于水平面高度约为 20 m<sup>[1,7]</sup>,根据小孔成像原理,视觉系统的焦距应为

$$\frac{50L_{\text{cell}}}{f} = \frac{20}{5000} \Rightarrow f = 62.5 \text{ mm} \quad (2)$$

选择  $f = 65 \text{ mm}$ ,假设图像中心为像素坐标系原点,由此可确定相机内参参数。

机载视觉成像设备在红外频段识别舰上的红外标志灯,解算相对位置,接入全自动着舰引导控制律中。根据斜角甲板尺寸,假设标志灯位于理想着舰点后方跑道两侧,标志灯相对于理想着舰点位置精确已知,且标志灯高度相同且可忽略不计。以理想着舰点为原点建立舰船坐标系,该坐标系中标志灯坐标:  $[x_1, y_1, 0] = [20, -15, 0]$ ,  $[x_2, y_2, 0] = [20, 15, 0]$ ,  $[x_3, y_3, 0] = [65, -25, 0]$ ,  $[x_4, y_4, 0] = [60, 30, 0]$ 。假设舰载机此时在舰船坐标系的坐标为  $[-4912.61, 0, 365]$ ,相机坐标系  $Z_c$  轴对准理想着舰点,为保证在远距离时标志灯能够被相关机器视觉算法稳定识别,假设标志灯在远距离光斑大小为  $3 \text{ pixel} \times 3 \text{ pixel}$ ,标志灯的像素坐标根据理想坐标系变换关系和内参,分别约为

[40, -4], [-40, -4], [65, -13], [-78, -12], 光斑间无重叠,能够进行识别区分。

将标志点转换到相机坐标系。

$$\begin{cases} x_{ci} = n_x x_i + o_x y_i + t_x \\ y_{ci} = n_y x_i + o_y y_i + t_y \\ z_{ci} = n_z x_i + o_z y_i + t_z \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $[x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}]$  为标志灯(视为点光源)在相机坐标系坐标;  $\mathbf{n} = [n_x, n_y, n_z]^T$ ,  $\mathbf{o} = [o_x, o_y, o_z]^T$  为坐标系间变换矩阵的前两列;  $\mathbf{t} = [t_x, t_y, t_z]^T$  为坐标平移向量。

在内参方程中,标志灯在像素坐标系中位置  $[X, Y]$  为

$$\begin{cases} \frac{x_{ci}}{z_{ci}} = \frac{X}{f} \\ \frac{y_{ci}}{z_{ci}} = \frac{Y}{f} \end{cases} \quad (4)$$

联立并结合  $\mathbf{n}, \mathbf{o}$ , 可以求解如下优化问题:

$$\min \left\| \begin{bmatrix} A_1 \\ \vdots \\ A_4 \end{bmatrix} \mathbf{n} + \begin{bmatrix} B_1 \\ \vdots \\ B_4 \end{bmatrix} \mathbf{o} + \begin{bmatrix} C_1 \\ \vdots \\ C_4 \end{bmatrix} \mathbf{t} \right\|^2 \quad (5)$$

$$\text{s. t. } \|\mathbf{n}\|^2 = 1, \|\mathbf{o}\|^2 = 1$$

$$\begin{cases} A_i = \begin{bmatrix} x_i & 0 & -x_i X/f \\ 0 & x_i & -x_i Y/f \end{bmatrix} \\ B_i = \begin{bmatrix} y_i & 0 & -y_i X/f \\ 0 & x_i & -y_i Y/f \end{bmatrix} \\ C_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -X/f \\ 0 & 1 & -Y/f \end{bmatrix} \end{cases}$$

式(5)中包含 8 个线性方程和 2 个二次型约束,由此确定  $\mathbf{n}, \mathbf{o}, \mathbf{t}$ , 其中  $\mathbf{t}$  即为机舰间的相对位置向量(合作点高度不为 0 时可以通过引入简单平移变换计算),旋转矩阵的第三列可以由前两列做叉乘得到。

## 2 机载视觉引导误差因素

假设测量设备相对于飞机变换关系是精确误差,且机体传感器测量误差不影响视觉测量,即本文只分析视觉引导设备误差的成因与构成。测量设备误差因素根据来源分为伺服机构误差和传感器测量误差,根据误差类型又分为可以确定为固定值的系统误差和在测量过程中时刻变化的偶然

误差<sup>[8-10]</sup>。参考文献[8],视觉引导系统测量误差形式与概率分布特性如表 1 所示。

表 1 成像设备与减振器误差  
Table 1 Errors of imaging device and absorber

误差因素	误差类型	具体误差	概率分布
减振器角 振动误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta\phi, \Delta\theta$	$U(-0.1^\circ, 0.1^\circ)$
		$\Delta\psi$	$U(-0.05^\circ, 0.05^\circ)$
竖轴调平 误差	伺服机构 误差, 系统误差	$\Delta V_1, \Delta\alpha_{v1}$	$U(-5\sqrt{3}'' , 5\sqrt{3}'' )$
		$\Delta V_1, \Delta\alpha_{v1}$	$U(-5\sqrt{3}'' , 5\sqrt{3}'' )$
		$\Delta V_1, \Delta\alpha_{v1}$	$U(-\frac{5}{2}\sqrt{3}'' , \frac{5}{2}\sqrt{3}'' )$
竖轴晃动 误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta\theta_{v1}, \Delta\phi_{v1}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\theta_{v2}, \Delta\phi_{v2}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\theta_{v3}, \Delta\phi_{v3}$	$U(-5\sqrt{3}'' , 5\sqrt{3}'' )$
横轴差	伺服机构 误差, 系统误差	$\Delta I_1$	$U\left(-\frac{\sqrt{3}''}{5}, \frac{\sqrt{3}''}{5}\right)$
		$\Delta I_2$	$N(0, (1'')^2)$
		$\Delta I_3$	$U\left(-\frac{\sqrt{3}''}{5}, \frac{\sqrt{3}''}{5}\right)$
		$\Delta I_4$	$N(0, (4.8'')^2)$
横轴晃动 误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta\phi_{i1}, \Delta\psi_{i1}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\phi_{i2}, \Delta\psi_{i2}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\phi_{i3}, \Delta\psi_{i3}$	$U(-4\sqrt{3}'' , 4\sqrt{3}'' )$
照准差	伺服机构 误差, 系统误差	$C_1$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{2f}, \frac{c_{\text{ell}}}{2f}\right)$
		$C_2$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{f}, \frac{c_{\text{ell}}}{f}\right)$
视轴偏移 误差	伺服机构 误差, 系统误差	$\Delta d_1$	$N(0, (0.1 \text{ mm})^2)$
		$\Delta d_2$	$N(0, (1 \text{ mm})^2)$
		$\Delta d_3$	$N(0, (1 \text{ mm})^2)$
视轴晃动 误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta C_1, \Delta\theta_{e1}$	$N(0, (2'')^2)$
		$\Delta C_2, \Delta\theta_{e2}$	$N(0, (3'')^2)$
竖轴/横 轴光电编 码器测量 误差	传感器测量 误差, 系统误差	$\Delta\alpha_1, \Delta\lambda_1$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\alpha_2, \Delta\lambda_2$	$U(-\sqrt{3}'' , \sqrt{3}'' )$
		$\Delta\alpha_3, \Delta\lambda_3$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\alpha_4, \Delta\lambda_4$	$N(0, (3'')^2)$
		$\Delta\alpha_5, \Delta\lambda_5$	$N(0, (3.5'')^2)$
电视脱靶 量测量 误差	传感器测量 误差, 偶然误差	$\Delta x_1, \Delta y_1$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{2f}, \frac{c_{\text{ell}}}{2f}\right)$
		$\Delta x_2, \Delta y_2$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{f}, \frac{c_{\text{ell}}}{f}\right)$

忽略飞机本体姿态导致的视觉测量误差,伺服机构误差应包括连接至成像设备减振器的角振动误差,忽略减振器的复杂运动形式,将其近似视为在三轴方向上的滚转、俯仰、偏航角度误差 $\Delta\phi$ 、 $\Delta\theta$ 、 $\Delta\psi$ ,该误差随飞机运动而时刻变化,视为服从均匀分布的偶然误差。

成像设备的伺服机构装置误差,即三轴误差:竖轴误差、横轴误差及视轴误差。竖轴系统误差即竖轴调平误差,包括倾斜误差 $\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$ 和倾斜方位角 $\Delta\alpha_V = \Delta\alpha_{V1} + \Delta\alpha_{V2} + \Delta\alpha_{V3}$ ;竖轴偶然误差即竖轴晃动误差 $\Delta\theta_V = \Delta\theta_{V1} + \Delta\theta_{V2} + \Delta\theta_{V3}$ 和 $\Delta\phi_V = \Delta\phi_{V1} + \Delta\phi_{V2} + \Delta\phi_{V3}$ 。

横轴系统误差即横轴的回转轴与竖轴回转轴线不正交导致的横轴差,经修正后可认为均值为0,其残差 $\Delta I = \Delta I_1 + \Delta I_2 + \Delta I_3 + \Delta I_4$ 。横轴偶然误差即横轴晃动误差 $\Delta\phi_i = \Delta\phi_{i1} + \Delta\phi_{i2} + \Delta\phi_{i3}$ 和 $\Delta\psi_i = \Delta\psi_{i1} + \Delta\psi_{i2} + \Delta\psi_{i3}$ 。

视轴系统误差包括照准差 $C = C_1 + C_2$ 和视轴偏移误差 $\Delta d = (\Delta d_1, \Delta d_2, \Delta d_3)$ ,照准差与像元尺寸和焦距有关。视轴偶然误差即视轴晃动误差 $\Delta C = \Delta C_1 + \Delta C_2$ 和 $\Delta\theta_e = \Delta\theta_{e1} + \Delta\theta_{e2}$ 。

成像设备的传感器误差包括竖轴光电编码器测量误差、横轴光电编码器测量误差、电视脱靶量测量误差。竖轴光电编码器测量误差 $\Delta\alpha = \Delta\alpha_1 + \Delta\alpha_2 + \Delta\alpha_3 + \Delta\alpha_4 + \Delta\alpha_5$ 和横轴光电编码器测量误差 $\Delta\lambda = \Delta\lambda_1 + \Delta\lambda_2 + \Delta\lambda_3 + \Delta\lambda_4 + \Delta\lambda_5$ 均为系统误差。电视脱靶量测量在方位和仰角方向上产生相互独立偶然误差 $\Delta x = \Delta x_1 + \Delta x_2$ 和 $\Delta y = \Delta y_1 + \Delta y_2$ ,该误差与自身像元尺寸和焦距有关。

从光电跟踪测量设备基座坐标系将被测目标变换到上述误差情况下,记被测目标在设备基座坐标系下的真实距离、方位角、俯仰角分别为 $R_0$ 、 $a_0$ 、 $e_0$ ,被测目标在电视像面真实点位置为 $(X, Y)$ ,误差影响下电视像面点位置 $(X + \Delta x, Y + \Delta y)$ ,根据小孔成像原理可换算为相机坐

标系坐标。坐标转换关系如下:

1) 相机坐标系—沿俯仰角方向转动减振器角振动误差 $\Delta\theta$ —沿滚转角方向转动 $\Delta\phi$ —沿方位角方向转动 $\Delta\psi$ —基座坐标系;

2) 基座坐标系(竖轴坐标系)—沿方位角方向转动倾斜方位角 $\Delta\alpha_V$ ,沿俯仰角方向转动 $\Delta V$ —沿方位角方向转动 $(a_0 + \Delta\alpha - \Delta\alpha_V)$ —沿仰角方向转动 $\Delta\theta_V$ ,沿轴向方向转动 $\Delta\phi_V$ —照准部坐标系;

3) 照准部坐标系(横轴坐标系)—沿轴向转动横轴差与横轴晃动误差之和 $(\Delta I + \Delta\phi_i)$ ,沿方位角方向转动横轴晃动误差 $\Delta\psi_i$ —沿仰角方向转动包含横轴误差的仰角角度 $(e_0 + \Delta\lambda)$ —平移视轴偏移向量 $\Delta d$ —沿方位角转动照准差与视轴晃动误差之和 $(C + \Delta C)$ ,沿仰角方向转动 $\Delta\theta_e$ —望远镜坐标系;

4) 望远镜坐标系—沿Z轴方向平移距离 $R$ —调换三轴位置—目标坐标系(舰船坐标系)。

### 3 视觉引导定位仿真分析

根据仿真中舰载机与舰船位置真实信息,确定被测标志灯在相机坐标系下的真实坐标 $[x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}]$ ,解算距离 $R_{0i}$ 、方位角 $a_{0i}$ 、俯仰角 $e_{0i}$ ;并根据式(4)预先确定标志灯在相机坐标系平面的真实脱靶量 $(X_i, Y_i)$ 作为标志灯在电视像面真实点位置。

根据第2节中的误差形式,通过对随机数采样模拟视觉引导各项误差因素,并代入坐标变换关系求解误差因素影响下的各标志灯在相机坐标系下坐标 $[\bar{x}_{ci}, \bar{y}_{ci}, \bar{z}_{ci}]$ 。联立式(3)~式(4)求解误差影响下的机舰相对位置信息。将相对位置误差接入自动着舰系统引导律环节进行闭环仿真。

视觉引导自动着舰仿真主要考虑其纵向线性子系统,F/A-18A舰载机着舰状态在平衡点 $\alpha_0 = 8.1^\circ$ , $V_0 = 69.964 \text{ m/s}$ 处纵向系统状态空间模型<sup>[11-12]</sup>为

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0705 & 3.3233 & -9.816 & 0 & -5.8 \times 10^{-5} \\ -0.00445 & -3.343 & 0 & 0.9913 & 1.5 \times 10^{-5} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.00312 & -1.166 & 0 & -0.2544 & 0 \\ 0 & -69.964 & 69.964 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.8466 & 16.2038 & 3.3233 \\ -0.0721 & -0.0338 & -0.343 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1.815 & 0.0023 & -1.166 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_s \\ \delta_t \\ \alpha_w \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:  $V$  为扰动空速;  $\alpha$  为无舰尾流影响下的飞机扰动迎角;  $\theta$  为飞机扰动俯仰角;  $q$  为扰动俯仰角速度;  $h$  为飞机扰动高度;  $\delta_s$  为扰动平尾升降舵偏转角;  $\delta_l$  为扰动油门杆偏转角;  $\alpha_w = W_z/V_0$  为舰尾流造成的突风迎角,  $W_z$  为舰尾流在垂直方向上的分量<sup>[13]</sup>。

控制架构采用垂直速率引导<sup>[14-16]</sup>, 区别为在垂直速率引导回路输出过载指令至纵向过载自动驾驶仪, 再输出关于纵杆的内环控制指令。外环引导律采用 PID 控制, 信号经过 AN/SPN-42 雷达  $\alpha$ - $\beta$  滤波器<sup>[17]</sup> 降低噪声并获得微分信号。

仅考虑表 1 中视觉引导各项误差因素, 对舰载机自动着舰进行仿真。理想下滑道航迹角  $\gamma_0 = -3.5^\circ$ , 假设舰载机在距离甲板高度  $h_0 = 365$  m 开始下滑, 航空母舰沿斜甲板方向前进速度为 12.347 m/s, 则初始时刻舰载机距离航空母舰理想着舰点纵向水平距离为  $x_0 = 4912.61$  m; 假定舰载机在横侧向始终对准着舰跑道中线, 即忽略横侧向控制带来的影响, 单次仿真得到视觉引导定位误差如图 2 所示, 可以看出: 横侧向和垂向定位误差在远距离时误差较大, 接入全自动着舰控制闭环中可能引入显著引导噪声, 影响相对距离较远的初始下滑阶段的控制性能。本文机载视觉定位精度优于文献[18]中无人机红外成像 P3P 定位着舰路基试飞数据(400 m 距离定位误差精度约为 5 m); 与文献[19]提出的扩展卡尔曼滤波融合无人机视觉定位方案在 400 m 机舰距离(在本文中对应为着舰前约 7 s)横侧向和垂向误差约为 0.2 m 的仿真结果接近。同时定位误差随机舰间距离的缩短而逐渐减少, 与文献[18-19]中相关结论一致。

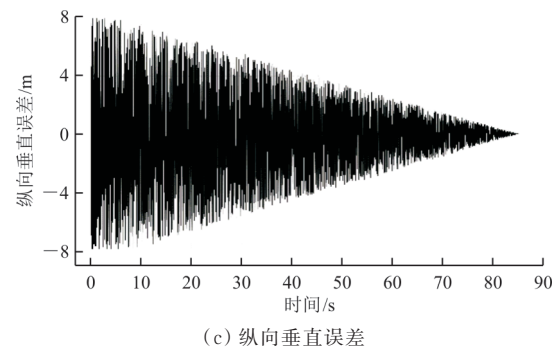
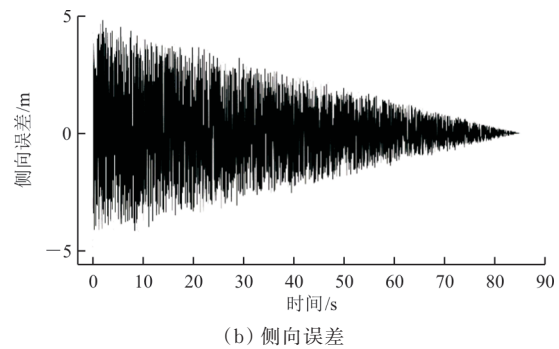
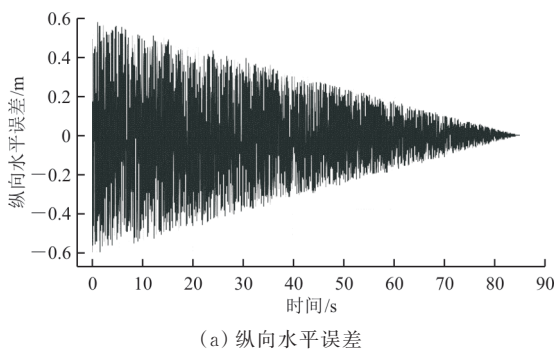


图 2 视觉引导着舰三轴定位误差  
Fig. 2 Three-axis positioning errors of visual guidance carrier landing

三轴坐标解算着舰过程中视觉引导系统的测角误差如表 2 所示。比较误差因素中概率分布形式可知, 减振器角振动误差中的俯仰和航向角误差  $\Delta\theta$ 、 $\Delta\psi$  是造成视觉引导误差的主要因素, 即舰载机机体的本身姿态变化及振动是影响自动着舰引导的关键要素。视觉引导定位误差接近服从均匀分布, 可以认为其误差范围属于 0.001 rad 量级, 与法国 DALLAS 光电着舰引导系统精度(俯仰角  $\pm 0.0003$  rad, 方位角  $\pm 0.0006$  rad)量级相近<sup>[1]</sup>。这说明视觉引导测量精度能够接近传统舰载设备光电引导的测量水平。视觉引导系统的测距误差并不显著, 这是由于本文忽略了焦距本身的误差。

表 2 视觉引导着舰测角误差  
Table 2 Angle measurement errors of visual guidance carrier landing

类别	误差范围/(°)	误差标准差/(°)
测方位角误差	-0.056 77~0.064 19	0.029 08
测仰角误差	-0.105 3~0.103 4	0.057 98

在机载视觉引导架构基础上, 引入机舰间自动引导着舰系统(ACLS)延迟、舰尾流和甲板运动其



他干扰因素,分析不同因素对最终着舰点散布的影响。假设 ACLS 延迟作用于机舰外环引导律,与雷达引导情况类似,具体延迟详见文献[1,14-15],本文通过  $\tau_d = 0.0235 + \tau_{d1}(t) + \tau_{d2}(t) + \tau_{d3}(t) + \tau_{d4}(t) + \tau_{d5}(t)$ ,  $\tau_{d1} \sim U(0, 0.05)$ ,  $\tau_{d2} \sim U(0.0125, 0.05)$ ,  $\tau_{d3} \sim U(0, 0.05)$ ,  $\tau_{d4} \sim U(0, 0.05)$ ,  $\tau_{d5} \sim U(0, 0.05)$  进行模拟,仿真中在所有时间步对随机变量进行上述采样获得随机时变的 ACLS 延迟干扰因素。

机体传感器噪声误差因素中主要考虑俯仰角速度、迎角、纵向过载信号噪声,噪声误差形式及洗出滤波器传递函数详见文献[20],采样频率详见文献[14]。

舰尾流纵向水平和垂直方向中,稳态分量随着机舰间距离的缩短由上洗转变为下洗,对着舰

下滑轨迹造成显著干扰<sup>[21]</sup>,仿真采用美军标 MIL-F-8785<sup>[22]</sup> 和 MIL-HDBK-1797<sup>[23]</sup> 中舰尾流模型。假定环境无定常风,甲板风速与航空母舰速度大小相等,即有  $V_{\text{wod}} = V_s = 12.347 \text{ m/s}$ 。

甲板运动因素参考平稳海况传递函数模型<sup>[24]</sup>通过单位功率白噪声模拟甲板在垂直方向上的高度变化,当仿真中舰载机高度减去甲板高度等于 0 时认为舰载机接触舰面,通过分析此时在纵向水平方向上与理想着舰点的偏差评估着舰质量。忽略横侧向运动,各执行 1 000 次自动着舰闭环仿真进行统计。纵向水平偏差在  $\pm 6.1 \text{ m} (\pm 20 \text{ ft})$  范围内为满意着舰区域,在  $\pm 12.2 \text{ m} (\pm 40 \text{ ft})$  范围内为允许着舰区域<sup>[7,25-26]</sup>。视觉引导各因素影响下自动着舰仿真结果如表 3 所示。

表 3 视觉引导各因素影响下自动着舰仿真结果

Table 3 Simulation results of visual guidance automatic carrier landing subject to different factors

误差因素类型	纵向水平偏差均值/m	纵向水平偏差标准差/m	满意着舰占比/%	允许着舰占比/%
无误差因素	0.165 00	0	100.0	100.0
视觉引导	0.294 50	0.015 230	100.0	100.0
ACLS 延迟	0.146 90	0.002 456	100.0	100.0
机体传感器误差	0.048 00	0.142 700	100.0	100.0
舰尾流	-0.543 80	3.254 200	95.2	100.0
甲板运动	-0.040 48	5.511 800	75.1	96.5
多因素综合作用	-1.803 50	7.106 000	60.3	90.0

综合分析着舰结果散布情况以及着舰成功情况,在视觉引导下影响着舰结果的主要因素为甲板运动和舰尾流,以独立因素影响下偏差值方差与多因素综合作用方差之比作为影响因素,甲板运动影响方差贡献占比为 60.2%,舰尾流影响方差贡献占比为 21.0%,其他因素独立存在时其作用可忽略不计,但多因素耦合影响对偏差值方差贡献占比为 18.8%。综合多因素耦合作用下的着舰偏差标准差与 F/A-18A 在 AN/SPN-42 雷达引导自动着舰统计的着舰点标准差 22 ft (6.705 6 m)<sup>[14]</sup> 结果相近。

## 4 结 论

1) 机载视觉引导架构,在满足远距离舰船目标可识别检测条件时,典型误差因素影响下视觉引导误差范围约为方位角  $\pm 0.06^\circ$ ,仰角  $\pm 0.1^\circ$ ,垂

向和侧向偏差的测量误差随机舰相对距离的缩短而增加,在舰载机距离理想着舰点水平距离 4 912.6 m,高度 365 m 处下滑开始时侧向偏差误差范围为  $\pm 5 \text{ m}$ ,垂向偏差误差范围为  $\pm 8 \text{ m}$ 。在远距离时不宜通过视觉引导信息接入全自动着舰控制回路,可能引入显著的引导噪声。

2) 视觉引导架构下的自动着舰系统,甲板运动和舰尾流是影响着舰点偏离以及着舰率的最显著因素,因此在自动着舰系统设计中,应对甲板运动进行针对性补偿,设计具有优良性能的甲板运动补偿系统和甲板运动预报系统,并设计具有抗风扰动性能的自动着舰控制律。

## 参 考 文 献

- [1] 薛海中. 飞机着舰引导及监视系统技术[M]. 郑州: 河南科学技术出版社, 2008: 2-41.
- XUE Haizhong. Guidance for airplane landing and survil-

- lance system technology [M]. Zhengzhou: Henan Science and Technology Press, 2008: 2-41. (in Chinese)
- [2] 张志冰, 甄子洋, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 734-744.  
ZHANG Zhibing, ZHEN Ziyang, JIANG Ju, et al. Review on development in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(6): 734-744. (in Chinese)
- [3] 甄子洋, 王新华, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制研究进展[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 122-143.  
ZHEN Ziyang, WANG Xinhua, JIANG Ju, et al. Research progress in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 122-143. (in Chinese)
- [4] 孔维玮. 基于多传感器的无人机自主着舰引导与控制系统研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2017.  
KONG Weiwei. Multi-sensor based autonomous landing guidance and control system of a fixed-wing unmanned aerial vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017. (in Chinese)
- [5] KONG W W, HU T J, ZHANG D B, et al. Localization framework for real-time UAV autonomous landing: an on-ground deployed visual approach [J]. Sensors, 2017, 17(6): 1437-1443.
- [6] GROCHOLSKY B, DEFRANCO P, COVER H. Robust autonomous ship deck landing for rotorcraft [C] // Proceedings of AHS International 72nd Annual Forum. US: AIAA, 2016: 1-6.
- [7] 邓娟. 舰载飞机自动着舰纵向控制系统设计的理论与仿真研究[D]. 上海: 复旦大学, 2010.  
DENG JUAN. Theory and simulation on design of the longitudinal automatic carrier landing system for carrier-based airplane[D]. Shanghai: Fudan University, 2010. (in Chinese)
- [8] 金光. 机载光电跟踪测量的目标定位误差分析和研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2001.  
JIN Guang. Studying and analyzing on the error of positioning in airborne photo-electricity tracking survey equipment [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics Chinese Academy of Sciences, 2001. (in Chinese)
- [9] 王家骥, 金光, 颜昌翔. 机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J]. 光学精密工程, 2005, 13(2): 105-116.  
WANG Jiaqi, JIN Guang, YAN Changxiang. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device[J]. Optics and Precision Engineering, 2005, 13(2): 105-116. (in Chinese)
- [10] 李喜龙, 范海震, 史会丽. 光电引导系统在舰载机着舰引导中的作用分析[J]. 舰船电子工程, 2017, 37(7): 145-149.  
LI Xilong, FAN Haizhen, SHI Huili. Analysis of electro-optical guidance system used in carrier landing guidance[J]. Ship Electronic Engineering, 2017, 37(7): 145-149. (in Chinese)
- [11] SUBRAHMANYAM M B.  $H_\infty$  design of F/A-18A automatic carrier landing system[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1994, 17(1): 187-191.
- [12] SUBRAHMANYAM M B. Finite horizon  $H_\infty$  and related control problems[M]. US: Birkhauser Boston, 1995: 93-116.
- [13] 夏桂华, 董然, 许江涛, 等. 考虑扰流的舰载机终端进场线性模型[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 970-983.  
XIA Guihua, DONG Ran, XU Jiangtao, et al. Linearized carrier-based aircraft model in final approach phase with air turbulence considered[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 970-983. (in Chinese)
- [14] URNES J M, HESS R K. Development of the F/A-18A automatic carrier landing system [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1985, 8(3): 289-295.
- [15] URNES J M, HESS R K. Integrated flight control system development: the F/A-18A automatic carrier landing system [C] // Proceedings of Guidance and Control Conference. Gatlinburg, TN, US: AIAA, 1983: 920-929.
- [16] 张杨, 周益, 颜仙荣, 等. 基于Hdot指令的舰载机两种动力补偿控制系统研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 140-146.  
ZHANG Yang, ZHOU Yi, YAN Xianrong, et al. Research on two kinds of power compensator system of carrier-based aircraft based on Hdot command [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 140-146. (in Chinese)
- [17] 何霄阳, 张冬, 甄冲, 等. 全自动着舰系统  $\alpha\text{-}\beta\text{-}\gamma$  滤波器[J]. 飞机设计, 2022, 42(1): 4-10.  
HE Xiaoyang, ZHANG Dong, ZHEN Chong, et al.  $\alpha\text{-}\beta\text{-}\gamma$  filter of automatic landing system [J]. Aircraft Design, 2022, 42(1): 4-10. (in Chinese)
- [18] YAKIMENKO O A, KAMINER I I, LENTZ W J, et al. Unmanned aircraft navigation for shipboard landing using infrared vision[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(4): 1181-1200.
- [19] MENG Y, WANG W, HAN 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.

文章编号: 1674-8190(2025)01-108-09

# 国产7050铝合金薄壁承力框车削变形预测研究

马秀伟<sup>1</sup>, 胡越<sup>2</sup>, 姚雯莉<sup>3</sup>, 蒋睿嵩<sup>3</sup>

(1. 上海航天技术研究院 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

(2. 四川大学 空天科学与工程学院, 成都 610065)

(3. 四川大学 机械工程学院, 成都 610065)

**摘要:** 研究国产7050铝合金航空薄壁零件车削加工的变形预测, 建立能够准确预测车削变形的有限元模型, 对保证航空薄壁零件的加工精度与尺寸稳定性, 提高飞机的结构强度和可靠性具有重要意义。采用仿真结合实验论证的方法, 研究国产7050铝合金初始残余应力与车削残余应力耦合作用对薄壁承力框加工变形的影响规律。根据航空薄壁承力框加工工艺, 采用生死单元法建立承力框车削变形仿真模型, 通过盲孔法及车削实验, 分别获得承力框毛坯初始残余应力场及车削表层残余应力; 基于车削变形仿真模型, 预测初始残余应力场及车削残余应力耦合作用下的承力框加工变形, 并进行实验验证。结果表明: 承力框变形仿真预测模型的误差小于15%。

**关键词:** 国产7050铝合金; 航空薄壁件; 加工变形; 残余应力; 车削

中图分类号: V261.2<sup>+</sup>1; TG51

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.13

## Research on prediction of turning deformation of domestic 7050 aluminum alloy thin-wall bearing frame

MA Xiuwei<sup>1</sup>, HU Yue<sup>2</sup>, YAO Wenli<sup>3</sup>, JIANG Ruisong<sup>3</sup>

(1. Shanghai Institute of Aerospace Systems Engineering, Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

(2. School of Aeronautics and Astronautics, Sichuan University, Chengdu 610065, China)

(3. School of Mechanical Engineering, Sichuan University, Chengdu 610065, China)

**Abstract:** Researching the deformation prediction of domestic 7050 aluminum alloy aviation thin-walled parts during turning processing and establishing an accurate finite element model for predicting turning deformation are of great significance for ensuring the machining precision and dimensional stability of aviation thin-walled parts, as well as improving the structural strength and reliability of aircraft. This thesis employs simulation and experimental demonstration methods to study the influence of the coupling effect between the initial residual stress of domestic 7050 aluminum alloy and the turning residual stress on the deformation of thin-walled bearing frames during processing. Firstly, based on the machining process of aviation thin-walled bearing frames, a turning deformation simulation model of the bearing frame is established using the birth and death element method. Next, the initial residual stress field of the bearing frame blank and the turning surface residual stress are obtained through the blind hole method and turning experiments, respectively. Finally, based on the turning deformation simulation model, the deformation of the bearing frame under the coupling effect of the initial residual stress field and turning residual stress is predicted and experimentally verified. The results show that the error of the bearing frame deformation simulation prediction model is less than 15%.

**Key words:** domestic 7050 aluminum alloy; aviation thin-walled parts; processing deformation; residual stress; turning

收稿日期: 2023-07-28; 修回日期: 2023-12-22

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-VII-0013-0153); 四川省科技计划资助(2021ZDZX0001, 2021ZDZX0002)

通信作者: 蒋睿嵩(1984-), 男, 博士, 副教授。E-mail: jiangrs@scu.edu.cn

引用格式: 马秀伟, 胡越, 姚雯莉, 等. 国产7050铝合金薄壁承力框车削变形预测研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 108-116.

MA Xiuwei, HU Yue, YAO Wenli, et al. Research on prediction of turning deformation of domestic 7050 aluminum alloy thin-wall bearing frame[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 108-116. (in Chinese)

## 0 引言

7050铝合金是可热处理强化的高强度变形铝合金,具有高强度、高耐疲劳性能、高韧性、高耐损伤性能等特点<sup>[1]</sup>,在军工装备、航空航天制造领域应用广泛<sup>[2]</sup>,在飞机蒙皮、承力框和发动机等结构上都有应用。在我国航空材料国产化的大背景下,西南铝业(集团)有限责任公司成功研制的7050铝合金厚板<sup>[3]</sup>,有望打破国外技术垄断并解决国家重大项目关键材料的需求问题<sup>[4]</sup>。随着航空工业的快速发展,飞行器结构件朝着轻量化、高强度的方向发展,航空发动机承力框零件普遍采用薄壁整体式结构,然而,铝合金航空薄壁承力框结构复杂、尺寸大、材料去除率大<sup>[5]</sup>,由于毛坯初始残余应力的重分布以及因加工而产生的车削残余应力而导致的加工变形过大<sup>[6]</sup>,使得其加工精度和尺寸稳定性难以得到保障<sup>[7]</sup>。为了研究和控制航空薄壁零件的加工变形,需要对零件加工所产生的变形大小及变形趋势进行预测<sup>[8]</sup>,以保证航空薄壁零件的加工精度与尺寸稳定性,提高飞机的结构强度和可靠性<sup>[9-10]</sup>。

现有的针对初始残余应力变形的研究大多通过残余应力测量并结合有限元仿真<sup>[11]</sup>,主要针对零件中的初始残余应力在加工过程中得到释放、初始残余应力重新分布,所造成的零件变形对零件质量的影响。Sebastian<sup>[12]</sup>建立了铝板加工变形的数学预测模型,通过考虑毛坯初始残余应力状态和零件加工后的形状、位置来预测零件的变形;Schulze等<sup>[13]</sup>通过将有限元模拟与实验相结合的方法,将铝合金T形件弯曲以产生不同的初始应力状态,根据零件经过开槽车削后的变形量差异,表明初始残余应力对加工变形有着显著影响,是铝合金结构件产生加工变形的主要原因。

车削残余应力是由车削过程中工件加工塑性变形及相变作用下产生的,残余拉应力会使工件的疲劳强度降低,导致零件的使用寿命降低;此外,残余压应力会导致加工后的零件变形。El-Axir<sup>[14]</sup>将304不锈钢、37钢、7001铝合金、2024铝合金和黄铜这5种材料的抗拉强度、车削速度和进给速度作为输入参数,进行车削实验并检测车削表层残余应力,建立了基于实验的车削残余应力经验预测模型,能够确定最大残余应力的大小和深度;Bi Y B等<sup>[15]</sup>建立了综合考虑初始残余应力、

车削载荷、夹具布局、车削顺序和刀具路径的模拟铣削过程的三维有限元模型,预测了7050-T7451铝合金材料翼梁的加工变形,并加以实验验证,预测结果与实验相符;申运锋等<sup>[16]</sup>提出了一种新的铣削加工过程的数值分析方法,利用多种工艺参数组合实验获得切削回归方程,将此作为数值分析过程中切削力加载的重要依据。

以上研究表明,由于材料的去除,零件内部应力会相应的释放和重分布,通过变形来达到新的平衡;对于航空薄壁件,车削残余应力对其加工变形也有着重要影响,在车削加工中,由于车削加工过程中产生的残余应力,将直接影响工件的外形与尺寸的准确性,从而影响工件的使用性能。目前,航空制造企业针对薄壁零件的加工变形预测主要通过测量加工出实际零件,分析变形情况,具有局限性且对变形机理理解不够充分。

国产7050薄壁承力框发生切削加工变形的影响因素众多,包括工件的材料及结构、刀具、机床、装夹、工艺参数、温度等,而影响零件最终变形的主要因素为残余应力。由于国产7050铝合金薄壁承力框具有直径大、壁厚薄、高度高、型腔内壁狭小、刚度较差等结构特点,在车削加工时特别是精车时由于壁厚变薄,零件刚性进一步变差,容易出现让刀、震颤、过切和欠切现象,初始残余应力的释放重分布与切削残余应力的引入会致使零件整体变形更为严重。

为此,本文针对国产7050铝合金,对其初始残余应力和车削残余应力耦合作用下的薄壁零件进行加工变形预测。首先,通过生死单元法建立国产7050铝合金承力框残余应力变形的有限元分析预测模型,通过盲孔法及车削实验,分别获得承力框毛坯初始残余应力场及车削表层残余应力;然后,基于车削变形仿真模型,将得到的毛坯初始残余应力场及车削表层残余应力导入仿真模型进行变形预测;最后,通过实验验证模型的准确性。

## 1 承力框变形预测模型建立

### 1.1 初始残余应力有限元模型的建立

铝合金厚板或锻件毛坯内部存在较大的残余应力,即为车削加工前的初始残余应力场,在加工过程中随着材料的去除,毛坯初始残余应力会相应的释放和重分布,导致零件产生加工变形。为了对国产7050铝合金承力框初始残余应力引起的



变形进行预测,考虑采用有限元软件模拟材料去除过程,建立初始残余应力变形有限元预测模型。

将建立的车削加工中各个工序的三维几何模型导入 ABAQUS 中装配合并,生成用于仿真分析的实体模型,部件装配体如图 1 所示。根据 8 个车削工序,分别建立 8 个分析步,模拟每个工序的车削加工过程,航空薄壁承力框加工工艺流程如图 2 所示。

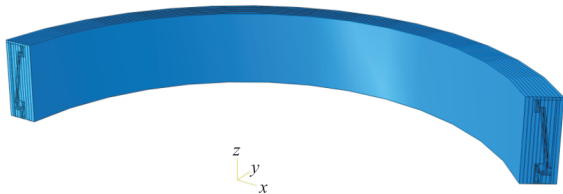


图 1 部件装配图

Fig. 1 Component assembly diagram

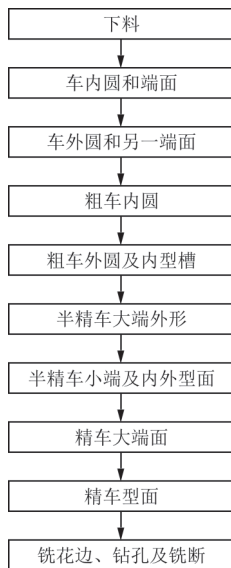


图 2 航空薄壁承力框加工工艺示意图  
Fig. 2 Aerospace thin-wall bearing frame machining process schematic diagram

工件材料为国产 7050-T7452 铝合金,其具有良好的力学性能,该材料的相关参数如表 1 所示,将材料的本构模型参数输入到 ABAQUS 中,完成材料参数的定义。

表 1 7050 铝合金材料性能参数<sup>[17]</sup>  
Table 1 7050 aluminum alloy material performance parameters<sup>[17]</sup>

参数	数值	参数	数值
密度/( $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ )	2.82	杨氏模量/GPa	71
泊松比	0.33		

通过对实体模型沿径向进行拆分,便于将毛坯的初始残余应力数据离散化分层加载到模型中,如图 3 所示。边界条件采用“3-2-1”三点约束方法,以避免零件在材料去除过程中发生刚体位移,并保证初始应力释放与重新分布使得工件发生自由变形。

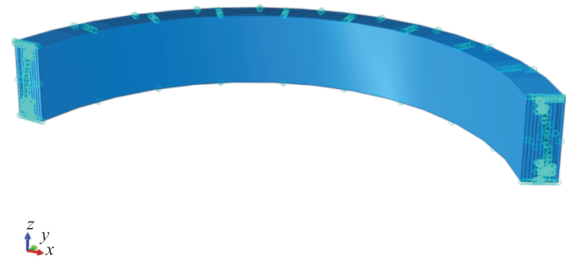


图 3 毛坯初始应力场离散化分层示意图

Fig. 3 Schematic diagram of discretization and layering of blank initial stress field

随着车削加工过程的进行,材料会从模型中去除,通过生死单元法可以激活或停用选定单元来模拟车削加工中材料去除的过程<sup>[18]</sup>,从而形象地得到加工后材料去除引起的残余应力分布及变形。

由于承力框零件尺寸较大,结构复杂,属于薄壁结构件,本模型中单元形状整体上选择楔形网格,楔形的单元类型为六节点线性三棱柱单元 C3D6,单元数为 301 万个。楔形网格有利于提高计算精度与计算效率,将薄壁承力框模型进行划分网格后如图 4 所示。

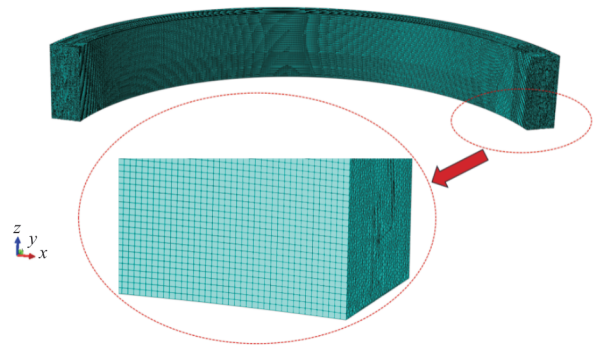


图 4 薄壁承力框模型网格的划分

Fig. 4 Meshing of thin-walled load-bearing frame model

## 1.2 耦合残余应力有限元模型的建立

薄壁承力框车削过程中,车削加工会在 200~400  $\mu\text{m}$  的亚表层引入车削残余应力,在精加工阶段,零件壁厚较小,车削残余应力的影响较大。采

用薄壳单元应力贴合技术,在承力框零件的各个表面建立多层带厚度的薄壳<sup>[19]</sup>,多层薄壳组成了车削残余应力的影响表层;再将建立的薄壳与承力框零件精车的表面进行绑定和约束,实现单元的应力贴合,如图 5 所示。

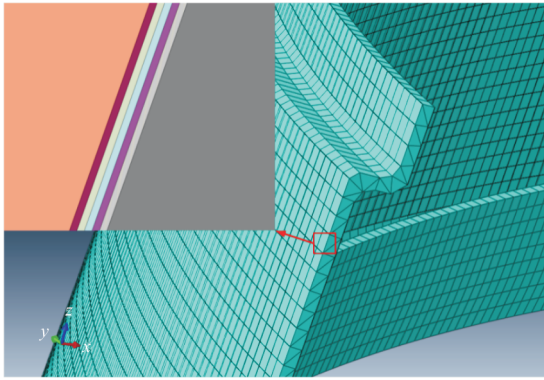


图 5 薄壳单元贴合工件表面

Fig. 5 Thin shell elements conform to the workpiece surface

本文模拟国产 7050 铝合金薄壁承力框切削残余应力对工件变形的影响,研究对象是精车后的几何模型,与初始残余应力模型的几何模型不同,单元布种的密度也不同,故采用单元形状函数法进行单元信息映射,以得到真实反映残余应力对加工变形的影响结果。形状函数任意节点  $M$  的映射数据为

$$D_M = \sum_{i=1}^n a_i D_i \quad (1)$$

式中: $a_i$ 为节点  $i$  的形状函数; $D_i$ 为节点  $i$  位置的数据变量(应力、应变、温度、位移等); $D_M$ 为节点  $M$  位置的数据变量。

通过网格单元信息映射技术准确获取承力框零件精车前的材料内部应力场,考虑材料去除残余应力的释放与重分布及切削残余应力的影响,精车型面应力场映射结果云图如图 6~图 7 所示,可以看出:网格单元信息映射后的应力场与原始初始残余应力仿真计算结果具有几乎相同的应力分布特征;映射计算后,最大应力误差控制在 7% 以内。表明采用单元形状函数法映射后的应力场具有较高的计算精度,通过将单元形状函数法映射的初始残余应力场施加到工件内,并通过薄壳单元贴合的切削残余应力施加到工件表层,至此耦合残余应力变形有限元模型建模完成,可用于计算承力框精车后耦合残余应力引起的变形。

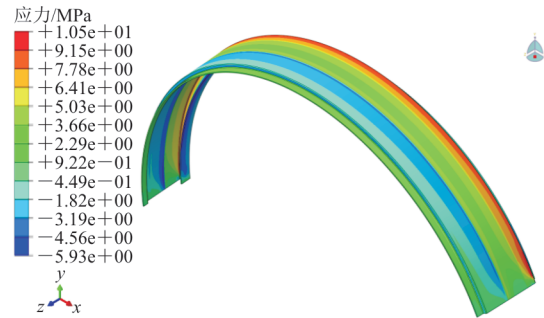


图 6 用于映射的初始残余应力仿真中的应力场

Fig. 6 Stress fields in initial residual stress simulations for mapping purposes

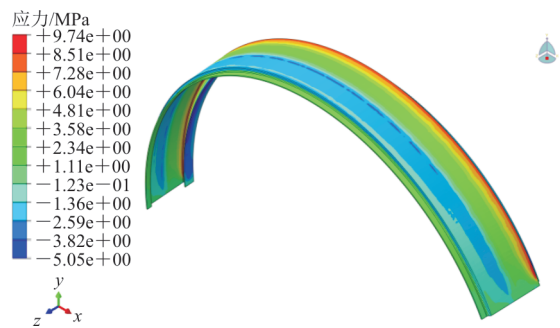


图 7 网格单元信息映射后的应力场

Fig. 7 Stress field after mapping of grid cell information

## 2 残余应力测试实验

### 2.1 初始残余应力的测量

采用盲孔法测量 7050 薄壁承力框的初始残余应力<sup>[20]</sup>。残余应力测量实验的对象为西南铝业(集团)有限责任公司试制的国产 7050-T7452 承力框锻件毛坯(如图 8 所示),直径为 1 746~1 978 mm,轴向高度为 283 mm,径向厚度为 116 mm,半环锻件夹角为 150°。在被测工件表面上选取一点钻一个直径为  $d$ 、孔深为  $h$  的小孔,小孔周围应力场的平衡被打破,残余应力释放并重新分布,产生相应的应变,通过测量出释放的应变,计算出被测工件点处的残余应力<sup>[21]</sup>。



图 8 国产 7050 铝合金锻件毛坯

Fig. 8 Domestic 7050 aluminum alloy forging rough

由于零件毛坯为国产 7050 铝合金环锻件,其径向上的初始残余应力变化远大于其他方向,并且分布均匀,将毛坯整体初始残余应力看作沿厚度呈中心对称的多层分布。将零件毛坯沿厚度方向划分为 10 层<sup>[22]</sup>,每层厚度 11.6 mm,根据划分的厚度计算出测量点在不同深度下残余应力的平均值。工件沿厚度方向的初始残余应力分布曲线如图 9 所示。

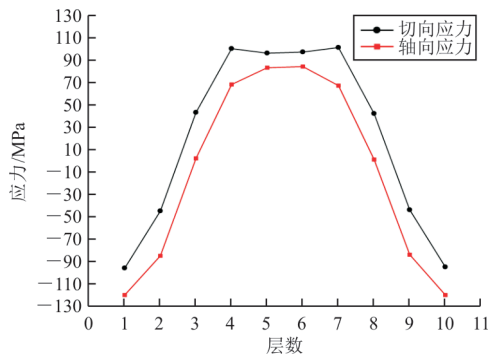


图 9 国产 7050 铝合金锻件毛坯初始残余应力的分布

Fig. 9 Distribution of initial residual stresses in domestic 7050 aluminum alloy forging blanks

从图 9 可以看出:国产 7050 铝合金锻件毛坯外部表现为残余压应力,内部表现为残余拉应力,沿径向呈压—拉—压应力状态,切向残余应力与轴向残余应力均沿厚度方向中心对称,呈“几”字形分布;残余应力的数值范围在 $-120\sim 100$  MPa,毛坯中存在着较大的残余应力。

## 2.2 车削残余应力的测量

在精车后,承力框零件的壁厚减小到 4 mm,由车削作用引入的车削表层残余应力对加工后零件的尺寸精度具有重要影响,同样会造成零件产生车削变形。车削实验采用的材料为国产 7050 铝合金锻件线切割所得的圆柱棒料,并在实验前对毛坯进行退火去应力处理。圆柱试件高为 283 mm,直径为 78 mm,如图 10 所示。



图 10 国产 7050 铝合金圆柱棒料

Fig. 10 Domestic 7050 aluminum alloy cylindrical bar

国产 7050 铝合金圆柱棒料材料质量分数如表 2 所示。

表 2 国产 7050 铝合金圆柱棒料材料质量分数

Table 2 Domestic 7050 aluminum alloy cylindrical bar material mass fraction

成分	质量分数/%	成分	质量分数/%
Zn	5.90~6.90	Fe	0.15
Mg	2.00~2.70	Si	0.12
Cu	1.90~2.50	Mn	0.10
Zr	0.08~0.15	Al	余量

车削实验采用的刀具是 TaeguTec 车削加工铝合金专用刀片 VCGT 160404 FL K10,如图 11 所示,其为硬质合金材料,相关结构参数如表 3 所示。



图 11 实验刀具

Fig. 11 Experimental tools

表 3 刀具相关几何参数

Table 3 Tool related geometric parameters

参数	数值	参数	数值
前角/(°)	20	顶角/(°)	35
后角/(°)	7	刀尖半径/mm	0.4

在 BJ HK63 卧式数控车床进行车削实验,选用与承力框零件加工现场精车相同的车削参数,如表 4 所示。在车削过程中相应的添加冷却液,还原精车时的加工条件,如图 12 所示。

表 4 车削参数

Table 4 Turning parameters

参数	数值
主轴转速/( $r\cdot\min^{-1}$ )	292
进给速度/( $\text{mm}\cdot\min^{-1}$ )	2.4
切深/mm	0.2





图 12 车削实验  
Fig. 12 Turning experiment

车削实验完成后,采用 X 射线衍射法针对国产 7050 铝合金承力框的加工表面及表层中的残余应力进行测量(如图 13 所示)。通过 X 射线应力仪测量工件表面及通过电解抛光仪剥层后不同深度的周向和轴向残余应力,多次剥层直至测量的残余应力达到稳定值为止。记录两个方向不同深度的残余应力测量结果,按圆周方向每  $90^\circ$  取点测量,获得 4 组数据取平均值,即可得到国产 7050 铝合金承力框表层残余应力分布。

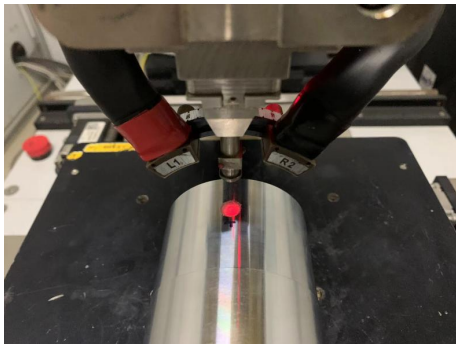


图 13 国产 7050 铝合金薄壁承力框残余应力检测  
Fig. 13 Residual stress test of domestic 7050 aluminum alloy thin-walled bearing frame

国产 7050 铝合金承力框表面车削残余应力测量结果如图 14 所示,进行 3 组实验取其平均值。在车削方向上,因为加工表面受热作用的影响要比机械作用的影响大,所以加工表面会存在拉伸残余应力。随着距加工表面深度的增大,热作用的影响会降低,加工表面会转化为压缩残余应力,而随着深度的增大,热作用和机械作用的影响都会逐渐减弱,直到完全消失。在进给方向,切削面受到的力效应比热力学效应更多,切削面受到的残余压应力更大;随着切削深度的增大,力学效应逐渐降低,而表层材料对内层材料的约束作用逐

渐降低,使其在切削深度增大时,力学效应和热力学效应逐渐减弱,直至完全消失。

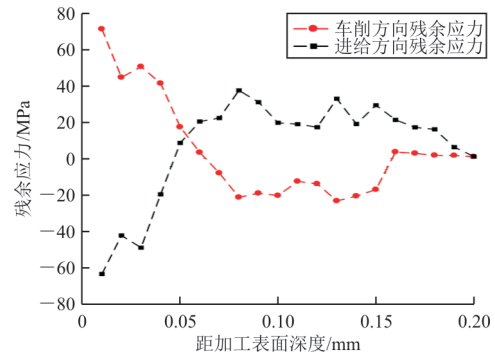


图 14 承力框表面车削残余应力测量结果  
Fig. 14 Measurement results of turning residual stresses on bearing frame surfaces

### 3 有限元结果分析及讨论

#### 3.1 残余应力变形仿真结果分析

将所测得的国产 7050 铝合金锻件毛坯初始残余应力数值和车削残余应力数值导入所创建的初始残余应力变形的有限元仿真模型后,得到工件加工过程中经过粗车内外圆和端面后的仿真结果云图如图 15 所示,可以看出:随着工件的表层材料被去除,表层的残余应力释放,承力框零件两端表现为向外张开的变形并关于中性面对称,承力框零件的最大变形位于工件的两端,最大变形量为 3.05 mm。

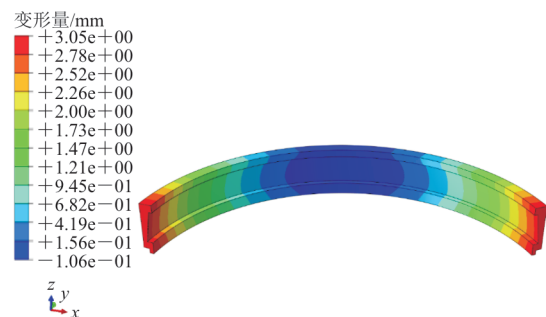


图 15 粗车内圆工序零件的变形  
Fig. 15 Deformation of parts in the rough turning process

半精车大端外形后的仿真结果云图如图 16 所示,可以看出:工件具有两端向外张开的变形表现,最大变形量减少到 1.47 mm,变形量减少的原因是毛坯中的初始残余应力以拉应力为主,材料去除残余应力重分布使得工件有向内收缩的趋势,导致变形量减少。



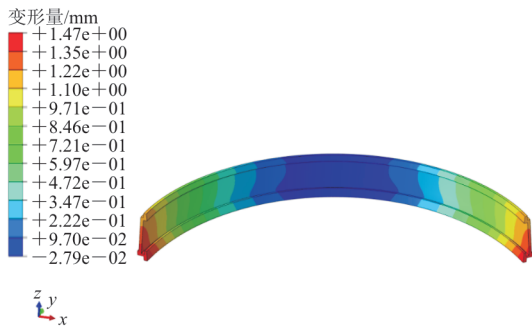


图 16 半精车大端外形工序零件的变形  
Fig. 16 Deformation of parts in semi-finishing large-end profile process

由初始残余应力引起的最终变形(变形缩放系数为 100)如图 17 所示,可以看出:零件的变形主要发生在开口两端,呈向内收缩姿态,最大径向变形量为 1.68 mm。承力框零件几何对称,变形也关于周向中性面对称,初始残余应力变形与毛坯初始残余应力场的分布有很大关系,精车材料的去除位置大多位于原毛坯较大拉应力区域,随着材料的去除,拉应力被卸载,内部应力重分布使得零件两端产生向内收缩的变形。

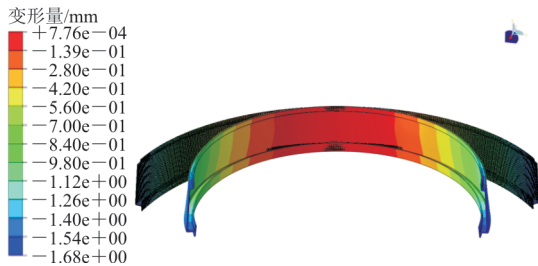


图 17 初始残余应力引起的径向变形  
Fig. 17 Radial deformation due to initial residual stress

将所测得的承力框车削加工表面车削残余应力的数值导入所创建的耦合残余应力变形的有限元仿真模型后,得到由耦合残余应力引起的变形(变形缩放系数为 100)如图 18 所示,可以看出:引入车削残余应力后,在初始残余应力与车削残余应力的耦合作用下,工件的内部残余应力得到进一步释放,零件产生较大的径向变形;零件的变形主要发生在开口两端,呈向内收缩姿态,最大径向变形量为 1.89 mm;零件在初始残余应力与车削残余应力的耦合作用下发生变形,变形量与初始残余应力引起的变形接近,由此可知,初始残余应力的释放与重分布对承力框的残余应力变形作用占比达到 89%。

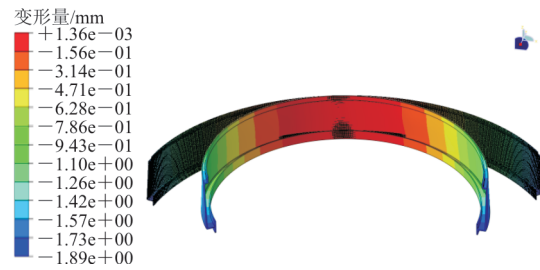


图 18 耦合残余应力引起的径向变形  
Fig. 18 Radial deformation induced by coupled residual stress

### 3.2 承力框加工实验验证

为了保证国产 7050 铝合金承力框仿真结果的准确性,需对结果进行验证,开展承力框车削实验,并对加工中产生的变形问题进行预测,鉴于实际大型薄壁承力框加工周期长、成本高,因而只做了一组实验来验证仿真模型的准确性。精车加工完后的承力框零件如图 19 所示,使用三坐标测量仪对零件的变形进行检测,承力框变形主要出现在两端,端口向内收缩变形,与有限元仿真结果及加工表面残余应力重分布理论分析一致,最大径向变形为 1.64 mm。承力框薄壁零件加工后会因为初始残余应力与切削残余应力的耦合作用发生变形,由于国产 7050 铝合金毛坯内存在的初始残余应力水平高且分布不均导致初始残余应力变形占主要因素,而切削残余应力的引入则会加剧这一变形。



图 19 精车后的零件  
Fig. 19 Finished parts

有限元仿真变形预测计算结果最大径向变形为 1.89 mm,与实际变形结果相比,最大变形误差约为 15%,表明残余应力变形有限元预测模型具有较高的准确性,可用于承力框的车削加工变形预测,为国产 7050 铝合金零件加工变形预测提供

了理论指导,也是预测各类薄壁零件车削加工变形的适用方法。同时发现,在加工中,不同车削参数的选取对零件的加工变形会产生影响,可以通过现有的有限元模型结合数学模型来优化车削参数,从而进一步控制零件的变形,对提高加工效率具有很重要的现实意义。

## 4 结 论

1) 国产 7050 铝合金锻件毛坯外部表现为残余压应力,内部表现为残余拉应力,沿径向呈压一拉一压应力状态,通过仿真变形结果得知,工件两端表现为向外张开的变形,关于中性面对称。

2) 初始残余应力给零件带来的变形主要发生在开口两端,呈向内收缩变形姿态,最大径向变形量为 1.68 mm。

3) 仿真模型预测结果表明,承力框变形表现为两端端口向内收缩变形,最大径向变形为 1.89 mm,初始残余应力的释放与重分布对承力框的残余应力变形作用占比达到 89%。

4) 有限元仿真模型经过了车削加工实验验证,变形误差约为 15%,证明了有限元模型具有较高的准确性。

### 参考文献

- [1] 钟达智,焦海涛,徐颖珊,等. 航空 7050 铝合金孔挤压强化及其响应特征研究[J]. 塑性工程学报, 2023, 30(9): 217-225.  
ZHONG Dazhi, JIAO Haitao, XU Yingshan, et al. Study on hole expansion strengthening and response characteristics of aerospace 7050 aluminum alloy[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2023, 30(9): 217-225. (in Chinese)
- [2] 袁辉,赵作福,赵宇擎,等. 航空用 7050 铝合金热处理工艺的研究进展[J]. 辽宁工业大学学报(自然科学版), 2022, 42(4): 223-227.  
YUAN Hui, ZHAO Zuofu, ZHAO Yuqing, et al. Research progress of heat treatment process of 7050 aluminum alloy for aviation[J]. Journal of Liaoning University of Technology (Natural Science Edition), 2022, 42(4): 223-227. (in Chinese)
- [3] 李江,李付国,薛凤梅,等. 7050 高强铝合金断裂韧性及其影响因素研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2013, 42(9): 1921-1925.  
LI Jiang, LI Fuguo, XUE Fengmei, et al. Fracture toughness and influencing factor for 7050 high strength aluminum alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2013, 42(9): 1921-1925. (in Chinese)
- [4] 佚名. 国产大型飞机将采用国产 7050 铝合金厚板[J]. 机械制造, 2018, 56(5): 55.  
Anon. Domestic large aircraft will use domestic 7050 aluminum alloy thick plates[J]. Machinery, 2018, 56(5): 55. (in Chinese)
- [5] 周杰,刘左发,屈志远,等. 大型航空关键构件整体精密模锻成形技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 14-25.  
ZHOU Jie, LIU Zuofa, QU Zhiyuan, et al. Research progress of integral precision die forging technology for large aviation key components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 14-25. (in Chinese)
- [6] 高林. 大型航空模锻件整体精密成形工艺技术与试制[D]. 重庆:重庆大学, 2019.  
GAO Lin. Research and trial-manufacture of integral precision forming technology for large aviation die forgings[D]. Chongqing: Chongqing University, 2019. (in Chinese)
- [7] 林锋,姚婉,秦国华,等. 飞机整体结构件加工变形的初始残余应力—初始几何误差耦合影响与控制[J]. 兵工学报, 2021, 42(12): 2731-2742.  
LIN Feng, YAO Wan, QIN Guohua, et al. Coupling effect of initial residual stress—initial geometric error on machining deformations of aeronautical monolithic components and its control[J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(12): 2731-2742. (in Chinese)
- [8] ELSHEIKH A R, SHANMUGAN S, MUTHURAMALINGAM T, et al. A comprehensive review on residual stresses in turning[J]. Advances in Manufacturing, 2022, 10(2): 287-31.
- [9] 刘方. 航空薄壁机匣零件车削加工变形与补偿的研究[D]. 株洲:湖南工业大学, 2018.  
LIU Fang. Research on deformation and compensation in turning of thin-walled aviation case parts[D]. Zhuzhou: Hunan University of Technology, 2018. (in Chinese)
- [10] 王江涛. 大型薄壁回转体加工变形研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学, 2016.  
WANG Jiangtao. Study on machining deformation of large thin-walled rotary body [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2016. (in Chinese)
- [11] LI Y, GAN W, ZHOU W, et al. Review on residual stress and its effects on manufacturing of aluminium alloy structural panels with typical multi-processes[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 36(5): 96-124.
- [12] SEBASTIAN N. A mathematical model for the estimation of the effects of residual stresses in aluminum plates [D]. Washington: Washington University in St. Louis., 2005.
- [13] SCHULZE V, ARRAZOLA P, ZANGER F, et al. Simulation of distortion due to machining of thin-walled components[J]. Procedia CIRP, 2013, 8: 45-50.
- [14] EL-AXIR M H. A method of modeling residual stress distribution in turning for different materials [J]. International



文章编号: 1674-8190(2025)01-117-10

# 基于通用仿真框架的航空发动机性能建模研究

高扬, 王鑫, 刘振刚

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

**摘要:** 目前航空发动机性能模型在试飞领域的深度应用已成为数字化试飞背景下的热点, 对飞行试验过程中试验点的策划与组织、风险识别与分析、试飞结果辅助分析与评估等工作具有重要的价值和意义。基于一种通用的面向对象仿真框架搭建某型双转子混排涡扇发动机的性能模型; 为了提高模型的计算精度, 提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法; 通过模型在不同工况下的稳态性能及瞬态性能求解, 给出该型发动机在包线范围内的性能特性和海平面标准大气环境下的推力瞬变特性。结果表明: 该模型在不同工况下整机性能的计算值与实测值偏差小于3%。

**关键词:** 航空发动机; 性能建模; 部件特性修正; 通用仿真框架

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.14

## Research on aero-engine performance modeling based on general simulation framework

GAO Yang, WANG Xin, LIU Zhengang

(Engine Institute, China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** At present, the in-depth application of aero-engine performance model in the field of test flight has become a hot spot under the background of digital test flight, which is of great value and significance to the planning and organization of test sites in the process of flight test, risk identification and analysis, and auxiliary analysis and evaluation of test flight results. The performance model of a two-spool mixed flow turbofan engine is constructed based on a general object-oriented simulation architecture. In order to improve the model prediction accuracy, a correction method of the characteristics of rotating components is proposed based on the common operation line. The steady performance and transient performance of the model under different working conditions are solved, and the performance characteristics of the engine in the flight envelope and the thrust transient characteristics of the sea level standard atmospheric environment are given. The results show that, compared with the measured value, the calculation deviation of the model under different working conditions is less than 3%.

**Key words:** aero-engine; performance modeling; component characteristic correction; general simulation framework

收稿日期: 2024-04-08; 修回日期: 2024-06-13

通信作者: 王鑫(1996-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: 2380327190@qq.com

引用格式: 高扬, 王鑫, 刘振刚. 基于通用仿真框架的航空发动机性能建模研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 117-126.

GAO Yang, WANG Xin, LIU Zhengang. Research on aero-engine performance modeling based on general simulation framework [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 117-126. (in Chinese)



## 0 引言

航空发动机作为飞机的动力装置,为飞机或直升机按需提供推力或功率以满足飞行操纵的需求,同时为环控系统、液压系统、电源系统等提供引气和功率分出。多年来,航空发动机性能和效率的提升在飞机和直升机型号改进(如远距巡航、复杂环境起降等)中占据优先地位。与此同时,航空发动机性能模型作为飞机集成仿真系统设计的重要组成部分,对飞机的使用包线确定、任务剖面设计、战技指标制定等具有重要意义。在产品初步设计阶段借助航空发动机性能模型,可以对改进、改型后的飞机或直升机的整体性能进行初步的评估,并优选出最佳改进方案。除此之外,航空发动机性能模型还是发动机自适应智能控制、状态监控、健康管理、性能衰退分析、故障预测与诊断等新型技术实现的基础,国内外研究者运用多种建模仿真工具对此进行了研究。

Fishbach等<sup>[1]</sup>介绍了一种 GENENG II 程序,可用于计算多种类型涡扇发动机的设计和非设计性能;Liew等<sup>[2]</sup>采用 Excel 和 Visual Basic 混合编程方法编写了带有级间涡轮燃烧的涡扇发动机性能求解程序,给出了各种飞行条件和发动机状态下的推力及单位耗油率等性能报告,这是增加比推力和减少污染物排放的一个相对较新的概念;Alexiou等<sup>[3]</sup>基于 EcosimPro 软件完成涡扇发动机的建模,通过不同软件间的仿真结果对比对模型精度进行验证,利用该模型对发动机的转子动力学频率响应特性进行了研究;Wallace等<sup>[4]</sup>介绍了一个用于研究民用涡扇发动机先进控制策略的航空发动机控制模型,并在 Alstom 航空公司的帮助下,通过分析一系列不同的飞行推力需求,分析最终的闭环性能特性,实现了该模型的全飞行包线验证;Schur<sup>[5]</sup>在 SIMULINK 中讨论了涡扇发动机的瞬态模型,结果表明高压压气机和高压涡轮的热效率是影响性能的最重要因素,因此,开发了 IAE V2500 的高压系统瞬态模型;Uysal<sup>[6]</sup>讨论了大涵道比涡扇发动机的空气热力学优化问题,其基础是借助 SIMULINK 中的优化工具箱建立发动机设计模型,并将变比热模型和流动特性计算作为模块进行建模;Yarlagadda<sup>[7]</sup>利用 SIMULINK 平

台研究了具有进气流量控制机构的 J85 涡轮喷气发动机,发现在一定的进气流量控制机构的压力损失范围内,发动机推力变化较小,J85 涡轮喷气发动机的 SIMULINK 模型与现有的发动机试验数据验证了其性能的准确性;Alexiou等<sup>[8-9]</sup>提出了一种可扩展的快速计算框架,基于飞机要求和技术限制进行超高涵道比涡扇发动机变截面风扇的优化,提升了燃烧效率,但发动机响应不能满足要求,突出了在初步发动机设计阶段尽早进行瞬态性能评估的必要性;Joksimovic等<sup>[10]</sup>将一维性能仿真与三维 CFD RANS 计算相耦合,并引入特征图(MFT)映射概念,完成了变桨风扇(VPF)的性能仿真建模,通过风扇叶片角度的调节控制风扇的喘振裕度,并且不额外增加耗油率。该模型后续集成到欧洲 FP7 ENOVAL 项目中作为独立模块使用。

国内在航空发动机建模仿真领域起步相对较晚。20 世纪 70 年代,国内部分科研机构开始定比热发动机建模方法的研究。随着美国 GENENG II 模型的公开发表后,我国研究者开始步入变比热发动机建模研究,如童凯生<sup>[11]</sup>开发的发动机变比热计算程序;骆广琦等<sup>[12]</sup>在 C++ 平台上开发了通用的航空发动机仿真程序。20 世纪 90 年代末期,研究者开展了一系列发动机仿真建模研究,例如周文祥<sup>[13]</sup>开发出面向对象式的发动机仿真软件;唐海龙等<sup>[14]</sup>通过 C++ 中的 MFC 库对航空发动机进行性能仿真。随着航空发动机建模的不断成熟,各类航空发动机模型逐渐面向实际工程问题解决。崔利杰等<sup>[15]</sup>针对航空装备维修领域中的状态寿命控制问题,基于发动机性能仿真模型提出了航空发动机多状态寿命的控制策略;李春华等<sup>[16]</sup>借助 GasTurb 软件构建了某型 CFM56-7B 发动机在翼性能数字孪生模型,验证了该方法在实际使用条件下的有效性和实用性;吴星星<sup>[17]</sup>基于建立的航空发动机模型在 Matlab/SIMULINK 仿真环境中开展飞机小油门响应仿真;阙建锋等<sup>[18]</sup>针对利用基于部件特性的起动模型预测发动机起动过程时精度较低的问题,通过建立起动模型迭代求解方程研究了起动模型计算方法,通过试验数据对比验证了起动模型修正方法可以高效支撑高空起动试验的开展。

总体来说,国内航空发动机建模的水平和精度与国外的差距正逐步缩小。但在通用软件领域,目前国内采用的软件大多集成度高,可定制化程度低,设计人员很难调整或自定义软件内部的模型方程,而且大部分软件不具备与其他工程软件的集成交互能力,很难在实际工程领域中大量运用。

本文利用通用仿真框架内置的标准部件库,按照不同部件间真实的主流、二次流的气路连接和高/低压涡轮和压气机间的转子物理连接,搭建某型双转子混排涡扇发动机的可视化性能模型;基于粒子群优化算法,提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法,在包线范围内,选取多个典型高度速度点进行稳态特性求解和瞬态特性求解,给出该型发动机在工作包线范围内的性能特性和海平面标准大气环境下的推力瞬变特性。

模式搭建,具备模块化、可维护、可重用、可拓展的显著优点。该框架基于欧盟 VIVACE 航空发动机专项项目开发,其模块化、灵活、可拓展、快速计算的特点,能够满足航空发动机试飞工程领域对整机性能和热力学参数仿真的需求。随着实际使用过程中的不断迭代更新拓展,目前该通用框架已成为包含多学科、多系统的燃气轮机领域先进的建模仿真框架,借助该通用框架进行二次开发建模,可以实现在飞行试验过程中试验点的策划与组织、风险识别与分析、试飞结果辅助分析与评估等工作。框架内的模块、函数均以 C++ 为基础创建,支持用户的自定义及功能拓展。仿真框架内置的标准部件库(TURBO)是一个通用、灵活、可共享的航空发动机部件库,适用于飞行试验工程领域。标准组件库 TURBO 内部组件示意图如图 1 所示, TURBO 部件库基本涵盖了发动机组成部件,如进气道、风扇、压气机、燃烧室、涡轮等。基于这些基本部件,用户可以搭建涡喷、分排涡扇、混排涡扇、多转子涡桨等各种类型航空发动机,从而进行航空发动机各种工况的模拟。

### 1 通用仿真框架简介

本文使用的通用仿真框架基于面向对象编程

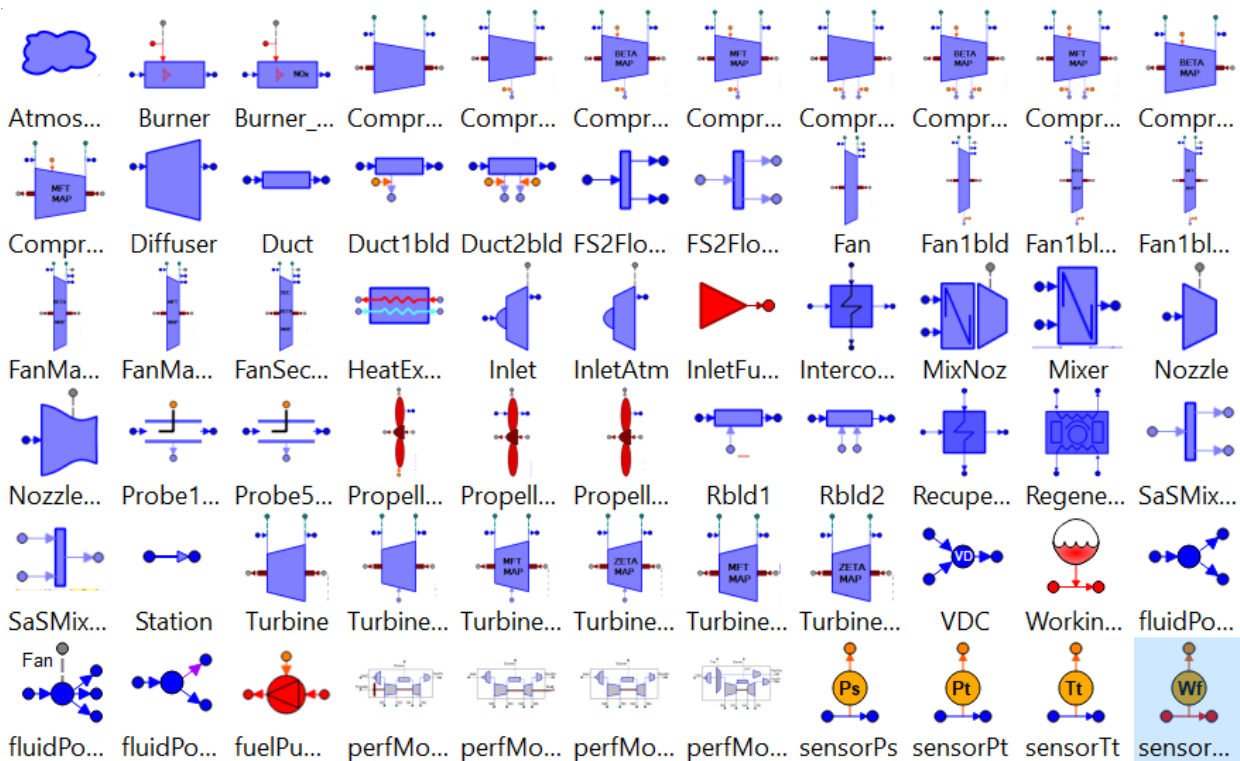


图 1 标准组件库 TURBO 内部组件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the internal components of the standard component library TURBO

该仿真框架作为一个多领域仿真平台,可以独立仿真航空发动机,也可以与其他相关系统如控制系统、燃油系统、环控系统、电气系统等进行联合仿真。TURBO也能用于模拟固定翼和旋翼航空器的综合动力系统,并根据任务需求对发动机和飞机的参数进行优化。

## 2 建模方法

### 2.1 双转子混排涡扇发动机性能模型

本文基于TURBO标准部件库搭建某型双转子混排涡扇发动机性能模型,如图2所示。模型由

环境大气(Amb)、进气道(InEng)、低压风扇(CmpFan)、高压压气机(CmpH)、燃烧室(Brn)、高压涡轮(TrbH)、低压涡轮(TrbL)、混合室(MixExh)、尾喷管(NozMix)、部件间通道(DBP, D25, D30, D45, D50)、高压轴(ShH)和低压轴(ShL)部件组成。各个部件间的连线模拟实际的发动机主流气路及引气气路,气流进入进气道后在低压风扇后分流,通过内外涵通道后在混合室汇流掺混,最后由尾喷管排出并产生推力。内涵气流经过高压压气机时分别引出两股气流用于冷却低压涡轮和高压涡轮,其中高压涡轮冷却气流引自高压压气机后,低压涡轮冷却气流引自高压压气机级间。

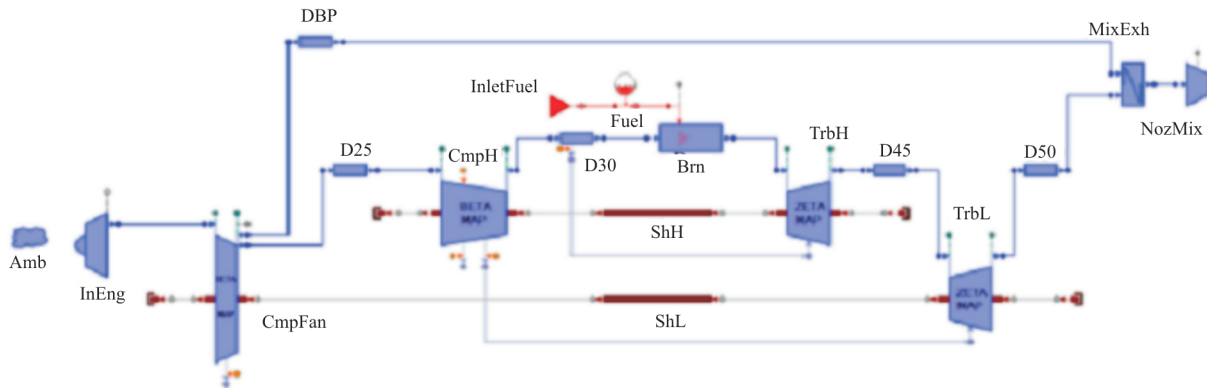


图2 双转子混排涡扇发动机性能模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the performance model of the two-spool mixed flow turbofan engine

双转子混排涡扇发动机性能模型中各个部件遵循绝热假设。模型包含的参数主要有以下10类:

1) 来流条件和燃油流量,如海拔高度( $h$ ),来流马赫数( $Ma$ ),燃油流量( $W_f$ );

2) 各部件进出口的气流参数,如流量( $W$ ),总温( $T_t$ ),总压( $P_t$ ),油气比( $r_{fa}$ ),水气比( $r_{wa}$ );

3) 高低压轴物理转速,如高压轴物理转速( $N_H$ ),低压轴物理转速( $N_L$ );

4) 旋转部件特性图插值因子,如内涵风扇插值因子( $\beta_{F1}$ ),外涵风扇插值因子( $\beta_{F2}$ ),高压压气机插值因子( $\beta_H$ ),高压涡轮插值因子( $\zeta_H$ ),低压涡轮插值因子( $\zeta_L$ );

5) 旋转部件的进出口压比,如内涵风扇压比( $R_{P21Q2}$ ),外涵风扇压比( $R_{P13Q2}$ ),高压压气机压比( $R_{P3Q25}$ ),高压涡轮落压比( $R_{P41Q43}$ ),低压涡轮落压比( $R_{P46Q5}$ );

6) 旋转部件的等熵效率,如内涵风扇效率

( $E_{21}$ ),外涵风扇效率( $E_{13}$ ),高压压气机效率( $E_3$ ),高压涡轮效率( $E_{43}$ ),低压涡轮效率( $E_5$ );

7) 通道部件的总压损失系数,如进气道总压损失系数( $L_{InEng}$ ),外涵道总压损失系数( $L_{DBP}$ ),风扇和高压压气机间通道总压损失系数( $L_{D25}$ ),高压压气机与燃烧室间通道总压损失系数( $L_{D30}$ ),高压涡轮与低压涡轮间通道总压损失系数( $L_{D45}$ ),低压涡轮与混合室间通道总压损失系数( $L_{D50}$ ),燃烧室总压损失系数( $L_{Brn}$ );

8) 燃烧效率( $\eta$ )和混合室掺混效率( $E_7$ );

9) 冷却气流的相对引气量及相对焓,如高压涡轮冷却值( $W_{BldH}$ ,  $h_{BldH}$ ),低压涡轮冷却值( $W_{BldL}$ ,  $h_{BldL}$ );

10) 喷管特性,喷管流量系数 $C_d$ ,喷管推力系数 $C_{r0}$ 。

模型中各旋转部件(风扇、压气机、涡轮)的换算流量、压比和效率在部件特性图中采用换算转速和特性图插值因子插值得到。为了模拟风扇对



内外涵气流不同的增压效果,将风扇部件分为内涵风扇和内涵风扇两部分处理,内/内涵风扇物理转速相同,但具有独立的风扇特性。模型中通道部件 DBP、D25、D30、D45、D50 及 Brn 的总压损失计算如式(1)所示,进气道 InEng 的总压损失计算如式(2)所示,燃烧室燃烧效率  $\eta$  如式(3)所示。喷管特性计算采用通用喷管特性,按喷管膨胀比和喷管扩张角插值确定流量修正系数和推力修正系数。为简化模型,假设各个工况下高、低涡轮冷却引气流量占比和混合室混合效率均不变,与设计值保持一致;模型中冷却气流相对焓按实际引气位置设置。

$$L_{\text{InEng}} = L_{\text{InEng,des}} \cdot \left( \frac{W_{\text{cor}}}{W_{\text{cor,des}}} \right)^2 \quad (1)$$

式中:  $W_{\text{cor}}$  为进口换算流量;  $W_{\text{cor,des}}$  为设计值。

$$L_{\text{InEng}} = \begin{cases} 0 & (Ma \leq 1) \\ 0.075(Ma - 1)^{1.35} & (1 < Ma \leq 5) \\ 1 - 800/(Ma^4 + 935) & (5 < Ma) \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \log(1 - \eta) = a + b \cdot \log(\Omega/\Omega_{\text{des}}) \\ \Omega = W/(P^{1.3} \cdot e^{T/300} \cdot V) \\ a = \log(1 - \eta_{\text{des}}) \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $W, P, T, V$  分别为燃烧室入口流量,总压,总温和燃烧室容积;  $b$  为载荷常数。

在模型的求解设置中,选择  $W_f, h, Ma$  为模型的输入变量,发动机进口流量 ( $W_1$ )、涵道比 ( $R_{\text{BP}}$ )、 $\beta_{\text{F1}}, \beta_{\text{F2}}, \beta_{\text{H}}, \zeta_{\text{H}}$  和  $\zeta_{\text{L}}$  为模型的 7 个迭代变量,相对应的 7 个封闭方程由内涵流量、外涵流量及喷管实际流量与各个部件特性得到的流量相等确定,计算过程中高低压转速  $N_{\text{H}}$  和  $N_{\text{L}}$  根据转子部件功率平衡条件得出。详细的封闭方程如下所示:

- 1) 基于风扇外涵特性得到的流量  $W_{13} = W_1 \cdot R_{\text{BP}}/(1 + R_{\text{BP}})$ ;
- 2) 基于风扇内涵特性得到的流量  $W_{21} = W_1/(1 + R_{\text{BP}})$ ;
- 3) 基于高压压气机特性得到的流量  $W_3 = W_1/(1 + R_{\text{BP}})$ ;
- 4) 基于高压涡轮特性得到的流量  $W_{43} = W_1/(1 + R_{\text{BP}}) + W_f - W_{\text{Bidl}}$ ;
- 5) 基于低压涡轮特性得到的流量  $W_5 = W_1/(1 + R_{\text{BP}}) + W_f$ ;

6) 基于库塔条件 ( $P_{s6} = P_{s16}$ ) 计算得到的混合室外涵入口流量  $W_{16} = 1 \cdot R_{\text{BP}}/(1 + R_{\text{BP}})$ ;

7) 基于尾喷管进出口条件及喷管特性计算得到的流量  $W_8 = W_1 + W_{f0}$ 。

模型求解时,选用 Newton-Raphson 迭代算法求解上述  $7 \times 7$  的非线性方程组,设定迭代求解误差目标值为  $1 \times 10^{-5}$ ,通过不断调整迭代变量来降低求解误差,当方程组整体误差小于目标值时迭代求解完成;而后根据模型输出各个部件进出口参数计算当前工况下发动机推力、耗油率等性能参数。

## 2.2 模型修正

大量研究表明,基于部件特性的航空发动机性能模型计算精度严重依赖模型中各旋转部件特性的准确程度。而在实际建模过程中,通常得不到真实的旋转部件特性,因此需要通过各种部件特性修正方法对通用旋转部件特性进行修正,使其尽可能贴合实际的发动机部件特性来提高模型准确度。

目前最常用的部件特性修正方法为设计点匹配修正法<sup>[19-20]</sup>,该方法使用压比修正因子  $x_\pi$ 、流量修正因子  $x_w$  以及效率修正因子  $x_\eta$  对设计转速线进行缩放,如图 3 所示,修正前特性图的设计点位于相对换算转速线  $n_{\text{cor}}$  的 DP 点,而实际设计点参数位于 DP', 于是按照公式(4)所定义的修正因子,即可把设计点从 DP 点移动至 DP', 设计转速线上的其他点作同等比例缩放,需要注意的是,修正前后设计转速线  $n_{\text{cor}}$  数值不变。

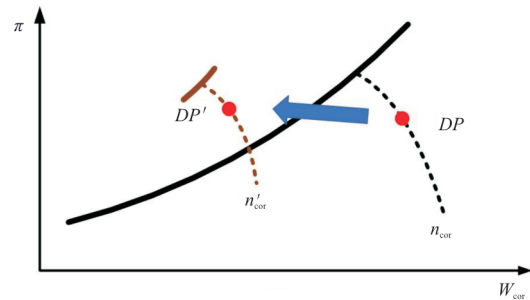


图 3 部件特性修正示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the component characteristic correction



$$\begin{cases} x_\pi = \frac{\pi_{DP'} - 1}{\pi_{DP} - 1} \\ x_w = \frac{\omega_{cor,DP'} - 1}{\omega_{cor,DP} - 1} \\ x_\eta = \frac{\eta_{DP'} - 1}{\eta_{DP} - 1} \end{cases} \quad (4)$$

在实际的发动机设计点,由于高压涡轮入口温度远高于高压压气机入口温度,在同一设计转速下,高压涡轮的相对换算转速明显小于高压压气机的相对换算转速。因此如果按相同的方法对高压涡轮特性图进行缩放,会导致特性图的严重失真。例如当高压涡轮的设计点相对换算转速为 0.5,通用特性图的设计点相对换算转速为 1.0 时,特性图上大部分区域便不会被插值到,此时涡轮特性会严重偏离真实特性。

为了兼顾涡轮部件的特性修正,文本在设计点匹配修正方法的基础上,定义如式(5)所示的相对换算转速修正因子,增加特性图修正的自由度,从而避免涡轮部件修正中出现的特性图失真的问题。

$$x_n = \frac{n_{cor,DP'} - 1}{n_{cor,DP} - 1} \quad (5)$$

考虑到基于设计点匹配方法得到的修正因子不能完全实现其他转速状态下通用部件特性与实际共同工作线的匹配,因此本文提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法,该方法首先需要基于粒子群优化算法得到实际共同工作线。

实际共同工作线求解方法如图 4 所示。对于本文使用的双转子混排涡扇发动机,发动机的状

态由一组状态特征变量 ( $W, R_{BP}, \pi_{Fan}, e_{Fan}, \pi_{HPC}, e_{HPC}, T_{I41}, e_{HPT}, e_{LPT}$ ) 唯一确定,因此可以根据模型计算结果和试飞数据的偏差构造适应度函数,通过粒子群算法不断迭代调整寻优,找到匹配试飞数据的状态特征变量,从而得到当前发动机状态下的旋转部件特性,依次迭代求解不同的发动机状态从而获得发动机的实际共同工作线,而后将上述设计点修正方法沿实际共同工作线应用到其他转速状态,从而完成整个部件特性图的修正。

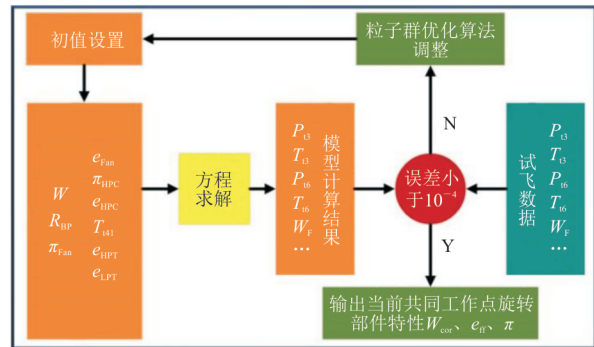


图 4 基于试飞数据的发动机共同工作线求解示意图

Fig. 4 Schematic diagram of common operation line solution based on the flight test data

根据上述旋转部件特性修正方法,部件特性图中每条转速线的修正需要  $x_\pi, x_w, x_\eta$  和  $x_n$  4 个修正因子,本文在部件特性修正中选取了 8 个转速状态,因此选取  $4 \times 8 \times 5$  共 160 个部件特性修正因子对内涵风扇、外涵风扇、高压压气机、高压涡轮和低压涡轮的部件特性进行修正,以设计转速线修正为例,给出各个旋转部件特性的修正因子计算结果(如表 1 所示)。

表 1 设计点转速线修正因子  
Table 1 Correction factor of  $N_{C_{des}}$  line

部件	修正因子	数值	部件	修正因子	数值	部件	修正因子	数值	
外涵风扇	$x_\pi$	2.255	高压压气机	$x_\pi$	1.104	低压涡轮	$x_\pi$	0.957	
	$x_w$	0.481		$x_w$	1.559		$x_w$	0.303	
	$x_\eta$	0.997		$x_\eta$	0.914		$x_\eta$	1.021	
	$x_n$	0.939		$x_n$	0.886		$x_n$	0.473	
内涵风扇	$x_\pi$	2.271	高压涡轮	$x_\pi$	1.261				
	$x_w$	1.457		$x_w$	3.692				
	$x_\eta$	1.049		$x_\eta$	1.042				
	$x_n$	0.939		$x_n$	0.438				

### 2.3 模型校核

选取该型发动机多状态点的实际试飞数据,以不同状态下燃油流量的实测值为模型输入,将模型输出的高压转速  $N_H$ 、低压转速  $N_L$ 、空气流量  $W$ 、推力  $F_N$ 、高压压气机出口截面总温总压 ( $P_{t3}$ 、 $T_{t3}$ )、涡轮出口截面总温总压 ( $P_{t5}$ 、 $T_{t5}$ )、外涵出口截面总温总压 ( $P_{t16}$ 、 $T_{t16}$ )与实测数据做对比,如表 2~表 3 所示,其中  $W'_i$  为相对值(以最大状态燃油流量  $W_{f,max}$  进行无量纲化)。从表 2~表 3 可以看出:模型不同状态下的最大误差不超过 3%,满足工程实际应用要求。

表 2 模型计算精度  
Table 2 Model calculation accuracy

$W'_i$	目标性能参数的计算相对误差/%			
	$N_L$	$N_H$	$W$	$F_N$
1.000	0.014	0.007	0.021	0.010
0.812	0.021	0.010	0.009	0.013
0.725	0.012	0.001	0.011	0.026
0.620	0.025	0.014	0.001	0.014
0.415	0.017	0.029	0.006	0.019

表 3 模型计算精度  
Table 3 Model calculation accuracy

$W'_i$	目标性能参数的计算相对误差/%					
	$P_{t3}$	$T_{t3}$	$P_{t5}$	$T_{t5}$	$P_{t16}$	$T_{t16}$
1.000	0.004	0.011	0.018	0.019	0.003	0.008
0.812	0.014	0.019	0.005	0.015	0.006	0.002
0.725	0.005	0.015	0.017	0.006	0.016	0.021
0.620	0.016	0.017	0.014	0.011	0.019	0.014
0.415	0.011	0.026	0.021	0.013	0.021	0.005

## 3 算例与分析

### 3.1 高度—速度特性

为获取该型双转子混排涡扇发动机的高度—速度特性,本文在海拔高度 0~7 km,来流马赫数 0~0.7Ma 范围内等间距选取高度速度点,将设计点燃油流量及不同的来流条件代入模型进行求解,得到了发动机推力  $F_N$ 、单位耗油率  $C_{SF}$  以及涵道比  $R_{BP}$  随高度、速度的分布,如图 5~图 7 所示,可以看出:在当前条件下,发动机推力和耗油率受来流马赫数影响较大,呈现出明显的线性相关性;涵

道比在整个高度—速度范围内分布较为均匀,随马赫数和海拔高度增加而增加。

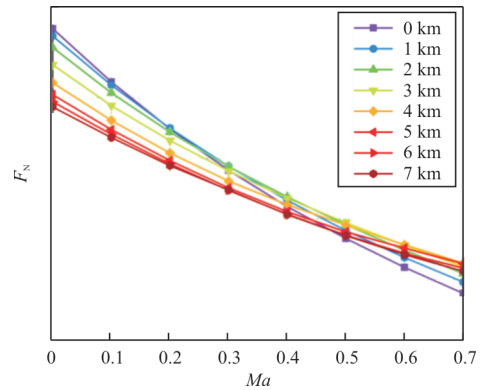


图 5 推力分布特性

Fig. 5 Distribution characteristic of thrust

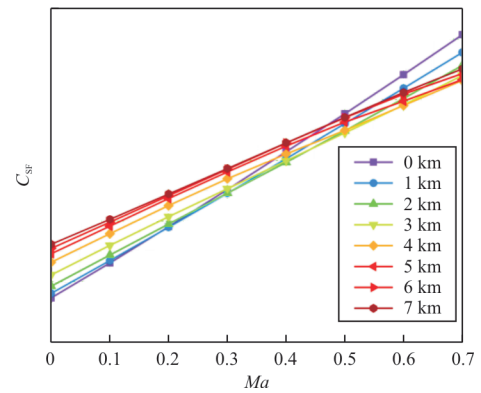


图 6 耗油率分布特性

Fig. 6 Distribution characteristic of SFC

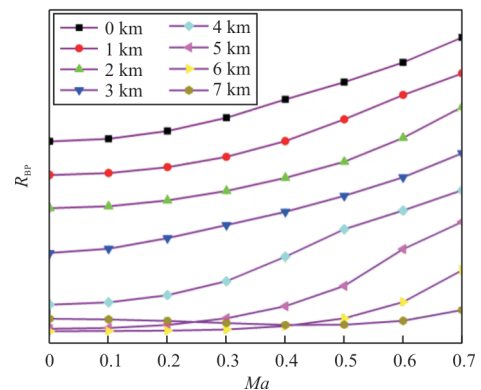


图 7 涵道比分布特性

Fig. 7 Distribution characteristic of BPR

### 3.2 推力瞬变特性

为获取海平面标准大气条件下该型发动机的推力瞬变特性,将模型的输入海拔高度和输入马赫数均设为 0,燃油流量—时间分布如图 8 所示,首先从 1 s 时刻开始,在 0.3 s 时间内将燃油流量从

$W_{f,max}$  线性减少至  $W_{f,min}$ , 以此来模拟发动机的减速过程; 然后保持燃油流量不变, 待发动机状态稳定后, 再使燃油流量以相同的燃油变化速率恢复至  $W_{f,max}$ , 以此来模拟发动机的加速过程, 整个推力瞬变过程中, 发动机推力—耗油率随时间的变化如图 9 所示。

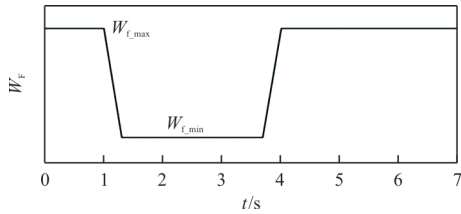


图 8 燃油流量随时间分布  
Fig. 8 Fuel flow varies with time

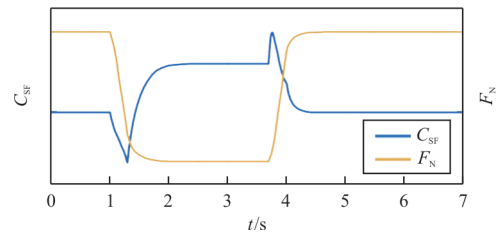
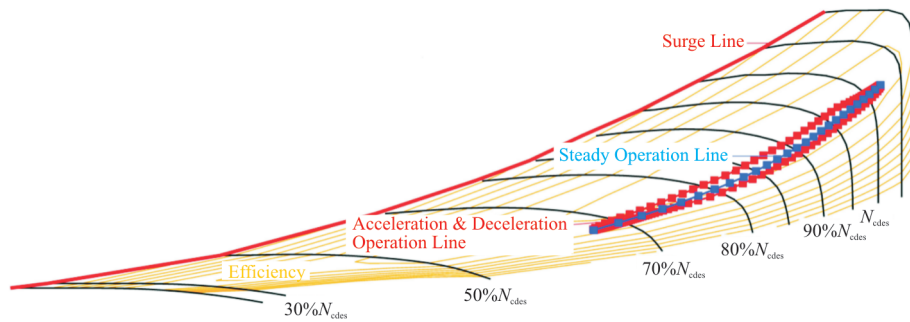
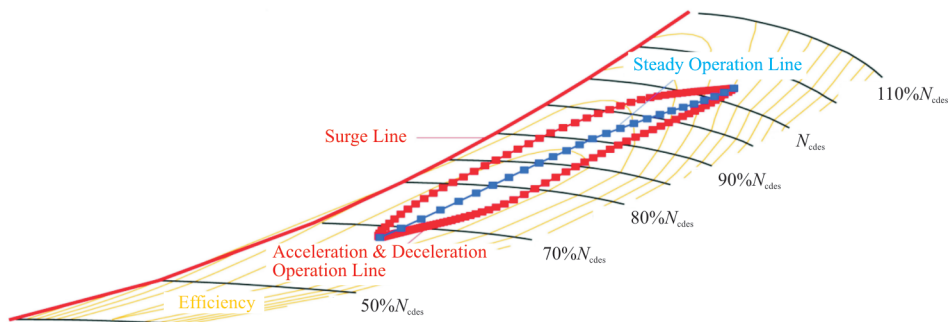


图 9 推力—耗油率随时间变化  
Fig. 9 Thrust and SFC varies with time

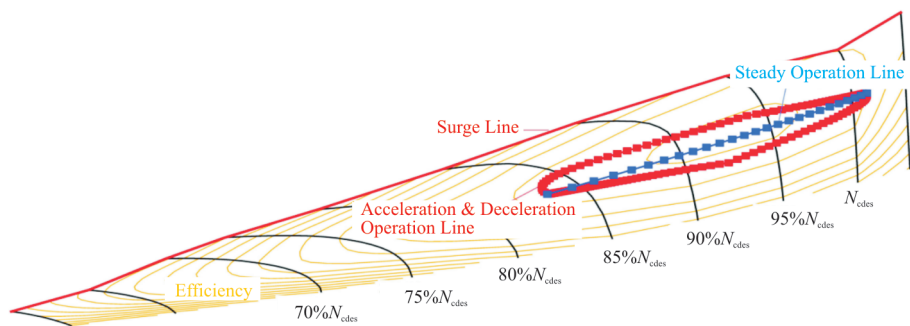
发动机在推力瞬变过程中各个部件工作线的分布, 如图 10 所示。为方便对比, 图中用蓝色点画线给出了燃油流量在  $W_{f,min} \sim W_{f,max}$  之间的发动机稳态共同工作线, 其中  $N_{edes}$  为各个旋转部件的设计相对换算转速。



(a) 外涵风扇



(b) 内涵风扇



(c) 高压压气机

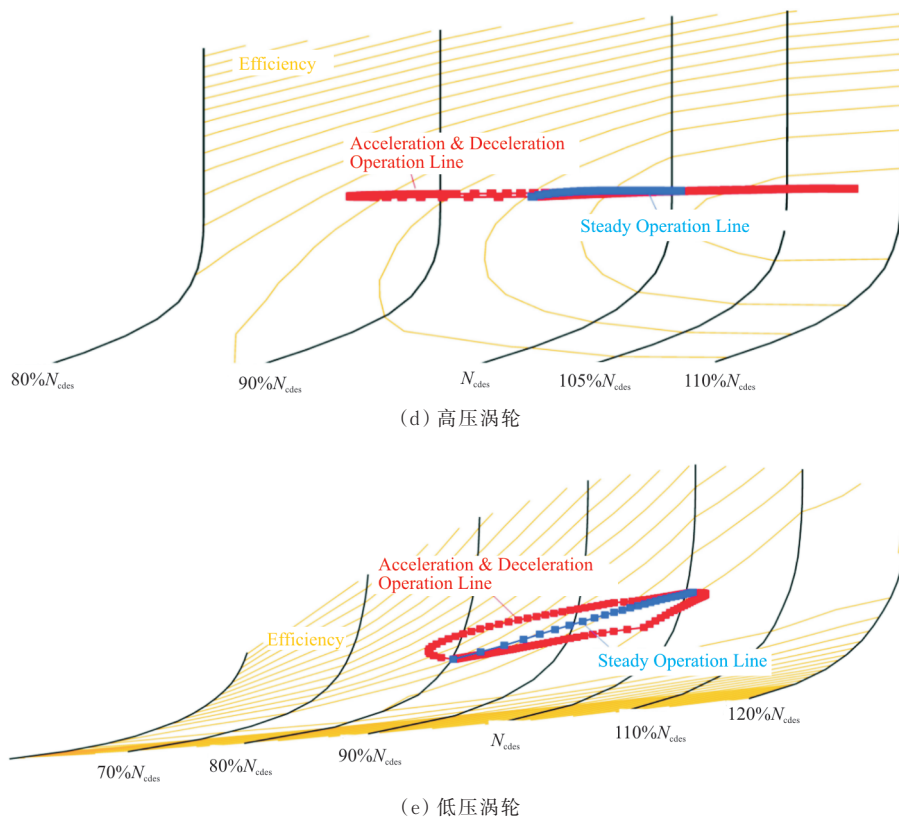


图 10 发动机稳态共同工作线和推力瞬变共同工作线分布对比示意图

Fig. 10 Common operation line comparative diagram of steady and acceleration &amp; deceleration state

从图 10 可以看出:整个推力瞬变过程中,高压涡轮均处于临界状态,因此落压比基本保持不变,而大部分低压涡轮工作线处于亚临界状态;相较于外涵风扇,高压压气机和内涵风扇在整个推力瞬变过程中的工作线变化范围更大,在加速过程中的稳定裕度也相对较小,因此当发动机稳态工作线由于大气环境变化或者性能衰退上移时,要预防高压压气机或内涵风扇在推力瞬变过程中发生喘振现象。

## 4 结 论

1) 本文基于通用的面向对象仿真框架按照真实的部件间气路连接及转子物理连接完成了某型双转子混排涡轮发动机性能模型构建。

2) 提出一种基于实际共同工作线的旋转部件特性修正方法,同时引入相对换算转速修正因子,提高模型修正自由度。基于该部件修正方法完成内/外涵风扇、高压压气机、高压涡轮、低压涡轮部件特性的修正,修正后不同工况下整机性能参数

计算值与实测值偏差小于 3%。

3) 通过模型的稳态及瞬态计算,给出了该型发动机在包线范围内的高度—速度特性和海平面标准大气环境下的推力瞬变特性,从而为后续的发动机试飞设计与规划提供参考与支撑。

## 参 考 文 献

- [1] FISHBACH L H, KOENIG R W. A program for calculating design and off-design performance of two and three spool turbofans with as many as three nozzles [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Lewis Research Center, 1972.
- [2] LIEW K H, URIP E, YANG S L, et al. Performance (off-design) cycle analysis for turbofan engine with interstage turbine burner: TM-2005-213659[R]. US: NASA, 2005.
- [3] ALEXIOU A, MATHIOUDAKIS K. Development of gas turbine performance models using a generic simulation tool [J]. Genes to Cells, 2009(2): 324-332.
- [4] WALLACE M I, BATES D G. Development and validation of an aero-engine simulation model for advanced controller design [C]// 2008 American Control Conference. Seattle: IEEE, 2008: 1-9.
- [5] SCHUR F. A transient model of a turbofan engine in SIMU-



- LINK[R]. Deutscher: NASA, 2013.
- [6] UYSAL S C. High by-pass ratio turbofan engines aero thermodynamics design and optimization[D]. Ankara: Middle East Technical University, 2014.
- [7] YARLAGADDA S. Performance analysis of J85 turbojet engine matching thrust with reduced inlet pressure to the compressor[D]. Toledo: The University of Toledo, 2010.
- [8] ALEXIOU A, ARETAKIS N, KOLIAS I, et al. Novel aero-engine multi-disciplinary preliminary design optimization framework accounting for dynamic system operation and aircraft mission performance[J]. Aerospace, 2021, 8(2): 49-56.
- [9] ALEXIOU A, ARETAKIS N, ROUMELIOTIS I, et al. Performance modelling of an ultra-high bypass ratio geared turbofan[C]// 23rd ISABE Conference. US: IEEE, 2017: 1-11.
- [10] JOKSIMOVIC A, SÉBASTIEN D, BOUSQUET Y, et al. Performance prediction methodology and analysis of a variable pitch fan turbofan engine [J]. MDPI, 2018 (6): 112-132.
- [11] 董凯生. 航空涡轮发动机变比热性能计算方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.  
TONG Kaisheng. Calculation method for variable specific heat performance of aviation turbine engine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991. (in Chinese)
- [12] 骆广琦, 桑增产. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.  
LUO Guangqi, SANG Zengchan. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [13] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.  
ZHOU Wenxiang. Research on object-oriented modeling and simulation for aeroengine and control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [14] 唐海龙, 张津. 面向对象的航空发动机性能仿真程序的设计方法研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 421-424.  
TANG Hailong, ZHANG Jin. Research on the design method of object-oriented aero engine performance simulation program [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 421-424. (in Chinese)
- [15] 崔利杰, 李皓祥, 李薛, 等. 航空发动机多状态寿命控制策略及仿真研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 141-147.  
CUI Lijie, LI Haoxiang, LI Xue, et al. Research on multi-state life control strategy and simulation for aero-engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 141-147. (in Chinese)
- [16] 李春华, 宁顺刚, 杨彩琼, 等. 在翼航空发动机性能数字孪生建模方法[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(6): 204-212.  
LI Chunhua, NING Shungang, YANG Caiqiong, et al. Digital twin modeling method for on-wing aero-engine performance[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(6): 204-212. (in Chinese)
- [17] 吴星星. 基于系统辨识法的航空发动机建模与应用[J]. 科技创新与应用, 2022, 12(23): 18-21.  
WU Xingxing. Aero-engine modeling and application based on system identification method [J]. Technology Innovation and Application, 2022, 12(23): 18-21. (in Chinese)
- [18] 阙建锋, 严红明, 英基勇. 基于模型修正的高空起动预测方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(3): 58-63.  
QUE Jianfeng, YAN Hongming, YING Jiyong. Air starting prediction method based on model modification [J]. Aeroengine, 2024, 50(3): 58-63. (in Chinese)
- [19] STAMATIS A, MATHIOUDAKIS K, PAPAILIOU K D. Adaptive simulation of gas turbine performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1990(2): 168-173.
- [20] KONG C, KHO S, KI J. Component map generation of a gas turbine using genetic algorithms [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004(3): 324-331.

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-127-06

# 不同越障方式对起飞性能影响的实例分析

陈红英<sup>1</sup>, 徐梦羽<sup>1</sup>, 倪茂林<sup>2</sup>

(1. 中国民用航空飞行学院 飞行技术学院, 广汉 618307)

(2. 中国国际航空股份有限公司重庆分公司 飞行部, 重庆 401120)

**摘要:** 民用飞机运行时必须考虑一台发动机失效的情况, 飞机的最大起飞质量经常受飞机一发失效后越障的性能限制, 根据不同的越障方式对其起飞性能进行优化研究以增加最大起飞质量, 在运行效益上具有重要意义。对规章定义的起飞航迹进行理论分析, 分别计算标准二段、延伸二段、四段越障方式对应的起飞限重, 分析限制最大起飞质量的关键因素, 并对不同越障方式下的越障余度、爬升梯度和所需的起飞距离进行计算; 将不同的距离和梯度进行组合, 对各种地形条件进行模拟, 计算标准二段和四段越障的起飞限重。结果表明: 采用四段越障方式能有效提高飞机的起飞限重, 并且障碍物梯度越大, 起飞限重提高的越显著。

**关键词:** 一发失效; 起飞性能; 越障方式; 四段越障

**中图分类号:** V212.13<sup>+1</sup>

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.15

## An example analysis of the effect of different obstacle-surmounting modes on take-off performance

CHEN Hongying<sup>1</sup>, XU Mengyu<sup>1</sup>, NI Maolin<sup>2</sup>

(1. Flight Technology Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

(2. Flying Department, China International Airlines Company Limited, Chongqing Branch, Chongqing 401120, China)

**Abstract:** In operation of civil aircraft, the maximum take-off weight is limited by the performance when one engine fails, and it is of great significance to optimize take-off performance by executing different obstacle-surmounting methods to increase the maximum take-off weight. Based on the theoretical analysis of the take-off flight path defined in the regulations, the take-off weight corresponding to the standard second segment, extended second segment, and fourth segment obstacle-surmounting method is calculated, and the key factors of maximum take-off weight are analyzed. The obstacle-surmounting margin, climb gradient, and required take-off distance under different obstacle-surmounting methods are calculated. Different distances and gradients are combined to simulate various terrain conditions, and the take-off weights of standard second segment and fourth segment obstacle-surmounting mode in those terrain conditions are calculated. The results show that using of fourth segment obstacle-surmounting method can effectively improve the maximum take-off weight of the aircraft in the plateau terrain complex airport. And the larger the gradient of the obstacle is, the more significant the improvement is.

**Key words:** one engine failure; take-off performance; obstacle-surmounting mode; fourth segment obstacle-surmounting

收稿日期: 2023-09-20; 修回日期: 2023-10-08

基金项目: 中国民用航空飞行学院研究生创新项目基金(X2023-8); 民航飞行技术与飞行安全重点实验室自主研究项目(FZ2020ZZ03)

通信作者: 徐梦羽(1997-), 女, 硕士研究生。E-mail: Xumengyu1106@163.com

引用格式: 陈红英, 徐梦羽, 倪茂林. 不同越障方式对起飞性能影响的实例分析[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 127-132.

CHEN Hongying, XU Mengyu, NI Maolin. An example analysis of the effect of different obstacle-surmounting modes on take-off performance[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 127-132. (in Chinese)

## 0 引言

民航业的生命线是安全和效益,平衡好安全和效益的关系是航空公司乃至整个民航业的重要问题。飞机起飞性能分析主要根据飞机的特性、机场等相关条件计算能够运行的最大起飞质量,起飞限重又是影响航空公司航班运行经济性与安全性的重要因素之一<sup>[1-2]</sup>。

起飞限重越大,每一次飞行所能装载的旅客与货物越多,航班的经济效益就越好,但出于飞行安全的考虑,最大起飞质量受到很多因素的限制,如跑道长度、爬升梯度、障碍物、结构强度、最大刹车能量和轮胎速度等<sup>[3]</sup>。张一山<sup>[4]</sup>从飞机发动机的推力方面进行分析,对飞机性能管理进行了优化,提高飞机的爬升限重;王天波等<sup>[5]</sup>主要通过减小起飞襟翼偏度和使用改进爬升的方法,提高了离场爬升梯度和场道长度限制的最大起飞质量;朱文龙<sup>[6]</sup>研究了远距障碍物的越障判定标准,计算了不同改平高对飞机越障能力的影响;李志远<sup>[7]</sup>通过对比快速访问记录器(QAR)数据,分析了飞机加速度等参数对起飞性能的影响;Orleans等<sup>[8]</sup>针对大气、跑道、人员等因素,提出了一种计算起飞性能数据的方法。在分析各因素对起飞限重的影响中,关于不同越障方式的研究较少,而不同越障方式对起飞限重有较大的影响<sup>[9]</sup>。

目前主要有3种越障方式,分别是标准二段、延伸二段与四段越障方式,不同的越障方式对应了不同的 $V_1$ (起飞决断速度)、 $V_R$ (起飞抬前轮速度)、 $V_2$ (起飞安全速度)策略和改平高<sup>[9]</sup>。本文从起飞限重、越障余度、爬升梯度和起飞距离4个维度详细分析不同越障方式带来的起飞航迹差异,在满足规章要求及安全的前提下对起飞参数进行优化。

## 1 起飞飞行航迹

根据CCAR25部规章,起飞飞行航迹TOFP(Take-off Flight Path)的定义为:飞机一发失效时继续起飞,从距离起飞表面35 ft(1 ft=0.304 8 m)开始,完成收轮、初始爬升、加速并过渡到航路爬升的运动轨迹<sup>[10]</sup>。飞机实际飞过的起飞飞行航迹被

称为总航迹,根据运动学方程,总航迹在任意时刻距起始点的垂直高度 $H$ 和水平距离 $S$ 如式(1)~式(3)所示。

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \gamma \quad (1)$$

$$\frac{dS}{dt} = V \cos \gamma - V_w \quad (2)$$

$$\gamma = \sin^{-1} \left[ \frac{T \cos(\alpha + \varphi_T) - D}{m \left( 1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh} \right)} \right] \quad (3)$$

式中: $V$ 为飞机的真空速; $V_w$ 为风速,逆风为正,顺风为负; $\gamma$ 为飞机的上升角; $m$ 为飞机质量; $g$ 为重力加速度; $T$ 为飞机的推力; $\alpha$ 为飞机的迎角; $\varphi_T$ 为发动机的安装角; $D$ 为飞机的阻力。

净航迹是总航迹梯度减去规章规定的上升梯度得到的航迹。根据CCAR-25-R4.115规定:双发飞机的梯度减小量为0.8%<sup>[10]</sup>。因此双发飞机的净航迹的高 $H_{net}$ <sup>[11]</sup>如公式(4)所示。

$$H_{net} = H - 0.008S \quad (4)$$

为保证在一发失效的情况下,飞机能够安全地越过飞行航迹中的所有障碍物,规章要求:

- 1) 飞机的净起飞飞行航迹至少要以35 ft越过保护区内所有障碍物;
- 2) 对飞机的爬升性能有一定的要求,如表1所示。

表1 越障余度及爬升性能要求  
Table 1 Obstacle surmounting and climb performance requirements

参数	数值	参数	数值
净航迹越障余度/ft	35	最后爬升段爬升梯度/%	1.2
起始爬升段爬升梯度/%	2.4	全程可用爬升梯度/%	1.2

起飞飞行航迹分为4个阶段,分别为离地段,起始爬升段,平飞加速段和最后爬升段。保持起飞质量和其他外部条件不改变的情况下,通过调整第三段的改平高,飞机可以越过不同障碍物<sup>[12]</sup>。改平高又分为最低改平高、标准二段改平高和延伸二段改平高,如图1所示。

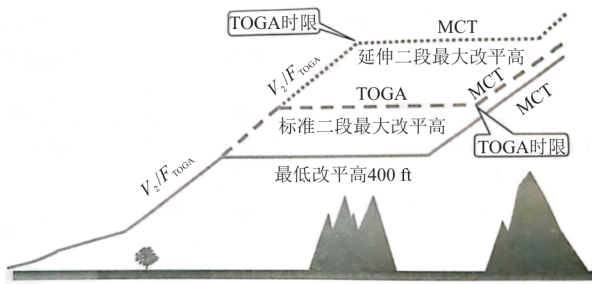


图 1 不同越障方式下的改平高<sup>[13]</sup>  
Fig. 1 leveling height of different obstacle-surmounting modes<sup>[13]</sup>

最小改平高是飞机爬升到满足越障要求后改平所对应的高,且不应小于规章要求的最低标准 400 ft。标准二段最大改平高是飞机在某一高度改平,且飞行航迹在第三段时刚好达到起飞复飞 (Take off and Go Around, TOGA) 推力时限对应的高。延伸二段最大改平高是飞机保持 TOGA 推力爬升,直到 TOGA 时限结束时改平对应的高<sup>[13]</sup>。

## 2 起飞性能分析

### 2.1 不同越障方式对应的起飞限重

飞机的最大起飞质量影响飞机的爬升性能,关乎其能否安全越障,同时又决定了商载的多少,是航班经济性的体现,因此确定飞机的起飞限重是关键问题。飞机实际性能的影响因素很多,与飞机机型、所选构型、装载情况、发动机推力大小以及机场净空条件、大气环境、跑道长度等都有关联,此外还与起飞越障的方式有关<sup>[14]</sup>。本文以某机场 06 号跑道某一标准离场程序为例,利用空客性能软件 PEP 进行仿真计算,探究不同越障方式对起飞性能的影响。机场标高 2 510 m,由于该机场为高原机场,选用高原型机型 A319-115 (CFM56-5B7)。跑道长度 3 000 m,使用夏秋基准温度 25 °C,修正海平面气压 (Query Normal Height, QNH) 为 1 013 hPa (1 hPa=100 Pa),跑道坡度 0.03%,空调开,防冰关,静风,基本重心,发动机 TOGA 推力,最优构型。在离场航迹保护区内有 8 个障碍物,如表 2 所示。

初始假定一个较大的起飞质量,计算起飞总航迹与净航迹,检验其是否能满足规章要求的 35 ft 超障余度以及各起飞航段爬升梯度的要求,

如不满足,则减载后再次计算,经反复迭代求得满足规章要求的最大值即为起飞限重,得到 3 种越障方式下的起飞数据如表 3 所示。

表 2 障碍物数据  
Table 2 Obstacle data

障碍物序号	相对起飞跑道末端修正高/m	至起飞跑道末端距离/m
1	65	2 074.4
2	109	4 618.6
3	139	5 869.8
4	145	8 073.8
5	171	8 204.8
6	1 200	75 051.9
7	434	90 215.0
8	354	92 280.9

表 3 不同越障方式下的起飞数据  
Table 3 Take-off data of different obstacle-surmounting modes

阶段	限重/t	V <sub>1</sub> /kt	V <sub>R</sub> /kt	V <sub>2</sub> /kt	改平高/m
标准二段	61.0	144	150	155	1 396
延伸二段	51.6	117	125	131	2 047
四段越障	63.4	142	146	151	1 157

从表 3 可以看出:四段越障的起飞限重大于标准二段,而延伸二段的起飞限重较小,相比另外两种越障方式,减载明显,不同越障方式对计算起飞限重有较大差异。

### 2.2 不同越障方式对应的越障余度

不同越障方式下所对应的起飞限重,在每个起飞限重下所对应的越障余度需保证飞机在起飞一发失效的情况下,有足够的性能进行爬升越障,如表 4 所示。

表 4 不同越障方式下的越障余度  
Table 4 The obstacle-surmounting of different obstacle-surmounting modes

方式	越障余度/m					
	障碍 1	障碍 2	障碍 3	障碍 4	障碍 5	障碍 6
标准二段	24.78	81.73	98.22	171.43	10.79	215.22
延伸二段	152.14	217.06	253.03	354.54	332.43	625.35
四段越障	21.07	59.45	71.54	137.18	114.22	259.51



从表4可以看出:标准二段越障方式净航迹与障碍5之间的余度为规章要求值35 ft,该越障方式能够安全越障,其最大起飞质量受限于障碍物。延伸二段与四段越障的各个超障余度远大于35 ft,障碍物不会对起飞质量造成进一步限制。

### 2.3 不同越障方式对应的爬升梯度

飞机爬升时的受力情况如图2所示。

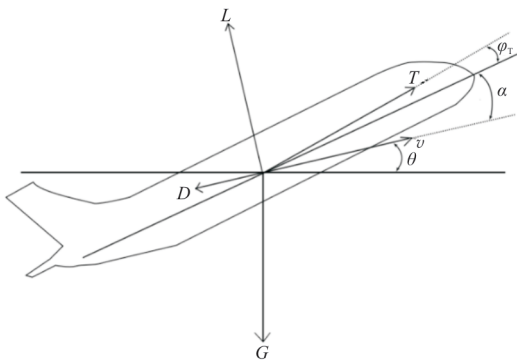


图2 飞机爬升受力情况

Fig. 2 Force analysis of climbing aircraft

爬升梯度(Climb Gradient):单位时间内飞机垂直方向上高度的改变值与水平方向上飞过的距离的比值,计算公式如公式(5)~公式(6)所示。

$$G \sin \theta = T \cos(\varphi_T + \alpha) - D - m \frac{dv}{dt} \quad (5)$$

$$C_{\text{Gradient}} = \frac{T \cos(\varphi_T + \alpha) - D - \frac{G}{g} \frac{dv}{dt}}{G \cos \theta} \quad (6)$$

式中: $G$ 为重力; $T$ 为飞机的推力; $\theta$ 为飞机的爬升角; $C_{\text{Gradient}}$ 为爬升梯度。

将平飞加速段的加速能力转化为可用爬升梯度,如公式(7)~公式(8)所示。

$$G \frac{dh}{dt} = m \frac{dv}{dt} \frac{dx}{dt} \quad (7)$$

分别计算3种越障方式下各航段爬升梯度,如表5所示。

表5 不同越障方式下的各航段的爬升梯度  
Table 5 The climb gradient of each section of different obstacle-surmounting modes

越障方式	爬升梯度/%		
	起始爬升段	改平加速段	最后爬升段
标准二段	3.25	2.56	3.21
延伸二段	8.95	1.20	1.76
四段越障	3.20	2.82	3.62

从表5可以看出:延伸二段的起始爬升梯度远大于标准二段和四段越障,而改平加速段的爬升梯度最小,仅为1.2%。表明延伸二段越障方式的最大起飞质量受到改平加速段爬升梯度的限制,只有减载到51.6 t时才能满足在延伸二段改平高进行改平加速时的性能要求。

延伸二段越障方式下,发动机推力随高度的变化趋势如图3所示,可以看出:随着高度增加,发动机推力逐渐降低,当飞机以 $V_2$ 恒速爬升到最大改平高时刚好达到TOGA推力时间限制,发动机推力由TOGA推力减为最大连续推力(Maximum Continuous Thrust, MCT),并在此时改平飞,较低的空速和发动机推力的减小导致在该点的可用爬升梯度有限,因此延伸二段的起飞限重通常受改平加速段可用爬升梯度的限制。

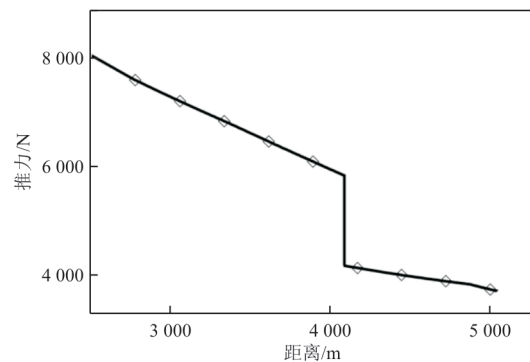


图3 延伸二段发动机推力

Fig. 3 Extended second section engine thrust

### 2.4 不同越障方式对应的起飞距离

四段越障的最大起飞质量既不受障碍物限制,也不受各航段爬升梯度限制。

3种越障方式的起飞距离如表6所示,即飞机从松刹车点到离地35 ft的水平距离,起飞距离必须不大于跑道的可用起飞距离。延伸二段因受梯度限制,起飞质量很小,因此起飞距离仅为1 718 m。

表6 不同越障方式下的起飞距离  
Table 6 Take-off distance of different obstacle-surmounting modes

越障方式	起飞距离/m
标准二段	2 770
延伸二段	1 718
四段越障	2 999

四段越障的起飞距离为 2 999 m,与跑道长度基本相等,表明此时最大起飞质量受跑道长度限制,飞机需要滑跑足够的距离才能离地且达到安全速度,限重与障碍物无关。

标准二段的起飞距离为 2 770 m,机场跑道长度没有被充分利用。标准二段越障方式下,所有位于起始爬升段后的障碍物都被考虑在改平加速段越过,因此需通过提高改平高的方式越过这些障碍物,各越障方式净航迹改平高如表 7 所示。

表 7 不同越障方式下的改平高  
Table 7 Leveling height of different obstacle-surmounting modes

越障方式	改平高/m
标准二段	1 396
延伸二段	2 047
四段越障	1 157

标准二段的净航迹改平高高于远端障碍物,为 1 396 m,其限重为 61 t,更大的质量无法使飞机在 TOGA 推力时限内爬升到这一高度并完成加速。四段越障的净航迹改平高为 1 157 m,其在较低高度进行改平加速得到更佳的爬升性能<sup>[15]</sup>,在最后爬升段越过远端障碍物,因此四段越障的最大起飞质量相比标准二段增加了 2.4 t。

### 3 不同障碍物越障方式分析

通过上述分析,在该机场的地形条件下使用四段越障方式有效提高了起飞限重。为探究四段越障的适用条件,分析不同地形条件对越障方式选择的影响,分别设置不同梯度和距离的障碍物,计算各障碍物条件下不同越障方式的起飞限重,并求出其差值,计算结果如图 4 所示。

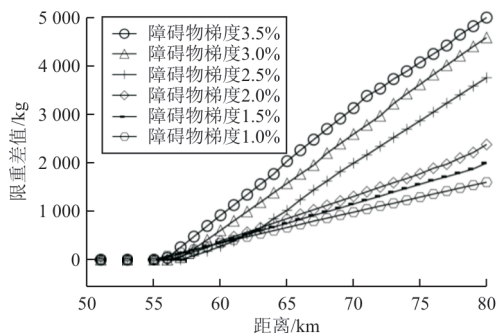


图 4 不同障碍物条件下的起飞限重差值  
Fig. 4 The difference of maximum take-off weight under different obstacle conditions

从图 4 可以看出:当障碍物位置在距离跑道末端 55 km 以内时,四段越障与标准二段的起飞限重没有差异;障碍物位置在距离跑道末端 55 km 以外时,四段越障的起飞限重大于标准二段的起飞限重,且随着障碍物相对跑道末端的距离越远,起飞限重差值越大。

不同的障碍物梯度也对越障方式的选择有影响,障碍物梯度越大,四段越障与标准二段的起飞限重差值越大,且在障碍物梯度大于 2% 时,四段越障的起飞限重明显大于标准二段,因此能有效提高运行的经济性。

### 4 结 论

1) 标准二段越障方式对远距障碍物梯度要求严格,即使 1% 梯度的远距障碍物也可能对起飞限重构成限制,选用四段越障方式能有效提高起飞限重,从而增加商载。

2) 在延伸二段越障方式下改平加速段的爬升梯度仅为 1.2%,最大起飞质量受其限制而导致大幅减载,因此应谨慎选用延伸二段越障方式。在四段越障方式下,场长利用率高达 100%,提高了起飞速度和初始爬升能力;而远距障碍物越障余度增加约 90%,提高了最后爬升段的性能,从而提高起飞限重。

3) 当起飞质量受到近距障碍物限制时,四段越障方式与标准二段越障方式下的起飞限重差值为 0;当起飞质量受到远距障碍物限制时,四段越障方式比标准二段越障方式下的起飞限重大。

4) 在实际运行中,当最大起飞限重受到障碍物限制时,建议航空公司在性能计算时,使用四段越障方式进行分析;当最大起飞限重受到其他因素影响时,需具体分析。

### 参 考 文 献

- [1] 魏志强,刘馨泽.飞机起飞过程的加速特性分析与轨迹仿真[J].飞行力学,2019,37(4):17-20.  
WEI Zhiqiang, LIU Xinze. Analysis of the acceleration characteristics and trajectory simulation of aircraft during takeoff [J]. Flight Dynamics, 2019, 37(4): 17-20. (in Chinese)
- [2] 陈红英,齐永强.障碍物对运输机起飞性能的影响及优化[J].中国民航飞行学院学报,2017,28(1):38-43.  
CHEN Hongying, QI Yongqiang. The influence of obstacles on transport aircraft takeoff performance and optimization [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China,

- 2017, 28(1): 38-43. (in Chinese)
- [3] 中国民用航空局飞行标准司. 飞机航线运营应进行的飞机性能分析: AC-121FS-006[S]. 北京: 中国民用航空局飞行标准司, 2001.
- Flight Standards Department of the Civil Aviation Administration of China. Aircraft performance analysis for aircraft route operations: AC-121FS-006[S]. Beijing: Flight Standards Department of the Civil Aviation Administration of China, 2001. (in Chinese)
- [4] 张一山. 基于性能软件的起飞定量安全裕度研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2021.
- ZHANG Yishan. Research on quantitative safety margin for takeoff based on performance software[D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2021. (in Chinese)
- [5] 王天波, 赵涛, 徐蕾, 等. 民用飞机高原机场起飞性能分析及优化[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 135-140.
- WANG Tianbo, ZHAO Tao, XU Lei, et al. Analysis and optimization of civil aircraft takeoff performance at plateau airport[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 135-140. (in Chinese)
- [6] 朱文龙. 复杂条件下起飞全程净航迹的规章符合性判定方法研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2021.
- ZHU Wenlong. Research on the regulatory compliance determination method of the net flight path during takeoff under complex conditions [D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2021. (in Chinese)
- [7] 李志远. 基于BCOP的飞行航迹预测及性能仿真分析[J]. 科技创新与应用, 2016(24): 84-86.
- LI Zhiyuan. Flight path prediction and performance simulation analysis based on BCOP[J]. Science and Technology Innovation and Application, 2016(24): 84-86. (in Chinese)
- [8] ORLEANS K, WOOLF R. A method of standardizing takeoff performance data using modeling and simulation: AIAA-2012-2725[R]. US: AIAA, 2012.
- [9] 余江. 高原/地形复杂机场和航线运行的飞机性能析[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2006.
- YU Jiang. Analysis of aircraft performance in airports and route operations on plateaus/complex terrain [M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2006. (in Chinese)
- [10] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2019.
- Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards for transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2019. (in Chinese)
- [11] 刘羽宇, 王可, 杨军利, 等. 国产民用运输类飞机障碍物限重计算模型优化研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 129-135.
- LIU Yuyu, WANG Ke, YANG Junli, et al. Research on optimization of obstacle weight limit calculation model for domestic civil transport aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 129-135. (in Chinese)
- [12] 刘羽宇, 王可, 杨军利. 基于航道 3 段越障的民用运输机障碍物限制起飞重量计算模型[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(3): 1279-1285.
- LIU Yuyu, WANG Ke, YANG Junli. Calculation model of obstacle limited takeoff weight for civil transport aircraft based on the third segment of the takeoff flight path [J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(3): 1279-1285. (in Chinese)
- [13] 余江. 飞行性能与运行[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2021.
- YU Jiang. Flight performance and operation[M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2021. (in Chinese)
- [14] BOWLES J V. Computer programs for estimating aircraft takeoff performance[R]. US: NTRS, 1974.
- [15] Airbus Industry. Flight crew techniques manual[R]. France: Airbus Industry, 2020.

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-133-06

## 军用飞机气动完整性研究

张登成, 何宇廷, 李哲, 张腾, 张艳华  
(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 飞行器气动完整性可以综合地表征飞行器在服役(作战)使用过程中的气动质量特性, 但针对军用飞机, 目前仍未有可以综合表征其气动质量特性的指标。为此, 首次提出军用飞机气动完整性的概念: 军用飞机在作战使用过程中, 气动外形能够保持完好, 飞行性能、飞行品质及飞行控制满足并能保持规定要求的属性。介绍气动完整性概念的提出过程及其定义, 讨论气动完整性的基本内涵和基本特性, 阐明军用飞机气动完整性是飞机作战效能发挥的基础; 介绍飞行器气动完整性的表征方法, 分析军用飞机气动完整性的主要影响因素。本文引入军用飞机气动完整性这一新概念, 可为我国军用飞机设计、制造、试验和保障的发展提供参考。

**关键词:** 军用飞机; 气动完整性; 作战完整性; 概念; 内涵; 表征

**中图分类号:** V271.4; V211.4

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.16

## Research on aerodynamic integrity of military aircraft

ZHANG Dengcheng, HE Yuting, LI Zhe, ZHANG Teng, ZHANG Yanhua  
(Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The aerodynamic integrity of aircraft can comprehensively characterize the aerodynamic mass characteristics of aircraft during service (combat) use. However, there is currently no index that can comprehensively characterize the aerodynamic mass characteristics of aircraft. Therefore, the concept of aerodynamic integrity of military aircraft is first proposed and studied: during the operational use of military aircraft, the aerodynamic shape can be maintained intact, and the flight performance, quality, and control can meet and maintain the required attributes. The process and definition of the concept of aerodynamic integrity are introduced, and the basic connotation and basic characteristics are discussed. It is believed that the aerodynamic integrity of military aircraft is the basis of the combat effectiveness of aircraft. The characterization method of aircraft aerodynamic integrity is introduced, and the main influencing factors of military aircraft aerodynamic integrity are analyzed. The new concept of aerodynamic integrity of military aircraft is introduced aims to provide reference for the development of military aircraft design, manufacturing, testing and support in China.

**Key words:** military aircraft; aerodynamic integrity; operation integrity; concept; connotation; characterization

收稿日期: 2024-08-11; 修回日期: 2024-11-30

通信作者: 张登成(1969-), 男, 博士, 教授。E-mail: dengcheng\_zhang@163.com

引用格式: 张登成, 何宇廷, 李哲, 等. 军用飞机气动完整性研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 133-138.

ZHANG Dengcheng, HE Yuting, LI Zhe, et al. Research on aerodynamic integrity of military aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 133-138. (in Chinese)



## 0 引言

军用飞机只有在功能状态完好的情况下才能充分发挥其作战效能,作战使用条件下装备的完好状态可以用作战完整性来表征<sup>[1]</sup>。

完整性一词最早出现在美国空军提出的结构完整性概念中,并在其后逐步形成和发展了飞机结构完整性大纲,作为军用飞机论证、设计、使用的纲领性文件之一<sup>[2]</sup>。

随着人们认识的不断深入,完整性的概念也在不断发展,其内涵得到不断的丰富和完善。在飞机结构完整性的基础上,逐步衍生并发展出了发动机结构完整性、机械设备及其子系统完整性、推进系统完整性、电子设备及系统完整性、武器系统完整性、自主保障完整性和低可探测完整性等完整性概念<sup>[3-6]</sup>。

针对飞机气动部件缺失、损坏,飞机非对称破坏,机翼穿孔、操纵面故障对飞机气动特性和飞行品质的影响等,国内外开展了大量研究<sup>[7-26]</sup>,但这些研究都没有提出气动完整性的概念并使用此概念来描述飞机的这些变化的气动特性。

面向军用飞机的作战使用需求,何宇廷等<sup>[6]</sup>提出了军用飞机作战完整性的概念,从作战任务流程的角度提出作战完整性的综合要求,并指出:“飞行器服役(作战)完整性包括飞行器在服役(作战)使用过程中的气动完整性、平台完整性和电磁完整性”。然而,上述论述主要是从飞机作战完整性总体概念组成的角度初步提出了气动完整性概念,尚未专门深入开展关于军用飞机气动完整性的研究。本文则从气动完整性的具体概念、内涵、表征、影响因素等方面入手,围绕军用飞机的气动完整性进行专门的、较为深入的探讨分析,以期为后续研究打下基础。

## 1 军用飞机气动完整性的提出

飞机结构和系统如果出现完整性的缺失,则有可能导致飞机气动特性的改变<sup>[27]</sup>。例如,飞机外部机体结构发生变形或者损坏,必然导致飞机机身和翼面气动特性的改变,进而影响飞机的飞行性能和飞行品质,造成飞机飞行性能下降、飞行

品质恶化;飞机上与舵面运动相关的机械或者电气系统发生故障,有可能导致气动舵面不能有效发挥其应有的飞行控制作用,同样会造成飞机飞行性能下降、飞行品质恶化……可见,飞机结构和系统完整性的下降,可能会造成飞机的飞行性能下降和飞行品质恶化,从而可以引申为对飞机气动特性方面综合特性的影响,这个影响是由于飞机结构或系统的完整性变化所导致的,因而气动的不完整也是飞机的固有属性,飞机的这种与气动特性相关的固有属性可以用气动完整性来表述<sup>[28]</sup>。

飞机结构或系统的完整性改变会导致气动完整性的改变,但也存在一些情况,在飞机结构和系统完整性保持完好的条件下气动完整性发生衰减<sup>[29]</sup>。例如,随着飞机服役时间的增加,飞机表面涂层的光洁度变差,或舱盖的密封性变差,对飞机结构而言,结构依然保持了功能完好的状态,但是飞机的气动性能却变差了,气动完整性发生了衰减。

## 2 军用飞机气动完整性的基本概念

军用飞机气动完整性首先是关于飞机气动布局的完整性,气动布局是否完整、气动特性是否有质的改变与作战完整性都有着强关联性;其次,飞机的气动特性会随着时间的推移而发生衰减,当量变积累到一定程度,就会造成飞机性能衰减和飞行品质下降,进而影响飞机作战使用,也可以认为飞机气动特性完整性缺失,进而影响飞机的作战完整性。

可见,飞机气动的“完整”与否,不仅关乎飞机飞行性能的高低、飞行品质的优劣,更是“以小见大”地影响着作战飞机作战完整性的完整度,进而影响作战飞机的作战适应性和作战效能的发挥。因此气动完整性是包含于作战完整性之内的子概念,气动完整性是从气动外形布局、操纵舵面设计、性能品质衰减等方面体现作战完整性的飞机飞行动力学表征。

因此,可以初步给出军用飞机气动完整性的定义:军用飞机在作战使用过程中,气动外形能够保持完好,飞行性能、飞行品质及飞行控制满足并

能保持规定要求的属性。

与作战完整性的概念类似,气动完整性也有动态和静态之分,气动完整性的静态属性反映了军用飞机的状态,动态属性则反映了军用飞机的能力。例如,静稳定性反映的是飞机是否保持稳定的状态,动稳定性则反映的是飞机受到扰动后恢复稳定状态的能力<sup>[30]</sup>。因此,还可以给出气动完整性的另外两种定义:①飞机在作战使用过程中,气动外特性、飞行性能、飞行品质及飞行控制未削弱的状态;②飞机在作战使用过程中,在要求的升阻特性、稳定性、操纵性、敏捷性、飞行品质、气动弹性等水平下,保持气动性能完好及功能未受到削弱的能力。其中,第一种表述可以看作是飞机静态气动完整性的概念,而第二种表述可以看作是飞机动态气动完整性的概念。也可以这样理解军用飞机气动完整性的静态和动态属性:静态属性可以理解为军用飞机气动外形保持完整的初始状态;而动态属性可以理解为气动完整性遭受破坏后,采取主动或者被动的各种措施,恢复气动完整性的过程。

### 3 军用飞机气动完整性的内涵

#### 3.1 气动完整性的研究范畴

飞机气动完整性的表现形式为气动外形的完整,进而表现为飞行性能和飞行品质优良,而飞行控制的作用则是来提高飞机的飞行性能,改善飞机的飞行品质,其逻辑关系如图 1 所示。

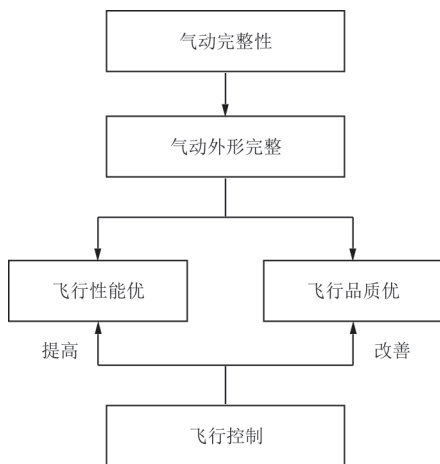


图 1 气动完整性的表现形式

Fig. 1 Expression of aerodynamic integrity

在传统的飞机设计方法中,控制系统的作用只限于改善已确定飞机的操纵稳定特性。而随着军用飞机高机动性、敏捷性、稳定性、安全性需求日益突出,控制系统设计的地位逐渐提升,即在飞机总体设计阶段,就将飞行控制系统和气动布局、机体结构、动力装置等进行协调设计,称为主动控制技术或随控布局技术,用以提高飞机飞行性能、改善飞行品质。采用主动控制技术,可按照控制系统的作用,综合选择飞机最佳结构外形、降低飞机阻力,减轻飞机结构重量,以获得布局合理、性能先进的随控布局飞机。

在军用飞机的气动完整性内涵中,飞行控制在气动完整性的动态属性中发挥重要作用,如飞机个别舵面损伤或者卡滞后,通过飞行控制系统的控制律重构或者控制舵面的重新分配,及时弥补飞机因气动完整性受损导致的飞行性能下降或飞行品质降级,达到尽量恢复军用飞机气动完整性的目的。

因此,气动完整性需要综合考虑飞机气动特性、飞行性能、飞行品质和飞行控制,从作战使用角度出发,任何一方面特性变差,都将导致飞机不能安全有效地完成相应任务,即导致气动完整性变差,需要综合权衡分析。

#### 3.2 气动完整性的基本特性

“飞机的作战完整性是通过设计赋予、通过制造实现、在作战使用中维持或者增长的飞机固有的基本属性”<sup>[31]</sup>。作为飞机作战完整性的子概念,气动完整性也必然具有上述属性。这个属性使得飞机气动完整性也具有客观性、相对性、随机性和可控性的基本特征。飞机气动完整性的客观性是指其为飞机本身客观存在的一种固有本质属性,可以通过飞机的设计确定和制造获得,可以通过某些方法手段去度量;飞机气动完整性的相对性是指其是针对飞机承担的作训任务和使用环境而言的,离开了对应的作训任务和使用环境则没有现实意义;飞机气动完整性的随机性指的是由于飞机各种属性和质量特性、作训任务和使用环境的随机性而使其也具有随机特性,可以使用概

率统计的理论和方法来描述分析飞机的气动完整性;飞机气动完整性的可控性是指其可以在使用过程中通过一定的措施进行控制,使其在飞机的作训过程中得到维持甚至增长,如飞机飞行性能的恢复甚至提高,飞行品质的改善等。

#### 4 军用飞机气动完整性表征

飞机的气动完整性可以用气动完整度  $I_a$  来表征度量。军用飞机的气动完整度可以定义为,在规定的条件下、规定的时间内、规定的环境中,执行规定任务时,飞机可以保持气动外形完好及飞行性能、飞行品质未衰退和下降的概率。

飞机气动完整度  $I_a$  的表征首先可以用气动外形完整度  $I_{as}$  来表达。飞机由于气动部件缺失或者变形造成的不完整程度可以用气动外形非完整度  $W_{as}$  来表征,则飞机气动完整度则可以表示为

$$I_{as} = 1 - W_{as} \quad (1)$$

其次,飞机气动完整度  $I_a$  的表征也可以用飞机飞行性能保持度  $R_p$  和飞行品质保持度  $R_q$  来综合表征。随着飞机服役时间的增加,飞机的飞行性能会衰退,飞行品质会下降。飞机飞行性能的衰退程度  $W_p$  可以用飞机当前的各项飞行性能与设计/服役之初的飞行性能之比来综合表示;飞机飞行品质的下降程度  $W_q$  可以用飞机当前的各项飞行品质与设计/服役之初的飞行品质之比来综合表示。则飞机飞行性能保持度  $R_p$  表示为

$$R_p = 1 - W_p \quad (2)$$

飞行品质保持度  $R_q$  表示为

$$R_q = 1 - W_q \quad (3)$$

因此,飞机气动完整度则可以简单表示为

$$I_a = R_p \times R_q \quad (4)$$

#### 5 军用飞机气动完整性的影响因素

飞机的气动完整性同作战完整性一样,也是通过设计赋予、通过制造实现的,因而军用飞机的气动完整性就取决于飞机的设计与制造。本文所研究的气动完整性影响因素主要关注军用飞机在作战使用中使其得以维持或者增长的影响因素。

军用飞机气动完整性是对飞机在作战使用过程中,其气动外形能够保持完好,进而使得飞行性能、飞行品质、飞行控制满足并能保持规定要求的基本属性。因此,可从影响或制约其气动外形的角度分析其主要影响因素。

从气动外形角度看,其主要影响因素可分为两个方面,一方面是随服役时间增加而缓慢变化的相关因素,如口盖、舱门等封严性下降、结构缓慢变形、翼面光洁度下降、发动机性能降低、舵面响应变差等,该方面影响因素变化缓慢,且逐步导致飞行性能和飞行品质降低,当其累积到一定程度将显著影响气动完整性,进而影响飞机的作战完整性。

另一方面是飞机遭受外部作用或主动加改装等导致的结构外形瞬间变化,如武器打击、遭遇冰雹、结冰、鸟撞、破损、缺失、修复、改装等,将显著改变飞机的气动完整性,从而显著影响作战完整性。

#### 6 结束语

1) 本文给出了军用飞机气动完整性的定义:军用飞机在作战使用过程中,气动外形能够保持完好,飞行性能、飞行品质及飞行控制满足并能保持规定要求的属性。

2) 军用飞机气动完整性的基本内涵应当包括气动特性、飞行性能、飞行品质和飞行控制以及它们的综合影响。气动完整性应当具有客观性、相对性、随机性和可控性的基本特性。

3) 提出气动完整性的表征参数——气动完整度,分别从气动部件变形或缺失程度和飞行性能、飞行品质衰退两个角度给出了气动完整度的表示方法。

4) 分析了军用飞机气动完整性的主要影响因素,一方面是随服役时间增加的缓变因素,如结构形变、发动机性能下降等;另一方面是突变因素,如结构作战损伤、飞机加改装等。

军用飞机气动完整性是一个新的概念,属于飞机作战完整性的一个方面,能够更综合地反映

飞机作战过程中的气动质量特性,它的引入将为军用飞机的设计理念、制造技术、验证方法以及全寿命的维修保障等带来新的创新点。但是,该领域的研究工作还处在初探阶段,需要更多的科技人员开展更加深入而广泛的研究。

### 参 考 文 献

- [1] 李曙林,常飞,何宇廷,等. 军用飞机作战使用生存力分析与评估[M]. 北京:国防工业出版社,2016.  
LI Shulin, CHANG Fei, HE Yuting, et al. Survivability analysis and evaluation of military aircraft in operational use [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [2] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构完整性大纲: GJB 775A—2012[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2012.  
General Armaments Department of the People's Liberation Army. Military aircraft structural integrity program: GJB 775A—2012[S]. Beijing: General Armaments Department of the People's Liberation Army, 2012. (in Chinese)
- [3] USA Department of Defense. Weapon system integrity program: MIL-HDBK-515 [S]. USA: Department of Defense, 2013.
- [4] USA Department of Defense. Propulsion system integrity program: MIL-STD-3024 [S]. USA: Department of Defense, 2008.
- [5] USA Department of Defense. Mechanical equipment and subsystems integrity program: MIL-STD-1798C [S]. USA: Department of Defense, 2013.
- [6] 何宇廷,张腾,马斌麟. 军用飞机结构作战完整性的基本内涵与评估[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(5): 1-7.  
HE Yuting, ZHANG Teng, MA Binlin. Basic connotation and evaluation of military aircraft structural operational integrity[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(5): 1-7. (in Chinese)
- [7] HAYES C. Effects of simulated wing damage on the aerodynamic characteristics of a swept-wing airplane model [R]. Hampton, VA, United States: NASA Langley Research Center, 1968.
- [8] BETZINA M D, BROWN D H. Aerodynamic characteristics of an A-4B aircraft with simulated and actual gunfire damage to one wing [R]. USA: NASA AMES Research Center, 1976.
- [9] SPEARMAN M L. Wind-tunnel studies of the effects of simulated damage on the aerodynamic characteristics of airplanes and missiles [R]. Hampton, VA, United States: NASA Langley Research Center, 1982.
- [10] IRWIN A J. Investigation into the aerodynamic effects of simulated battle damage to a wing [D]. Loughborough, East Midlands, UK: Loughborough University, 1999.
- [11] MUJAHID S S. Aerodynamics of battle damaged finite aspect ratio wings [D]. Loughborough, East Midlands, UK: Loughborough University, 2005.
- [12] RENDER P, PICKHAVER T. The influence of hole orientation on the aerodynamics of battle damaged wings [C] // 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. New Orleans, Louisiana: AIAA, 2012: 2890-2898.
- [13] GUO T H, LITT J. Resilient propulsion control research for the NASA integrated resilient aircraft control (IRAC) project [C] // AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit. Rohnert Park, California: AIAA, 2007: 2802-2814.
- [14] NGUYEN N, KRISHNAKUMAR K, KANESHIGE J, et al. Dynamics and adaptive control for stability recovery of damaged asymmetric aircraft [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: AIAA, 2006: 6049-6059.
- [15] BACON B, GREGORY I. General equations of motion for a damaged asymmetric aircraft [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina: AIAA, 2007: 6306-6315.
- [16] SHAH G. Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008: 6203-6214.
- [17] SHAH G, HILL M. Flight dynamics modeling and simulation of a damaged transport aircraft [C] // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Minneapolis, Minnesota: AIAA, 2012: 4632-4649.
- [18] DING M L, ZENG C, BINIENDA W K. Assessment on aerodynamic degradation for wing-damaged transport aircraft [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020, 92(7): 973-979.
- [19] KRZYSIAK A. Wind tunnel tests of damage to the Tu-154M aircraft wing [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 32(6): 1-16.
- [20] PEI Y, CHEN Z W, WEI Y H, et al. Method for assessing combat survivability for aircraft with wing damage [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2017, 231(5): 877-886.
- [21] 高玉伟,韩庆,张锋,等. 作战飞机翼面损伤对其气动特性的影响研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(5): 394-397.



- GAO Yuwei, HAN Qing, ZHANG Feng, et al. Influence of combat aircraft's wing surface damaged on longitudinal aerodynamic characteristics[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(5): 394-397. (in Chinese)
- [22] 张锋, 韩庆, 刘星. 战损飞机纵向气动特性分析[J]. 航空计算技术, 2013, 43(2): 48-50, 55.
- ZHANG Feng, HAN Qing, LIU Xing. Study on longitudinal aerodynamic performance of fighting damaged aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(2): 48-50, 55. (in Chinese)
- [23] YANG R G, YU J Q, SHEN Y C. Flight dynamic characteristic analysis of a generic airbreathing hypersonic vehicle[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 716/717: 724-729.
- [24] SHEN Y C, YU J Q, LUO G C, et al. Robust gain-scheduling controller for airbreathing hypersonic flight vehicle[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 716/717: 1624-1630.
- [25] 贾忠湖, 王刚, 柳文林. 基于CFD的机翼损伤飞机再平衡问题研究[J]. 飞行力学, 2018, 36(3): 19-22.
- JIA Zhonghu, WANG Gang, LIU Wenlin. Study on rebalance of wing damaged aircraft based on CFD[J]. Flight Dynamics, 2018, 36(3): 19-22. (in Chinese)
- [26] 柳文林, 刘琦, 潘子双. 战斗机平尾翼面损伤对全机气动特性的影响分析[J]. 飞行力学, 2022, 40(5): 9-13, 21.
- LIU Wenlin, LIU Qi, PAN Zishuang. Influence on aircraft aerodynamic characteristics of damaged fighter plane horizontal tail[J]. Flight Dynamics, 2022, 40(5): 9-13, 21. (in Chinese)
- [27] USA Department of Defense. Aircraft structural integrity program (ASIP): MIL-STD-1530D[S]. USA: Department of Defense, 2016.
- [28] 何宇廷. 装备的作战完整性初探[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(1): 1-8, 31.
- HE Yuting. A study of equipment operational integrity[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(1): 1-8, 31. (in Chinese)
- [29] HE Yuting. On aircraft operational integrity[C]// 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Hangzhou: CSAA, 2021: 1-8.
- [30] 何宇廷. 飞行器健康状态的表征方法研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 1-8.
- HE Yuting. Study on characterization method of aircraft health status[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 1-8. (in Chinese)
- [31] 何宇廷. 飞行器服役(作战)完整性的提出与发展[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 1-11.
- HE Yuting. Presentation and development of aircraft operational integrity[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 1-11. (in Chinese)

(编辑:马文静)

文章编号: 1674-8190(2025)01-139-12

# 融合多源异构数据的飞机故障诊断方法研究进展

马超<sup>1</sup>, 邹子扬<sup>1</sup>, 顾正柏<sup>1</sup>, 赵树杰<sup>2</sup>

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

(2. 中航通飞华南飞机工业有限公司, 珠海 519090)

**摘要:** 随着飞机数字化程度的提高, 飞机在全寿命周期内会产生大量的多源异构数据, 这些数据为保障飞机的安全提供了重要支持。本文梳理了飞机全寿命周期内常见的数据类型, 包括初始适航设计数据、运营可靠性数据、运行维护数据以及机载设备数据等, 结合不同数据源类型的数据特征, 介绍了多源异构数据的融合应用措施, 详细分析了数据融合技术历经的四个阶段。在此基础上, 介绍了融合数据的故障诊断方法, 并与传统单一数据来源的故障诊断分析方法对比, 得出多源异构数据的融合应用能够更加准确地分析故障成因, 起到辅助排故与维修性设计的作用, 是飞机故障诊断中数据应用技术的发展趋势。

**关键词:** 飞机; 全寿命周期; 多源异构; 数据; 故障诊断

**中图分类号:** V267; TP306<sup>+</sup>.3

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.17

## Research progress of aircraft fault diagnosis method integrating multi-source heterogeneous data

MA Chao<sup>1</sup>, ZOU Ziyang<sup>1</sup>, GU Zhengbo<sup>1</sup>, ZHAO Shujie<sup>2</sup>

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

(2. AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519090, China)

**Abstract:** With the improvement of the digitization degree of the aircraft, a large amount of multi-source and heterogeneous data will be generated throughout the full life-cycle of an aircraft, which plays a crucial role in ensuring its safety. This article reviews common types of data sources within the aircraft's life-cycle, including initial airworthiness design data, operational reliability data, operational maintenance data, and onboard equipment data. By combining the data characteristics of different data source types, the article introduces measures for the fusion application of multi-source heterogeneous data and provides a detailed analysis of the four stages that data fusion technology has undergone. On this basis, the fault diagnosis method of fusion data is introduced. Compared with the fault diagnosis analysis of traditional single data source, it is concluded that the fusion application of multi-source heterogeneous data can analyze the fault causes more accurately, and play a role in assisting troubleshooting and maintainability design, which is the development trend of data application technology in aircraft fault diagnosis.

**Key words:** aircraft; full life-cycle; multi-source heterogeneous; data; fault diagnosis

收稿日期: 2024-05-03; 修回日期: 2024-10-11

基金项目: 国家自然科学基金—民航联合基金重点项目(U2233207); 工信部民机专项(20232k0345)

通信作者: 马超(1985—), 男, 博士, 副教授。E-mail: c-ma@cauc.edu.cn

引用格式: 马超, 邹子扬, 顾正柏, 等. 融合多源异构数据的飞机故障诊断方法研究进展[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 139-150.

MA Chao, ZOU Ziyang, GU Zhengbo, et al. Research progress of aircraft fault diagnosis method integrating multi-source heterogeneous data[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 139-150. (in Chinese)

## 0 引言

飞机在全寿命周期内的不同阶段将会产生大量的数据,这些数据根据来源和应用领域可分为初始适航设计数据、运营可靠性数据、运行维护数据以及机载设备数据等。

飞机全寿命周期所产生的数据,具备大数据的典型“5V”特征<sup>[1]</sup>,即具有显著数据规模、数据传输速度快、数据种类多样、数据价值高以及数据来源真实的特征。这些数据具备典型的多源异构特征,已被国内外的飞机 OEM (Original Equipment Manufacturer)、航空公司、MRO (Maintenance, Repair, Overhaul) 单位技术人员广泛地用于飞机故障诊断过程中<sup>[2-4]</sup>。

飞机故障诊断是当飞机产生异常故障时,通过分析飞机可获得的各类型数据,评估飞机健康状态,诊断飞机是否存在系统故障与安全隐患,为系统故障恢复提供依据的过程<sup>[5]</sup>。因此,飞机故障诊断是一个需要融合多源异构数据和飞机各系统基本原理的综合分析过程。

近些年,随着大数据应用技术的发展,国内外相关研究人员对飞机全寿命周期内所产生的数据在飞机与发动机故障诊断领域中的应用做了较为全面的分析与总结<sup>[6-8]</sup>,论述了飞机全寿命周期数据的大数据基因以及发动机故障诊断与健康管理的发展现状。虽然许多研究人员对多源异构数据在飞机故障诊断中的具体应用做了研究<sup>[9-10]</sup>,但目前对于故障诊断中数据源类型和数据融合应用的分析较少,同时这类数据蕴含着巨大的潜在价值,使得数据融合技术成为影响数据应用效果的关键因素。

本文首先分析飞机全寿命周期内所形成的多源异构数据的数据源类型和数据特征,在此基础上,对多源异构数据的融合应用技术进行梳理,最后探讨在飞机故障诊断中融合多源异构数据的应用现状与发展趋势。

## 1 飞机全寿命周期数据特征

### 1.1 初始适航设计数据

初始适航设计数据是指用于描述和定义飞机设计和性能的各种参数和指标,包括飞机的尺寸、重量、动力系统、气动参数、机载设备、飞行性能、

安全性能甚至是在飞机设计中可能导致出现故障、偏离、失效或者一些其他事件等方面的信息。

随着计算机技术的发展,初始适航设计数据数字化程度越来越高,飞机设计过程中包含的大量数据和信息通过数据集成和共享平台进行高效管理<sup>[11-13]</sup>,推进了飞机设计优化、精细化制造、智能化运维等新领域的研究<sup>[14]</sup>。

### 1.2 运营可靠性数据

飞机运营可靠性数据是衡量飞机系统、设备或整机在特定时间内正常运行能力的指标数据。它涵盖了飞机的故障率、可用性、维护间隔等方面的数据<sup>[15-17]</sup>。

通过对飞机运营可靠性数据的挖掘分析,能够不断提高飞机系统的可靠性和可用性,进而提升飞行安全性、降低运营成本<sup>[18]</sup>。随着物联网和大数据技术的应用,可以实时监测和分析飞机的运行状态,导出运营可靠性数据,提高了数据使用的便捷性<sup>[19]</sup>。同时,人工智能和机器学习的发展也促进了飞机运营可靠性数据分析和预测能力的进步<sup>[20]</sup>。

### 1.3 运行维护数据

飞机运行维护数据是飞机 OEM、航空公司、MRO 单位在飞机运行的整个过程中所积累的与飞机运行维护相关的数据<sup>[21-22]</sup>。国内外各类型运维公司通过建立飞机维修记录系统,对飞机的维修历史、故障记录、维修部件等进行管理,用于制定维修计划、优化维修流程和提高维修效率<sup>[23]</sup>。

国内外各类型运维公司积极推动飞机运行维护数据的应用。通过对飞机运行维护数据的分析,提供故障预测、维修建议等服务,帮助航空公司提高飞机的可用性和维修效率。通过对海量的运行维护数据进行分析,实现故障预测和预防性维修,提高飞机的可靠性和安全性。

### 1.4 机载设备数据

飞机机载设备数据是指在飞机上采集和记录的各种数据信息,用于飞行操作、性能分析、运维管理等方面。常见的飞机机载设备数据有飞行参数数据、发动机和系统数据、传感器数据、飞行记录数据等。这其中应用最为广泛的是飞机快速存

储记录器(Quick Access Recorder, QAR)数据<sup>[24]</sup>。

QAR作为一种数字化的数据记录器,是飞机机载设备的关键组成部分之一。QAR采集和记录飞机的各项数据,涵盖几乎所有机载设备能够采集到的参数,为飞行员、航空公司和运维人员提供了详尽的飞行信息<sup>[25-26]</sup>。

在飞行事故调查中,QAR数据可以提供飞行过程的详细信息,帮助调查人员分析事故原因和制定相应的安全措施。在飞行参数监测与故障诊断方面,QAR可以实时记录和分析飞行数据,以检测飞行性能的异常和趋势,帮助运维人员及时发现和修复问题,制定合理的运维计划<sup>[27]</sup>。未来,QAR数据在容量、功能、通讯方式这三个基础指标层面为飞机故障诊断提供更加全面的数据支持<sup>[28]</sup>。

## 2 多源异构数据的融合技术

分析多源异构数据的特征不难发现,数据存在渠道分散、形态异构、质量参差等特点,同时也面临多种数据异构性的挑战,如结构异构性、语义异构性、时空异构性、数据质量异构性等。因此,数据融合技术成为多源异构数据应用的重要内容。在这方面,管理学与社会学领域中的研究开展较多,形成了许多成熟的案例与平台<sup>[29-31]</sup>。数据融合总共分为四个阶段:数据引入、数据聚类与清洗、数据集成以及数据融合。

### 2.1 数据的引入

数据引入是将来自不同业务系统或数据采集设备的必要数据汇集到大数据平台的关键步骤。这一过程为数据融合奠定了基础。在构建数据引入模块的过程中,必须对数据的来源进行深入分析,考虑到接入协议、数据格式、更新频率等方面的多样性与复杂性,确保平台能够有效支持从各种数据源提取和传输数据,并提供一致性的数据访问接口。常见的数据源包括 Oracle、MySQL、DB2 等主要数据库系统以及表格、文本、图像等多种文件格式<sup>[32]</sup>。从更广泛的角度来看,这些数据可以分为结构化数据、半结构化数据、非结构化数据三大类<sup>[33]</sup>。

在实现结构化数据的引入时,数据可以通过全量或增量的方式进行抽取。采用增量抽取时,

关键是要追踪上次抽取操作的最新时间点,并以此作为下一次抽取的起始条件。此外,还需根据业务需求明确抽取数据的元数据信息,例如列名称、数据类型等。

在处理半结构化数据的过程中,需要特别注意以下内容:设置文件属性、统一数据的压缩格式、明确数据的排列顺序以及定义接口的元数据信息。此外,为了更高效地利用半结构化数据,可以采用正则表达式或者借助本体知识库等方法,将半结构化数据转化为结构化格式,以便进行更深入地数据分析和处理。

非结构化数据缺乏固定的格式和组织结构,通常只能作为整体进行存储和管理,这在一定程度上限制了其检索效率。绝大部分数据都属于非结构化数据。尽管在检索和管理上存在挑战,但这类数据蕴含着巨大的潜在价值,通过采用先进的技术手段进行深入挖掘,可以发掘出这些价值。

### 2.2 数据的聚类与清洗

在实际应用中,大量的结构化数据会受到规范性不一致、设备偶发性故障等影响,导致数据错误、数据缺失、数据不规范、数据重复性高等一系列问题。数据的聚类和清洗工作就是将这些“问题数据”进行初步筛选与去除<sup>[34]</sup>。由于数据的质量会直接影响到后续数据融合的效果,因此数据的聚类与清洗工作是至关重要的。

数据聚类方法能够将大量无序的数据在无监督的情况下划分为若干个数据集合<sup>[35]</sup>。当给定一个数据样本集:

$$C = \{ X_1, X_2, \dots, X_j, \dots, X_N; X_j = (x_{j1}, x_{j2}, \dots, x_{jd}) \in R^d \} \quad (1)$$

式中: $X_j$ 为一个向量,也可称为样本点; $x_{jd}$ 为一个变量,通常称为属性、特征等。

聚类分析通过确定的规则,将数据集分为  $K$  个簇,产生的簇需满足以下条件:

$$\begin{cases} C = \{ C_1, C_2, \dots, C_K \} \quad (K \leq N) \\ C_i \neq \emptyset \quad (i = 1, 2, \dots, K) \\ \bigcup_{i=1}^K C_i = X \\ C_i \cap C_j = \emptyset \quad (i, j = 1, 2, \dots, K, i \neq j) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $N$ 为数据集中数据点的总数; $X$ 为整个数据集。



多源异构数据聚类分析过程如图 1 所示。

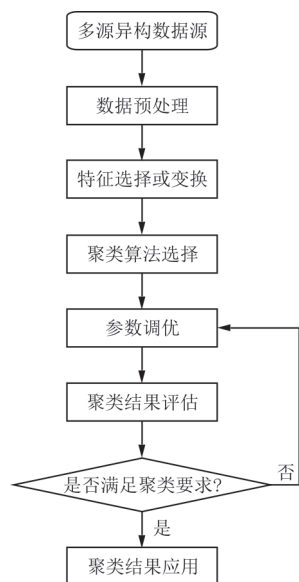


图 1 聚类分析过程

Fig. 1 The process of clustering analysis

聚类方法的代表算法是于 1967 年提出的 K-Means 算法<sup>[36-37]</sup>,其必须事先为每个类别确定一个聚类中心,该算法是应用较广、较高效的一种聚类方法。然而,该算法在后续应用中也表现出较多的局限性:初始聚类中心的选择极大地影响聚类结果,对异常样本点较为敏感,数据源类型复杂程度较高时会导致数据相似度较低等。

为了能够解决多源异构数据在聚类之后数据相似度低的问题,在传统聚类方法的基础上,可以采用粒子群优化<sup>[38]</sup>、区块链技术<sup>[39]</sup>等方法予以改进。如谢旭钦等<sup>[40]</sup>提出了一种联合使用支持向量数据描述(SVDD)和改进 K-Means 的聚类算法,使得故障诊断的准确率有较大提升。殷丽凤等<sup>[41]</sup>提出了 CHK-Means 算法,克服了启发式 K-Means 算法随机选择初始聚类中心带来的局部最优解问题,同时在数据聚类的过程中对存在不完整特征的数据采用模糊聚类的方法实现数据特征的补充,或者进行数据清洗。

数据清洗是在聚类基础上对数据进行错误消除与一致性改善的过程,对于结构化的数据,其清洗技术也已经比较成熟,但在清洗过程中仍存在离群值和元组重复问题<sup>[42]</sup>。以下介绍针对三类“问题数据”的清洗。

#### 1) 错误数据

错误数据的清洗旨在清除被识别出的错误数

据和随机噪声,以确保数据的准确性和可靠性。这个过程不仅涵盖了随机噪声的消除,也包括对明显错误数据的校正。随机噪声消除的主要方法包括分箱(Binning)、回归(Regression)等<sup>[43]</sup>。分箱方法通过考察数据分布,将连续的数据值分组到“箱子”中,以箱内的中位数或平均值代替箱内所有值,从而减少随机噪声。回归方法则通过拟合数据到一个或多个函数,以函数预测的值代替原始数据,达到平滑数据的目的。

#### 2) 缺失数据

缺失数据在具体应用中是一种很常见的现象,某些系统性数据由于监管不规范等原因,其缺失率高达 90%<sup>[34]</sup>。缺失数据的清洗通常有以下 3 种方法:人工填补、中心度量值填补、数值预测。人工填补方法需要较多的人力成本,且主观性较强。中心度量值填补法使用数据集中的中心度量值(如均值、中位数、众数等)来填补缺失值,适用于缺失数据随机分布,且缺失量不大的情况。数值预测法通过建立模型预测缺失值,常见的方法包括线性回归、决策树、K 最近邻(KNN)等,该方法适用于缺失数据量较大,且缺失值与数据集中的其他变量有明显关联,可以更准确地估计缺失值,但计算成本较高,且需要选择合适的模型。

#### 3) 重复数据

实体对齐能够识别和关联来自不同数据源或知识库中表示相同的重复数据。常见的实体对齐的方法有基于规则的方法、基于字符串相似度的方法等。通过基于实体的属性值、数据类型、结构位置等特征预定义的规则来识别和对齐实体称为基于规则的方法,该方法透明度高,易于理解和实施,但需要专业知识来定义规则,难以适应数据的变化,扩展性有限。基于字符串相似度的方法利用字符串相似度度量(如编辑距离、Jaccard 相似度、余弦相似度等)来比较实体的名称或属性值,以此来识别相同的实体。

## 2.3 数据的集成

通过数据引入从多个数据源获取数据,然后通过数据的聚类与清洗提高了数据质量。但此时数据比较零散,即数据命名方式、规范性、存储位置等不同,这种零散状态会导致数据孤岛、数据重

复、数据不一致性等问题<sup>[44]</sup>。因此,在数据融合前需要进行数据集成来处理这些问题。数据集成的方法主要有:

1) ETL(提取、转换、加载):ETL是最常见的数据集成方法之一,涉及3个主要步骤:从源系统提取数据(Extract)、将数据转换为目标系统所需格式(Transform)、将转换后的数据加载到目标系统(Load)。

2) 数据虚拟化:数据虚拟化通过提供一个抽象层来实现数据集成,允许用户查询多个数据源,就像查询单一数据库一样,无需将数据物理地复制到一个中心位置。

3) 数据联邦:数据联邦是一种特殊形式的数据虚拟化,它允许用户通过单一查询接口访问分散在不同数据源的数据,但与数据虚拟化不同的是,数据联邦更侧重于保持数据的自治性。

ETL通过批量提取、转换和加载数据,确保数据在目标系统中的一致性和清洁度<sup>[43]</sup>,适合处理大量历史和结构化数据<sup>[35]</sup>,但对实时数据支持有限且过程复杂。相比之下,数据虚拟化提供了对多个数据源的实时访问,避免了物理数据移动,能够快速响应查询需求,但在面对大规模复杂查询时,性能可能会下降<sup>[44]</sup>。数据联邦系统的复杂性和跨平台兼容性可能成为其应用的瓶颈<sup>[32]</sup>。

## 2.4 数据的融合

多源异构的数据在预处理之后,形成了具有一定特征的数据实体,但如果要完成数据融合,还要进行实体解析、相似度提取、数据标准化等流程<sup>[45]</sup>,具体流程如图2所示。

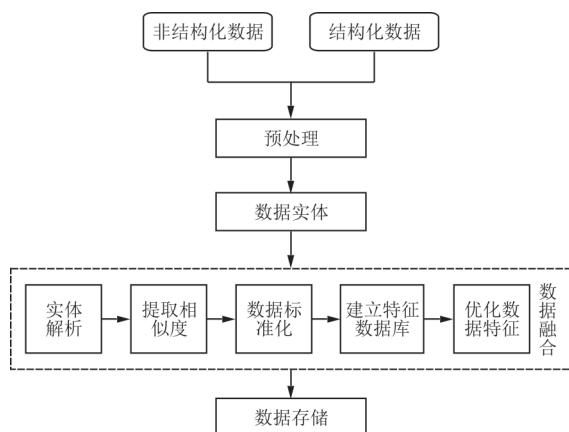


图2 数据融合具体流程

Fig. 2 The specific process of data fusion

在数据融合的最初阶段通常会使用卡尔曼滤波器、贝叶斯融合等方法来同步和校准不同的数据源并对原始数据进行融合,包括:原始信号、传感器数据等。在特征提取阶段,将来自不同数据源的特征集合起来进行融合,这种融合有助于提高数据的表征能力。常见技术有:特征选择、特征提取(如主成分分析(PCA)、线性判别分析(LDA))、特征向量的串联或加权融合等。采用这种方法,人们在关键机械结构与设备故障诊断领域中对多源异构信息实现了融合,解决了数据类型及更新多样化和频繁化的问题,提高了故障检测的准确性和鲁棒性<sup>[46-48]</sup>。

当面对一些多模态数据时,如图像、音频等不同类型的数,需要采用特定的深度学习方法,包括:卷积神经网络(CNN)、循环神经网络(RNN)、联合嵌入空间、多模态注意力机制等将其融合,可以降低数据维度特征,有效处理冲突信息,保留关键信息,实现高效的数据处理和分析,提高融合结果的可靠性<sup>[49]</sup>。神经网络在数据融合领域十分重要,如Ning C J等<sup>[50]</sup>为了实现了高效的数据处理和分析,提出了一种名为MHA-Net的神经网络模型,用于多源异构气动数据融合,减少了计算的复杂性。赵珣等<sup>[51]</sup>通过双向循环神经网络进行特征提取,将前后时刻的特征进行融合,提高了特征数据分类的准确性。李晓航等<sup>[52]</sup>提出了一种双模态融合网络MerNet并在公开数据集SemanticKITTI上对MerNet进行了训练和验证,证明了其优越性。王晓琪等<sup>[53]</sup>提出了BP神经网络和支持向量机的多源异构数据融合算法,证明了该算法融合多源异构数据的能量消耗小、延迟低,融合效果好。综上,数据融合的目的是将不同来源和格式的数据进行一致化处理,以便获得更加全面和精确的信息;进一步研究如何提高模型的泛化能力和实时处理性能,并解决数据安全和隐私问题<sup>[39]</sup>,将是未来的研究重点。此外,优化多模态数据融合的计算效率与资源消耗<sup>[53]</sup>,并拓展其在更多实际应用场景中的适用性,将推动该领域的发展。

高云君等<sup>[44]</sup>为了评判数据融合的效果,令集合 $O$ 表示来源于不同数据源 $S$ 的一系列数据对象,通过从多个数据源收集的数据对象观测值,推测

出每个数据对象的真实值,并将其表示为

$$V_o^* = \{v_{o,1}^*, v_{o,2}^*, \dots, v_{o,|V_o^*|}^*\} (|V_o^*| \geq 1) \quad (3)$$

数据融合效果的评价通常基于对数据对象真实值准确度的评估。数据对象的取值可能为连续值或离散值,两类数据真实值准确度的评估方法不同。

对于连续值而言,通常采用绝对平均误差(Mean Absolute Error, MAE)进行计算:

$$e_{MAE} = \sum_{i=1}^{|O|} \frac{\sum_{j=1}^{|V_i|} |\hat{v}_{i,j} - v_{i,j}^*|}{|O||V_i|} \quad (4)$$

式中: $|O|$ 为数据对象数量; $|V_i|$ 为第*i*个数据对象的数值总数; $\hat{v}_{i,j}$ 为由数据融合方法推测所得的正确值; $v_{i,j}^*$ 为与 $\hat{v}_{i,j}$ 所对应的真值。

对于离散值而言,数据对象的真值评估准确度为由数据融合方法推测所得的真值数量占数值总数的比例:

$$A = \sum_{i=1}^{|O|} \frac{N_i}{|O||V_i|} \quad (5)$$

式中: $N_i$ 为由数据融合方法推测所得的与第*i*个数据对象相关的真值数量。

### 3 融合数据的故障诊断方法

飞机故障诊断方法经历了一个较长的发展历程,伴随着飞机海量数据的不断涌现,故障诊断方法与数据融合技术逐渐形成了一种共生关系。

#### 3.1 数字孪生的原理模型故障诊断

基于飞机与发动机系统原理的故障诊断方法发展较早,主要应用在原理逻辑清晰的系统级部件,通过故障树等方法,在已知飞机与发动机系统故障信号的基础上,参考故障隔离手册等内容,最终完成故障的排除。

随着飞机数字化程度的不断提高,融合初始适航设计数据和机载设备数据,基于虚拟现实手段的飞机与发动机系统数字孪生技术(如图3所示)不断被开发和完善,伴随机器学习算法,越来越多地被应用到故障诊断过程中。

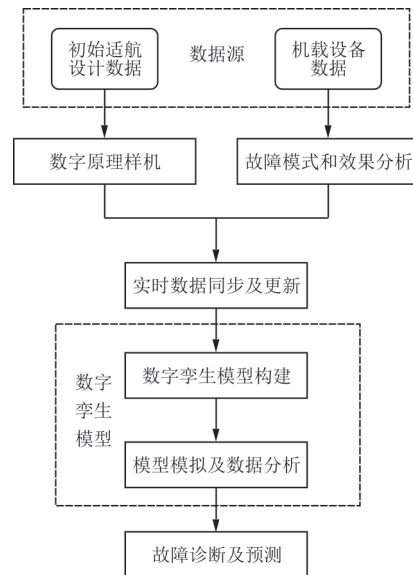


图3 数字孪生技术

Fig. 3 Digital twin technology

数字孪生技术能够更加真实地构建飞机与发动机系统的原理模型,实时模拟飞机的运动状态,通过传感器数据与系统的同步更新,实现了对飞机的实时监测,为故障诊断提供更加真实的运行环境<sup>[54]</sup>。为了克服传统健康管理方式的缺点,郭丞皓等<sup>[55]</sup>提出了一种基于数字孪生的飞机起落架健康管理框架,使其能够有效应对数字孪生技术在实际工程应用中的挑战。胡杨等<sup>[56]</sup>构建了无人机的结构数字孪生体,解决了无人机结构的健康诊断与实时仿真问题。但是现有数字孪生驱动的健康管理技术面临着数据处理复杂性、模型动态更新、高昂的实施成本以及数据安全等挑战。此外,缺乏统一的标准和跨平台互操作性也限制了该技术的广泛应用。

#### 3.2 数据驱动的机器学习算法故障诊断

融合运行维护数据和机载设备数据,利用人工智能与机器学习算法实现飞机与发动机系统的故障诊断,近些年备受重视,特别是在系统性能衰减预测、故障模式分析等方面,得到了很好的应用<sup>[57-59]</sup>。数据驱动技术如图4所示。

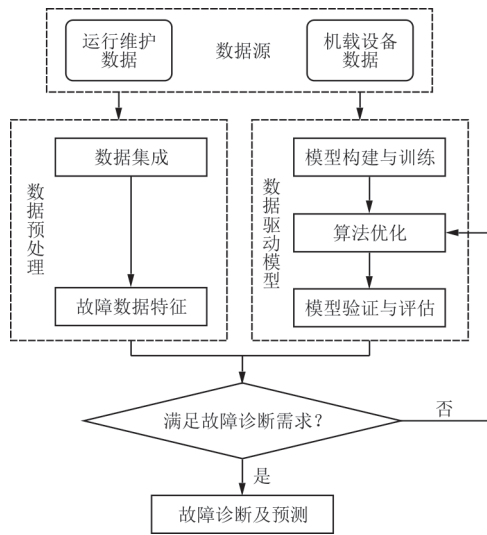


图 4 数据驱动技术

Fig. 4 Data-driven technology

神经网络方法是应用最为广泛,发展最为成熟的方法之一,基于该方法,形成了诸多网络模型,例如BP网络、概率神经网络、双向长短时神经网络等。为了解决和优化神经网络方法存在的训练样本数量大、局部过拟合等问题,出现了如支持向量机、极限学习机、粒子群优化等方法。这些方法在发动机气路故障诊断方面取得了许多良好的效果<sup>[60]</sup>。陈子桥等<sup>[61]</sup>针对航空发动机动态

特性的建模问题,提出一种基于麻雀搜索算法(SSA)优化NARX神经网络的动态特性参数辨识方法。崔建国等<sup>[62]</sup>采用人工蜂群算法对长短时记忆神经网络(Long Short Term Memory, LSTM)进行优化,有效减少了人为因素对飞机发动机故障诊断结果的不良影响,提高了故障诊断率。邓钦蔚<sup>[63]</sup>以航空发动机退化过程中多个性能参数的监测数据为源信息载体,提出了考虑多工况的基于混合神经网络模型的航空发动机剩余寿命预测方法。

此外,专家系统法也是常见的方法,是一种基于知识的启发式推理系统<sup>[7]</sup>,但是受限于专家知识库的构建精度。为了解决多源异构数据的标准化问题,出现了模糊推理方法,其虽然能够解决知识库的数据标准不统一问题,但是不具备学习能力。

### 3.3 多数据协同的故障诊断与健康管理的

故障诊断技术的发展对数据的需求越来越高,同时,伴随着飞机可获取的数据种类与数量的增长,多数据协同融合技术成为故障诊断方法中新的关键基础方法。在此基础上提出了飞机与发动机系统预测与健康管理的概念,如图5所示。

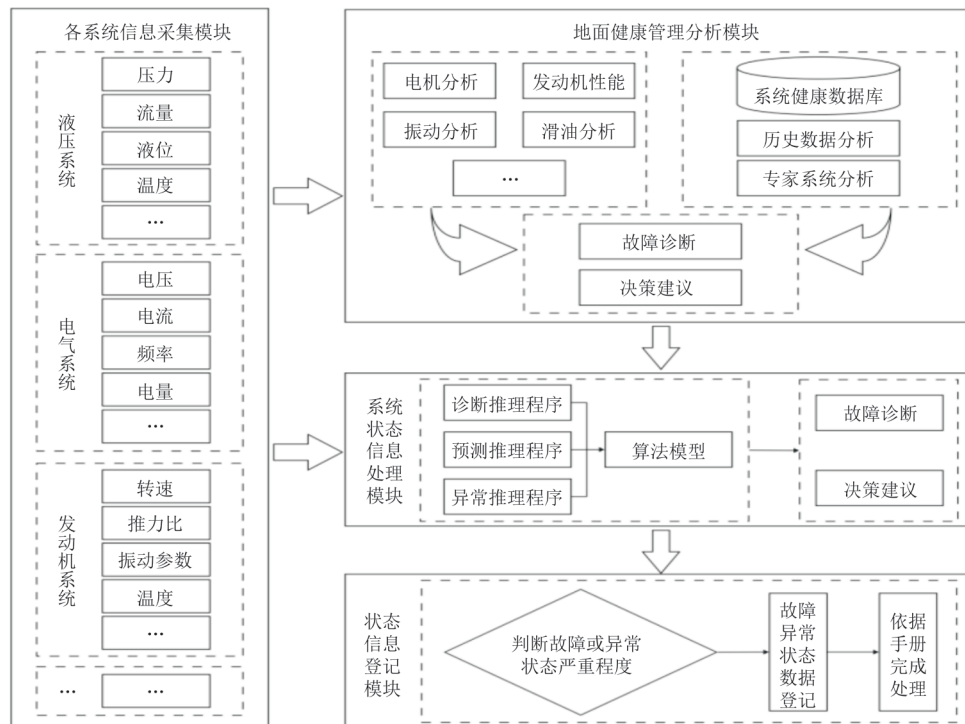


图 5 飞机与发动机系统预测与健康管理系统

Fig. 5 Aircraft and engine system prediction and health management system



多数据协同融合技术基于飞机机载设备数据中发现的异常参数,如 QAR 数据等,利用飞机运行维护数据进行故障推演<sup>[64-65]</sup>,参考初始适航设计数据中的基本原理,形成对某一特定故障的诊断,并最终在运营可靠性数据中进行调整优化,或者辅助飞机的初始适航设计。这种方法在飞机和发动机系统故障诊断与飞机结构健康监测<sup>[66]</sup>中得到了广泛的应用。

## 4 总结与展望

日益膨胀的大数据信息使得融合多源异构数据的飞机故障诊断方法成为重中之重。本文根据飞机全寿命周期内所产生数据的数据源类型和数据特征,整理并分析了不同数据的应用和发展前景,指出多源异构数据的应用方法必然会成为飞机故障诊断技术发展的关键问题之一。

飞机全寿命周期中所产生的数据具有多源异构的数据特征,行业应用中留存着大量多样和复杂的非结构化数据,因此,这些问题对数据处理提出了较高的挑战,且非结构化数据蕴含着巨大的潜在价值,使得数据融合技术成为影响数据应用效果的关键因素。

飞机产生的海量数据和高效数据融合技术之间将会形成一种共生关系,这将促进飞机故障诊断方法的发展,也是未来飞机与发动机系统预测与健康管理系统核心技术特征。

多源异构数据融合作为支持航空装备维护和优化的重要技术手段,应加强顶层设计和协同管理,以确保在应用的各个层面得到统一和广泛的推广。

实施数据融合是一项系统工程,涉及组织管理、技术标准化、人员培训等多个方面。当前,航空领域缺乏统一的标准来协调不同数据源的格式和语义,阻碍了高效的数据共享和应用。通过提高相关领域专业人员的数据素养,提高行业整体技术水平,并推动数据融合技术的普及<sup>[67]</sup>。

当前,实施多源异构数据融合面临的主要技术问题有以下 3 点:一是缺乏成熟的数据标准化工具,导致不同来源的数据难以进行高效集成;二是数据存储与处理能力尚未充分发展,尤其在应对大规模实时数据时,现有技术的表现仍有待提升;

三是数据安全性和隐私保护问题亟需解决,特别是在跨平台和跨组织的数据共享过程中,如何确保数据安全是未来研究的重点之一。

多源异构数据融合技术的未来发展将集中在智能化、实时化和安全性等关键领域。首先,智能化自适应融合系统将通过深度学习和强化学习等人工智能技术,实现数据融合的自我优化和动态调整,从而提升故障诊断与预测的精度。其次,多模态数据的全面集成与利用将推动包括图像、音频和文本在内的多种数据格式的统一处理,为飞机全寿命周期的健康管理提供更丰富的信息支持。与此同时,分布式计算与边缘计算的引入提高了数据处理的实时性,减轻了中心系统的负担。为了实现更广泛的应用,建立全球统一的数据标准与互操作性框架将有助于解决数据共享的瓶颈问题。最后,隐私计算和区块链的应用将提高数据安全与隐私保护技术,确保数据共享过程中的安全性与完整性,推动数据融合技术在飞机故障诊断中的全面应用。

## 参考文献

- [1] GANDOMI A, HAIDER M. Beyond the hype: big data concepts, methods, and analytics[J]. *International Journal of Information Management*, 2015, 35(2): 137-144.
- [2] 马小骏,左洪福,刘昕. 大型客机运行监控与健康管理系统设计[J]. *交通运输工程学报*, 2011, 11(6): 119-126. MA Xiaojun, ZUO Hongfu, LIU Xin. System design of operation monitoring and health management for large passenger aircraft[J]. *Journal of Traffic and Transportation Engineering*, 2011, 11(6): 119-126. (in Chinese)
- [3] 李国松,都基瑛,闫然,等. 基于工业互联网的飞机发动机故障智慧诊断[J]. *航空维修与工程*, 2022(10): 21-23. LI Guosong, DU Jiyong, YAN Ran, et al. Faults intelligent diagnosis of aero-engine based on industrial Internet [J]. *Aviation Maintenance & Engineering*, 2022(10): 21-23. (in Chinese)
- [4] 马兴坤,邢凯铭,赵树杰,等. 浅谈波音 737NG 飞机 APU 滑油系统一项监控指标在故障监控中的应用[J]. *航空维修与工程*, 2021(3): 50-52. MA Xingkun, XING Kaiming, ZHAO Shujie, et al. Application of a monitoring index of APU oil system of B737NG in fault monitoring [J]. *Aviation Maintenance & Engineering*, 2021(3): 50-52. (in Chinese)
- [5] 缙林峰,马静,郑华,等. 航空发动机控制系统故障诊断[M]. 北京:科学出版社,2022: 58.

- GOU Linfeng, MA Jing, ZHENG Hua, et al. Fault diagnosis of aero-engine control system [M]. Beijing: Science Press, 2022: 58. (in Chinese)
- [6] 孔祥芬, 蔡峻青, 张利寒, 等. 大数据在航空系统的研究现状与发展趋势[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 022311.
- KONG Xiangfen, CAI Junqing, ZHANG Lihan, et al. Research status and development trend of big data in aviation system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 022311. (in Chinese)
- [7] 曹明, 黄金泉, 周健, 等. 民用航空发动机故障诊断与健康管理现状、挑战与机遇 I: 气路、机械和 FADEC 系统故障诊断与预测[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 625573.
- CAO Ming, HUANG Jinquan, ZHOU Jian, et al. Current status, challenges and opportunities of civil aero-engine diagnostics & health management I: diagnosis and prognosis of engine gas path, mechanical and FADEC[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 625573. (in Chinese)
- [8] 曹明, 王鹏, 左洪福, 等. 民用航空发动机故障诊断与健康管理现状、挑战与机遇 II: 地面综合诊断、寿命管理和智能维护维修决策[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 625574.
- CAO Ming, WANG Peng, ZUO Hongfu, et al. Current status, challenges and opportunities of civil aero-engine diagnostics & health management II: comprehensive off-board diagnosis, life management and intelligent condition based MRO[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 625574. (in Chinese)
- [9] 赖思齐, 陈桂鹏, 颜佳佳, 等. 飞机电源系统故障诊断方法综述及发展趋势[J]. 航空工程进展, 2024, 15(3): 27-44.
- LAI Siqi, CHEN Guipeng, YAN Jijia, et al. Review and development trend of fault diagnosis methods for aircraft power supply system[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(3): 27-44. (in Chinese)
- [10] 石健, 王少萍, 罗雪松. 基于不确定传感器状态的机载系统多层故障诊断方法[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 624376.
- SHI Jian, WANG Shaoping, LUO Xuesong. Multi-layer fault diagnosis of airborne system based on sensor uncertainty [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 624376. (in Chinese)
- [11] 杨晓东, 邹旭辉, 李三平. 飞机全机有限元分析数据管理初探[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(2): 24-27.
- YANG Xiaodong, WU Xuhui, LI Sanping. Research on data management for finite element analysis of full-scale aircraft structure[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2015(2): 24-27. (in Chinese)
- [12] 徐耀青, 徐骥, 李辉, 等. 军用飞机制造符合性检查研究[J]. 飞机设计, 2023, 43(4): 76-80.
- XU Yaoqing, XU Jian, LI Hui, et al. Research on manufacturing conformity inspection of military aircraft[J]. Aircraft Design, 2023, 43(4): 76-80. (in Chinese)
- [13] 王晓凤. 面向飞机设计的企业级高性能计算平台升级建设方法研究[J]. 电子技术与软件工程, 2023(5): 68-71.
- WANG Xiaofeng. Research on the method of upgrading and building enterprise-level high-performance computing platform for aircraft design[J]. Electronic Technology & Software Engineering, 2023(5): 68-71. (in Chinese)
- [14] 索欣诗, 余雄庆. 飞机总体参数优化的可视化技术[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(12): 1961-1966.
- SUO Xinshi, YU Xiongqing. Visualization for aircraft conceptual design optimization [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(12): 1961-1966. (in Chinese)
- [15] 殷伟丽, 王洪, 刘飞. 民机运营可靠性数据采集中的数据质量控制[J]. 航空维修与工程, 2015(9): 67-69.
- YIN Weili, WANG Hong, LIU Fei. Quality control in civil aircraft operating reliability data collection [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2015(9): 67-69. (in Chinese)
- [16] 冯蕴雯, 刘佳奇, 潘维煌, 等. 民用飞机运行可靠性研究进展[J]. 国防科技大学学报, 2023, 45(4): 66-93.
- FENG Yunwen, LIU Jiaqi, PAN Weihuang, et al. Research progress of operational reliability of civil aircraft [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2023, 45(4): 66-93. (in Chinese)
- [17] FEI C W, LIU H T, LI S L, et al. Dynamic parametric modeling-based model updating strategy of aeroengine casings[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(12): 145-157.
- [18] HAN L, CHEN C, GUO T Y, et al. Probability-based service safety life prediction approach of raw and treated turbine blades regarding combined cycle fatigue[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110: 106513.
- [19] ORDÓÑEZ C, SÁNCHEZ LASHERAS F, ROCA-PARDINAS J, et al. A hybrid ARIMA-SVM model for the study of the remaining useful life of aircraft engines[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2019, 346: 184-191.
- [20] LI J, CHANG L M, ZHAN Y, et al. Improvement of operational reliability with material properties for aircraft equipment[J]. Advanced Materials Research, 2014, 908: 22-25.
- [21] 郭博智, 王敏芹, 吴昊. 民用飞机维修性工程[M]. 北京: 航空工业出版社, 2018.
- GUO Bozhi, WANG Minqin, WU Hao. Civil aircraft maintainability engineering [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2018. (in Chinese)
- [22] 刘毅, 吴海桥, 丁运亮, 等. 对确定民航客机可靠性与维修性设计指标的探讨[J]. 民用飞机设计与研究, 2003(4): 39-42.

- LIU Yi, WU Haiqiao, DING Yunliang, et al. Discussion on determining the reliability and maintainability design index of civil aviation passenger aircraft[J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 2003(4): 39-42. (in Chinese)
- [23] 马陆峰. 我国民用航空航线维修的劳力工时分析方法研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2010.
- MA Lufeng. Research on labor time analysis method of China's civil aviation route maintenance[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2010. (in Chinese)
- [24] 张雄飞, 刘宇辉, 马超. QAR数据在民机维修过程中的应用与发展[J]. *航空维修与工程*, 2019(5): 68-70.
- ZHANG Xiongfei, LIU Yuhui, MA Chao. Application and development of QAR data in civil aircraft maintenance [J]. *Aviation Maintenance & Engineering*, 2019(5): 68-70. (in Chinese)
- [25] WANG L, WU C X, SUN R S. An analysis of flight quick access recorder (QAR) data and its applications in preventing landing incidents[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2014, 127: 86-96.
- [26] CHANG R C, TAN S Y. Post flight analysis based on QAR in FOQA program for jet transport aircraft Part I: angular position monitoring of flight control surface[J]. *Journal of Aeronautics Astronautics & Aviation*, 2012, 44(1): 9-16.
- [27] SHAO X Y, QI M L, GAO M G. Safety risk analysis in flight operations quality assurance[J]. *Systems Engineering Procedia*, 2012, 5: 81-86.
- [28] 刘莉雯. QAR数据在中国民航中的应用[J]. *信息与电脑(理论版)*, 2018, 30(13): 153-154.
- LIU Liwen. Application of QAR data in China civil aviation [J]. *China Computer & Communication*, 2018, 30(13): 153-154. (in Chinese)
- [29] 王福德, 宋海龙, 孙小海, 等. 多源异构教育大数据挖掘与应用平台[J]. *吉林大学学报(信息科学版)*, 2023, 41(5): 922-929.
- WANG Fude, SONG Hailong, SUN Xiaohai, et al. Multi source heterogeneous education big data mining & application platform [J]. *Journal of Jilin University (Information Science Edition)*, 2023, 41(5): 922-929. (in Chinese)
- [30] REN P, LI S B, HOU W, et al. MHDP: an efficient data lake platform for medical multi-source heterogeneous data [M]// *Lecture notes in computer science*. Cham: Springer International Publishing, 2021: 727-738.
- [31] 闫佳和, 李红辉, 马英, 等. 多源异构数据融合关键技术与政务大数据治理体系[J]. *计算机科学*, 2024, 51(2): 1-14.
- YAN Jiaye, LI Honghui, MA Ying, et al. Multi-source heterogeneous data fusion technologies and government big data governance system [J]. *Computer Science*, 2024, 51(2): 1-14. (in Chinese)
- [32] ZHANG L J, LI N, LI Z H. An overview on supervised semi-structured data classification [C]// *2021 IEEE 8th International Conference on Data Science and Advanced Analytics (DSAA)*. Porto, Portugal: IEEE, 2021: 1-10.
- [33] KUMAR K. Integrated benchmarking standard and decision support system for structured, semi structured, unstructured retail data[J]. *Wireless Networks*, 2021, 119: 1-11.
- [34] PARULIAN N N, LUDÄSCHER B. Towards transparent data cleaning: the data cleaning model explorer (DCM/X) [C]// *2021 ACM/IEEE Joint Conference on Digital Libraries (JCDL)*. Champaign, IL, USA: IEEE, 2021: 326-327.
- [35] AGGARWAL C C, REDDY C K. *Data clustering: algorithms and applications* [M]. London: Taylor and Francis Group, 2014: 4-7.
- [36] KRISHNA K, MURTY M N. Genetic K-means algorithm [J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 1999, 29(3): 433-439.
- [37] LU Y, LU S Y, FOTOUHI F, et al. FGKA: a fast genetic K-means clustering algorithm [C]// *Proceedings of the 2004 ACM Symposium on Applied Computing*. Nicosia Cyprus: ACM, 2004: 1-17.
- [38] 邴兆虹, 黄丽茜. 粒子群改进模糊C均值的不完整数据聚类[J]. *数字技术与应用*, 2023, 41(9): 16-18.
- BING Zhaohong, HUANG Lixi. Particle swarm optimization for fuzzy C-means incomplete data clustering [J]. *Digital Technology & Application*, 2023, 41(9): 16-18. (in Chinese)
- [39] 王博琼. 基于区块链技术的多源异构数据聚类分析方法[J]. *信息与电脑(理论版)*, 2023, 35(11): 80-82.
- WANG Boqiong. Cluster analysis method of multi-source heterogeneous data based on blockchain technology [J]. *Information & Computer*, 2023, 35(11): 80-82. (in Chinese)
- [40] 谢旭钦, 刘泉辉, 赵湘文, 等. 基于SVDD和改进K-Means的变压器故障诊断模型[J]. *计算技术与自动化*, 2024, 43(2): 30-34.
- XIE Xuqin, LIU Quanhui, ZHAO Xiangwen, et al. Transformer fault diagnosis model based on SVDD and improved K-means [J]. *Computing Technology and Automation*, 2024, 43(2): 30-34. (in Chinese)
- [41] 殷丽凤, 栗庆杰. 启发式k-means聚类算法的改进研究[J]. *大连交通大学学报*, 2024, 45(2): 115-119.
- YIN Lifeng, LI Qingjie. Study on improvement of heuristic k-means clustering algorithm [J]. *Journal of Dalian Jiaotong University*, 2024, 45(2): 115-119. (in Chinese)
- [42] DALLACHIESA M, EBALDI A, ELDAWY A, et al. NADEEF: a commodity data cleaning system [C]// *Proceedings of the 2013 ACM SIGMOD International Confer-*

- ence on Management of Data. New York, USA: ACM, 2013: 1-15.
- [43] CHU X, ILYAS I F. Qualitative data cleaning[J]. Proceedings of the VLDB Endowment, 2016, 9(13): 1605-1608.
- [44] 高云君, 葛丛丛, 郭宇翔, 等. 面向关系型数据与知识图谱的数据集成技术综述[J]. 软件学报, 2023, 34(5): 2365-2391.
- GAO Yunjun, GE Congcong, GUO Yuxiang, et al. Survey on data integration technologies for relational data and knowledge graph[J]. Journal of Software, 2023, 34(5): 2365-2391. (in Chinese)
- [45] 李琳慧, 王宇, 刘越岩, 等. 基于特征相似度的不动产多源异构数据快速融合模型[J/OL]. 武汉大学学报(信息科学版): 1-11(2023-09-13)[2024-05-03]. [https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=VcTOyLYtvExB4Qic2k5SL6cxGvfqRsWmGqJ8ysr6VziwATH9QMzCCW-00C4nW6zWK0YxKHdcENE39DUXxxC6Mz\\_1SejDmHbesHQpOA\\_Qkd15V5aioVaK3y01QpQd0OMXG5kG9Od1-j3YC2VxQCFPUY6zB5-92ryZ6\\_7DzfMu\\_4c\\_0tad9QYNQ-e2aLOJbrph&uniplatform=NZKPT&language=CHS](https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=VcTOyLYtvExB4Qic2k5SL6cxGvfqRsWmGqJ8ysr6VziwATH9QMzCCW-00C4nW6zWK0YxKHdcENE39DUXxxC6Mz_1SejDmHbesHQpOA_Qkd15V5aioVaK3y01QpQd0OMXG5kG9Od1-j3YC2VxQCFPUY6zB5-92ryZ6_7DzfMu_4c_0tad9QYNQ-e2aLOJbrph&uniplatform=NZKPT&language=CHS).
- LI Linhui, WANG Yu, LIU Yueyan, et al. A fast fusion model for multi-source heterogeneous data of real estate based on feature similarity[J/OL]. Geomatics and Information Science of Wuhan University: 1-11(2023-09-13)[2024-05-03]. [https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=VcTOyLYtvExB4Qic2k5SL6cxGvfqRsWmGqJ8ysr6VziwATH9QMzCCW-00C4nW6zWK0YxKHdcENE39DUXxxC6Mz\\_1SejDmHbesHQpOA\\_Qkd15V5aioVaK3y01QpQd0OMXG5kG9Od1-j3YC2VxQCFPUY6zB5-92ryZ6\\_7DzfMu\\_4c\\_0tad9QYNQ-e2aLOJbrph&uniplatform=NZKPT&language=CHS](https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=VcTOyLYtvExB4Qic2k5SL6cxGvfqRsWmGqJ8ysr6VziwATH9QMzCCW-00C4nW6zWK0YxKHdcENE39DUXxxC6Mz_1SejDmHbesHQpOA_Qkd15V5aioVaK3y01QpQd0OMXG5kG9Od1-j3YC2VxQCFPUY6zB5-92ryZ6_7DzfMu_4c_0tad9QYNQ-e2aLOJbrph&uniplatform=NZKPT&language=CHS). (in Chinese)
- [46] ZHANG P F, LI T R, WANG G Q, et al. Multi-source information fusion based on rough set theory: a review[J]. Information Fusion, 2021, 68: 85-117.
- [47] ZHANG K, GAO T H, SHI H T. Bearing fault diagnosis method based on multi-source heterogeneous information fusion[J]. Measurement Science and Technology, 2022, 33(7): 075901.
- [48] LIU W J, TIAN Z Q, JIANG X Y, et al. A milling cutter state recognition method based on multi-source heterogeneous data fusion[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 122(7): 3365-3378.
- [49] WEI J F, ZHANG F P, LU J P, et al. Fault diagnosis method for machinery based on multi-source conflict information fusion[J]. Measurement Science and Technology, 2022, 33(11): 115007.
- [50] NING C J, ZHANG W W. MHA-Net: multi-source heterogeneous aerodynamic data fusion neural network embedding reduced-dimension features[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 145: 108908.
- [51] 赵珣, 陈帅, 邱海洋. 基于改进双向循环神经网络的变压器故障诊断模型研究[J]. 辽宁石油化工大学学报, 2023, 43(5): 75-83.
- ZHAO Xun, CHEN Shuai, QIU Haiyang. Research on transformer fault diagnosis model based on improved bidirectional recurrent neural network[J]. Journal of Liaoning Petrochemical University, 2023, 43(5): 75-83. (in Chinese)
- [52] 李晓航, 周建江. 基于自适应记忆长度的多尺度模态融合网络[J]. 航空学报, 2023, 44(22): 34-47.
- LI Xiaohang, ZHOU Jianjiang. Multi-scale modality fusion network based on adaptive memory length[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(22): 34-47. (in Chinese)
- [53] 王晓琪, 陈颖聪, 谢敏敏, 等. 多传感器的BPNN和SVM多源异构数据融合算法[J]. 计算技术与自动化, 2024, 43(2): 70-76.
- WANG Xiaoqi, CHEN Yingcong, XIE Minmin, et al. Multi sensor heterogeneous data fusion algorithm based on BPNN and SVM[J]. Computing Technology and Automation, 2024, 43(2): 70-76. (in Chinese)
- [54] 刘达新, 王科, 刘振宇, 等. 基于数据融合与知识推理的机器人装配单元数字孪生建模方法研究[J]. 机械工程学报, 2024, 60(5): 36-50.
- LIU Daxin, WANG Ke, LIU Zhenyu, et al. Research on digital twin modeling method for robotic assembly cell based on data fusion and knowledge reasoning[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2024, 60(5): 36-50. (in Chinese)
- [55] 郭丞皓, 于劲松, 宋悦, 等. 基于数字孪生的飞机起落架健康管理技术[J]. 航空学报, 2023, 44(11): 227629.
- GUO Chenghao, YU Jinsong, SONG Yue, et al. Application of digital twin-based aircraft landing gear health management technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(11): 227629. (in Chinese)
- [56] 胡杨, 吴和龙, 杨剑锋, 等. 无人机结构数字孪生体构建技术研究及应用验证[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2024, 42(1): 34-39.
- HU Yang, WU Helong, YANG Jianfeng, et al. Research and application verification of digital twin construction technology for UAV structure[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2024, 42(1): 34-39. (in Chinese)
- [57] 徐建新, 赵树杰, 马超, 等. 基于EWT-熵值方法的发动机风扇叶片损伤监控[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 23-31.
- XU Jianxin, ZHAO Shujie, MA Chao, et al. Damage monitoring of engine fan blades based on EWT-entropy method[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 23-31. (in Chinese)



- [58] 徐建新, 姜春生, 马超. 基于 ARIMA 模型的民用航空发动机低压转子振动故障分析[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(19): 362-368.  
XU Jianxin, JIANG Chunsheng, MA Chao. Vibration fault analysis of low pressure rotor of civil aero-engine based on ARIMA model[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(19): 362-368. (in Chinese)
- [59] 马超, 王玉娜, 武耀罡, 等. 航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤特征[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1105-1111.  
MA Chao, WANG Yuna, WU Yaogang, et al. Hard object impact damage characteristics of aero engine fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1105-1111. (in Chinese)
- [60] 马超, 赵树杰, 徐建新, 等. 基于 QAR 数据的航空发动机热力学模型构建方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2591-2600.  
MA Chao, ZHAO Shujie, XU Jianxin, et al. Construction method of aero-engine thermodynamic model based on QAR data[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2591-2600. (in Chinese)
- [61] 陈子桥, 洪军, 肖刚, 等. 基于 SSA-NARX 的航空发动机动态特性参数辨识方法[J]. 热能动力工程, 2024, 39(1): 205-215.  
CHEN Ziqiao, HONG Jun, XIAO Gang, et al. A methodology for aero-engine dynamic characteristic parameter identification based on SSA-NARX[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(1): 205-215. (in Chinese)
- [62] 崔建国, 宋博文, 崔霄, 等. 基于 ABC-LSTM 的飞机发动机故障诊断[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2022, 39(3): 50-55.  
CUI Jianguo, SONG Bowen, CUI Xiao, et al. Fault diagnosis of aircraft engine based on ABC-LSTM[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2022, 39(3): 50-55. (in Chinese)
- [63] 邓钦蔚. 基于多性能参数融合的航空发动机剩余寿命预测方法[D]. 成都: 电子科技大学, 2023.  
DENG Qinwei. Prediction method of aero-engine residual life based on multi-performance parameter fusion [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2023. (in Chinese)
- [64] 马超, 张雄飞, 徐建新. 基于蒙特卡洛方法的飞机襟翼不对称风险预测[J]. 交通信息与安全, 2020, 38(3): 24-31.  
MA Chao, ZHANG Xiongfei, XU Jianxin. A risk prediction of aircraft flap asymmetry based on Monte Carlo method [J]. Journal of Transport Information and Safety, 2020, 38(3): 24-31. (in Chinese)
- [65] 贾宝惠, 姜番, 王玉鑫, 等. 基于民机维修文本数据的故障诊断方法[J]. 航空学报, 2023, 44(5): 326598.  
JIA Baohui, JIANG Fan, WANG Yuxin, et al. Fault diagnosis method based on civil aircraft maintenance text data [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(5): 326598. (in Chinese)
- [66] 张彦军, 王斌团, 宁宇, 等. 基于健康监测的飞机结构寿命预测技术[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 1-14.  
ZHANG Yanjun, WANG Bintuan, NING Yu, et al. Life prediction technology of aircraft structures based on structural health monitoring [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 1-14. (in Chinese)
- [67] 王储, 邹子炆, 李宇飞, 等. 浅谈航空维修工程技术人员的素养[J]. 航空维修与工程, 2024(7): 42-45.  
WANG Chu, ZOU Ziyang, LI Yufei, et al. An overview on data literacy of aviation maintenance engineering technicians [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2024(7): 42-45. (in Chinese)

(编辑:马文静)

文章编号: 1674-8190(2025)01-151-07

# 基于神经网络的飞机关键结构载荷预测方法研究

薛海峰, 张彦军, 宁宇

(航空工业第一飞机设计研究院 强度设计研究所, 西安 710089)

**摘要:** 飞机使用数据的关键结构载荷预测对飞机的损伤分析和寿命预测具有重要的作用, 可以为实现飞机的主动视情维修提供技术支撑。采用机器学习方法中的前馈神经网络建立大型运输机尾翼根部剪力、弯矩、扭矩载荷模型, 与有限元模型计算的载荷进行对比, 并且将前馈神经网络的预测结果与随机森林方法和多元线性回归方法的预测结果进行对比和分析。结果表明: 前馈神经网络的预测结果的相对误差满足工程要求, 前馈神经网络的预测精度优于随机森林方法和多元线性回归方法, 为构建基于数据驱动的飞机结构损伤分析和寿命评估体系提供了重要的技术支持。

**关键词:** 神经网络; 飞行参数; 载荷预测; 多元线性回归; 视情维修

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.18

## Research on loads prediction method of key structure of aircraft based on neural network

XUE Haifeng, ZHANG Yanjun, NING Yu

(Department of Strength Design, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** The load prediction based on data used in aircraft plays an important role in the damage analysis and life prediction of aircraft, which can provide the technical support for the active on-condition maintenance of aircraft. The forward neural network of machine learning method is used to establish the load model of shear force, bending moment and torque of the tail wing root of a large transport aircraft. The load calculated by finite element model is compared. The prediction result of forward neural network is compared and analyzed with that of random forest method and multivariate linear regression method. The results show that the prediction errors of the neural network method can satisfy the engineering requirements. The prediction result of forward neural network is superior to that of the random forest method and multivariate linear regression method, which can provide important technique support for aircraft structure damage analysis and life evaluation system based on data driven.

**Key words:** neural network; flight parameter; load prediction; multivariate linear regression; on-condition maintenance

收稿日期: 2024-05-05; 修回日期: 2024-10-31

通信作者: 薛海峰(1990-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: f10005023@163.com

引用格式: 薛海峰, 张彦军, 宁宇. 基于神经网络的飞机关键结构载荷预测方法研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 151-157, 168.

XUE Haifeng, ZHANG Yanjun, NING Yu. Research on loads prediction method of key structure of aircraft based on neural network[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 151-157, 168. (in Chinese)

## 0 引言

精准的飞机使用载荷是飞机损伤分析、寿命评估和健康监测的基础。通常在载荷试飞或者载荷谱实测飞机上搭建应变片电桥,进行应变测量,采用多元线性回归方法建立载荷方程<sup>[1]</sup>。载荷方程建立后,编制实测载荷谱,进行载荷计算和全机应力求解,从而开展飞机结构损伤分析和寿命评估工作。上述分析和计算过程涉及环节多,流程繁琐,需要耗费大量的人力和物力。

飞机关键结构设计复杂,传力路径多,大载荷会造成结构非线性,因此采用多元线性回归方法通过测量得到的应变进行载荷反演不能很好地解决非线性问题带来的误差,而且飞机很多的关键结构部位,受限于结构布置、通路空间、结构连接方式等,无法直接安装应变片,只能选择在关键部位附近区域安装。选择应变片的布设位置对数据采集和载荷反演结果的精度有较大影响。另外,应变片本身存在寿命有限、易损坏等缺点,限制了其在飞机上长寿命周期的使用。

当前试飞和服役飞机装备了飞行参数记录系统,可以借助机器学习方法,发现飞行参数和载荷内在的非线性多维模式关系,建立飞行参数—载荷模型,从而克服传统多元线性回归方法的局限性。

近年来,机器学习方法已被应用于载荷识别、载荷预测、故障诊断和单机监控<sup>[2-3]</sup>。

国外,欧美国家和地区通过对各种飞机使用数据的分析,构建载荷模型,对结构损伤和寿命进行了评估和预测。Timothy等<sup>[4]</sup>采用应变片在线监测结合飞行参数监测的方法,对F-35飞机金属结构进行载荷监测和预测,但是存在预测精度低的问题;EF2000飞机安装了结构健康监测系统<sup>[5]</sup>,建立了17 500个模板,构成了模板数据库,飞机各控制点上的应力值通过与模板进行比较和迭代加以确定,而模板库的建立需要花费很多时间和精力;Molent等<sup>[6]</sup>将F/A-18战斗机的飞行参数作为输入参数,发展了一种利用神经网络预测结构损伤的方法,全机设置了10个控制点;A400M运输机通过构建任一时刻飞行参数和载荷/应力间的转换方程,得到每个关注点的应力谱并计算关注点的疲劳损伤<sup>[7]</sup>,转换方程的建立比较复杂。

国内一些主机所和高校也开展了飞机关键部

位健康监测研究<sup>[8-11]</sup>。张彦军等<sup>[12]</sup>论述了应变监控技术的研究进展,探讨了当前基于飞行参数结合传统应变的结构部位受力状态监测技术的有效性;尚琳等<sup>[13]</sup>利用载荷校准试验数据即应变数据建立了基于神经网络的垂尾根部剪力和弯矩的载荷模型;顾宇轩等<sup>[14]</sup>基于人工神经网络技术,通过获取结构上的应变数据,建立了应力预测模型,进行单机寿命监控,然而这些方法依赖于数据集,缺少对模型泛化能力的研究;曹善成等<sup>[15-16]</sup>针对飞行载荷参数识别问题,结合典型机动动作,提出一种优化改进的BP神经网络模型,采用留出方法和遗传算法对设置参数进行优化,优化的参数为陡坡因子和学习效率,没有对模型其他重要参数进行优化研究,并针对飞行参数与飞行载荷之间非线性识别问题,提出了改进的支持向量机回归(SVM-R)飞行载荷识别模型,通过实例分析,验证了优化改进的SVM-R模型对飞行载荷识别的最大残差可以控制在实测载荷的20%以内,平均残差控制在实测载荷的3%以内,但是支持向量机预测结果对于数据集的规模和参数的选取很敏感,因此这种方法存在泛化能力不足的问题。

综上所述,国内外已开展的飞机结构载荷反演、载荷识别和健康监测工作缺乏系统性和整体性研究,缺少对结构载荷模型多参数优化和泛化能力的研究<sup>[4-7,12-14]</sup>。因此想要重构出精准的飞机关键结构载荷进而开展结构损伤分析和寿命评估,从而实现主动的视情维修,提升飞机飞行安全性和作战效能,亟需开展飞机关键结构载荷预测模型多参数优化研究和泛化能力研究。

本文采用机器学习方法中的前馈神经网络构建大型运输机尾翼根部剪力、弯矩、扭矩载荷预测精准模型,针对模型中重要的参数(神经元个数、激活函数以及训练函数)进行优化,将数据集随机打乱,采用交叉验证方法进行模型训练,并将前馈神经网络的预测结果与随机森林方法和传统多元线性回归方法的预测结果进行对比和分析。

## 1 前馈神经网络介绍

神经网络是一种基于数据驱动的机器学习方法,基于该方法建立的模型由人工神经元和其相互之间的加权连接构成。每个神经元代表一种特

定的输出函数,称为激活函数。激活函数的作用是将神经元的输入非线性化,使得神经网络可以逼近任何非线性函数。每两个神经元之间的连接都代表一个对于通过该连接信号的加权值,称为权重<sup>[4]</sup>。

前馈神经网络是神经网络的一种,其主要思想是通过正向传递信息、反向传播误差来调整神经网络的权值和阈值,使输出值不断向目标值接近。前馈神经网络一般包括:输入层、隐含层和输出层,其结构如图 1 所示。

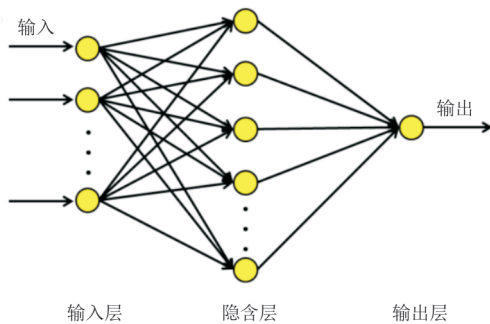


图 1 前馈神经网络结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the forward neural network structure

输入层神经元和隐含层神经元之间采用激活函数,常用的激活函数有 logsig、tansig、Relu、softmax 等。隐含层神经元和输出层神经元之间采用线性传递函数,输出可以取任意值。

一般情况下,前馈神经网络采用梯度下降法沿着梯度下降的方向寻求目标函数的最优解。神经网络的训练函数主要有随机梯度下降(SGD)法、自适应运动估计(Adam)算法和拟牛顿法(LBFGS)等。

## 2 模型建立

选取某大型运输机平尾根部作为飞机关键结构。数据集共有 160 个样本,每个样本包括飞行高度、马赫数、偏度、角速度、过载分量等 28 个飞行参数以及剪力、弯矩、扭矩 3 个载荷值。由于飞行参数较多,输入数据在数量级上差别很大,为了避免造成较大的预测误差,且保证网络收敛,在前馈神经网络训练之前,对训练数据进行归一化处理,将飞行参数数据归化到区间 $[-1, 1]$ ,归一化表达式如式(1)所示。

$$y = 2 \frac{x - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}} - 1 \quad (1)$$

式中: $x$ 为某一列飞行参数; $x_{\max}$ 和 $x_{\min}$ 分别为这一列飞行参数的最大值和最小值。

输入层神经元和隐含层神经元之间采用某种激活函数,隐含层神经元和输出层神经元之间采用线性传递函数。

设置神经网络其他相关系数,包括最大训练次数、学习速率、容许误差等。输入参数为 28 个,输出参数为 3 个,分别是剪力、弯矩和扭矩。

为了提升模型泛化能力,将数据集随机打乱,采用交叉验证法对模型进行训练,选取的折数为 5。将数据集按比例 6:2:2 划分为训练集、验证集和测试集。先通过训练集和验证集的训练,得到模型最优的参数,然后输入预测集,进行载荷预测。

## 3 参数优化

基于前馈神经网络构建的载荷预测模型,不同参数对结果输出有重要影响,因此针对具体数据进行前馈神经网络训练和预测之前,对前馈神经网络的多个参数进行优化,从而使得前馈神经网络能够高精度地输出载荷。

神经元个数决定了需要建立方程的数量,激活函数可以实现输入参数到输出结果的非线性映射关系的建立,训练函数代表实现目标函数最小值或最大值采用的方法,这三个参数对模型起至关重要的作用,因此选择的优化参数为隐含层神经元个数、激活函数和训练函数。

为了评价回归模型的拟合效果和优劣程度,通常选取目标函数 $R^2$ 和平均绝对百分误差 $E_{\text{MAP}}$ 。

$R^2$ 为决定系数,或者拟合优度,可以理解为均方误差的另一种表述,如式(2)所示, $R^2$ 越大,其值越接近 1,表示模型预测效果越好。

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{j=1}^n (y_j - \hat{y}_j)^2}{\sum_{j=1}^n (y_j - \bar{y})^2} \quad (2)$$

式中: $y_j$ 为预测集中的第 $j$ 个样本对应的载荷值; $\hat{y}_j$ 为相应的预测值; $\bar{y}$ 为预测集中所有载荷值的均值; $n$ 预测集样本数。



平均绝对百分误差  $E_{MAP}$  也是评价模型拟合效果的一种常用指标,表达式如式(3)所示。

$$E_{MAP} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left| \frac{\hat{y}_i - y_i}{y_i} \right| \times 100\% \quad (3)$$

选取飞机关键结构载荷——剪力进行模型参数的优化研究,弯矩和扭矩类似。使用交叉验证法,对不同激活函数下输出的剪力预测值的  $R^2$  和  $E_{MAP}$  进行比较。相对来说,当采用的激活函数为 Relu 时,  $R^2$  比较大,  $E_{MAP}$  比较小,因此选用激活函数为 Relu 进行隐含层神经元个数和训练函数的优化。

训练函数为 SGD、不同神经元个数的剪力预测值的  $R^2$  和  $E_{MAP}$  如图 2 所示,可以看出:均方误差和神经元个数并不呈单调关系,而是有一个最优的取值范围。对于训练函数为 Adam 和 LBFSG,结果如图 3 和图 4 所示。

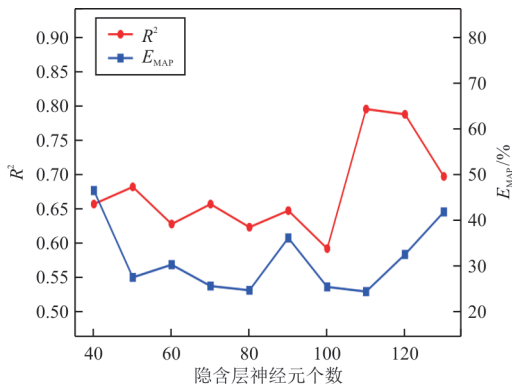


图 2 训练函数为 SGD、不同神经元个数的剪力预测值的  $R^2$  和  $E_{MAP}$

Fig. 2  $R^2$  and  $E_{MAP}$  of predictions of shear force for the training function SGD and different numbers of neurons

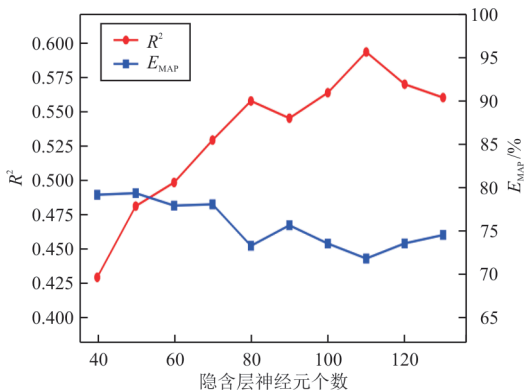


图 3 训练函数为 Adam、不同神经元个数的剪力预测值的  $R^2$  和  $E_{MAP}$

Fig. 3  $R^2$  and  $E_{MAP}$  of predictions of shear force for the training function Adam and different numbers of neurons

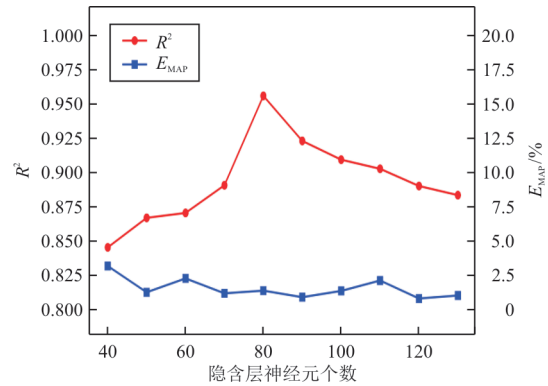


图 4 训练函数为 LBFSG、不同神经元个数的剪力预测值的  $R^2$  和  $E_{MAP}$

Fig. 4  $R^2$  and  $E_{MAP}$  of predictions of shear force for the training function LBFSG and different numbers of neurons

不同训练函数和神经元个数的剪力预测值的  $R^2$  和  $E_{MAP}$  如表 1 所示。

表 1 不同训练函数和神经元个数的剪力预测值的  $R^2$  和  $E_{MAP}$

Table 1  $R^2$  and  $E_{MAP}$  of predictions of shear force for different training functions and numbers of neurons

神经元个数	SGD		Adam		LBFSG	
	$R^2$	$E_{MAP}/\%$	$R^2$	$E_{MAP}/\%$	$R^2$	$E_{MAP}/\%$
40	0.657 6	46.60	0.429 3	79.27	0.845 5	3.19
50	0.682 6	27.57	0.481 3	79.45	0.867 0	1.28
60	0.628 3	30.35	0.498 6	78.00	0.870 6	2.28
70	0.657 5	25.67	0.529 6	78.15	0.890 7	1.20
80	0.623 8	24.74	0.558 2	73.32	0.955 8	1.40
90	0.648 0	36.20	0.545 6	75.71	0.923 0	0.92
100	0.592 6	25.47	0.564 3	73.59	0.909 3	1.37
110	0.796 4	24.45	0.594 0	71.84	0.902 7	2.13
120	0.788 7	32.59	0.570 5	73.61	0.890 2	0.82
130	0.697 9	41.91	0.560 7	74.58	0.883 5	1.04

从图 2~图 4 以及表 1 可以看出:训练函数为 LBFSG 时,  $R^2$  比较大。为了得到更高的飞机关键结构载荷预测精度,选择的模型参数为:激活函数 Relu,训练函数 LBFSG,隐含层神经元个数 80 个。

## 4 预测结果

为了对比前馈神经网络训练值和预测值的精度,采用随机森林方法和多元线性回归方法对载荷进行拟合和预测。

随机森林方法集成了机器学习方法,也称为自助法(Bootstrap),将一棵决策树转化为多棵决策树共同进行逻辑决策。随机森林方法中树的随

机化方法有两种:一种是选择用于构造树的数据点,另一种是选择每次划分的特征。

前馈神经网络和随机森林方法中输入的飞行参数为 28 个,为了更好地对比不同方法的载荷预测精度,没有对飞行参数进行筛选和对数据集进行降维,而且降维之后,除了缩减数据规模外,并不会对预测精度有太多提升,因此多元线性回归方法输入的自变量为全部的 28 个飞行参数,输出为载荷。目标函数为均方误差,采用最小二乘法进行拟合。

对于飞机关键结构的剪力,前馈神经网络、随机森林方法训练结果和多元线性回归方法的拟合结果如图 5 所示,前馈神经网络、随机森林方法和多元线性回归方法预测结果如图 6 所示,可以看出:对于输出为剪力的情况,总体上,这 3 种方法中,前馈神经网络的训练精度和预测精度最高。

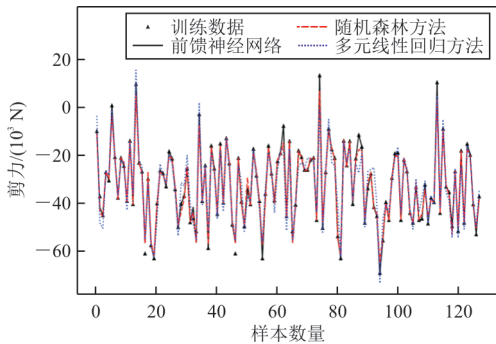


图 5 剪力的前馈神经网络、随机森林方法训练结果和多元线性回归方法拟合结果

Fig. 5 Training results of forward neural network and random forest method and the fitting results of multivariate linear regression method for shear force

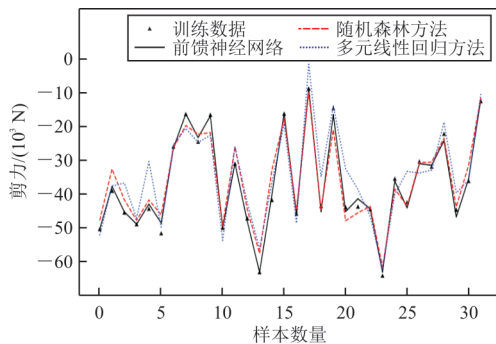


图 6 剪力的预测结果

Fig. 6 Predictions of shear force

剪力的前馈神经网络、随机森林方法和多元线性回归方法预测值的相对误差对比如图 7 所示,可以看出:前馈神经网络预测结果的相对误差最小。

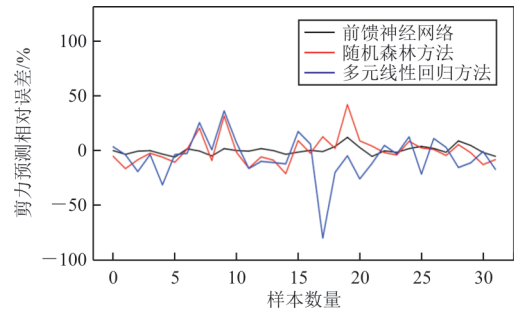


图 7 剪力预测值相对误差对比

Fig. 7 Comparison of the relative errors for predictions of shear force

剪力的前馈神经网络预测值和目标值的线性拟合结果如图 8 所示,计算得到  $R^2$  为 0.993 1,  $E_{MAP}$  为 2.67%。

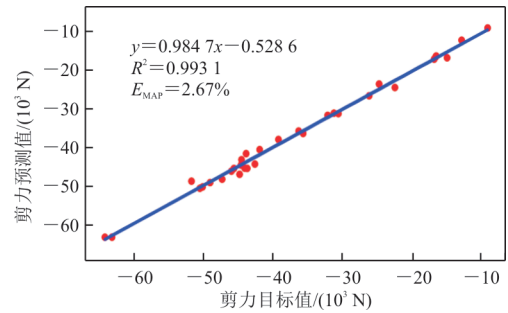


图 8 剪力的前馈神经网络预测值和目标值的线性拟合结果

Fig. 8 Linear fitting results of the predictions of forward neural network and the target values for shear force

弯矩的前馈神经网络、随机森林方法训练结果和多元线性回归方法的拟合结果如图 9 所示,前馈神经网络、随机森林方法和多元线性回归方法的预测结果如图 10 所示,可以看出:对于输出为弯矩的情况,总体上,这 3 种方法中前馈神经网络的训练精度和预测精度最高。

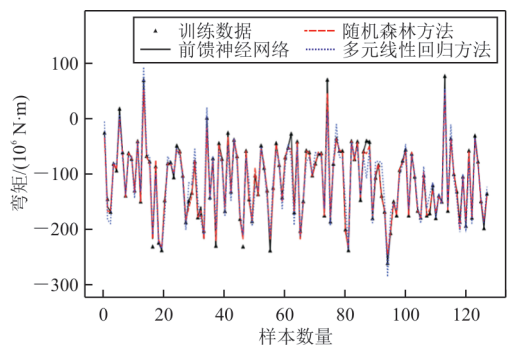


图 9 弯矩的神经网络、随机森林方法训练结果和多元线性回归方法拟合结果

Fig. 9 Training results of forward neural network and random forest method and the fitting results of multivariate linear regression method for bending moment

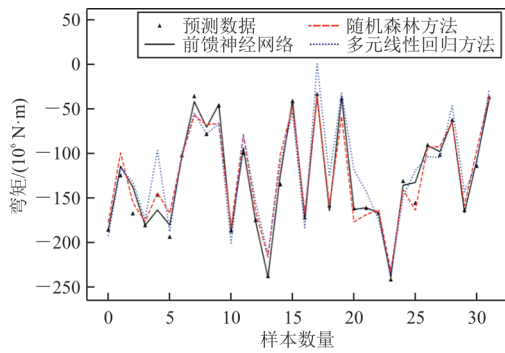


图 10 弯矩的预测结果

Fig. 10 Predictions of bending moment

弯矩的神经网络、随机森林方法和多元线性回归方法预测结果的相对误差对比如图 11 所示,可以看出:神经网络预测结果的相对误差最小。

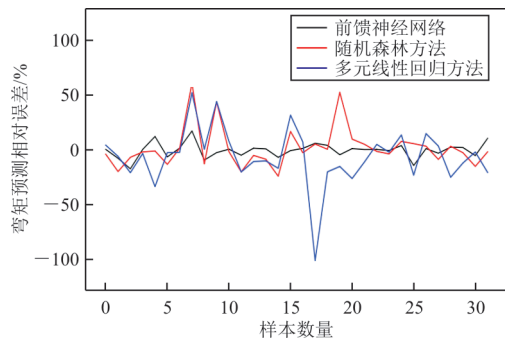


图 11 弯矩预测值相对误差对比

Fig. 11 Comparison of the relative errors for predictions of bending moment

弯矩的前馈神经网络预测值和目标值的线性拟合结果如图 12 所示,计算得到  $R^2$  为 0.978 6,  $E_{MAP}$  为 4.68%。

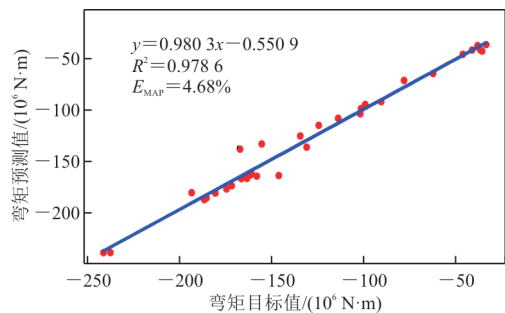


图 12 弯矩的前馈神经网络预测值和目标值的线性拟合

Fig. 12 Linear fitting of the predictions of forward neural network and the target values for bending moment

扭矩的前馈神经网络、随机森林方法的训练结果和多元线性回归方法的拟合结果如图 13 所示,前馈神经网络、随机森林方法和多元线性回归方法的预测结果如图 14 所示。

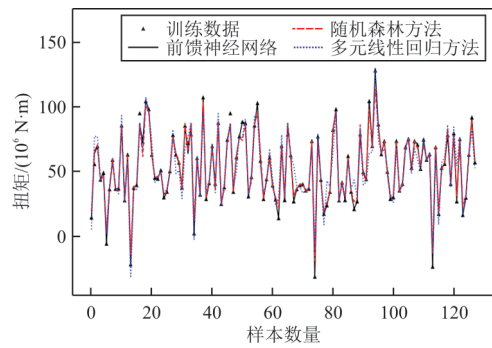


图 13 扭矩的前馈神经网络、随机森林方法训练结果和

多元线性回归方法拟合结果

Fig. 13 Training results of forward neural network and random forest method and the fitting results of multivariate linear regression method for torque

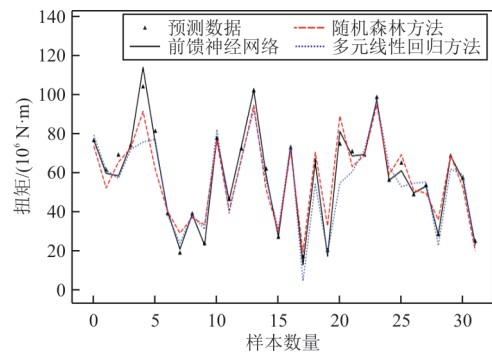


图 14 扭矩的预测结果

Fig. 14 Predictions of torque

从图 13 和图 14 可以看出:对于输出为扭矩的情况,同剪力和弯矩情况类似,这 3 种方法中,前馈神经网络的训练精度和预测精度最高。

扭矩的前馈神经网络、随机森林方法和多元线性回归方法预测值的相对误差对比如图 15 所示,可以看出:前馈神经网络预测结果的相对误差最小。

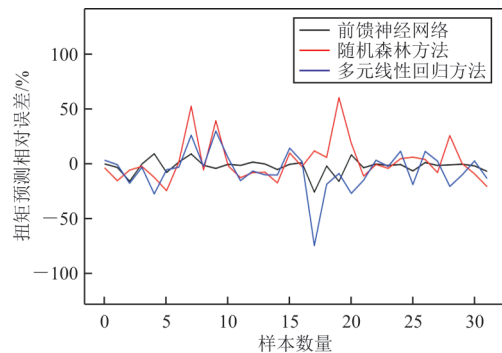


图 15 扭矩预测值相对误差对比

Fig. 15 Comparison of the relative errors for predictions of torque

弯矩的前馈神经网络预测值和目标值的线性拟合结果如图 16 所示,计算得到  $R^2$  为 0.979 5,  $E_{MAP}$  为 4.31%。

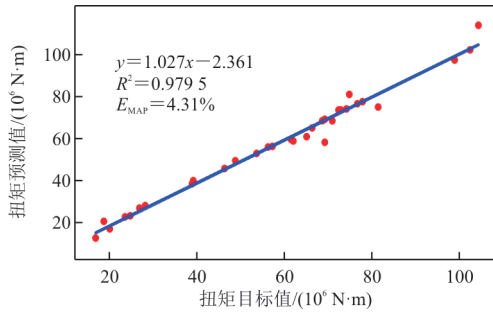


图 16 扭矩的前馈神经网络预测值和目标值的线性拟合

Fig. 16 Linear fitting of the predictions of forward neural network and the target values for torque

综上所述,对于飞机关键结构载荷——剪力、弯矩和扭矩,前馈神经网络的预测精度高于随机森林方法和多元线性回归方法的预测精度。

对于极个别载荷工况,前馈神经网络的预测结果出现较大偏差,原因在于前馈神经网络的预测结果具有波动性和随机性,选取不同的神经元个数、激活函数、训练函数也会导致不同的预测结果,但是前馈神经网络能够通过自学习调整各个飞行参数对应的权值,得到比较理想的预测效果。

## 5 结 论

1) 采用前馈神经网络预测出的飞机关键结构载荷精度更高,优于随机森林方法和多元线性回归方法的预测精度,其误差满足工程要求。

2) 前馈神经网络为测量大型运输机关键结构载荷提供了一种可行的方法,为构建基于数据驱动的飞机结构损伤分析和寿命评估体系提供了重要的技术支持。

### 参考文献

- [1] 闫楚良. 飞机载荷谱实测技术与编制原理[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.  
YAN Chuliang. Measurement technology and compilation principle of aircraft load spectrum[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [2] JARKKO T, TUOMO S. Practical experience of neural network based fatigue life monitoring[C]// 28th ICAF Symposium. Helsinki: IEEE, 2015: 879-888.
- [3] 王智, 王磊. 国外战机单机寿命监控与结构健康预测管理技术综述[C]// 航空安全与装备维修技术学术研讨会. 北京: 中国航空学会, 2014: 1-8.  
WANG Zhi, WANG Lei. Review of life monitoring and structural health prediction management of foreign fighter jets [C]// Technical Symposium on Safety and Equipment Maintenance. Beijing: CSAA, 2014: 1-8. (in Chinese)
- [4] TIMOTHY F, DEVINDER M, IAIN H. F-35 joint strike fighter structural prognosis and health management an overview [M]// BOS M J. ICAF 2009, bridging the gap between theory and operational practice. Dordrecht: Springer Netherlands, 2009: 1215.
- [5] HUNT S R, HEBDEN I G. Eurofighter 2000 an integrated approach to structural health and usage monitoring[C]// The RTO AVT Specialists' Meeting. US: IEEE, 1998: 1-8.
- [6] MOLENT L, BARTER S, FOSTER W. Verification of an individual aircraft fatigue monitoring system[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 43: 128-133.
- [7] ALEXIS F, JEAN P K, ALAIN S. The A400M usage monitoring function [C]// 28th ICAF Symposium. Helsinki: IEEE, 2015: 681-693.
- [8] 宋日晓, 姚卫星. 飞机单机寿命监控技术评述[J]. 航空工程进展, 2014, 5(4): 411-417.  
SONG Rixiao, YAO Weixing. Review of individual aircraft life monitoring technology [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4): 411-417. (in Chinese)
- [9] 张宝珍, 王萍. 飞机 PHM 技术发展近况及在 F-35 应用中遇到的问题及挑战[J]. 航空科学技术, 2020, 31(7): 18-26.  
ZHANG Baozhen, WANG Ping. Recent development of aircraft PHM technology and problems and challenges encountered in the application on F-35 [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7): 18-26. (in Chinese)
- [10] 李玉海, 王成波, 陈亮, 等. 先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 50-76.  
LI Yuhai, WANG Chengbo, CHEN Liang, et al. Overview on development of advanced fighter life design and extension technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 50-76. (in Chinese)
- [11] 张彦军, 王斌团, 宁宇, 等. 基于健康监测的飞机结构寿命预测技术[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 1-14.  
ZHANG Yanjun, WANG Bintuan, NING Yu, et al. Life prediction technology of aircraft structures based on structural health monitoring[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 1-14. (in Chinese)
- [12] 张彦军, 王斌团, 宁宇, 等. 飞机结构应变监控技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2020, 31(7): 109-114.

(下转第 168 页)



文章编号: 1674-8190(2025)01-158-11

## 模块化机翼初步结构设计方法

樊福磊<sup>1</sup>, 李毅<sup>1</sup>, 陈春颖<sup>1</sup>, 贾兆虎<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 西安爱生技术集团公司, 西安 710065)

**摘要:** 飞机模块化设计可以增加飞机的任务类型, 降低成本。在机翼模块化结构设计初期, 由于翼尖变形量不明确导致无法衡量不同展长机翼的结构刚度特征对系统目标函数(结构质量最小)的贡献差异。针对上述问题, 在灵敏度协调优化方法的基础上, 系统级中引入各子系统级的权重系数模拟实际设计工作中不同子系统对系统目标函数的贡献存在差别现象, 并给出不同展长机翼结构(不同子系统级)的权重系数的计算方法, 形成含子系统级权重的灵敏度协调优化方法; 通过模块化桁架和模块化机翼结构优化算例的求解, 对模块化机翼初步结构设计方法进行验证。结果表明: 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法能够获得既满足强度要求又具有一定刚度的模块化机翼初步结构。

**关键词:** 模块化飞机; 模块化结构; 结构优化; 灵敏度协调优化; 子系统权重

中图分类号: V214

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.19

## Preliminary structural design method for modular wing

FAN Fulei<sup>1</sup>, LI Yi<sup>1</sup>, CHEN Chunying<sup>1</sup>, JIA Zhaohu<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Xi'an Aisheng Technology Corporation, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** Aircraft modular design can increase the types of missions and reduce costs. In the initial stage of wing modular structure design, the unclearness of wingtip deformation limits the ability to assess the contribution differences of structural stiffness characteristics among wings with different spans to the system objective function (minimal structural weight). Aiming at the above problems, the weight coefficients of each subsystem level in the system level is introduced on the basis of the sensitivity coordinated optimization method to simulate the phenomenon that different subsystems contribute differently to the objective function of the system in the actual design work, and the computation methods of weight coefficients of the wing structures with different spreading lengths (different subsystems levels) is given. The sensitivity coordinated optimization method with subsystem level weights is formed. The preliminary structure design method of modular wing is verified by solving the modular truss and modular wing structure optimization example. The results show that the sensitivity-coordinated optimization method that includes subsystem weights can obtain a modular wing preliminary structure that satisfies both strength requirements and a certain degree of stiffness.

**Key words:** modular aircraft; modular structure; structural optimization; sensitivity coordinated optimization; subsystem weights

收稿日期: 2023-08-29; 修回日期: 2023-12-11

通信作者: 李毅(1981-), 男, 博士, 副教授。E-mail: Liyi504@nwpu.edu.cn

引用格式: 樊福磊, 李毅, 陈春颖, 等. 模块化机翼初步结构设计方法[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 158-168.

FAN Fulei, LI Yi, CHEN Chunying, et al. Preliminary structural design method for modular wing[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 158-168. (in Chinese)

## 0 引言

随着航空结构设计和制造水平的不断提高,追求任务的多样化和产品的经济性成为一大趋势。其中,模块化飞机设计作为一种可同时兼顾多任务需求和经济性的飞机设计思想,在航空航天领域引起了广泛关注<sup>[1-6]</sup>。模块化飞机设计是指在飞机的初步设计阶段,考虑各个机型通用的部件,将通用的部件作为飞机平台,通过添加或替换专用模块形成相应的飞机型号<sup>[7-9]</sup>。飞机模块化可以解决定制化生产和批量化生产之间的矛盾,降低飞机研发和制造成本;扩展飞机的用途和类型,满足不同的任务要求;降低飞机维修和维护费用,减少采购成本和库存等<sup>[9-11]</sup>。

目前模块化飞机设计思想已在一部分飞机上得到了应用。如“海神号”飞机,可以根据不同的任务采用不同的机身模块和相应的外翼模块<sup>[12]</sup>;联合攻击机 JSF 计划为不同军种设计一个通用飞机平台,在此基础上衍生出 3 种不同的型号,零件通用性达到 80% 以上<sup>[13-14]</sup>;商用飞机的设计中也开始采用通用化策略,例如空客 A320 系列各机型之间具有驾驶舱和操作的通用性<sup>[15]</sup>。

为实现飞机的模块化设计,需要开展飞机模块化结构设计。目前模块化结构参数优化设计方法分为单级优化方法和多级优化方法两类。对于较简单的产品优化设计,大多采用单级优化方法,该类方法基于某种优化算法,例如 D'Souza 等<sup>[16]</sup>采用遗传算法完成了飞机族的概念设计;Willcox 等<sup>[17]</sup>采用序列二次规划法完成了 BWB 模块化飞机设计。当优化问题较为复杂时,特别是子系统数量较多或产品较为复杂,此时有必要采用多级优化方法,该类方法通过问题分解降低了问题的复杂程度。雍明培<sup>[18]</sup>提出了一个面向产品族设计的二级优化方法,并进行了模块化机翼的优化设计,但是子系统级优化嵌套于系统级优化,优化效率较低;Zou J 等<sup>[19]</sup>提出了灵敏度协调优化方法,并用该方法进行了机翼的模块化结构优化设计,该方法的主要特点是利用灵敏度信息构建了一个系统协调级,消除了二级优化嵌套优化的问题。但是系统级在协调时还未考虑各个子系统级的权重。

作为飞机主要结构部件之一的机翼,在其初步结构设计阶段,翼尖变形量的设计要求通常根据设计者的经验来确定,并没有明确的取值,此时,若开展不同展长的模块化机翼结构设计,翼尖变形量无法作为子系统级优化问题的设计约束,由于不同展长机翼结构的弯曲刚度是不同的,其对系统目标函数(结构质量最小)的贡献也存在差异,在模块化机翼结构设计中需要模拟这种现象。比如在具有不同展弦比的模块化机翼初步结构设计中,大展弦比的机翼具有细长的几何特征,需要付出更多的结构质量代价来保证其翼尖变形量在可以接受的范围内;而小展弦比机翼具有粗短的几何特征,有利于其获得更好的结构刚度,其翼尖变形量也更小,能以较小的结构质量代价达到满足要求的翼尖变形量。

针对上述问题,本文在灵敏度协调优化方法的基础上,在系统级中引入各子系统级的权重系数,通过调整各子系统级的权重系数模拟不同子系统对系统目标函数的贡献差异,并根据机翼结构的受力特征,给出不同展长机翼结构的权重系数的计算方法,形成含子系统权重的灵敏度协调优化方法,并将含有子系统权重的灵敏度协调优化方法应用到模块化机翼初步结构设计中。

## 1 灵敏度协调优化方法

灵敏度协调优化方法是一种基于分解的多级优化方法,它将优化问题分解为多个子系统级优化问题和一个系统级协调问题。其中每个子系统级负责优化一个结构(即一个子系统),每个结构的构成如图 1 所示。

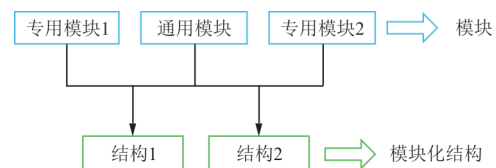


图 1 模块化结构实现方式

Fig. 1 Modular structure implementation

在灵敏度协调优化方法中,每个子系统级对一个子系统问题进行优化,优化变量包括共享变量(通用模块中的变量) $x_{sj}$ 以及该子系统问题的局部变量(专用模块中的变量) $x_{li}$ 。系统级在利用灵敏度信息的基础上对各个子系统级返回的不同共

共享变量进行一致性协调,然后将协调后的共享变量 $x_s$ 返回给各子系统级。其求解过程是在系统级和各子系统级之间交替迭代进行,直到满足收敛条件<sup>[9]</sup>。基本计算框架如图 2 所示。

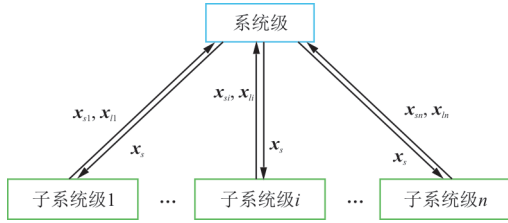


图 2 灵敏度协调优化方法基本计算框架  
Fig. 2 Basic calculation framework of sensitivity coordination optimization method

### 1.1 系统级的构造

系统级的目标是使所有子系统级的共享变量达到相同的值,在利用灵敏度信息的基础上分析性能损失和约束违反。系统级是一个无约束最小化问题,定义如下:

$$\begin{cases} \text{find } x_s \\ \min \sum_{i=1}^n (\tilde{f}_i - f_i^*)^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{g_{ij} \in G_i} \max^2(\tilde{g}_{ij}, 0) \\ \text{s. t. 无约束} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $f_i^*$ 为第 $i$ 个子系统级返回的最优目标值; $\tilde{f}_i$ 和 $\tilde{g}_{ij}$ 分别为子系统级 $i$ 的目标函数 $f_i$ 和约束 $g_{ij}$ 在同一个共享变量 $x_s$ 处基于一阶线性近似模型的估计值。

$$\begin{cases} \tilde{f}_i \approx (\nabla f_i^{x_{si}^*, x_{li}^*})^\top (x_s - x_{si}^*) + f_i^*(x_{si}^*, x_{li}^*) \\ \tilde{g}_{ij} \approx (\nabla g_{ij}^{x_{si}^*, x_{li}^*})^\top (x_s - x_{si}^*) + g_{ij}^*(x_{si}^*, x_{li}^*) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $(x_{si}^*, x_{li}^*)$ 为子系统级 $i$ 返回的最优解; $\nabla f_i^{x_{si}^*, x_{li}^*}$ 和 $\nabla g_{ij}^{x_{si}^*, x_{li}^*}$ 为子系统级 $i$ 的目标函数 $f_i$ 和约束 $g_{ij}$ 在点 $(x_{si}^*, x_{li}^*)$ 处的关于共享变量 $x_s$ 的灵敏度导数向量。

### 1.2 子系统级的构造

子系统级的优化目标由两部分组成,一是子系统级目标(原灵敏度协调优化方法为全局目标,即各个子系统级目标的函数,由于每个子系统级中其他子系统级的目标为固定的常数项,故简化为子系统级目标),二是罚函数。每个子系统问题对应一个相应的子系统级,以子系统级 $i$ 为例,子系统问题可以表述为

$$\begin{cases} \text{find } (x_{si}, x_{li}) \\ \min f_i(x_{si}, x_{li}) + \pi_i(c_i) \\ \text{s. t. } g_i(x_{si}, x_{li}) \leq 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\pi_i(c_i)$ 为罚函数,其作用是引导子系统级 $i$ 的共享变量 $x_{si}$ 趋于系统级经过协调后的共享变量 $x_s$ , $c_i = x_s - x_{si}$ ;  $f_i$ 为子系统 $i$ 的优化目标。

为使优化问题收敛且各子系统的共享变量满足一致性要求,罚函数的形式选择广义拉格朗日罚函数,表示为

$$\pi_i(c_i) = v_i^\top (x_s - x_{si}) + \|w_i^\circ (x_s - x_{si})\|_2^2 \quad (4)$$

式中: $v_i$ 为乘子向量; $w_i$ 为罚参数向量,符号 $^\circ$ 表示两个向量之间的每两个对应元素分别相乘。

每次循环后 $v_i$ 和 $w_i$ 按照以下公式进行更新:

$$\begin{cases} v_i^{k+1} = v_i^k + 2w_i^k \circ w_i^k \circ c_i^k \\ w_i^{k+1} = \begin{cases} w_i^k & (\|c_i^k\| \leq \gamma \|c_i^{k-1}\|) \\ \beta w_i^k & (\|c_i^k\| > \gamma \|c_i^{k-1}\|) \end{cases} \end{cases} \quad (5)$$

其中 $\beta \geq 1, 0 < \gamma < 1$ ,为了加快收敛,通常选择 $2 \leq \beta \leq 3, \gamma = 0.25$ 。

灵敏度协调优化方法的求解过程是在系统级和各子系统级之间交替迭代进行,当满足收敛条件时,优化结束。收敛条件由两部分组成:一部分为全局目标收敛条件,另一部分为一致性协调容差收敛条件。

全局目标函数为各个子系统级目标的函数,表示为

$$F = F(f_1, \dots, f_n) \quad (6)$$

全局目标收敛条件为两次迭代中全局目标的相对变化值小于设定值,表示为

$$\left| \frac{F^k - F^{k-1}}{F^{k-1}} \right| \leq \epsilon_F \quad (7)$$

一致性协调容差收敛条件为系统级协调的共享变量与各子系统级优化的共享变量向量差的二范数小于设定的值,表示为

$$\max \|x_s - x_{si}\|_2 \leq \epsilon_x \quad (i = 1, \dots, n) \quad (8)$$

式中: $\epsilon_F$ 和 $\epsilon_x$ 分别为相应的收敛参数。当两个收敛条件同时满足,优化结束。

### 1.3 灵敏度分析

以子系统级 $i$ 优化为例,当最优解 $x_{si}^*$ 发生变化时,最优解处的 $x_{li}^*$ 也会随之改变,此时可将局部变量 $x_{li}$ 视为共享变量 $x_{si}$ 的函数。这种情况下 $\nabla f_i^{x_{si}^*, x_{li}^*}$

的求解形式可以表示为

$$\nabla f^{x_{si}^*} = \left. \frac{\partial f_i}{\partial x_{si}} \right|_{x_{si}^*, x_{li}^*} = \left( \frac{\partial f_i}{\partial x_{si}} \right) + \left( \frac{\partial f_i}{\partial x_{li}} \right) \left( \frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}} \right) \quad (9)$$

$\frac{\partial f_i}{\partial x_{si}}$  和  $\frac{\partial f_i}{\partial x_{li}}$  可通过有限差分法求得,为了得到  $\frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}}$ ,首先将最优共享变量  $x_{si}^*$  视作固定参数,不再作为设计变量,其次由于罚函数与局部变量无关,子系统级  $i$  可以退化为如下形式:

$$\begin{cases} \text{find } x_{li} \\ \min f_i(x_{si}^*, x_{li}) \\ \text{s. t. } g_i(x_{si}^*, x_{li}) \leq 0 \end{cases} \quad (10)$$

此时通过对  $x_{si}^*$  进行扰动,进行多次优化即可得到  $\frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}}$ ,但缺点是计算代价较大。灵敏度分析通过利用最优点处的 K-T 条件、拉格朗日乘子向量  $\lambda$  和一些假设即可绕过求  $\frac{\partial x_{li}}{\partial x_{si}}$ ,而得到灵敏度导数。

K-T 条件:若  $(x_{si}^*, x_{li}^*)$  为上述优化问题的局部最优点,且有效约束关于局部变量的雅克比矩阵  $A$  满秩,则存在由常数  $\lambda_j \geq 0$  组成的列向量  $\lambda$  使得:

$$\frac{\partial f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} + \lambda^T \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} = 0 \quad (11)$$

$g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)$  是有效约束,即  $g_{ij}(x_{si}^*, x_{li}^*) = 0$ , 则有:

$$\lambda_j g_{ij}(x_{si}^*, x_{li}^*) = 0 \quad (12)$$

假设共享变量  $x_{si}^*$  发生扰动过程中有效约束集不发生改变,则有:

$$\frac{d[\lambda^T g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{dx_{si}^*} = 0 \quad (13)$$

因此有:

$$\frac{df_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{dx_{si}^*} = \frac{d[f_i(x_{si}^*, x_{li}^*) + \lambda^T g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{dx_{si}^*} \quad (14)$$

根据复合函数求导法展开式(14),并结合 K-T 条件,即可求得:

$$\frac{df_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{dx_{si}^*} = \frac{\partial [f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{\partial x_{si}^*} + \lambda^T \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} \quad (15)$$

此时,已求得灵敏度导数向量  $\nabla f^{x_{si}^*}$  为

$$\nabla f^{x_{si}^*} = \frac{\partial [f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{\partial x_{si}^*} + \lambda^T \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} \quad (16)$$

$\frac{\partial [f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)]}{\partial x_{si}^*}$  和  $\frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*}$  通过有限差分法

即可求得,最优拉格朗日乘子向量  $\lambda$  可通过下式求得。

$$\lambda^T = - \frac{\partial f_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{li}} \cdot A^T \cdot (A \cdot A^T)^{-1} \quad (17)$$

$$A = \frac{\partial g_i(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{li}} \quad (18)$$

在上述的灵敏度分析假设中,当共享变量发生扰动时,有效约束集不发生改变,故  $\nabla g_{ij}^{x_{si}^*}$  的求解形式采用一般的灵敏度形式,即局部变量不再看作共享变量的函数。

$$\nabla g_{ij}^{x_{si}^*} = \frac{\partial g_{ij}(x_{si}^*, x_{li}^*)}{\partial x_{si}^*} \quad (19)$$

经过分析后,  $\nabla f^{x_{si}^*}$  和  $\nabla g_{ij}^{x_{si}^*}$  仅通过有限差分法便可求得,不需要再对优化问题(式(10))进行多次优化。

#### 1.4 模块化桁架结构优化算例

3个模块化桁架结构如图3所示,其中杆1~杆6是桁架的通用模块,杆7和杆8是桁架的专用模块,杆1~杆6和不同的杆7、杆8分别组成桁架1、桁架2和桁架3结构。3个结构的载荷情况为:  $L_1 = 11.5 \text{ kN}$ ,  $L_2 = 10.3 \text{ kN}$ ,  $L_3 = 9.4 \text{ kN}$ ,材料许用拉应力  $585.7 \text{ MPa}$ ,许用压应力  $489.2 \text{ MPa}$ ,根部固支。设计上述3种桁架,使其在满足强度约束下结构质量最小。

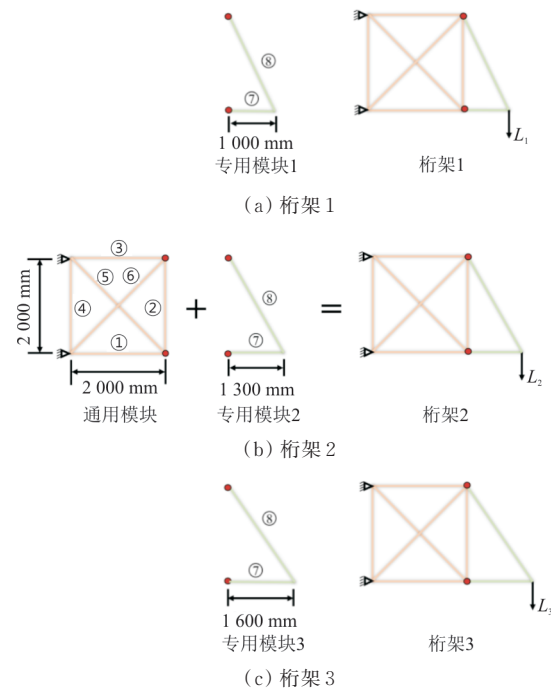


图3 模块化桁架结构

Fig. 3 Modular truss structures



将桁架中各杆的截面积作为设计变量,优化目标为总质量最小。采用多学科优化平台 Isight 软件分别构建单独优化和灵敏度协调优化方法的优化流程,其中灵敏度协调优化方法中的罚函数

初始参数设置为  $v^1 = 0, w^1 = 0.1, \beta = 2, \gamma = 0.1$ , 系统级和子系统级均采用序列二次规划算法,计算得到的结果如表 1 所示。

表 1 模块化桁架结构优化结果(序列二次规划算法)  
Table 1 Optimization results for modular truss structures (sequential quadratic planning algorithm)

方法		通用模块面积/mm <sup>2</sup>					
		杆 1	杆 2	杆 3	杆 4	杆 5	杆 6
单独优化	桁架 1	21.97	11.70	22.81	2.00	14.75	21.64
	桁架 2	21.73	11.13	22.94	2.00	13.56	19.27
	桁架 3	22.16	9.33	23.66	2.00	12.36	18.04
灵敏度协调优化方法	桁架 1	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架 2	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架 3	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08

方法		专用模块面积/mm <sup>2</sup>		质量/kg	质量增加/%	加载端变形/mm
		杆 7	杆 8			
单独优化	桁架 1	11.79	21.98	0.759		
	桁架 2	13.69	21.05	0.747		
	桁架 3	15.61	20.63	0.751		
灵敏度协调优化方法	桁架 1	11.79	21.98	0.781	2.90	79.27
	桁架 2	13.69	21.05	0.801	7.23	86.35
	桁架 3	15.61	20.63	0.827	10.12	95.78

与各桁架单独优化相比,采用灵敏度协调优化方法进行模块化设计,3种桁架都付出了一定的质量代价(通用模块的质量增加),但杆 1~杆 6 的通用性却可以带来制造成本和生产时间上的优势。

另外,桁架 3 在满足强度要求的前提下加载端有较大的变形(95.78 mm)。在设计初期,加载端变形量的设计要求不明确,无法将其作为各桁架系统的设计约束。但结构设计的目标是获得强度、刚度都较好的结构。为了减小桁架 3 的加载端变形量,可以通过增加其桁架的截面尺寸,提高弯曲刚度,同时需要付出一定的结构质量代价。

为了实现上述功能,在使用灵敏度协调优化方法进行优化时,需要在系统级中降低对桁架 3 轻量化设计的要求,减弱其对系统目标(结构质量最小)的贡献,使其刚度得到增强,从而减小加载端变形。

## 2 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法

### 2.1 权重系数的加入方式

在灵敏度协调优化方法中,系统级利用各子系统级返回的信息构建了各子系统级的性能损失和约束违反模型。对于模块化机翼结构设计,展长较长的机翼结构可以适当增加结构质量以获得较小的翼尖变形,也就是在优化时该子系统性能损失可以大一些,同时约束违反仍然要尽可能小。因此,权重系数仅加入到性能损失模型,此时的系统级优化问题描述为

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{x}_s \\ \min \sum_{i=1}^n \alpha_i (\tilde{f}_i - f_i^*)^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{g_j \in G_i} \max^2(\tilde{g}_{ij}, 0) \\ \text{s. t. 无约束} \end{cases} \quad (20)$$

根据方程(20),当目标函数接近最小值时,权

重系数大的子系统级,系统级在协调的时候将偏向该子系统级,会优先考虑该子系统级返回的共享变量,该子系统的性能损失便会减小;相反,权重系数小的子系统级,其性能损失便会增加。

## 2.2 权重系数的计算方法

机翼结构在气动、惯性载荷作用下发生弯曲变形的力学行为与悬臂梁结构受外载荷发生弯曲变形类似,可以以悬臂梁结构为研究对象,采用工程梁理论推导这一类问题的权重系数。

悬臂梁结构如图 4 所示, $b$  为悬臂梁的长度, $D$  为悬臂梁在外载作用下产生的自由端挠度。以端部受集中载荷的悬臂梁为研究对象,其沿挠度方向的结构刚度  $K$  为

$$K = \frac{L}{D} \quad (21)$$

式中: $L$  为作用在悬臂梁自由端的集中载荷,根据材料力学弯曲梁挠度计算公式可知其表达式为

$$D = \frac{Lb^3}{3EI} \quad (22)$$

式中: $E$  为材料的弹性模量; $I$  为横截面对弯曲中性轴的惯性矩。

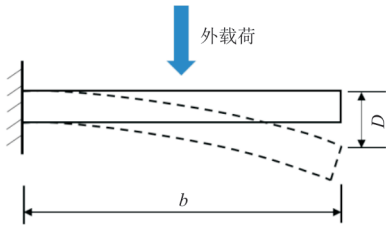


图 4 悬臂梁结构

Fig. 4 Modular truss structures

设优化对象为具有两个专用模块的悬臂梁结构,通过改变专用模块后,可获得两个长度分别为  $b_1$  和  $b_2$  的悬臂梁,自由端都作用大小为  $L$  的集中载荷,此时由式(21)~式(22)可知两个悬臂梁结构刚度  $K_1$ 、 $K_2$  为

$$\begin{cases} K_1 = \frac{3EI_1}{b_1^3} \\ K_2 = \frac{3EI_2}{b_2^3} \end{cases} \quad (23)$$

故两个悬臂梁系统的刚度比值为

$$\frac{K_1}{K_2} = \frac{b_2^3 I_1}{b_1^3 I_2} \quad (24)$$

为了得到  $K_1$  与  $K_2$  的比值,需要知道  $I_1$  与  $I_2$  的比值,在悬臂梁截面尺寸未知的情况下,无法得知

$I_1$  与  $I_2$  的值,因此引入悬臂梁的应力计算公式:

$$\sigma = \frac{Lbh}{I} \quad (25)$$

当存在强度约束时,经过迭代计算后,各子系统内的最大应力都会达到许用应力。此时,两个子系统的应力关系表示为

$$\sigma_2 = \eta \sigma_1 \quad (26)$$

即:

$$\frac{Lb_2 h}{I_2} = \eta \frac{Lb_1 h}{I_1} \quad (27)$$

式中: $\eta$  为两个悬臂梁结构中许用应力的比值,由于模块化结构通用模块拥有相同的尺寸,因此可以认为两个悬臂梁结构的高度  $h$  是相同的。

根据式(27)可得:

$$\frac{I_1}{I_2} = \eta \frac{b_1}{b_2} \quad (28)$$

联立式(24)、式(28)可得两个悬臂梁结构的刚度比值为

$$\frac{K_1}{K_2} = \eta \frac{b_2^2}{b_1^2} \quad (29)$$

由此便得到两个悬臂梁结构的权重系数比值  $\frac{\alpha_1}{\alpha_2}$  为

$$\frac{\alpha_1}{\alpha_2} = \frac{K_1}{K_2} = \eta \frac{b_2^2}{b_1^2} \quad (30)$$

当两个悬臂梁结构采用相同的许用应力时,即  $\eta = 1$ ,长度越长的悬臂梁对应的权重系数就越小。

对于有  $n$  个子系统的问题,各子系统级的权重系数分别为  $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$ ,进行归一化处理,作为各个子系统级的权重系数。

$$\alpha_i = \frac{\alpha_i}{\sum_{j=1}^n \alpha_j} \quad (31)$$

## 2.3 模块化桁架结构优化算例

对模块化桁架结构进行优化后,桁架 3 加载端挠度较大。采用含子系统权重的优化方法再次对该优化问题进行优化,以获得刚度更好的桁架结构设计。根据公式(30)、公式(31)计算出桁架 1、桁架 2 和桁架 3 的权重系数分别为 0.397、0.328、0.275。采用 Isight 软件构建含子系统权重的灵敏度协调优化方法的优化流程,计算得到结果如表 2 所示。

表2 模块化桁架结构优化结果(灵敏度协调优化方法)  
Table 2 Optimization results for modular truss structures (sensitivity coordination optimization method)

方法		通用模块面积/mm <sup>2</sup>					
		杆1	杆2	杆3	杆4	杆5	杆6
灵敏度协调优化方法	桁架1	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架2	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
	桁架3	23.16	12.42	24.15	2.00	16.05	21.08
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	桁架1	22.30	11.33	23.30	2.00	19.73	24.71
	桁架2	22.30	11.33	23.30	2.00	19.73	24.71
	桁架3	22.30	11.33	23.30	2.00	19.73	24.71

方法		专用模块面积/mm <sup>2</sup>		质量/kg	质量增加/%	加载端变形/mm	变形减小/%
		杆7	杆8				
灵敏度协调优化方法	桁架1	11.79	21.98	0.781		79.27	
	桁架2	13.69	21.05	0.801		86.35	
	桁架3	15.61	20.63	0.827		95.78	
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	桁架1	11.79	21.98	0.822	5.25	76.68	3.27
	桁架2	13.69	21.05	0.842	5.12	84.32	2.35
	桁架3	15.61	20.63	0.868	4.96	94.22	1.63

优化完成后,桁架3质量增加4.96%,加载端变形减小1.63%。但同时,其他桁架的质量也会有所增加,而且其他桁架质量增加比例要高于桁架3,这是因为系统级通过协调通用模块(共享变量)减小了桁架3的性能损失,由于通用模块被各桁架所共享,且位于各桁架根部,加载端挠度对此区域的设计变量的灵敏度最大,首先通过增加此区域的截面尺寸来减小加载端挠度(表中只有通用模块尺寸发生改变),因此各桁架质量都会有所增加。同时,通用模块质量在桁架3的质量中所占比例要小于桁架1和桁架2,因此桁架1和桁架2的质量增加比例要高于桁架3。

### 3 模块化机翼结构优化

某型模块化无人机有两个型号,型号A为小展弦比高速飞机,最大起飞质量为2 000 kg,过载系数是6g;型号B为大展弦比低速型飞机,最大起飞质量为2 200 kg,过载系数是2.5g。机翼有关参数和主要外形尺寸如表3和图5所示。

表3 模块化机翼参数  
Table 3 Parameters of modular wing

型号	最大起飞质量/kg	翼展/m	最大过载/g	展弦比
型号A	2 000	6	6.0	4.0
型号B	2 200	14	2.5	10.5

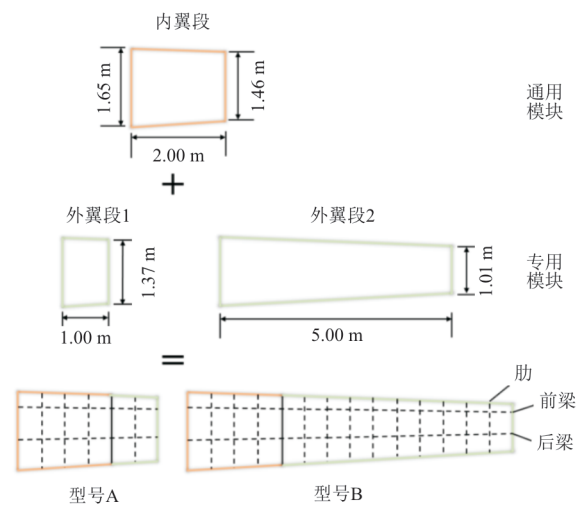


图5 模块化机翼尺寸  
Fig. 5 Size of modular wing

采用MSC Patran建模,Nastran作为求解器。两种机翼结构的有限元分析计算模型包含组成承力盒段的翼梁、蒙皮、翼肋以及机翼的前后缘,蒙皮、梁腹板、翼肋和内翼段梁缘条都是壳单元,外翼段梁缘条为杆单元。两型号机翼都采用双梁式布局,其中前梁布置在20%弦长处,后梁布置在70%弦长处,内翼段(通用模块)梁为口字梁,与外翼段外伸梁腹板通过螺栓连接。机翼有限元模型如图6所示。

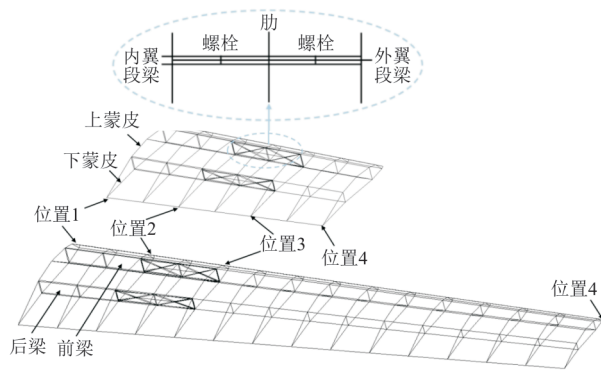


图 6 模块化机翼有限元模型

Fig. 6 Modular wing finite element model

根据图 6 对机翼变量进行定义。蒙皮: 延展向分割为 6 块, 位置 1 和位置 2 之间的上蒙皮厚度为  $T_1$ , 下蒙皮厚度为  $T_2$ ; 位置 2 和位置 3 之间的上蒙皮厚度为  $T_3$ , 下蒙皮厚度为  $T_4$ ; 位置 3 和位置 4 之间的上蒙皮厚度为  $T_5$ , 下蒙皮厚度为  $T_6$ 。前后梁腹板及缘条: 位置 1 和位置 2 之间的前梁腹板及缘条厚度分别为  $H_1$  和  $t_1$ , 后梁腹板及缘条厚度分别为  $H_2$  和  $t_2$ ; 位置 2 和位置 3 之间的前梁腹板及缘条厚

度分别为  $H_3$  和  $t_3$ , 后梁腹板及缘条厚度分别为  $H_4$  和  $t_4$ ; 位置 3 和位置 4 之间的前梁腹板厚度为  $H_5$ ; 前梁缘条截面积为  $S_1$ , 后梁腹板厚度为  $H_6$ , 后梁缘条截面积为  $S_2$ 。

载荷为最大过载与最大起飞质量乘积的一半 (一侧机翼分担 50% 的气动载荷), 展向升力分布采用 Schrenk 分布, 加载至 25% 弦长处。机翼根部前后梁节点固支。

型号 B 机翼 (大展弦比机翼) 的强度约束为 253 MPa, 考虑到型号 A 需要做机动动作, 适当增强型号 A 机翼的刚度, 降低型号 A 子系统的应力约束, 为 190 MPa, 刚度约束未知。

1) 灵敏度协调优化方法

采用多学科优化平台 Isight 软件分别构建单独优化和灵敏度协调优化方法的优化流程, 其中灵敏度协调优化方法中的罚函数初始参数设置为  $v^1 = 0, \omega^1 = 0.1, \beta = 2, \gamma = 0.1$ , 系统级和子系统级均采用序列二次规划算法, 优化结果如表 4~表 6 所示。

表 4 通用模块优化结果

Table 4 Optimization results for common module

方法		蒙皮厚度/mm				梁腹板厚度/mm				梁缘条厚度/mm			
		$T_1$	$T_2$	$T_3$	$T_4$	$H_1$	$H_2$	$H_3$	$H_4$	$t_1$	$t_2$	$t_3$	$t_4$
单独优化	型号 A	2.52	2.00	1.00	1.00	1.21	1.00	1.00	1.00	3.03	2.00	3.02	2.00
	型号 B	2.40	2.00	1.00	1.00	1.12	1.02	3.50	3.66	3.02	2.00	3.91	2.00
灵敏度协调优化方法	型号 A	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34
	型号 B	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34

表 5 专用模块优化结果

Table 5 Optimization results for individual module

方法		蒙皮厚度/mm		梁腹板厚度/mm		梁缘条面积/mm <sup>2</sup>	
		$T_5$	$T_6$	$H_5$	$H_6$	$S_5$	$S_6$
单独优化	型号 A	1.00	1.00	1.00	1.00	50.00	50.00
	型号 B	1.00	1.00	1.06	1.00	165.50	160.50
灵敏度协调优化方法	型号 A	1.00	1.00	1.00	1.00	50.00	50.00
	型号 B	1.03	1.03	1.00	1.00	188.00	184.50

表 6 机翼结构优化结果对比

Table 6 Comparison between optimization results for wing structure

方法		质量/kg	质量增加/%	翼尖变形/mm
单独优化	型号 A	47.80		
	型号 B	95.28		
灵敏度协调优化方法	型号 A	56.07	17.3	49.7
	型号 B	99.20	4.1	414.6



从表 4~表 6 可以看出:采用灵敏度协调优化方法进行模块化设计,型号 A 机翼质量增加了 17.3%,型号 B 机翼质量仅增加 4.1%,说明为了共享内翼段模块,型号 A 需要付出更多的质量代价。型号 A 和型号 B 的变形云图如图 7 所示。

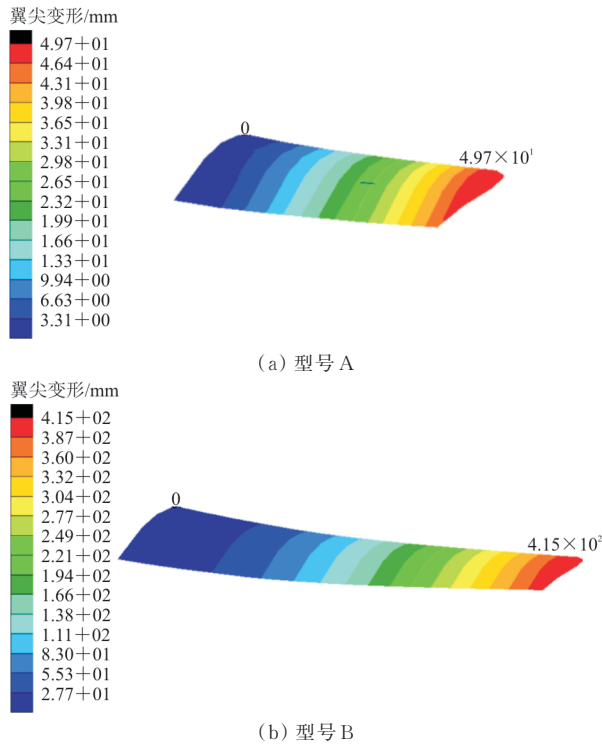


图 7 灵敏度协调优化方法下的变形云图  
Fig. 7 Deformation clouds under the sensitivity coordination optimization method

2) 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法

在满足强度要求的前提下,型号 B 有着较大的翼尖变形(414.6 mm),采用含子系统级权重的灵敏度协调优化方法再次进行优化,由于型号 B 机翼结构采用了强度更好的材料,此时公式(30)中  $\eta$  比值为型号 B 机翼和型号 A 机翼结构许用应力的比值 1.332,从而得到型号 A 机翼和型号 B 机翼的权重系数分别为 0.879、0.121。采用 Isight 软件构建含子系统级权重的灵敏度协调优化方法的优化流程,优化结果如表 7~表 9 所示。

优化完成后,型号 B 机翼质量增加 13.1%,翼尖变形减小 10.4%。但是存在与模块化桁架优化设计类似的问题,采用含子系统级权重的灵敏度协调优化方法在减弱型号 B 机翼轻量化程度的同时,型号 A 机翼的轻量化程度也会减弱,两型号机翼的质量都会增加,而且型号 A 机翼质量增加比例(19.9%)大于型号 B(13.1%)。

通过对比通用模块与专用模块优化结果,可以看出质量的增加主要是由于通用模块质量的增加引起的,由于通用模块质量在型号 B 机翼质量中所占比例要小于型号 A,因此型号 B 机翼的质量增加比例小于型号 A。型号 A 和型号 B 的变形云图如图 8 所示。

表 7 通用模块优化结果  
Table 7 Optimization results for common module

方法		蒙皮厚度/mm				梁腹板厚度/mm				梁缘条厚度/mm			
		$T_1$	$T_2$	$T_3$	$T_4$	$H_1$	$H_2$	$H_3$	$H_4$	$t_1$	$t_2$	$t_3$	$t_4$
灵敏度协调优化方法	型号 A	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34
	型号 B	2.36	2.00	1.00	1.00	1.81	1.00	3.30	4.00	5.51	5.90	3.31	3.34
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	型号 A	2.80	2.81	1.64	1.64	1.53	1.69	4.00	3.52	4.17	3.90	3.11	2.99
	型号 B	2.80	2.81	1.64	1.64	1.53	1.69	4.00	3.52	4.17	3.90	3.11	2.99

表 8 专用模块优化结果  
Table 8 Optimization results for individual module

方法		蒙皮厚度/mm		梁腹板厚度/mm		梁缘条面积/mm <sup>2</sup>	
		$T_5$	$T_6$	$H_5$	$H_6$	$S_5$	$S_6$
灵敏度协调优化方法	型号 A	1.00	1.00	1.00	1.00	50.00	50.00
	型号 B	1.03	1.03	1.00	1.00	188.00	184.50
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	型号 A	1.00	1.00	1.01	1.01	50.50	50.00
	型号 B	1.09	1.09	1.06	1.06	185.00	175.00

表 9 机翼结构优化结果对比  
Table 9 Comparison between optimization results for wing structure

方法		质量/kg	质量增加/%	翼尖变形/mm	变形减小/%
灵敏度协调优化方法	型号 A	56.07		50.3	
	型号 B	99.20		412.5	
含子系统级权重的灵敏度协调优化方法	型号 A	67.27	19.9	42.8	13.9
	型号 B	112.16	13.1	371.4	10.4

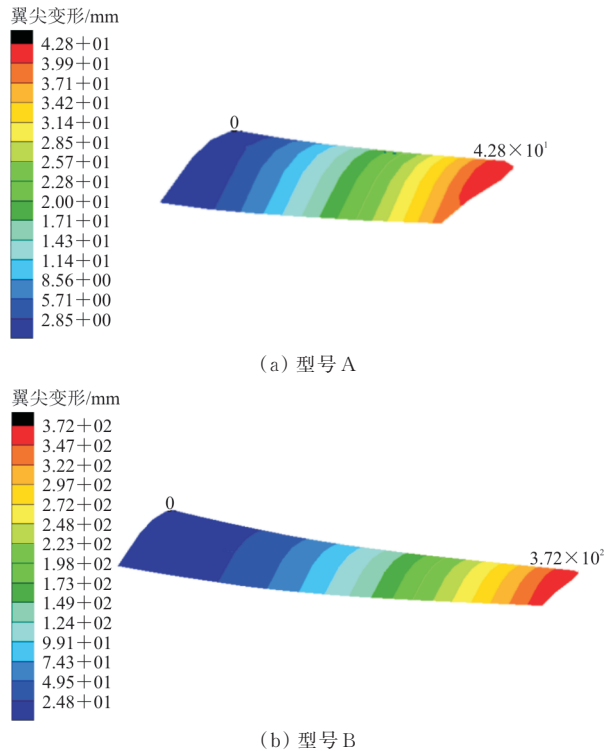


图 8 含子系统级权重的灵敏度协调优化方法下的变形云图  
Fig. 8 Deformation clouds under the sensitivity coordination optimization method with subsystem level weights

## 4 结 论

1) 在模块化机翼初步结构设计阶段,由于翼尖变形量的设计要求不明确,无法作为各子系统级的约束,进而收敛到结构刚度较弱的设计。然而,含子系统级权重的灵敏度协调优化方法可以获得既满足强度要求又具有一定刚度的模块化机翼初步结构。

2) 针对模块化机翼结构设计,本文将机翼结构简化为悬臂梁结构,给出了悬臂梁这一类结构的子系统级权重系数的计算方法,并将权重系数加入到系统级当中,帮助在模块化机翼初步结构设计中获得强度、刚度更优的设计。

## 参考文献

- [1] 范林,王哲. 模块化技术在飞机研制中的应用[J]. 航空科学技术, 2010(3): 19-21.  
FAN Lin, WANG Zhe. Application of modular technology in aircraft development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(3): 19-21. (in Chinese)
- [2] 罗利龙,郭文杰,常亮. 模块化可重构无人机机翼结构优化方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 164-170.  
LUO Lilong, GUO Wenjie, CHANG Liang. Research on optimization method of modular reconfigurable UAV wing structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 164-170. (in Chinese)
- [3] FUNK J, HARBER J, MORAN L. Future military common aircraft development opportunities: AIAA-2006-1514 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [4] BROWN R B. Low cost innovative design for new commercial transport family: AIAA-2002-5830 [R]. Reston: AIAA, 2002.
- [5] SIMPSON T W. Product platform design and customization: Status and promise[J]. Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing, 2004, 18(1): 3-20.
- [6] De WECK O L, NADIR W D, WONG J G. Modular structures for manned space exploration: the truncated octahedron as a building block: AIAA-2005-2764 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [7] WILLCOX K, WAKAYAMA S. Simultaneous optimization of a multiple aircraft family [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 616-622.
- [8] 张立丰,姚卫星,邹君. 模块化飞机结构优化设计的等效多工况法[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 834-839.  
ZHANG Lifeng, YAO Weixing, ZOU Jun. Equivalent multiple condition method for optimal design of modular aircraft structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 834-839. (in Chinese)
- [9] 王毅,姚卫星,刘梦. 机翼结构布局优化的并行子空间方法[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 593-600,627.  
WANG Yi, YAO Weixing, LIU Meng. Parallel subspace method for wing structure layout optimization[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 593-600,627. (in Chinese)

- [10] SIMPSON T W, MARION T, De WECK O, et al. Platform-based design and development: current trends and needs in industry [C] // International Design Engineering Technical Conference. US: IEEE, 2006: 1-12.
- [11] DURAY R, WARD P T, MILLIGAN G W, et al. Approaches to mass customization: configurations and empirical validation[J]. Journal of Operations Management, 2000, 18(6): 605-625.
- [12] 李有浩. 奇特的“海神号”飞机[J]. 航空知识, 2001(9): 38-39.  
LI Youhao. Peculiar "Poseidon" aircraft[J]. Aviation Knowledge, 2001(9): 38-39. (in Chinese)
- [13] 张振华. F-35 联合攻击战斗机研制过程中的几个特点[J]. 现代军事, 2007(9): 52-54.  
ZHANG Zhenhua. Several features of the development of the F-35 joint strike fighter[J]. Modern Military, 2007(9): 52-54. (in Chinese)
- [14] BEVILAQUA P M. Future applications of the JSF variable propulsion cycle: AIAA-2003-2614 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [15] Airbus. A320 serials [EB/OL]. (2016-03-30) [2023-08-29]. <http://www.airbus.com.cn/cn-aircraft-families/passengeraircraft/a320>.
- [16] D'SOUZA B S, SIMPSON T W. A genetic algorithm based method for product family design optimization[J]. Engineering Optimization, 2003, 35(1): 1-18.
- [17] WILLCOX K, WAKAYAMA S. Simultaneous optimization of a multiple-aircraft family [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 616-622.
- [18] 雍明培. 基于模块化通用平台策略的飞机族设计优化方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
YONG Mingpei. Aircraft family design optimization method based on modular universal platform strategy [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [19] ZOU J, YAO W, XIE J, et al. An improved sensitivity-based coordination method using optimum sensitivity and its application to structural optimization of an unmanned aerial vehicle family[J]. Engineering Optimization, 2021, 53(3): 425-439.

(编辑:丛艳娟)

(上接第 157 页)

- ZHANG Yanjun, WANG Bintuan, NING Yu, et al. Research progress on strain monitoring technology for aircraft structures[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(7): 109-114. (in Chinese)
- [13] 尚琳, 何发东, 杨华保, 等. 基于神经网络的垂尾飞行载荷模型研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(5): 49-53.  
SHANG Lin, HE Fadong, YANG Huabao, et al. Research on flight loads model of vertical tail based on neural networks[J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(5): 49-53. (in Chinese)
- [14] 顾宇轩, 隋福成, 宋恩鹏. 神经网络技术在单机应变寿命监控中的应用研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(12): 74-77.  
GU Yuxuan, SUI Fucheng, SONG Enpeng. Application of neural network technique in individual strain life monitoring [J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(12): 74-77. (in Chinese)
- [15] 曹善成, 殷之平, 黄其青, 等. 基于遗传神经网络的飞行载荷参数识别[J]. 航空计算技术, 2013, 43(1): 61-64.  
CAO Shancheng, YIN Zhiping, HUANG Qiqing, et al. Development of a parametric flight loads identification method using genetic improved BP neural networks[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1): 61-64. (in Chinese)
- [16] 曹善成, 宋笔锋, 殷之平, 等. 基于支持向量机回归的飞行载荷参数识别研究[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(4): 535-539.  
CAO Shancheng, SONG Bifeng, YIN Zhiping, et al. Establishing a flight load parameter identification model with support vector machine regression[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(4): 535-539. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-169-08

# 考虑连接的一体化机翼传力分析方法与结构设计

隋国祥, 金海波

(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:** 一体化机翼体现了功能部件与机翼承载结构相融合的一体化设计思想,但是在结构中会出现蒙皮传力不连续、分离面连接难度大等问题,为结构设计增加难度。结合一体化机翼的结构特点,提出一种考虑连接的一体化机翼传力分析方法,对功能蒙皮设计分离面处进行连接特性分析,完成连接设计与结构设计,并通过有限元分析与优化分析进行验证。结果表明:该传力分析方法计算出的盒段截面弯矩分配与有限元结果具有较好的一致性;盒段结构截面尺寸分布的分析结果与优化结果相近,能够满足连接强度与稳定性要求;盒段结构中有效高度越大的翼梁,承担的载荷越大,其优化结果与传力分析结果越吻合。

**关键词:** 一体化机翼;功能蒙皮;传力分析;结构分离面;有限元分析

中图分类号: V224

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.20

## Integrated wing force transmission analysis method and structural design considering connection

SUI Guoxiang, JIN Haibo

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The integrated wing embodies the integrated design concept of integrating functional components and load-bearing structures. However, there may be problems in the structure such as discontinuous skin force transmission and difficulty in connecting separation surfaces, which can increase the difficulty of structural design. Therefore, based on the structural characteristics of the integrated wing, an integrated wing force transmission analysis method considering connections is proposed. The connection characteristics at the separation surface of the functional skin design is analyzed, the connection design and structural design are completed, which is verified by finite element analysis and optimization analysis. The results show that the bending moment distribution of the box section calculated by the force transfer analysis method is consistent with the finite element results. The analysis results of the cross-sectional size distribution of the box section structure are similar to the optimization results, which can meet the requirements of connection strength and stability. The larger the effective height of the wing beam in the box section structure, the greater the load it bears, and the more consistent the optimization results with the force transfer analysis results.

**Key words:** integrated wing; functional skin; force transmission analysis; structural separation surface; finite element analysis

收稿日期: 2023-05-26; 修回日期: 2023-08-12

通信作者: 金海波(1974-), 男, 博士, 副教授。E-mail: jinhb@nuaa.edu.cn

引用格式: 隋国祥, 金海波. 考虑连接的一体化机翼传力分析方法与结构设计[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 169-176.

SUI Guoxiang, JIN Haibo. Integrated wing force transmission analysis method and structural design considering connection[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 169-176. (in Chinese)



## 0 引言

在各种高科技条件下的“陆、海、空、天、电”五维一体的战争中<sup>[1]</sup>,无人机的应用场合越来越多,功能被极大地发挥出来,并逐渐朝着智能化、一体化方向发展。为此,美国空军研究实验室(AFRL)提出了传感器无人机(Sensor Craft)<sup>[2]</sup>这一概念,将功能设备与飞机结构相融合,通过一体化设计来实现整体性能的最优化,体现了“传感器即飞机”(Sensor is Craft)的一体化设计思想<sup>[3]</sup>,具有不可估量的战略价值。

国外,美国国家航空航天局(NASA)曾研制出长航时大展弦比“Helios”飞行器原型机<sup>[4]</sup>,将蒙皮中的天线集成于前缘与蒙皮下方,进行前方与地面方向的信号收集与传递;美国海军研究实验室设计了一种联翼布局的传感器飞机<sup>[5]</sup>,机翼采用了三梁式结构布局,将低频天线安装于前梁与中梁间的蒙皮中,并在前缘采用了透波性良好的玻璃纤维材料。

国内对一体化机翼进行了大量研究,何庆强等<sup>[6]</sup>对智能天线蒙皮的总体结构设计方案进行研究,提供了一体化机翼的设计框架;张平等<sup>[7]</sup>针对传感器飞机的结构特点,采用分段式的梁结构,并通过机翼结构尺寸和传力路径的优化设计来满足静强度与稳定性要求,但是该机翼中的功能天线布置于内翼段,导致机翼结构刚度损失较大,需要进一步用斜拉梁及加强翼肋来改善刚度,增加了机翼的结构质量;周颖<sup>[8]</sup>设计了一种内外翼分块式的机翼结构,在外翼段布置了与蒙皮共形设计的共形天线,两段机翼通过插接的形式进行固定连接,但是该方案在盒段分离面处无连续构件,不利于大载荷的传递,仅适用于小型无人机;陈亮等<sup>[9]</sup>通过一体化结构技术,将传感器与机翼前缘相融合,前缘材料由外板、泡沫夹层和承力板叠加而成,在满足结构完整性的同时,保证了前缘的透波要求;何程等<sup>[10]</sup>针对联翼布局的传感器飞机,搭建出一种多目标优化模型,综合考虑了气动、结构与雷达性能,获得了更均衡优异的性能。

针对机翼盒段的载荷传递问题,乔冰等<sup>[11]</sup>基于HyperMesh建立了飞机机翼的整体模型,对内外翼连接区的危险部位进行了典型工况载荷下的结构强度分析,得到主承力部件的应力分布;王启明<sup>[12]</sup>在机翼盒段分离面的连接处采用围框对接接头实现载荷的传递;黄立伟等<sup>[13]</sup>基于大型运输机

通过将机翼简化为材料力学中的工程悬臂梁,完成了机翼弯曲载荷计算公式的推导,并证明该方法同样也可以适用于其他机翼。

综上所述,目前的研究大多是对一体化机翼结构与功能部件的布置进行讨论,对于分离面连接特性分析与连接设计的研究较少。因此本文根据一体化机翼的结构特点,设计一种梁式布局的一体化机翼结构布置形式,并提出考虑连接的一体化机翼传力分析方法,用于快速完成蒙皮分离面的连接设计和盒段刚度设计,以期为一体化机翼结构打样设计提供参考。

## 1 一体化机翼传力分析方法

### 1.1 一体化机翼结构特点

一体化机翼在传统机翼的基础上加装了一体化的功能部件,提高了飞机的多用途性能,但同时也对一体化机翼的结构设计提出了新要求,一体化机翼具有以下特点。

1) 一体化机翼功能蒙皮有多处设计分离面:为了满足机翼蒙皮中功能部件的使用维护要求,需要在功能蒙皮上添加多处设计分离面,使蒙皮分块并便于拆卸,但是降低了蒙皮的承载效率,破坏了蒙皮载荷传递的连续性。

2) 功能蒙皮使机翼刚度发生折损:功能蒙皮中布置的功能部件会占据一定的盒段有效高度,降低了承载部件的结构高度,使机翼的刚度发生折损。

3) 设计分离面处连接难度大:蒙皮设计分离面数量变多,机翼结构布置的设计难度与分离面处的连接难度显著增加,连接强度成为影响一体化机翼结构布置的重要因素。

4) 一体化机翼具有较高的刚度要求:功能部件会随着承载结构发生变形,并逐渐对精度造成影响<sup>[14]</sup>,因此一体化机翼对变形刚度有更高要求。

综上所述,一体化机翼的结构设计要重点考虑设计分离面处的连接强度问题,因此在一体化机翼的结构设计过程中,需要在传统设计方法的基础上运用新的理论和方法进行连接强度分析,完成连接设计与刚度设计,并确定盒段结构布置形式。

### 1.2 考虑连接设计的机翼传力分析方法

传统机翼的盒段蒙皮多数为整体形式,蒙皮

上没有或仅设有数量较少的设计分离面,因此传统机翼在结构设计的过程中主要是从结构许用应力与材料许用应力等方面进行考虑,并进行盒段布局与尺寸设计<sup>[15]</sup>。而对于一体化机翼来说,功能蒙皮上存在的多处设计分离面使得连接强度成为设计过程中的一个控制要素。若连接强度设定的较低,会导致功能蒙皮所能承担的载荷变小,变相地增加了翼梁载荷与机翼结构质量。若连接强度设定的较高,会使蒙皮的载荷过大,导致蒙皮因连接强度不足而发生结构破坏,因此满足连接强度要求的本质是对连接载荷进行控制,其中主要考虑沿机翼展向分布的弯曲载荷。

针对一体化机翼连接数量大的特点,本文采用简化的连接计算方式,对一体化机翼功能蒙皮设计分离面处进行连接特性分析,得出满足连接强度要求与稳定性要求的最大蒙皮许用载荷,完成盒段结构的刚度与尺寸设计,其分析流程如图 1 所示。

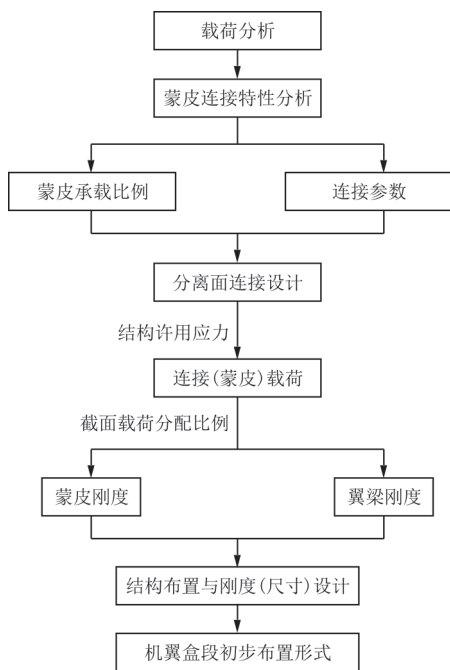


图 1 一体化机翼传力分析流程

Fig. 1 Flow chart of integrated wing force transfer analysis

## 2 一体化机翼传力分析方法的应用

本文根据功能需求设计的一体化机翼结构如图 2 所示,其中功能蒙皮在结构上从外表面至内表面分别是玻璃纤维蒙皮、泡沫夹层与碳纤维蒙皮,其中碳纤维蒙皮起到主要的承载作用,盒段中间两根主梁选用钛合金材料,且翼梁在分离面处为

连续构件。为满足使用维护要求,功能蒙皮在结构上进行分段,共设置了 5 个设计分离面,如图中 4#~8#肋截面所示,连接载荷主要通过翼梁和功能蒙皮下表面的碳纤维层来传递,分离面处的连接数量最好不超过两排。

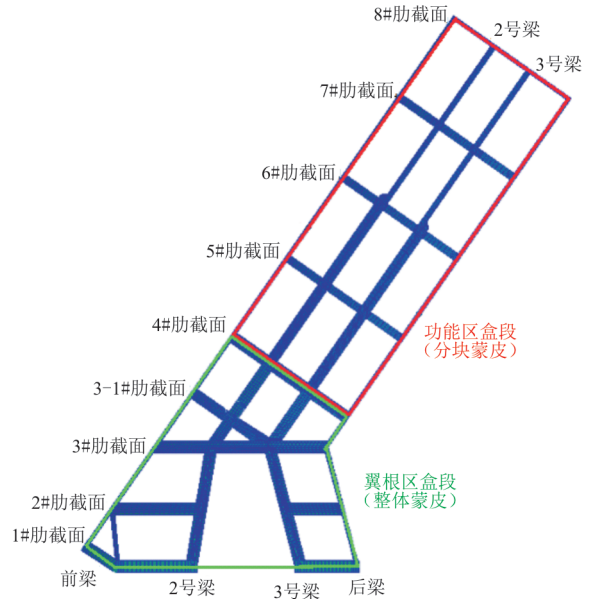


图 2 蒙皮设计分离面位置示意图

Fig. 2 Schematic diagram of skin design separation surface location

### 2.1 机翼蒙皮设计分离面连接设计

为了对一体化机翼功能蒙皮设计分离面处进行连接特性分析,本文将各截面处蒙皮不同承载比例下的面内载荷大小除以螺栓的单排最大连接数量,得到每列螺栓的总传力设计载荷,再将该总传力设计载荷除以螺栓许用载荷,可以初步得到各分离面处所需的连接排数,并以此来衡量不同载荷条件下功能蒙皮的连接特性。

功能蒙皮的连接处需要考虑两种失效情况,分别是连接螺栓被剪断和钉孔被挤压破坏,因此螺栓许用载荷需要从螺栓许用剪力与钉孔许用挤压载荷中取较小值。钉孔挤压许用载荷由钉孔直径、连接区蒙皮厚度和蒙皮挤压强度计算得到,蒙皮的结构许用应力可以根据蒙皮载荷<sup>[16]</sup>由式(1)计算得到。

$$f = a \sqrt{\frac{FE_t}{bL}} \quad (1)$$

式中: $f$ 为结构屈曲破坏时的平均应力, $f \geq F/bd$ ;  $F$ 为蒙皮结构的面内压缩载荷; $b$ 为盒段有效宽度; $L$

为翼肋间距;  $a$  为法勒效率系数;  $E_t$  为材料的正切模量。

螺栓剪力的许用值可以用其最小单侧破坏剪力除以 1.50 倍的安全系数来得到, 对于关键部位的连接设计, 还要再除以 1.25 倍的附加安全系数及 1.15 倍的载荷不均匀系数<sup>[17]</sup>, 如式(2)所示, 得到 M4、M6 与 M8 螺栓的许用剪力分别为 3.960、8.955 和 15.900 kN。

$$P_1 = \frac{P}{\eta_1 \times \eta_2 \times \eta_3} \quad (2)$$

式中:  $P$  为螺栓单侧最小破坏剪力;  $\eta_1$  为安全系数, 取 1.5;  $\eta_2$  为附加安全系数, 取 1.25;  $\eta_3$  为载荷不均匀系数, 取 1.15。

以 4# 与 5# 肋截面为对象, 对不同承载比例条件下的功能蒙皮进行连接特性分析, 如表 1 所示,

可以看出: 蒙皮承载较大时, 采用承载能力较强的螺栓可以有效减少连接数量, 但是当蒙皮承载比例大于 66% 时, 对于 4# 肋截面, 即使采用 M8 螺栓也仍需要三排以上才能保证载荷传递, 所需连接数量过多。当蒙皮承载 33% 时, 虽然总体的连接数量有所减少, 但是连接效率大幅降低, 蒙皮与螺栓的承载能力没有得到充分发挥, 使得翼梁的载荷与质量增加, 不利于机翼结构的轻量化设计。

因此通过截面连接特性分析可得, 分离面处螺栓的连接效率受到钉孔许用载荷与螺栓许用剪力的共同影响, 螺栓的承载能力越强并不代表其效率越高, 为了同时满足使用维护要求与强度要求, 在 4# 肋截面选用双排 M6 螺栓连接、5# 肋截面处选用单排 M6 螺栓连接, 承载比例 50% 左右较为合理。

表 1 截面连接特性分析

Table 1 Analysis of cross-sectional connection characteristics

截面位置	截面总载荷/kN	蒙皮设计尺寸/mm	螺栓参数	单排可布置螺栓数量	单个螺栓剪力/kN	单个钉孔载荷/kN
4#	1 252.5	2.5	M4	65	3.96	6
			M6	45	8.96	9
			M8	35	15.90	12
5#	771.0	2.5	M4	65	3.96	6
			M6	45	8.96	9
			M8	35	15.90	12

截面位置	蒙皮承载 33%				蒙皮承载 50%				蒙皮承载 66%			
	蒙皮传递载荷/kN	蒙皮许用应力/MPa	每列螺栓总载荷/kN	所需排数	蒙皮传递载荷/kN	蒙皮许用应力/MPa	每列螺栓总载荷/kN	所需排数	蒙皮传递载荷/kN	蒙皮许用应力/MPa	每列螺栓总载荷/kN	所需排数
4#	417.46	130	6.42	2	626.25	165	9.63	3	826.65	190	12.72	4
			11.93	1			17.89	2			23.62	3
			3.95	1			5.93	2			7.83	3
5#	256.97	105	5.71	1	385.50	130	8.57	1	508.86	150	11.31	2
			7.34	1			11.01	1			14.54	2

注: 复合材料的多排连接会出现载荷分布的不均匀性, 各排螺栓之间的载荷分布呈浴盆状<sup>[18]</sup>, 因此双排螺栓的载荷比依次取 1:0.6、三排螺栓取 1:0.6:1、四排螺栓取 1:0.6:0.6:1。

初步确定的连接设计如表 2 所示, 由于 4# 肋截面采用双排连接, 其中靠近加强翼肋腹板侧的螺栓具有较大的连接刚度, 因此在初步计算中, 取外侧螺栓的载荷为内侧螺栓载荷的 60%。功能区各截面处的载荷主要由翼梁和功能蒙皮下表面的碳纤维层传递, 根据蒙皮的截面刚度, 即可得出功

能盒段翼梁所需要的刚度。为了保证功能蒙皮所传递的载荷不超过许用应力的最大值, 翼梁的总刚度不能小于表 2 中的最小值。

综上, 一体化机翼功能蒙皮设计分离面处的连接强度问题, 实则是所传递连接载荷大小的问题, 单块式布局利用蒙皮承担绝大部分载荷, 虽然

更有利于降低机翼的结构质量,但是分离面处连接难度大。相比之下,梁式布局可以有效降低功能蒙皮的连接载荷,大幅减少连接数量,提高连接

的可行性,保证蒙皮的连接强度要求和使用寿命要求,因此梁式布局更适用于一体化机翼。

表 2 盒段各截面连接设计  
Table 2 Connection design of each section of the box section

截面位置	机翼截面总载荷/ kN	蒙皮尺寸/mm	连接螺栓规格	分离面连接数量	螺栓排数	螺栓许用载荷/kN
4#	1 252.5	2.5	M6	45	2	8.95
5#	771.0	2.5	M6	45	1	8.95
6#	416.0	2.0	M6	45	1	7.20
7#	171.5	2.0	M4	45	1	3.96

截面位置	蒙皮最大连接载 荷/kN	蒙皮结构许用应 力/MPa	蒙皮最大承载占 比/%	翼梁最小承载占 比/%	蒙皮等效刚度/ (kN·m <sup>2</sup> )	翼梁最小刚度/ (kN·m <sup>2</sup> )
4#	618.75	165	49.40	50.60	4.84×10 <sup>3</sup>	4.960×10 <sup>3</sup>
5#	402.75	130	52.23	47.77	4.84×10 <sup>3</sup>	4.427×10 <sup>3</sup>
6#	324.00	115	77.88	22.12	3.90×10 <sup>3</sup>	1.108×10 <sup>3</sup>
7#	171.50	90	100.00	0	3.90×10 <sup>3</sup>	—

## 2.2 机翼盒段结构刚度设计

根据表 2 的结果,本文采用等效结构对功能蒙皮和翼梁的截面弯曲刚度和尺寸进行计算。其中机翼盒段的蒙皮以上蒙皮受压、下蒙皮受拉的形式来抵抗机翼的弯曲载荷,与翼梁缘条的受力状态相似,因此在传力分析时根据盒段有效面积与盒段宽度,将上下蒙皮等效为工字梁,以此来计算其抗弯刚度,并根据静不定结构载荷按刚度分配的原理计算翼梁与蒙皮各自的载荷大小,如图 3 所

示,其中  $A_1=A_2, b_1=b_2$ 。

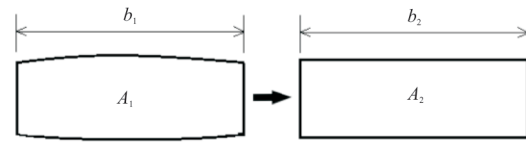


图 3 盒段等效截面示意图  
Fig. 3 Equivalent cross-section of box section

初步计算得到翼梁在各截面处所需要的刚度与截面尺寸,如表 3 所示。

表 3 盒段各截面刚度计算结果  
Table 3 Calculation results of stiffness of each section of the box section

截面位置	截面总弯矩	截面载荷/kN	蒙皮厚度/mm	蒙皮等效面积/ mm <sup>2</sup>	蒙皮等效刚度/ (kN·m <sup>2</sup> )	蒙皮弯矩/ (kN·m)	蒙皮载荷/kN
4#	250.5	1 252.5	2.5	3 750	4.84×10 <sup>3</sup>	107.88	539.40
5#	154.2	771.0	2.5	3 750	4.84×10 <sup>3</sup>	69.77	348.85
6#	83.2	416.0	2.0	3 000	3.90×10 <sup>3</sup>	61.65	308.25
7#	34.3	171.5	2.0	3 000	3.90×10 <sup>3</sup>	28.86	144.30

截面位置	翼梁缘条面 积/mm <sup>2</sup>	2#梁等效刚度/ (kN·m <sup>2</sup> )	3#梁等效刚度/ (kN·m <sup>2</sup> )	翼梁总刚度/ (kN·m <sup>2</sup> )	翼梁总弯矩/ (kN·m)	翼梁总载荷/kN
4#	2 400	3.623×10 <sup>3</sup>	2.767×10 <sup>3</sup>	6.390×10 <sup>3</sup>	142.62	633.83
5#	2 160	3.310×10 <sup>3</sup>	2.530×10 <sup>3</sup>	5.840×10 <sup>3</sup>	84.43	375.23
6#	360	7.755×10 <sup>3</sup>	5.797×10 <sup>3</sup>	1.355×10 <sup>3</sup>	21.55	95.71
7#	120	4.268×10 <sup>3</sup>	3.092×10 <sup>3</sup>	7.360×10 <sup>3</sup>	5.44	24.14



### 3 有限元分析与验证

#### 3.1 一体化机翼有限元模型建立

根据一体化机翼尺寸设计结果,构建一体化机翼结构的有限元模型。为了提高有限元建模效率,一体化机翼的大部分结构(包括翼梁和翼肋缘条)都用二维单元建立,但为了模拟功能部件占据的结构高度对机翼结构刚度的影响,对功能蒙皮采用三维实体单元建模,如图4所示。

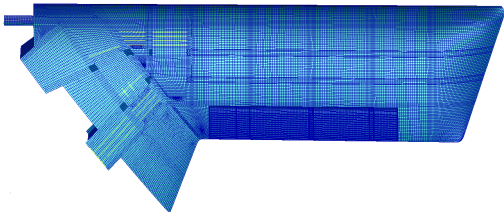


图4 一体化机翼整体有限元模型

Fig. 4 Finite element model of integrated wing

一体化机翼的外载荷来源于CFD的计算结果,首先将CFD的点云结果通过数字插值的形式转换成正交网格上的二维函数,然后以Pressure场函数的形式施加在上下翼面的网格上,并在翼梁根部施加对应的约束。

#### 3.2 有限元分析

一体化机翼在气动载荷作用下翼尖的最大位移为420 mm,翼梁的最大应力为533 MPa,位于翼根处,如图5所示。翼梁载荷主要由两根主梁承担,前后梁承载比例与应力水平较低。

盒段结构中的2号梁具有更大的结构高度和刚度,其应力水平与承载比例也大于3号梁。功能区盒段4#翼肋截面处的翼梁应力水平较高,从4#翼肋至翼尖位置,翼梁应力水平逐渐降低,但是在

分离面处的局部应力有所增加。

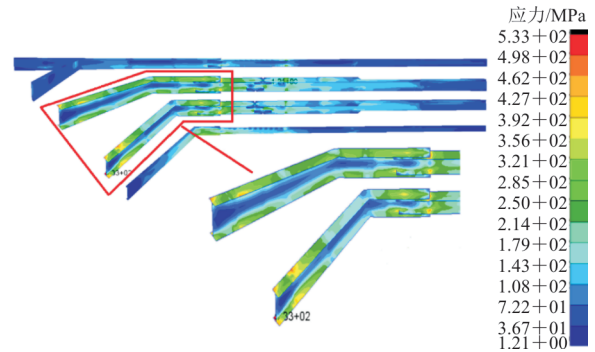


图5 翼梁应力云图

Fig. 5 Stress nephogram of wing beam

功能盒段上蒙皮应变分布如图6所示,碳纤维蒙皮应变从4#翼肋截面至翼尖逐渐降低,上蒙皮最大压应变为 $-3\ 030\ \mu\epsilon$ ,位于4#肋截面连接处。功能蒙皮盒段中间部分的应变较大,越靠近前后缘,应变水平越低,更多的载荷由盒段中间部分传递,蒙皮在分离面处连接区的应变有所增加。

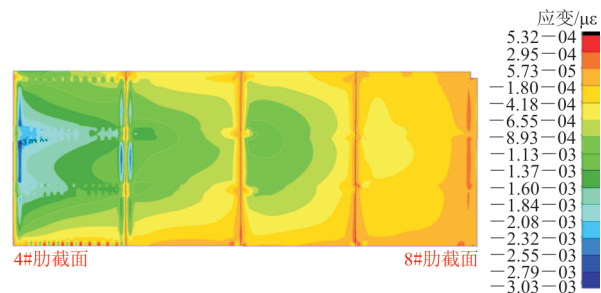


图6 功能区碳纤维蒙皮应变

Fig. 6 Carbon fiber skin strain

#### 3.3 传力分析结果验证

为了验证传力分析中弯曲载荷分配结果的有效性,本文将有限元结果中的载荷数据进行提取,并与表3中的载荷进行对比,结果如表4所示。

表4 载荷分配验证

Table 4 Load distribution verification

分离面位置	截面总弯矩/(kN·m)	前后缘传弯矩/(kN·m)	盒段传弯矩/(kN·m)	碳纤维蒙皮弯矩/(kN·m)	梁弯矩/(kN·m)	碳蒙皮载荷有限元分析占比/%	碳蒙皮载荷传力分析占比/%	误差/%
4#	250.5	21.00	229.50	97.06	132.44	42.29	43.06	-0.77
5#	154.2	12.30	141.90	59.56	82.34	41.97	45.24	-3.27
6#	83.2	14.24	68.96	48.89	20.07	70.89	74.10	-3.21
7#	34.3	8.30	26.00	21.15	4.85	81.33	84.14	-2.81

由于前后缘在机翼中也能承担一定比例的载荷,因此翼梁和蒙皮的总载荷有所降低。在分离

面处等效刚度的计算过程中,利用等效面积将盒段蒙皮视作等高度的工字梁,忽略了弦向的高度

变化,故各截面处的蒙皮载荷占比略小于理论分析的载荷占比,但是误差较小,因此在初步设计时,可以利用该传力分析方法估算各构件的弯曲载荷比例,并进行初步的尺寸设计。

在有限元分析的基础上进一步通过优化分析验证传力分析中尺寸设计结果的有效性,根据翼肋所在截面对翼梁缘条以及翼根区蒙皮划分设计变量,以螺栓载荷与结构应力应变为约束,机翼质量为目标函数进行优化分析,2号、3号梁各截面处缘条厚度分布如图7所示。

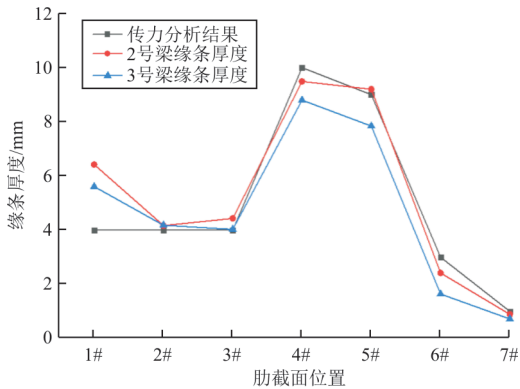


图7 翼梁缘条厚度分布对比

Fig. 7 Comparison of flange thickness distribution

从图7可以看出:两根主梁的缘条厚度与传力分析结果中的厚度变化趋势基本一致,由于两根主梁根部为固支接头处,因此根部两根翼梁的缘条厚度有所增加,而靠近翼尖处缘条厚度逐渐接近变量下限。

盒段结构中的2号梁具有更大的有效高度,可以提供更大的刚度,因此其缘条厚度大于3号梁,与传力分析结果的吻合度也更好,功能区4#翼肋截面处的缘条厚度最大。3号梁的位置靠近后缘部分,结构高度较低,各截面处的缘条厚度略低于传力分析的结果。

优化后的质量变化如表5所示,其中翼梁质量有所降低,结合图7可以看出:翼梁质量降低的原因主要为功能区缘条厚度的降低。

表5 机翼结构质量对比

Table 5 Comparison of wing structure quality

方法	翼梁质量/kg	翼根区蒙皮质量/kg	总质量/kg	翼尖位移/mm
传力分析结果	144.80	108.10	460.22	420
优化结果	117.28	117.99	442.41	410

翼根区蒙皮厚度增加,机翼结构总质量降低了17.81 kg,翼尖位移也降低了10 mm,因此相对于功能区,翼根区盒段对一体化机翼的刚度起到更大的作用。

传力分析得出的一体化机翼结构质量与优化结果相差不大,仅降低了3.87%。根据优化结果可以得到除翼梁根部外,翼梁各截面处的厚度略大于优化结果,因此由传力分析得出结构尺寸分布基本可以满足强度要求,在刚度方面则可以得到进一步的优化,将质量更多地集中在机翼内翼段结构效率更高的位置。

## 4 结论

1) 梁式布局更适用于一体化机翼,通过翼梁承载可以有效降低功能蒙皮各分离面处的连接载荷,有利于保证连接强度、改善连接特性。

2) 一体化机翼传力分析方法计算得到的盒段截面弯矩分配与有限元计算结果误差较小,可以利用等效结构的方法估算截面处各构件的弯曲载荷。

3) 通过本文传力分析方法得到的翼梁各截面处的尺寸分布与优化结果具有较好的一致性,且有效高度越大的翼梁,其优化结果与传力分析结果越吻合,满足连接强度要求与稳定性要求。

4) 机翼靠近根部位置的盒段对刚度的贡献更大,具有更高的结构效率,盒段截面处的载荷分布与构件的结构高度成正比。

## 参考文献

- [1] 徐振华, 杨江洪, 牛利民, 等. 传感器飞机国内外研究进展和作战使用模式分析[J]. 传感器世界, 2020, 26(9): 7-11.  
XU Zhenhua, YANG Jianghong, NIU Limin, et al. Research progress and operational usage mode analysis of sensor aircraft at home and abroad[J]. Sensor World, 2020, 26(9): 7-11. (in Chinese)
- [2] CORD T J, NEWBERN S. Unmanned air vehicles: new challenges in design[C]// 2001 Aerospace Conference. Big Sky: IEEE, 2001: 2699-2704.
- [3] 郝帅, 马铁林, 王一, 等. 传感器飞机核心关键技术进展与应用[J]. 航空学报, 2022, 44(6): 6-39.  
HAO Shuai, MA Tielin, WANG Yi, et al. Progress and application analysis of key technologies in sensor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 44(6): 6-39. (in Chinese)

- [4] CRAVEY R L, VEDELER E, GOINS L Y, et al. Structurally integrated antenna concepts for HALE UAVs [R]. Hampton: National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, 2006
- [5] ADAMS B J. Structural stability of a joined-wing sensorcraft [D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2007.
- [6] 何庆强, 王秉中. 智能蒙皮天线的体系构架与关键技术 [J]. 电讯技术, 2014, 54(8): 1039-1045.  
HE Qingqiang, WANG Bingzhong. System structure and key techniques of smart skin antennas [J]. Telecommunication Engineering, 2014, 54(8): 1039-1045. (in Chinese)
- [7] 张平, 吴文志, 吴斌. 传感器飞机机翼结构优化与性能分析 [J]. 电子机械工程, 2015, 31(4): 28-31.  
ZHANG Ping, WU Wenzhi, WU Bin. Structural optimization and property analysis of a sensorcraft wing [J]. Electro-Mechanical Engineering, 2015, 31(4): 28-31. (in Chinese)
- [8] 周颖. 一种带有翼尖共形天线的分块式机翼结构: CN202121554550. X [P]. 2022-04-01.  
ZHOU Ying. A block wing structure with wing tip conformal antenna: CN20212155-4550. X [P]. 2022-04-01. (in Chinese)
- [9] 陈亮, 李如, 刘鑫, 等. 用于传感器无人机机翼的蒙皮及其制作方法: CN202011306891. 5 [P]. 2022-10-25.  
CHEN Liang, LI Ru, LIU Xin, et al. Skin for sensor UAV wings and its fabrication method: CN202011306891. 5 [P]. 2022-10-25. (in Chinese)
- [10] 何程, 马东立, 贾玉红, 等. 联翼布局传感器飞机多目标优化设计 [J]. 航空学报, 2021, 42(12): 237-252.  
HE Cheng, MA Dongli, JIA Yuhong, et al. Multi-objective optimization design for joined-wing sensor craft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 237-252. (in Chinese)
- [11] 乔冰, 王帅培. 机翼内外翼连接区域强度分析 [J]. 机械研究与应用, 2020, 33(3): 67-70.  
QIAO Bing, WANG Shuaipei. Strength analysis on the connecting area of the inner and outer wing [J]. Mechanical Research & Application, 2020, 33(3): 67-70. (in Chinese)
- [12] 王启明. 复合材料机翼分离面的连接设计及优化方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.  
WANG Qiming. Joints design and optimization on the composite wing separating surface [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [13] 黄立伟, 范颖. 大型运输机机翼弯曲载荷计算 [J]. 飞行力学, 2003(4): 62-64.  
HUANG Liwei, FAN Ying. Estimation of wing bending loads for a large transport [J]. Flight Dynamics, 2003(4): 62-64. (in Chinese)
- [14] 张新苗. 传感器飞机机翼形变对共形雷达系统性能的影响研究 [J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(7): 1-4.  
ZHANG Xinmiao. Research of influence of airfoil deformation on performance of conformal radar system on sensor aircraft [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(7): 1-4. (in Chinese)
- [15] 王宝忠. 飞机设计手册(结构设计) [M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.  
WANG Baozhong. Aircraft design manual (structure design) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [16] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.  
NIU Chunyun. Airframe structural design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [17] 罗琳胤. 机翼机身对接接头设计分析 [D]. 西安: 西北工业大学, 2001.  
LUO Linyin. Joints design and optimization on the composite wing separating surface [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)
- [18] 陈龙, 陈普会. 复合材料-钛合金混合结构多钉连接钉载分布及有限元计算 [J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 679-685.  
CHEN Long, CHEN Puhui. Load distribution and finite element analysis of composite-to-titanium hybrid structure with multiple-bolted joints [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 679-685. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)

文章编号: 1674-8190(2025)01-177-10

# 航空复合材料干涉连接结构湿热服役力学性能研究

丘宏俊, 钟梓鹏, 梁卫颖, 刘超, 程秀全  
(广州民航职业技术学院 飞机维修工程学院, 广州 510403)

**摘要:** 当前, 湿热环境对复合材料的影响更偏向于材料组成结构方面的研究, 对复合材料连接的研究则相对匮乏。以复合材料干涉连接结构为对象, 基于湿热环境下复合材料的力学本构关系与连续损伤模型, 建立复合材料干涉连接结构的数值仿真模型; 利用该模型分别对湿热循环0、30、60、90、120天干涉连接结构的静强度和损伤失效进行分析, 并结合湿热老化试验对其进行验证。结果表明: 随着湿热循环周期由0天逐步递增至120天, 复合材料干涉连接结构的极限载荷分别降低了3.33%、5.63%、8.83%和10.81%; 湿热环境会造成复合材料开孔处基体内部发生老化反应, 致使基体性能迅速下降, 而对纤维损伤影响较小。

**关键词:** 复合材料; 干涉连接结构; 湿热老化; 损伤; 失效

**中图分类号:** V214.8; TB33

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.21

## Study on mechanical properties of aeronautical composite material interference-fit structures in hygrothermal service

QIU Hongjun, ZHONG Zipeng, LIANG Weiyang, LIU Chao, CHENG Xiuquan  
(School of Aircraft Maintenance Engineering, Guangzhou Civil Aviation College, Guangzhou 510403, China)

**Abstract:** Currently, the study on the influence of hygrothermal environment on composite material is more inclined to the material composition structure, rather than the composite connection. A numerical simulation model of composite interference-fit structure is established based on the mechanical ontological relationship and continuous damage model of composites under the hygrothermal environment with the object of composite interference-fit structure. The model is utilized to analyze the static strength and damage failure of interference-fit structures in the hygrothermal cycle of 0 days, 30 days, 60 days, 90 days and 120 days respectively, and is validated with the hygrothermal aging experiment. The results show that the ultimate load of the composite interference-fit structure decreases by 3.33%, 5.63%, 8.83% and 10.81% respectively, as the hygrothermal cycling period increases from 0 days to 120 days; the hygrothermal environment causes the aging reaction within the matrix of composite opening, results in a rapid deterioration of the matrix performance, while has little effect on the fiber damage.

**Key words:** composite material; interference-fit structure; hygrothermal aging; damage; failure

**收稿日期:** 2023-10-23; **修回日期:** 2024-01-28

**基金项目:** 国家自然科学基金(51575117, 611179051); 广东省高校特色创新项目(2022KTSCX224)

**通信作者:** 程秀全(1964-), 男, 硕士, 教授。E-mail: 591404558@qq.com

**引用格式:** 丘宏俊, 钟梓鹏, 梁卫颖, 等. 航空复合材料干涉连接结构湿热服役力学性能研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 177-186.

QIU Hongjun, ZHONG Zipeng, LIANG Weiyang, et al. Study on mechanical properties of aeronautical composite material interference-fit structures in hygrothermal service[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 177-186. (in Chinese)



## 0 引言

碳纤维增强复合材料(CFRP)由于其比强度高、比模量大、耐腐蚀性强等优点在飞机制造中得到了广泛应用<sup>[1-2]</sup>。现阶段复合材料在飞机中的应用由次承力构件逐渐发展到主承力构件,在增强飞机整体性能的同时减轻了质量。飞机制造中常采用复合材料干涉连接,由于紧固件与孔壁间形成挤压力,降低孔周应力幅值,从而强化孔壁,延缓疲劳裂纹的产生<sup>[3-4]</sup>。飞机在“起飞→爬升→巡航→下降→着陆”的循环过程中,环境温度和湿度会发生较大的变化,造成复合材料层合板内部材料发生水解反应与氧化反应,导致层合板出现一定程度的物理破坏和化学破坏<sup>[5-6]</sup>,因此飞机复合材料干涉连接结构件的力学性能会受到高低温湿热交变载荷的影响,导致其性能下降<sup>[7-8]</sup>,影响其服役性能。为了满足飞机的持续适航性能,需要对服役环境影响下的复合材料连接结构件性能进行研究。

研究者对湿热环境下复合材料的性能变化进行了大量研究。Davidson等<sup>[9]</sup>利用差示扫描量热仪(DSC)和动态力学热分析(DMTA)等方法研究了湿热老化对碳纤维复合材料分层韧性、分层断裂行为<sup>[10]</sup>以及弯曲性能<sup>[11]</sup>的影响;Charalambous等<sup>[12]</sup>分别在-50、20、50和80℃的环境下研究了温度对碳纤维复合材料层间断裂刚度及分层裂纹增长率的影响;Gu Yizhuo等<sup>[13]</sup>进行了短梁剪切实验和单纤维断裂实验,研究湿热环境下碳纤维复合材料界面性能的变化,结果表明受湿热环境的影响,基体拉伸模量和层间剪切强度都呈现下降趋势。复合材料在湿热环境下的老化现象除了通过力学性能来表征之外,还可以通过微观损伤、热力学性能等进行表征。Tam等<sup>[14]</sup>和Sun Pei等<sup>[15]</sup>研究了湿热环境对碳纤维环氧复合材料界面的影响,根据原子论相关知识分析了水分子在特定温度下影响界面行为的老化过程;谢伟等<sup>[16]</sup>引入三维Hashin准则建立了复合材料湿热本构模型并分析了开孔层合板的损伤;Nachtane等<sup>[17]</sup>通过分离式霍普金压杆(SHPB)技术分析了复合材料层合板在经过湿热环境处理后的动态压缩性能和微观渐进损伤过程;黄力刚等<sup>[18]</sup>研究了湿热环境对夹芯结构的影响。

在数值模拟研究方面,金平<sup>[19]</sup>和徐益兵<sup>[20]</sup>利

用相关理论建立了湿热弹性复合材料损伤问题的完整理论描述,并结合湿热循环作用下环氧树脂的动态力学行为,拟合出湿热循环条件下材料的粘弹性本构模型;Benkhedda等<sup>[21]</sup>和王丰芝<sup>[22]</sup>在考虑了温度和湿度随环境变化的条件下,研究了复合材料松弛老化机理与性能退化表征;杨加明<sup>[23]</sup>对湿热环境下复合材料层合板的几何非线性进行了分析,基于高阶剪切变形理论得到了层合板在湿热环境下的控制方程、边界条件和对应的力学分量公式。基于上述众多复合材料理论退化模型,利用有限元分析软件,刘玉佳等<sup>[24]</sup>通过改进湿热条件下复合材料的本构关系,结合Hashin失效准则和最大应力准则发展了湿热力耦合条件下的渐进损伤分析方法,并基于此分别进行了静载拉伸载荷、弯曲载荷与剪切载荷研究;Cheng Xiaquan等<sup>[25]</sup>和代小杰<sup>[26]</sup>分别研究了复合材料层合板在不同湿度与不同温度梯度下的力学性能仿真模型分析;Rocha等<sup>[27]</sup>通过实验与数值分析方法研究了纤维增强复合材料的湿热老化情况,通过建立多尺度模型来模拟层合板的老化吸水扩散过程,同时,构建了粘弹性方程来模拟树脂老化和纤维基体界面剥离的现象。

综上所述,研究者针对湿热环境对复合材料影响的研究更偏向于材料自身的变化,而对复合材料机械连接的研究则相对匮乏<sup>[28]</sup>。

飞机上有大量的复合材料连接件,其功能退化会对飞机的持续适航性能造成重大影响。因此,本文以复合材料干涉连接结构为研究对象,基于湿热环境下复合材料的力学本构关系与连续损伤模型,建立复合材料干涉连接结构数值仿真模型,并利用该模型对不同湿热循环周期下干涉连接结构的静强度和损伤失效进行分析,结合湿热老化试验,揭示湿热循环周期对复合材料干涉连接结构力学性能的影响规律,并验证仿真模型的有效性,以期制定或改进飞机适航方案提出理论参考。

## 1 CFRP 湿热老化试验及方法

### 1.1 试验准备

#### 1.1.1 干涉连接结构件制作

本文采用 T700 层合板,铺层方向和顺序

为 $[0/45/-45/90]_{2S}$ ,复合材料纤维体积分数为60%,尺寸为 $420\text{ mm}\times 420\text{ mm}$ ,层合板单层厚度为 $0.2\text{ mm}$ ,总厚度为 $3.2\text{ mm}$ 。复合材料结构件按照ASTM D5961标准要求<sup>[29]</sup>进行干涉连接试验。其中层合板长 $135\text{ mm}$ ,宽 $36\text{ mm}$ ,厚 $3.2\text{ mm}$ ,搭接长度 $36\text{ mm}$ ,用M6钛合金(Ti-6Al-4V)螺栓连接,干涉量取 $1.2\%$ ,制孔刀具直径选 $5.929\text{ mm}$ 。制孔后,用万能试验机压入螺栓完成干涉连接,再用力矩扳手按规定的力矩( $6\text{ N}\cdot\text{m}$ )拧紧螺母,完成干涉连接结构件的制作。

### 1.1.2 试验设备

1) 环境模拟设备:用勤卓环境测试设备有限公司生产的JK-225G 高低温湿热试验箱实现对拉伸前干涉连接结构件的湿热环境加载;2) 拉伸设备:用钢研纳克检测技术股份有限公司生产的GNT100 万能试验机对干涉连接结构件进行拉伸试验,可根据不同的试验要求得到构件在不同拉伸条件下的载荷变化规律;3) 观察设备:用FEI公

司生产的Verios G4 扫描电镜(SEM)对拉伸构件的损伤进行微观形貌分析,观察并分析螺栓和层合板连接处的损伤失效情况。

## 1.2 试验方案和实施过程

首先将复合材料干涉连接结构件放入高低温湿热交变试验箱,温度环境设定为: $-25\sim 125\text{ }^\circ\text{C}$ ,湿度环境设定为RH  $0\sim 50\%$ ,分别湿热循环处理0、30、60、90、120天;然后对湿热处理后的干涉连接结构件进行拉伸试验。万能试验机拉伸速率为 $2\text{ mm}/\text{min}$ ,拉伸过程中同时监测引伸计数据和应变片数据,当数据从最大值下降时立即停止拉伸,并采集干涉连接结构的载荷—位移曲线及应变片的相关数据。为了得到连接接头在拉伸之后的损伤情况,进一步分析拉伸过程中干涉连接结构的损伤机理,采用扫描电镜直接对拉伸过程中试样出现的损伤进行2D和3D的形貌分析。干涉连接结构件制作及湿热老化试验流程如图1所示。

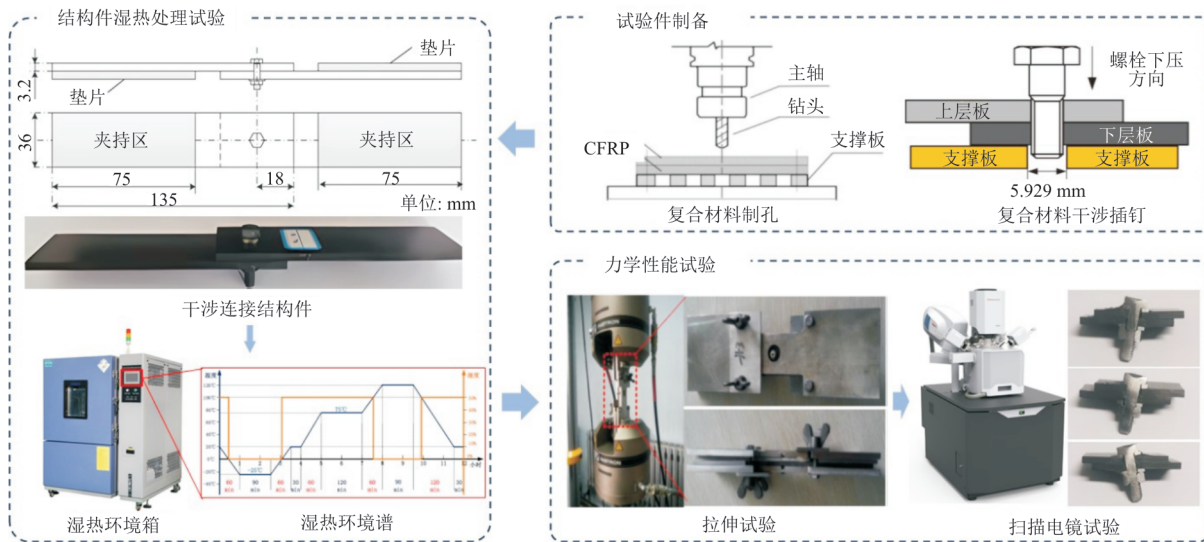


图1 CFRP干涉连接结构湿热老化试验流程

Fig. 1 Hygrothermal aging test procedure for CFRP interference-fit structure

## 2 干涉连接结构数值仿真模型

在考虑复合材料结构服役湿热循环周期的条件下,推导湿热环境影响下的复合材料本构关系,通过Abaqus的UMAT子程序建立以混合失效准则和线性退化模型为基础、考虑湿热环境影响的复合材料三维损伤模型,结合有限元数值仿真模型实现对湿热环境作用下CFRP干涉连接结构的

数值模拟分析。

### 2.1 湿热环境下复合材料本构关系的建立

本文假定复合材料干涉连接结构温度分布均匀、相对湿度一致,对于考虑湿热循环周期影响下的复合材料损伤问题,湿热环境下的应力分为:外力引起材料内部出现的工作应力,温度变化产生的热应力,湿度变化产生的湿应力。因此复合材

料在服役环境下主方向的应变由机械应变、热应变、湿应变组成,转化为应力关系得到:

$$\sigma = E:\epsilon + F\Delta T + G\Delta C = \tilde{C}[\epsilon - \epsilon^T - \epsilon^C] \quad (1)$$

式中: $E$ 为复合材料的弹性模量; $F$ 为热模量张量; $G$ 为湿模量张量; $\tilde{C}$ 为复合材料湿热环境下的刚度矩阵; $\epsilon$ 为材料主方向应变; $\epsilon^T$ 为热应变; $\epsilon^C$ 为湿应变。

对于复合材料退化刚度矩阵 $\tilde{C}$ ,利用损伤张量

$$\epsilon^T = \alpha_1(T_1 - T_0) + \alpha_2(T_2 - T_1) + \dots + \alpha_n(T_n - T_{n-1}) = \sum_{i=1}^n \alpha_i(T_i - T_{i-1}) \quad (3)$$

$$\epsilon^C = \beta_1(C_1 - C_0) + \beta_2(C_2 - C_1) + \dots + \beta_n(C_n - C_{n-1}) = \sum_{i=1}^n \beta_i(C_i - C_{i-1}) \quad (4)$$

式中: $\alpha_i$ 为热膨胀系数矩阵; $\beta_i$ 为湿膨胀系数矩阵。热膨胀和湿膨胀系数选取源自文献[30-32],本构

$D$ 来描述其在湿热作用下的损伤退化。

$$\tilde{C} = D^T \cdot C \cdot D \quad (2)$$

式中: $D^T$ 为损伤张量 $D$ 的转置; $C$ 为初始刚度矩阵。

对于服役环境中的热应变,由多梯度温度环境谱进行求解,在某一温度下热应变产生的计算方法如式(3)所示;对于复合材料连接结构的湿应变,假定层合板内部湿度一致,由湿应变及湿膨胀系数的关系,得到湿应变计算公式如式(4)所示。

关系计算变量如表 1 所示。

表 1 本构关系变量数值  
Table 1 Values of selected ontological variables

变量	数值	变量	数值
1 方向热膨胀系数 $\alpha_1/(10^{-6} K^{-1})$	0.27	1 方向湿膨胀系数 $\beta_1$	0
2 方向热膨胀系数 $\alpha_2/(10^{-6} K^{-1})$	31.3	2 方向湿膨胀系数 $\beta_2$	0.54

将式(2)~式(4)代入式(1)即可得到复合材料

在湿热环境作用下的本构关系表达式:

$$\sigma = \tilde{C}[\epsilon - \epsilon^T - \epsilon^C] = D^T \cdot C \cdot D \left[ \epsilon - \sum_{i=1}^n \alpha_i(T_i - T_{i-1}) - \sum_{i=1}^n \beta_i(C_i - C_{i-1}) \right] \quad (5)$$

## 2.2 复合材料三维损伤模型的建立

复合材料损伤萌生准则常用于评估给定载荷条件下结构是否产生损伤,本文采用混合失效准则预测损伤的萌生,即在 Hashin 准则中引入剪切非线性,并以最大应力准则代替纤维拉伸失效准则,减小 Hashin 准则对纤维失效预测的偏差<sup>[33]</sup>,改

进 Hashin 损伤判据如下:

1) 纤维拉伸/压缩失效

$$F_{1t}^2 = \left( \frac{\sigma_1}{K_3 \cdot X_t} \right)^2 \quad (\sigma_1 \geq 0) \quad (6)$$

$$F_{1c}^2 = \left( \frac{\sigma_1}{K_4 \cdot X_c} \right)^2 \quad (\sigma_1 < 0) \quad (7)$$

2) 面内基体拉伸/压缩失效

$$F_{2t}^2 = \left( \frac{\sigma_2}{K_3 \cdot Y_t} \right)^2 + \frac{2 \cdot \tau_{12}^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha\tau_{12}^4}{2(K_5 \cdot S_{12})^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{12})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_2 \geq 0) \quad (8)$$

$$F_{2c}^2 = \left( \frac{\sigma_2}{K_4 \cdot Y_c} \right)^2 + \frac{2\tau_{12}^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha\tau_{12}^4}{2(K_5 \cdot S_{12})^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{12})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_2 < 0) \quad (9)$$

3) 面外基体拉伸/压缩失效

$$F_{3t}^2 = \left( \frac{\sigma_3}{K_3 \cdot Z_t} \right)^2 + \frac{2\tau_{13}^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha\tau_{13}^4}{2(K_5 \cdot S_{13})^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{13})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_3 \geq 0) \quad (10)$$



$$F_{3c}^2 = \left( \frac{\sigma_3}{K_4 \cdot Z_c} \right)^2 + \frac{2\tau_{13}^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha\tau_{13}^4}{2(K_5 \cdot S_{13})^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{13})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_3 < 0) \quad (11)$$

4) 纤维—基体剪切失效

$$F_s^2 = \left( \frac{\sigma_1}{K_4 \cdot X_c} \right)^2 + \frac{2\tau_{12}^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha\tau_{12}^4}{2(K_5 \cdot S_{12})^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{12})^4} + \frac{2\tau_{13}^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha\tau_{13}^4}{2(K_5 \cdot S_{13})^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{13})^4} \quad (\sigma_1 < 0) \quad (12)$$

式中:  $F_{1t}$ 、 $F_{1c}$ 、 $F_{2t}$ 、 $F_{2c}$ 、 $F_{3t}$ 、 $F_{3c}$  为各方向的拉伸/压缩失效指数;  $X_t$ 、 $X_c$ 、 $Y_t$ 、 $Y_c$ 、 $Z_t$ 、 $Z_c$  为各方向拉伸/压缩强度;  $F_s$  为剪切失效指数;  $\sigma$  为拉/压应力;  $S$  为剪切强度;  $\tau$  为剪切应力;  $K$  为退化系数。其中退化系数  $K$  由试验测定, 不同湿热老化时间下的退化系数如表 2 所示。

表 2 不同湿热老化时间下的退化系数  
Table 2 Degradation coefficients for different hygrothermal aging times

湿热循环周期/天	弹性模量 $K_1$	剪切模量 $K_2$	拉伸强度 $K_3$	压缩强度 $K_4$	剪切强度 $K_5$
30	0.934 1	0.946 1	0.954 1	0.935 5	0.763 8
60	0.910 4	0.890 3	0.932 5	0.923 3	0.703 3
90	0.909 9	0.784 6	0.925 7	0.910 2	0.682 8
120	0.885 7	0.728 9	0.918 7	0.863 2	0.659 1

本文采用线性损伤退化模型表征复合材料干涉连接结构在拉伸载荷作用下的材料损伤演化过程, 在结构发生失效前, 应力会随应变的增加呈现出线性增加的趋势, 当损伤指数  $f_i$  达到 1, 损伤变量  $d_i$  被激活, 结构整体刚度减小、承载能力下降。因此采用基于能量的线性软化定律<sup>[34]</sup>定义损伤变量  $d_i$ :

$$d_i = \frac{\epsilon_i^f (\epsilon_i^{eq} - \epsilon_i^0)}{\epsilon_i^{eq} (\epsilon_i^f - \epsilon_i^0)} \quad (13)$$

式中:  $\epsilon_i^{eq}$ 、 $\epsilon_i^0$  和  $\epsilon_i^f$  分别为当前的等效应变、损伤萌生时的等效应变和最终失效时的等效应变。

2.3 复合材料干涉连接结构仿真模型的建立

数值模拟中干涉连接结构的几何尺寸、铺层顺序、材料属性等参数均与试件相同。连接螺栓的材料为航空级钛合金 Ti-6Al-4V, 其弹性模量为 110 GPa、泊松比为 0.3。数值模型网格划分采用局部加密处理, 所有单元类型采用 C3D8R, 相互作用的设定采用摩擦接触, 层合板间摩擦系数设定为 0.5, 螺栓与层合板间摩擦系数设定为 0.1, 螺母

与层合板间摩擦系数设定为 0.1<sup>[35-36]</sup>。模型还需要设置左右边界、位移边界、螺栓预紧力载荷共 3 部分的边界条件及载荷作用。数值模型整体结构如图 2 所示。通过 UMAT 子程序实现干涉连接结构在受载过程中本构关系、失效准则、材料退化模型的建立, 复合材料三维损伤模型计算流程如图 3 所示。

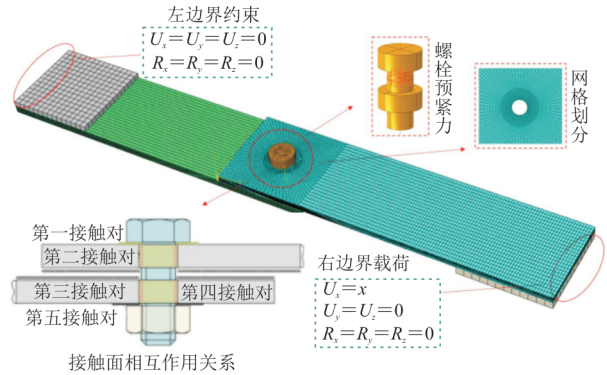


图 2 干涉连接结构数值分析模型的建立  
Fig. 2 Numerical analysis modeling of the interference-fit structure

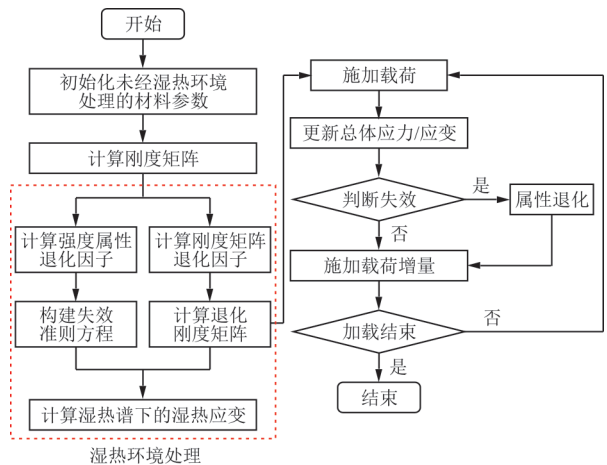


图 3 UMAT 子程序计算流程  
Fig. 3 UMAT subroutine calculation process

3 仿真数值果与分析

首先, 将数值仿真中干涉连接结构拉伸静强

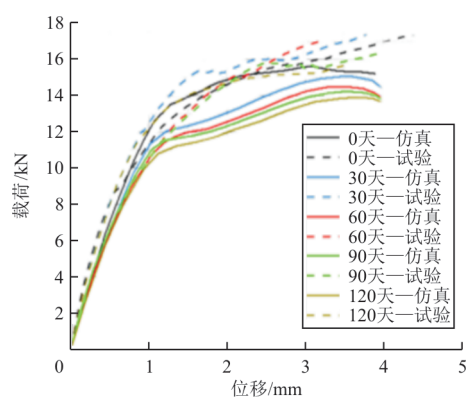


度结果与试验结果进行对比分析,以验证有限元模型的有效性。然后,基于扫描电镜观测结果对不同湿热循环周期下干涉连接结构的接头损伤规律进行分析,以发现干涉连接结构拉伸中的主要损伤形式。最后,依据数值仿真结果对研究对象的主要损伤形式进行规律分析。

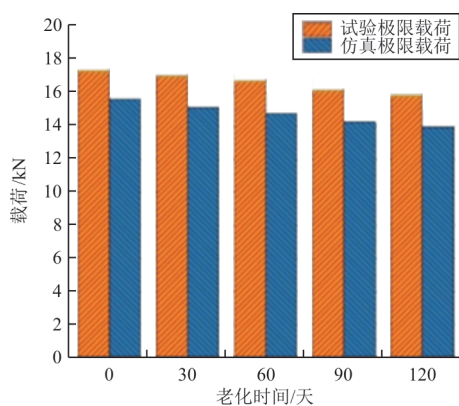
### 3.1 数值仿真结果分析与对比验证

#### 3.1.1 拉伸载荷位移曲线对比分析

不同湿热老化时间下试验结果与数值仿真结果如图4所示,从图4(a)可以看出:数值仿真中,不同湿热循环周期下干涉连接结构的载荷一位移曲线趋势一致,随着湿热循环周期的增加,曲线初期线性增长阶段的斜率逐渐减小,表明整体结构提前进入了损伤阶段,同时整体结构的承载强度逐渐下降。



(a) 拉伸载荷位移曲线



(b) 极限载荷对比

图4 不同湿热老化时间下实验结果与数值仿真结果对比  
Fig. 4 Comparison of experimental results with numerical simulation results under different hygrothermal aging time

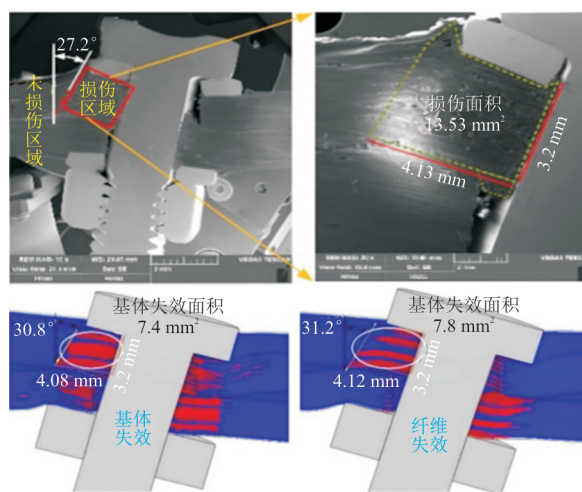
试验结果与数值仿真的拉伸载荷一位移曲线趋势基本一致,不同之处在于静态拉伸实验曲线会出现载荷突然降低的现象,是由于试验过程中的夹持松动导致了该现象的发生。随着湿热循环周期的增加,干涉连接结构的极限载荷出现逐渐下降的趋势。数值仿真与实验的曲线误差最大不超过12%,证明了该模型对不同湿热循环周期下结构力学性能预测的准确性与有效性,因此可以利用该模型对不同湿热循环周期下的载荷变化趋势进行分析。

数值仿真结果中,未经过湿热环境处理的结构极限载荷为15.63 kN,湿热加载30、60、90和120天之后,结构的极限载荷分别降低了3.33%、5.63%、8.83%和10.81%。由此可见,随着湿热循环周期的增加,复合材料干涉连接结构承载能力呈下降趋势。

从图4(b)可以看出:湿热处理0、30、60、90、120天后的数值仿真载荷比试验载荷分别减少了10.75%、11.32%、11.72%、11.87%、11.99%,这是由于仿真模型中将螺母与螺栓进行绑定,从而导致拉伸受载过程中,孔周复合材料区域受到额外的强迫挤压作用,导致仿真模型载荷的下降。不同湿热环境处理下的载荷下降比基本一致,再次证明了该模型对不同湿热循环周期下复合材料结构力学性能变化趋势预测的准确性与有效性。

#### 3.1.2 损伤失效对比分析

湿热处理0、60、120天的干涉连接结构损伤的试验和数值模拟的微观形貌图如图5所示,损伤区域的相关参数如表3所示。



(a) 湿热循环0天

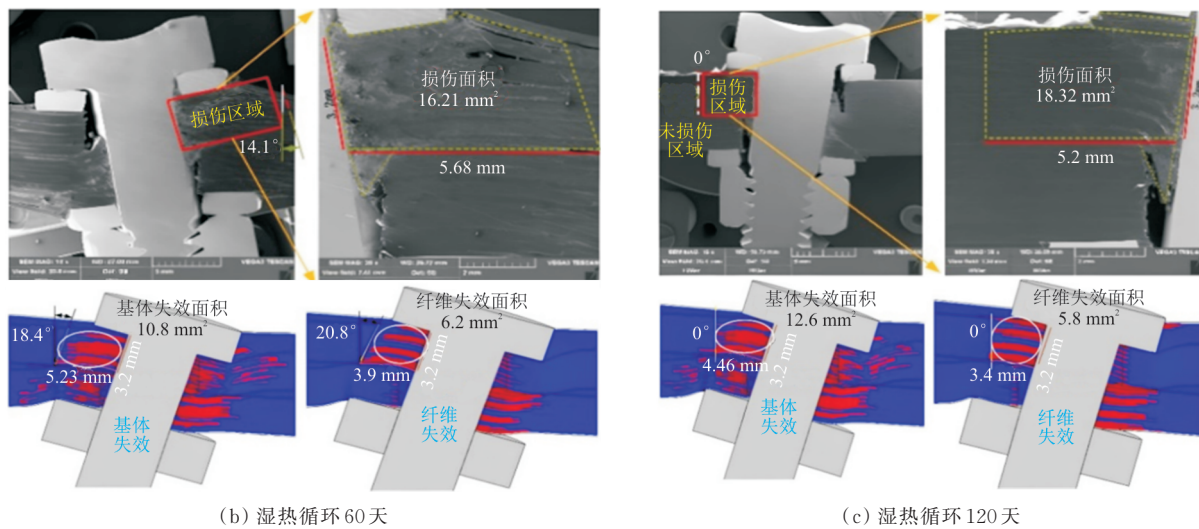


图 5 损伤试验结果与数值仿真结果对比

Fig. 5 Comparison between experimental results of damage failure and numerical simulation results

表 3 不同湿热老化时间下干涉连接结构的损伤参数

Table 3 Damage parameters of interference-fit structures under different hygrothermal aging time

湿热循环 时间/天	分界线夹角/(°)			边界长度/mm			边界面积/mm <sup>2</sup>			
	试验(整体)	仿真(基体)	仿真(纤维)	试验(整体)	仿真(基体)	仿真(纤维)	试验(整体)	仿真(基体)	仿真(纤维)	仿真(总和)
0	27.2	30.8	31.2	4.13	4.08	4.12	13.53	7.4	7.8	15.2
60	14.1	18.4	20.8	5.68	5.23	3.90	16.21	10.8	6.2	17.0
120	0	0	0	5.20	4.46	3.40	18.32	12.6	5.8	18.4

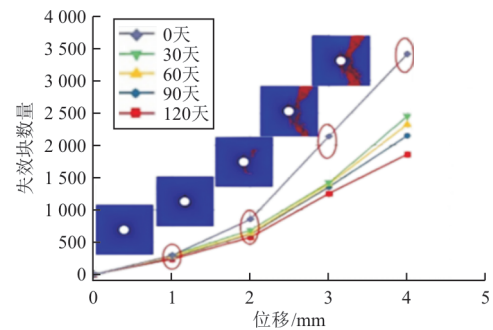
从图 5 和表 3 可以看出:随着湿热循环周期的增加,未损伤区域与损伤区域分界线的夹角逐渐减小;试验损伤区域与仿真基体损伤区域的边界长度先增大后减小,纤维损伤区域逐渐减小,损伤区域面积逐渐增大。试验结果与数值仿真结果的变化规律或变化趋势基本一致,对比结果误差最大为 12.34%,也可佐证数值仿真结果的有效性。

### 3.2 湿热退化力学性能规律分析

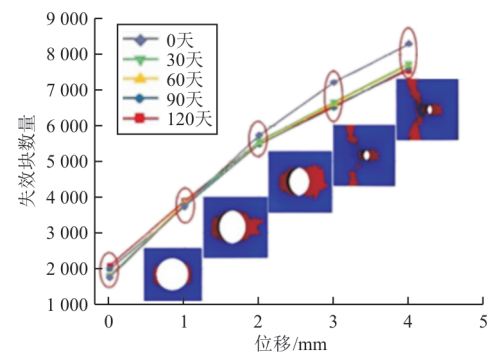
干涉连接结构的主要损伤形式包括纤维失效、纤维—基体剪切失效和基体失效。

#### 3.2.1 纤维失效分析

干涉连接结构纤维损伤结果如图 6 所示,可以看出:在未施加拉伸载荷之前,并没有纤维拉伸损伤发生,纤维拉伸损伤在孔周分布较少,随着拉伸位移的持续增加,损伤区域逐渐由孔周向层合板边界扩展;在未施加拉伸位移之前,孔周附近已经出现了纤维压缩损伤,随着拉伸位移的持续增加,纤维压缩损伤沿着拉伸载荷方向扩展;当拉伸位移达到 2 mm 后,由于孔周大部分区域已失效破坏,纤维压缩损伤区域逐渐向层合板边缘扩展。



(a) 拉伸损伤



(b) 压缩损伤

图 6 干涉连接结构纤维损伤结果

Fig. 6 Result of fiber damage in interference-fit structures

拉伸位移从 0 mm 增加到 5 mm 的过程中,随着湿热循环周期的增加,纤维损伤的扩展速率逐渐变慢,拉伸载荷结束的纤维损伤区域面积也逐渐减小。这是由于拉伸载荷的承力主体为碳纤维,而湿热循环周期对碳纤维的影响较小;在相同位移下经过湿热环境处理的结构件所承受的载荷逐渐降低,对碳纤维的作用力也减小。

### 3.2.2 纤维—基体剪切失效分析

干涉连接结构纤维—基体剪切损伤结果如图 7 所示。

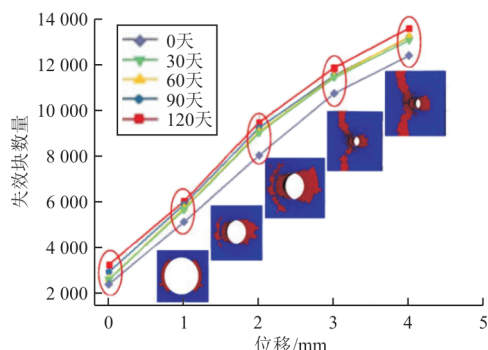


图 7 干涉连接结构纤维—基体剪切损伤结果  
Fig. 7 Results of fiber-matrix shear damage in interference-fit structures

从图 7 可以看出:未施加拉伸载荷之前,干涉量与拧紧力矩使得孔周出现了主要沿纵向分布的剪切失效区域;随着拉伸位移的继续增加,纤维—基体剪切失效区域开始大幅度增加,在拉伸位移为 3 mm 之前,纤维—基体剪切失效主要沿纵向扩展,当拉伸位移大于 3 mm 后,纤维—基体剪切失效开始沿横向向层合板边界扩展。

随着湿热循环周期的增加,在拉伸位移从 1 mm 增加到 2 mm 的条件下,纤维—基体剪切失效的扩展速度逐渐增加;而当拉伸位移从 2 mm 增加到 3 mm 时,未经过湿热处理的试件逐渐达到极限载荷,导致其剪切失效区域扩展速率有所增加;当拉伸载荷停止施加时,由于湿热老化效应导致的层合板内部纤维—基体脱粘的现象,随着湿热循环周期的增加,纤维—基体剪切失效区域面积也逐渐增加。

### 3.2.3 基体失效分析

干涉连接结构基体损伤结果如图 8 所示,可以看出:基体拉伸损伤初始区域主要沿孔周纵向分布,随着拉伸载荷的施加,基体拉伸损伤沿纵向逐渐向层合板边界扩展,基体压缩损伤初始区域主

要沿孔周横向分布;随着拉伸载荷的增加,压缩损伤区域缓慢向层合板边界扩展,基体压缩损伤扩展速率与拉伸损伤扩展速率相差较大。

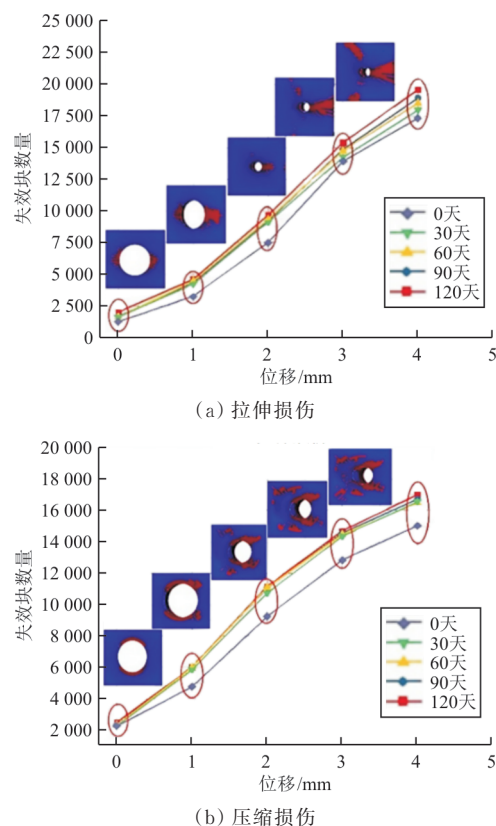


图 8 干涉连接结构基体损伤结果  
Fig. 8 Results of matrix damage in interference-fit structures

在未施加拉伸位移之前,孔周附近已经出现了基体损伤。这是由于干涉量与拧紧力矩的影响,紧固件与复合材料层合板出现挤压现象,导致基体出现了一定程度的损伤,而且湿热处理时间越长,基体初始损伤也越严重。

当拉伸载荷施加完成之后,基体的最终损伤面积随着湿热循环周期的增加而增加。这是由于随着湿热循环周期的增加,层合板内部基体的水解反应与氧化反应也更加剧烈,导致其在拉伸载荷作用下的损伤逐渐加剧。

## 4 结 论

1) 随着湿热循环周期由 0 天逐步递增到 120 天,复合材料干涉连接结构的极限载荷分别降低了 3.33%、5.63%、8.83% 和 10.81%,结构件提前进入失效状态,基体甚至出现了不同程度的错位



断裂现象。

2) 基于有限元仿真的干涉连接结构的损伤失效分析,相较于试验检测结果,仿真预测误差均小于 12%,验证了数值仿真模型的可行性,因此通过拉伸载荷仿真可以实现复合材料干涉连接结构静强度的有效预测。

3) 湿热循环周期对纤维的影响相对较小,作为主要承力体的纤维损伤区域面积较小,从损伤面积来看,性能波动约为 0.3%/天;由于湿热老化效应的影响,导致了层合板内部出现了部分纤维—基体脱粘的现象,造成了湿热循环周期对纤维和基体影响程度差异加大。

4) 湿热循环周期对基体的影响相对较大,性能下降可达 0.75%/天,湿热环境会造成复合材料基体内部发生老化反应,致使基体拉伸和压缩性能不同程度的下降。

### 参考文献

- [1] 冯军. 复合材料技术在当代飞机结构上的应用[J]. 航空制造技术, 2009(22): 40-42.  
FENG Jun. Application of composite material technology in contemporary aircraft structures[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2009(22): 40-42. (in Chinese)
- [2] 邹鹏. 复合材料干涉螺结构损伤萌生与扩展机理研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.  
ZOU Peng. Study on the mechanism of damage initiation and propagation in composite interference screw joint structures[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [3] 刘萍, 张开达. 干涉对复合材料叠层板螺栓连接疲劳强度的影响[J]. 航空学报, 1991, 12(12): 545-549.  
LIU Ping, ZHANG Kaida. The influence of interference on the fatigue strength of composite laminated plate bolted connections [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(12): 545-549. (in Chinese)
- [4] 段元欣, 钟衡, 张开富, 等. 复合材料螺栓干涉连接结构压钉过程轴向力建模[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(8): 1302-1307.  
DUAN Yuanxin, ZHONG Heng, ZHANG Kaifu, et al. An analytical model for predicting axial force on bolt insertion process of composite interference-fit joint[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(8): 1302-1307. (in Chinese)
- [5] JEDIDI J, JACQUEMIN F, VAUTRIN A. Design of accelerated hygrothermal cycles on polymer matrix composites in the case of a supersonic aircraft [J]. Composite Structures, 2005, 68(4): 429-437.
- [6] YOUSSEF Z, JACQUEMIN F, GLOAGUEN D, et al. A multi-scale analysis of composite structures: application to the design of accelerated hygrothermal cycles[J]. Composite Structures, 2008, 82(2): 302-309.
- [7] WAN Y Z, WANG Y L, HUANG Y, et al. Moisture sorption and mechanical degradation of VARTMed three-dimensional braided carbon epoxy composites [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(7/8): 1237-1243.
- [8] 石建军, 任银银, 贾彬, 等. 高低温循环—湿度—荷载耦合作用对碳纤维/环氧树脂复合材料拉伸性能的影响[J]. 航空材料学报, 2022, 42(6): 97-106.  
SHI Jianjun, REN Yinyin, JIA Bin, et al. Coupling effect of high and low temperature cycle-humidity-load on tensile properties of carbon fiber/epoxy composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2022, 42(6): 97-106. (in Chinese)
- [9] DAVIDSON B D, KUMAR M, SOFFA M A. Influence of mode ratio and hygrothermal condition on the delamination toughness of a thermoplastic particulate interlayered carbon/epoxy composite[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2009, 40(1): 67-79.
- [10] ALESSI S, PITARRESI G, SPADARO G. Effect of hydrothermal ageing on the thermal and delamination fracture behaviour of CFRP composites[J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 67: 145-153.
- [11] AKIL H M, CHENG L W, ISHAK Z A M, et al. Water absorption study on pultruded jute fibre reinforced unsaturated polyester composites[J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(11/12): 1942-1948.
- [12] CHARALAMBOUS G, ALLEGRI G, HALLETT S R. Temperature effects on mixed mode I/II delamination under quasi static and fatigue loading of a carbon/epoxy composite[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015, 77: 75-86.
- [13] GU Yizhuo, LIU Hongxin, LI Min, et al. Macro and micro interfacial properties of carbon fiber reinforced epoxy resin composite under hygrothermal treatments[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2013, 33(4): 369-379.
- [14] TAM L H, ZHOU A, ZHANG R X, et al. Effect of hygrothermal environment on traction separation behavior of carbon fiber/epoxy interface[J]. Construction and Building Materials, 2019, 220: 728-738.
- [15] SUN Pei, ZHAO Yan, LUO YunFeng, et al. Effect of temperature and cyclic hygrothermal aging on the interlaminar shear strength of carbon fiber/bismaleimide (BMI) composite [J]. Materials & Design, 2011, 32(8/9): 4341-4347.
- [16] 谢伟, 窦鹏鹏, 薛展. 湿热环境下复合材料层合板本构模型研究及其应用[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 62-72.  
XIE Wei, DOU Pengpeng, XUE Zhan. Research and application of the constitutive model of composite laminates in hydrothermal environments [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 62-72. (in Chinese)
- [17] NACHTANE M, TARFAOUI M, SAAIS, et al. An investigation of hygrothermal aging effects on high strain rate behaviour of adhesively bonded composite joints[J]. Com-



- posites Part B: Engineering, 2019, 172: 111-120.
- [18] 黄力刚, 杨帆, 夏志平. 湿热环境下平纹编织面板蜂窝夹芯板的渐进损伤分析[J]. 机械科学与技术, 2021, 40(11): 1773-1778.  
HUANG Ligang, YANG Fan, XIA Zhiping. Progressive damage analysis of honeycomb sandwich panel with plain weave panel in hygrothermal environment [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2021, 40(11): 1773-1778. (in Chinese)
- [19] 金平. 复合材料的湿热力耦合响应及损伤研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.  
JIN Ping. Study on the coupled response and damage of composite materials under wet and thermal conditions [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [20] 徐益兵. 循环湿热作用下环氧树脂动态力学行为与本构模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
XU Yibing. Study on dynamic mechanical behavior and constitutive model of epoxy resin under cyclic damp heat effect [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [21] BENKHEDDA A, TOUNSI A, BEDIA E A A. Effect of temperature and humidity on transient hygrothermal stresses during moisture desorption in laminated composite plates [J]. Composite Structures, 2008, 82(4): 629-635.
- [22] 王丰芝. 复合材料时变湿热粘弹性性能预测[D]. 大连: 大连理工大学, 2007.  
WANG Fengzhi. Prediction of time-varying wet thermal viscoelastic properties of composite materials [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2007. (in Chinese)
- [23] 杨加明. 湿热环境下复合材料层合板的几何非线性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.  
YANG Jiaming. Geometric nonlinear analysis of composite laminates in humid and hot environments [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [24] 刘玉佳, 燕瑛, 何明泽. 湿热力耦合条件下复合材料结构渐进损伤仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(3): 384-388.  
LIU Yujia, YAN Ying, HE Mingze. Simulation of progressive damage in composite material structures under wet thermal coupling conditions [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(3): 384-388. (in Chinese)
- [25] CHENG Xiaoquan, LIU Shufeng, ZHANG Jikui, et al. Hygrothermal effects on mechanical behavior of scarf repaired carbon epoxy laminates subject to axial compression loads: experiment and numerical simulation [J]. Polymer Composites, 2018, 39(3): 904-914.
- [26] 代小杰. 真空热循环和湿热对 T700/5429 复合材料性能的影响[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2012.  
DAI Xiaojie. The effect of vacuum thermal cycle and damp heat on the properties of T700/5429 composite materials [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2012. (in Chinese)
- [27] ROCHA I B C M, DMFPVAN, RAIJMAEKERS S, et al. A combined experimental/numerical investigation on hygrothermal aging of fiber reinforced composites [J]. European Journal of Mechanics A: Solids, 2019, 73: 407-419.
- [28] 程晖, 樊新田, 徐冠华, 等. 航空复合材料结构精密干涉连接技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(10): 48-66.  
CHENG Hui, FAN Xintian, XU Guanhua, et al. State of the art of precise interference-fit technology for composite structures in aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(10): 48-66. (in Chinese)
- [29] ASTM. Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates: ASTM D5961 [S]. US: ASTM, 2015.
- [30] 陈建桥. 复合材料力学[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2016: 19-33.  
CHEN Jianqiao. Mechanics of composites [M]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology Press, 2016: 19-33. (in Chinese)
- [31] 胡俊山. 力热耦合的复合材料干涉连接结构松弛演化与失效机理[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.  
HU Junshan. Preload relaxation and failure mechanism of CFRP composite interference-fit joints under thermal-mechanical coupling effects [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [32] 李海麟. 海洋服役环境下复合材料干涉连接结构力学行为演化机理研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.  
LI Hailin. The evolution mechanism of mechanical properties of composites interference fit bolted joints in marine environment [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [33] SWANSON S R. Introduction to design and analysis with advanced composite materials [M]. US: Prentice Hall, 1997: 227-278.
- [34] PHAM D C, CUI X D, REN X, et al. A discrete crack informed 3D continuum damage model and its application for delamination migration in composite laminates [J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 165: 554-562.
- [35] LIU L Q, ZHANG J Q, CHEN K K, et al. Combined and interactive effects of interference fit and preloads on composite joints [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27: 716-729.
- [36] ZOU P, LI Y, ZHANG K, et al. Mode I delamination mechanism analysis on CFRP interference-fit during the installation process [J]. Materials & Design, 2017, 116: 268-277.

(编辑:丛艳娟)



# 会议通知

## 2025（第九届） 商用航空发动机国际论坛

2025.3.27<sup>th</sup>-28<sup>th</sup> 江苏省·太仓市

### 主办单位

上海市航空学会

### 联合主办

中国航发商用航空发动机有限责任公司

### 支持单位

中国航空学会

中国商用飞机有限责任公司

中国东方航空股份有限公司

宝武特种冶金有限公司

### 承办单位

上海广尧商务咨询有限公司

### 期刊支持

《航空动力》

《航空工程进展》

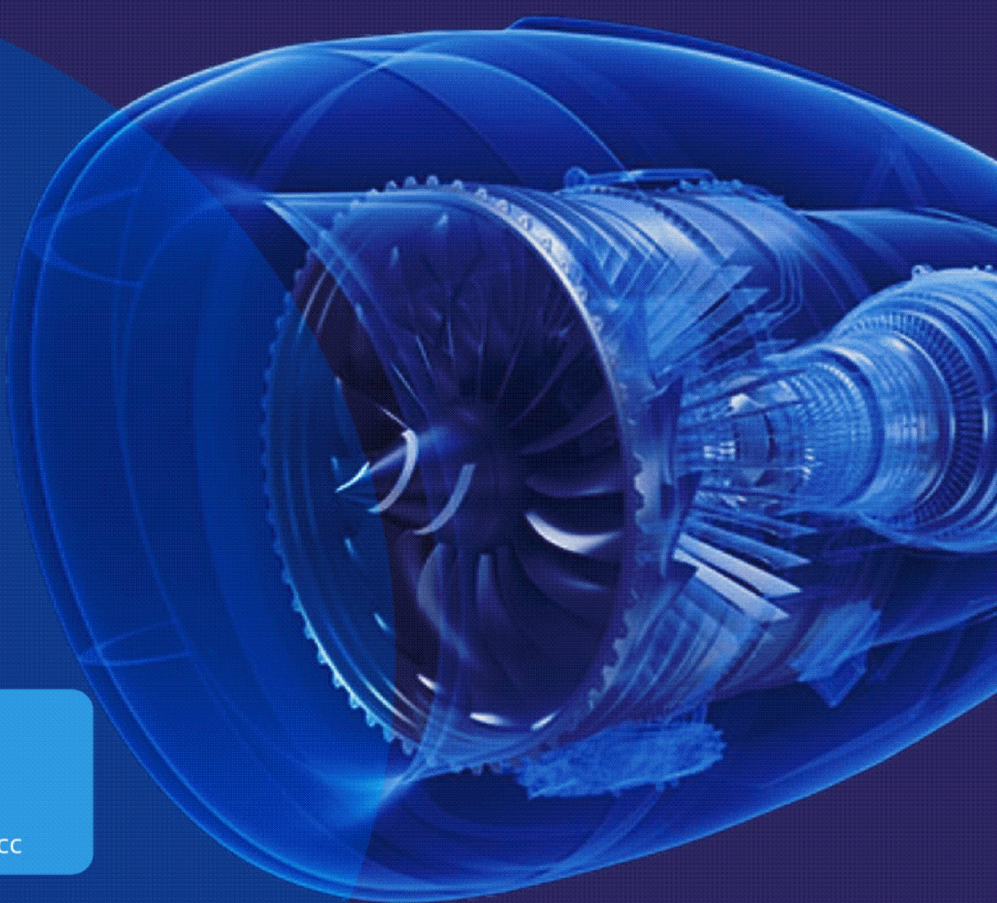


### 详询论坛

陈女士

M: (+86)199 0170 0160

E: marketing@galleon.cc





# 《航空工程进展》第三届编辑委员会

顾问：(按姓氏笔画排序)

于起峰 王浚 尹泽勇 甘晓华 冯培德 刘大响 孙聪 杨伟 杨凤田  
李明 李应红 吴光辉 张军 张彦仲 张福泽 陈一坚 陈懋章 顾涌芬  
徐惠彬 魏炳波

主编：唐长红

常务副主编：杨智春

(以下按姓氏笔画排序)

副主编：万小朋 王永庆 王海峰 文东升 艾俊强 吉国明 华俊 陈迎春 赵宁 段卓毅  
编委：万小朋 马存宝 马明生 马炳和 王文萍 王永庆 王彬文 王海峰 文东升  
邓子辰 邓景辉 艾俊强 叶正寅 任云松 吉国明 华俊 刘虎 刘沛清  
刘振侠 杨超 杨乃定 杨朝旭 杨智春 李宏 李岩 李玉龙 李亚智  
李贺军 吴宏伟 何宇廷 宋笔锋 张卫红 张定华 陈勇 陈迎春 陈跃良  
招启军 周海 周良道 周德云 胡汉东 赵宁 赵霞 段世慧 段卓毅  
祝小平 郭兆电 高正红 高存法 唐长红 舒成辉 蔡广平 蔡晋生 谭申刚  
潘泉 魏小辉 Jian Wang (英国) Hongying Meng (英国) Shijun Guo (英国)

青年编委：

万敏 王丁喜 王东森 左林玄 冯立好 刘小川 李可 杨宇 吴杰  
张俊 张超 张伟伟 陈嵘 陈晓刚 邵丽华 范学领 孟亮 郝恒东  
洪晟 姚辽军 索涛 高扬 高传强 高彤 黄江涛 龚峰 董雷霆  
韩省思 雷武涛 虞益挺 潘兵

编辑部主任：吉国明

责任编辑：丛艳娟

英文审校：徐继南

编辑：马文静

丛艳娟

编务：白蕾

## 航空工程进展

(双月刊)

第16卷 第1期 总第73期  
2025年02月28日 2010年创刊

## Advances in Aeronautical Science and Engineering

(Bimonthly)

Vol.16 No.1 Sum No.73  
28 Feb. 2025 Started in 2010

主管单位：中华人民共和国工业和信息化部

主办单位：西北工业大学

中国航空学会

编辑出版：《航空工程进展》编辑部

西北工业大学143信箱,710072

电话(传真):(029)88492422

网 址：<http://hkgcjz.ijournals.cn>

印刷单位：陕西广达印刷有限责任公司

国内发行：陕西省报刊发行局

**Authorities:** Ministry of Industry and Information Technology  
of the People's Republic of China

**Sponsor:** Northwestern Polytechnical University  
Chinese Society of Aeronautics and Astronautics

**Editor & Publisher:** Editorial Department of ADVANCES IN  
AERONAUTICAL ENGINEERING

Address: P.O.Box 143, Northwestern Polytechnical  
University, Xi'an, 710072

Tel/Fax: 86(029)88492422

**Website:** <http://hkgcjz.ijournals.cn>

**Printer:** Shaanxi Guangda Printing Co., Ltd.

**Domestic:** Shaanxi Press and Publication Bureau

ISSN 1674-8190  
CN 61-1479/V

邮发代号：52-199

版式设计：寇筱筱

国内定价：50.00元