

中文核心期刊 中国科技核心期刊

航空发动机

Aeroengine

封面文章

军用无人机动力特征和关键要求分析

水增强型涡轮风扇发动机技术进展

航空发动机低排放燃烧室研究进展



中国航发沈阳发动机研究所



官方网站

《航空发动机》双月刊第四届编辑委员会

顾问(按姓氏笔画)

王玉明	尹泽勇	甘晓华	乐嘉陵	向巧	刘大响	严成忠
李孝堂	李应红	沈锡钢	陈懋章	闻雪友	郭东明	程荣辉

主任 陈少洋

副主任 徐朋飞 刘永泉

主编 蔚夺魁

副主编 潘若痴 刘殿春 石多奇 刘存良 毛军远 石建成

栏目主编(按姓氏笔画)

马宏伟	王黎钦	石多奇	刘存良	苏彬	邹正平	周莉
索建泰	高丽敏	郭迎清				

编委(按姓氏笔画)

丁水汀	于乃江	马宏伟	王亮	王曦	王丁喜	王占学
王延荣	王松涛	王洪涛	王晓放	王黎钦	尤延铖	邓洪伟
艾延廷	叶笃毅	宁方飞	师俊东	朱惠人	任文成	任祝寅
刘波	刘太秋	刘庆东	齐飞	闫晓军	许全宏	许庆彦
苏彬	杜少辉	李维	李舜酩	杨晓光	吴新	吴法勇
何小民	邹正平	沙云东	沈毅	宋迎东	张大义	张会生
陆山	陈伟	邵万仁	武卉	范玮	尚守堂	季路成
岳连捷	周莉	郑洪涛	孟永钢	赵庆军	郝燕平	胡晓煜
洪杰	姚华	索建泰	高丽敏	郭迎清	黄金泉	崔海涛
梁宝远	梁春华	梁彩云	董威	傅莉	缢林峰	廖明夫
谭慧俊	薛秀生	薛婷婷				

编辑部主任 李华文

青年编委(按姓氏笔画)

于锦禄	马楠	王一帆	王志涛	王宝潼	付丽	刘君
孙士珺	孙守义	杜巍	巫骁雄	李少林	李祥宇	李嘉
李睿超	吴禎龙	张国臣	张和洪	张佳琪	陈伟	陈聪
金武	周生喜	周海仑	郑孟宗	孟亮	赵奉同	胡明辉
柳伟杰	闻浩诚	姜方远	洪志亮	姚志浩	贾琳渊	郭恒杰
郭霄	韩东江	鲁业明	谢侃	潘天宇		

航空发动机

2025 年 第 51 卷第 4 期

2025 年 8 月

目 次

燃气轮机应用技术专栏

燃气轮机多系统联合仿真平台设计及开发	王志涛, 畅英杰, 郑培英, 李铁磊(1)
轴向非均匀叶顶间隙对压气机特性的影响	王 巍, 胡嘉伟, 孙伟文, 何武亮, 张 宇(10)
涡轮叶片温度场多光谱辐射测温技术	徐春雷, 张学聪, 宋振宇, 王 军, 闻泽智, 马斯博(17)
旋转数变化对 U 型带肋内冷通道换热的影响	于冠龙, 罗美千子, 于子杰, 董 平(22)
基于有限测点的燃烧室出口温度不均匀度评估方法及试验验证	王利伟, 张 轲, 郑培英, 郭 健, 娄方远(28)

综述

军用无人机动力特征和关键要求分析	刘殿春, 李彩玲(35)
水增强型涡轮风扇发动机技术进展	王 维, 刘家宇, 宋经远, 罗 康, 帅 永(43)
航空发动机低排放燃烧室研究进展	陆景贺, 马宏宇, 郭 舒(49)

叶轮机机械

基于混沌多项式代理模型的压气机 1 维设计参数求解	刘 杰, 刘太秋, 高海洋, 王佳宇, 李丽丽(66)
---------------------------------	-----------------------------

燃烧、传热、传质

辐射冷却红外隐身微缝阵列结构设计	于真鹤, 郭何涛, 李文卓, 杨晓龙, 杨淞皓(71)
组合火焰稳定器后振荡燃烧特性试验	汪 意, 韩启祥, 马宗伯, 范育新(78)
2 级与 3 级旋流杯燃烧室流动与点火特性试验	姚尚军, 李概奇, 彭剑勇, 岳 晨(84)
航空发动机高温部件相变介质喷射冷却数值仿真	肖永鑫, 程荣辉, 孙 颖, 周春阳, 徐兴平, 尚守堂(90)
煤油值班火焰和组合钝体氢火焰燃烧动态特性试验	过蒙蒙, 霍伟业, 林宇震, 王柏森, 王禹澎(97)
巡航条件下横向射流强化航空发动机尾喷流红外抑制技术	李 驰, 张 勃, 王治国, 吉洪湖, 李 伟(106)
飞机与发动机排气系统一体化模型的红外特性数值计算	马 壮, 吉洪湖, 吕明浩, 余雄庆, 张 勃(111)

结构、强度、振动

发动机后向 RCS 测试低散射载体外形设计及验证	卢 婷, 李岳锋, 李 恒, 王国洪, 陈 晨, 马 健(117)
运动机构摩擦系数试验表征及其阻滞力计算分析	王云雷, 罗 忠, 余 稀, 赵 江, 许春阳(123)

控制技术

混合动力推进系统协调控制方法	龚子羿, 王 伟, 舒泰歌(129)
航空发动机滑油系统测试性建模与仿真优化	黄世杰, 蔡 景, 张 瑞(142)

试验与测试

小涵道比涡扇发动机整机超温试验关键技术分析	柳国印, 高 磊, 陈泽华, 闫卫青, 张 帅(153)
一种发动机冗余结构支撑梁载荷标定试验方法	田常棵, 苏 军, 李 岩, 刘亮亮, 安中彦, 吴法勇(161)

材料与工艺

低压涡轮叶片耐磨层对锯齿冠掉块的影响分析	李 青, 张银东, 靳 力, 尤宏德, 马世岩, 王 全(168)
----------------------------	-----------------------------------

《航空发动机》编辑委员会

《航空发动机》征稿简则

责任编辑: 兰海青

总编辑: 李华文

期刊基本参数:

CN21-1359/V*1975*b*A4*174*zh*P*¥50.00*1200*23*2025-08

声明:

本刊已许可波兰“哥白尼索引”、美国“乌利希国际期刊指南”, 中国学术期刊(光盘版)电子杂志社、北京万方数据股份有限公司、重庆维普资讯有限公司在其网络平台和系列数据库产品中传播本刊全文。著作权使用费与本刊稿酬一并支付。作者向本刊提交文章发表的行为即视为同意上述声明。

AEROENGINE

Vol. 51 No. 4 August 2025

Contents

Gas Turbine Applications Column

- Design and Development of Gas Turbine Multi-System Joint Simulation Platform
.....WANG Zhi-tao, CHANG Ying-jie, ZHENG Pei-ying, LI Tie-lei(1)
- Impact of Axial Non-Uniform Blade Tip Clearance on Compressor Characteristics
.....WANG Wei, HU Jia-wei, SUN Wei-wen, HE Wu-liang, ZHANG Yu(10)
- Multispectral Radiation Thermometry for Temperature Field Measurement of Turbine Blades
.....XU Chun-lei, ZHANG Xue-cong, SONG Zhen-yu, WANG Jun, WEN Ze-zhi, MA Si-bo(17)
- Effects of Rotation Number Variation on Heat Transfer of Turbine Blade with Ribbed U-Shaped Internal Cooling Channels
.....YU Guan-long, LUO Mei-qianzi, YU Zi-jie, DONG Ping(22)
- Evaluation Method and Experimental Verification of Combustor Exit Temperature Factors Based on Limited Measurement Points
.....WANG Li-wei, ZHANG Ke, ZHENG Pei-ying, WU Jian, LOU Fang-yuan(28)

Review

- Analysis of Characteristics and Key Requirements of Propulsion Systems for Military Unmanned Aerial Vehicles
.....LIU Dian-chun, LI Cai-ling(35)
- Research Progress on Water-Enhanced Turbofan Engine Technology
.....WANG Wei, LIU Jia-yu, SONG Jing-yuan, LUO Kang, SHUAI Yong(43)
- Research Progress on Low Emission Combustors for Aeroengine
.....LU Jing-he, MA Hong-yu, GUO Shu(49)

Turbomachinery

- Solution of One-Dimensional Compressor Design Parameters Based on Polynomial Chaos Surrogate Model
.....LIU Jie, LIU Tai-qiu, GAO Hai-yang, WANG Jia-yu, LI Li-li(66)

Combustion, Heat and Mass Transfer

- Design of Micro-Slit Array Structures for Radiative-Cooling IR Stealth
.....YU Zhen-he, GUO He-tao, LI Wen-zhuo, YANG Xiao-long, YANG Song-hao(71)
- Experimental Investigations of Oscillatory Combustion Characteristics Downstream of Combined Flameholders
.....WANG Yi, HAN Qi-xiang, MA Zong-bo, FAN Yu-xin(78)
- Experimental Study on Flow and Ignition Characteristics of Two-Stage and Three-Stage Swirl Cup Combustors
.....YAO Shang-jun, LI Gai-qi, PENG Jian-yong, YUE Chen(84)
- Numerical Study of Phase Change Medium Spray Cooling on High Temperature Components of Aeroengine
.....XIAO Yong-xin, CHENG Rong-hui, SUN Ying, ZHOU Chun-yang, XU Xing-ping, SHANG Shou-tang(90)
- Experimental Investigation on the Combustion Dynamic Characteristics of Kerosene Pilot Flame and Combined Bluff-Body Hydrogen Flame
.....GUO Meng-meng, HUO Wei-ye, LIN Yu-zhen, WANG Bai-sen, WANG Yu-peng(97)
- Aeroengine Exhaust Jet Infrared Suppression Enhanced by Transverse Jets Under Cruise Conditions
.....LI Chi, ZHANG Bo, WANG Zhi-guo, JI Hong-hu, LI Wei(106)
- Numerical Study of Infrared Characteristics for Aircraft-Engine Exhaust System Integrated Model
.....MA Zhuang, JI Hong-hu, LYU Ming-hao, YU Xiong-qing, ZHANG Bo(111)

Structure, Strength and Vibration

- Design and Validation of Low Scattering Shell Shape for Aeroengine Rearward Cavity RCS Measurement
.....LU Ting, LI Yue-feng, LI Heng, WANG Guo-hong, CHEN Chen, MA Jian(117)
- Experimental Characterization of Friction Coefficient for Motion Mechanism and Blocking Force Analysis
.....WANG Yun-lei, LUO Zhong, YU Xi, ZHAO Jiang, XU Chun-yang(123)

Sensor and Control Technology

- Coordinated Control Method of Hybrid Electric Propulsion System
.....GONG Zi-yi, WANG Wei, SHU Tai-ge(129)
- Testability Modeling and Simulation Optimization of Aeroengine Lubricating Oil System
.....HUANG Shi-jie, CAI Jing, ZHANG Rui(142)

Test Technology

- Key Technique Analysis of Whole Engine Overtemperature Test of Low-Bypass Turbofan Engine
.....LIU Guo-yin, GAO Lei, CHEN Ze-hua, YAN Wei-qing, ZHANG Shuai(153)
- A Load Calibration Test Method for Aeroengine Supporting Beam with Redundant Structures
.....TIAN Chang-ke, SU Jun, LI Yan, LIU Liang-liang, AN Zhong-yan, WU Fa-yong(161)

Material and Process

- Effect Analysis of Wear-Resistant Coating on Broken-off Fragment of Z-notch Tip Shroud of Low Pressure Turbine Blade
.....LI Qing, ZHANG Yin-dong, JIN Li, YOU Hong-de, MA Shi-yan, WANG Quan(168)

燃气轮机多系统联合仿真平台设计及开发

王志涛¹, 畅英杰¹, 郑培英³, 李铁磊²

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院¹, 机电学院²; 哈尔滨, 150001; 3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 燃气轮机是机、电、液耦合的复杂系统, 采用仿真技术可以缩短其研制周期、降低试验风险, 但仿真建模涉及不同学科, 采用单一工具很难满足建模需求。为设计和开发一种适用于燃气轮机多系统联合仿真的软件工具, 建立了基于功能模型接口 (FMI) 协议的燃气轮机多系统联合仿真平台, 采用 C#/WPF 和 SQL Server 进行了代码、用户界面和数据库的设计与开发。对功能模型单元 (FMU) 封装、仿真计算和数据存储等关键技术进行了研究, 对燃燃联合动力装置进行了多系统联合仿真, 并对燃气轮机多系统联合仿真平台的功能进行了验证。结果表明: 该平台采用 FMU 代理模型实现了燃燃联合动力装置多系统联合仿真的功能, 仿真结果准确且仿真计算速度与商业软件相比提升了 1.84%。为研发设计人员提供了基于多维度、多系统、多软件的燃气轮机多系统联合仿真的高可靠性平台。

关键词: 燃气轮机; 多系统联合仿真; 仿真平台; 标准化接口

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.001

Design and Development of Gas Turbine Multi-System Joint Simulation Platform

WANG Zhi-tao¹, CHANG Ying-jie¹, ZHENG Pei-ying³, LI Tie-lei²

(College of Power and Energy Engineering¹, College of Mechanical and Electrical Engineering²,

Harbin Engineering University; Harbin 150001, China;

3. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Gas turbines are complex systems with coupled mechanical, electrical, and hydraulic components, simulation technology can shorten their development cycle and reduce testing risks. However, simulation modeling involves different disciplines, making it difficult to meet modeling requirements with a single tool. To design and develop a software tool suitable for multi-system joint simulation of gas turbines, a multi-system joint simulation platform for gas turbines based on the Functional Mock-up Interface (FMI) protocol was established. The code, user interface, and database were designed and developed using C#/WPF and SQL Server. Key technologies such as Functional Mock-up Unit (FMU) encapsulation, simulation calculation, and data storage were studied. Multi-system joint simulation of the Combined Gas turbine and Gas turbine (COGAG) was carried out, and the functions of the multi-system joint simulation platform for gas turbines were verified. The results show that the platform realizes the function of multi-system joint simulation of the COGAG by using the FMU surrogate models. The simulation results are accurate, and the simulation computational speed improved by 1.84% compared to commercial software. It provides a high-reliability platform for multi-dimensional, multi-system, and multi-software joint simulation of gas turbines.

Key words: gas turbine; multi-system joint simulation; simulation platform; standardized interface

0 引言

燃气轮机功率密度高、起动迅速、灵活性强, 已广泛应用于航空、船舶和发电等领域^[1], 但其结构复杂, 涉及热力学、动力学和控制学等多学科, 因此, 采用计算机仿真技术对燃气轮机进行优化设计和性能评估

已成为其研制过程中的关键技术^[2]。各国都在积极开展相关的研究工作, 采用各种软件和编程语言对燃气轮机开展仿真建模研究, 并开发了各种应用于燃气轮机研发、设计和测试等领域的仿真平台^[3]。

国外在燃气轮机建模仿真技术方面起步较早。20 世纪 50 年代, 美国就开发了燃气轮机数学仿真模

收稿日期: 2024-03-14

作者简介: 王志涛 (1981), 男, 博士, 教授。

引用格式: 王志涛, 畅英杰, 郑培英, 等. 燃气轮机多系统联合仿真平台设计及开发[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 1-9. WANG Zhitao, CHANG Yingjie, ZHENG Peiying, et al. Design and development of gas turbine multi-system joint simulation platform[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 1-9.

型,用于分析评估燃气轮机性能^[4];80年代中期,NASA刘易斯研究中心开发了功能更为丰富的DYNGEN和DIGTEM性能仿真软件^[5];德国MTU Aero Engines公司开发了用于燃气轮机设计和性能分析的计算机软件GasTurb^[6];荷兰开发了燃气轮机性能仿真仿真程序(Gas Turbine Simulation Program, GSP)^[7];美国NASA Glenn研发中心开发了能够快速求解复杂推进系统方程组的推进系统数字仿真平台(Numerical propulsion System Simulation, NPSS)^[8]。中国在燃气轮机装置建模仿真领域也开展了相应的研究工作^[9]。20世纪80年代起,各大高校和研究所开始对燃气轮机仿真技术进行研究^[10]。90年代,面向对象编程思想在发动机领域逐渐普及,实现了对发动机系统的整体建模和仿真^[11]。进入21世纪,曹志松等^[12]建立了可扩展的推进系统仿真平台(Extensible Propulsion System Simulation Platform, EPSP);李铁磊^[13]建立了船舶燃气轮机装置分布式集成仿真平台;张书刚^[14]利用动态链接库技术在商业软件中建立了多种发动机部件级模型库;Li等^[15]研发了具有仿真建模和仿真求解等功能的系统仿真软件Mworks;赵杨杨^[16]基于功能模型接口(Functional Mock-up Interface, FMI)模型接口标准完成了仿真平台的设计开发;Fang等^[17]提出一种基于FMI的多学科联合仿真方法,实现了航空发动机控制系统多领域模型的全数字联合仿真。上述研究针对燃气轮机的仿真建模由最初的单一软件仿真建模逐步发展为基于多软件、多学科、多维度的仿真建模,且基于FMI协议的模块化建模思想和多系统联合仿真逐渐成为仿真领域的主流技术。但该技术在燃气轮机领域的应用还较少,目前市面上没有一款成熟的基于FMI协议自主开发的燃气轮机多系统联合仿真平台。

本文结合燃气轮机仿真建模的需要,开发了基于模型视图控制器(Model-View-Controller, MVC)架构的燃气轮机多系统联合仿真平台。

1 燃气轮机多系统联合仿真平台设计

1.1 需求分析

燃气轮机动力装置主要由燃气轮机本体、控制系统、燃油系统、滑油系统、传动系统等组成,不同组成部分的工作原理不同,建模往往依赖于不同的仿真软件。因此,建立的燃气轮机多系统联合仿真平台需要

满足以下需求:

(1)实用性。燃气轮机多系统联合仿真平台能够进行燃气轮机装置多学科、多软件、多维度的联合仿真,满足用户的联合仿真需求。

(2)可靠性。在保证仿真速度的前提下,燃气轮机多系统联合仿真平台还需要在不同条件下都能稳定运行并提供准确可靠的仿真结果。

(3)可拓展性。燃气轮机多系统联合仿真平台能够根据需要添加新的模型、算法或工具,以满足不断变化的仿真需求和技术发展趋势。

1.2 总体架构设计

燃气轮机多系统联合仿真平台总体架构如图1所示,平台采用功能交互层、数据层、模型层和硬件基础层4层架构。

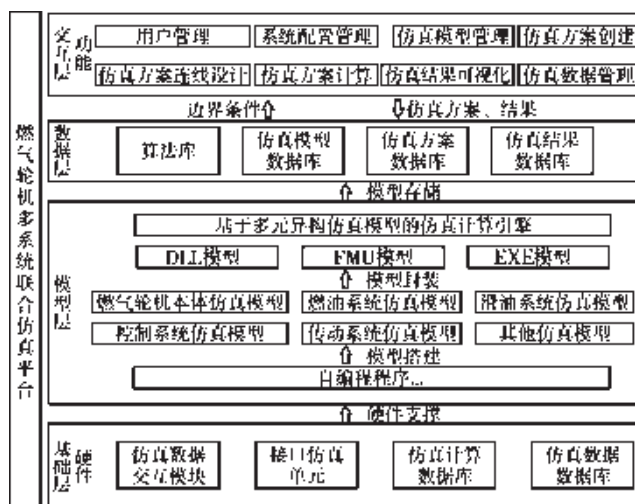


图1 仿真平台总体架构

(1)功能交互层。功能交互层是用户进行交互操作的图形界面及功能模块,也是平台的逻辑和控制核心,涵盖燃气轮机多系统仿真流程中涉及到的交互界面及调用功能模块,包含用户管理、系统配置管理、仿真模型管理、仿真方案创建和仿真方案计算等功能模块。

(2)数据层。数据层是仿真平台的关键组成部分,本文采用SQL Server 2008 R2开发数据库,将各类数据进行统一管理,不仅减少了数据冗余和重复,还提高数据的一致性和准确性。数据层中包含算法库、仿真模型数据库、仿真方案数据库和仿真结果数据库。

(3)模型层。模型层为仿真平台提供优化算法和计算模型,将基于多种仿真软件搭建的燃气轮机多系

统仿真模型封装成代理模型,并设置统一接口。

(4)硬件基础层。硬件基础层是软件平台运行的底层硬件基础,为燃气轮机多系统联合仿真平台提供硬件支撑。燃气轮机多系统联合仿真平台采用单机部署模式,设计了燃气轮机仿真数据交互及接口仿真单元和仿真计算服务器及仿真数据存储服务器等硬件资源。

每层架构的功能清晰明确,易于维护和扩展,各层之间的接口定义清晰,实现了模块之间的解耦和交互,提高了燃气轮机多系统联合仿真平台的可靠性和可维护性。

1.3 仿真计算流程

燃气轮机多系统联合仿真平台的仿真方案计算流程如图 2 所示。

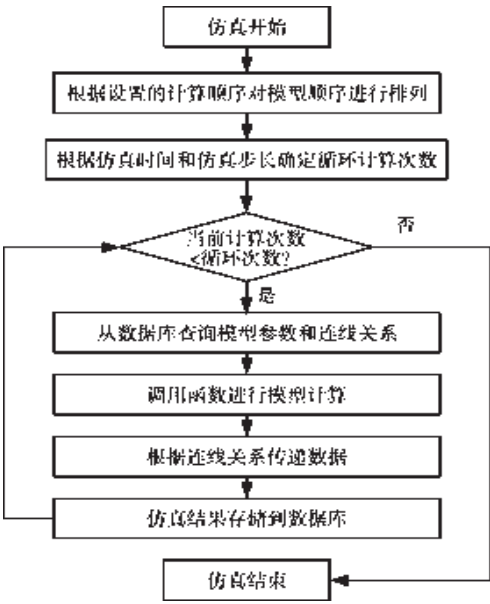


图 2 仿真方案计算流程

(1)确定计算顺序。燃气轮机多系统联合仿真平台根据用户设定顺序对仿真模型的计算顺序进行排列,通过仿真时长和仿真步长确定循环计算的总次数。

(2)判断循环条件。比较当前计算次数和总循环次数,如果计算次数小于循环次数,则进行后续的仿真计算;如果计算次数大于循环次数,则结束仿真。

(3)仿真计算。从 SQL server 2008 R2 数据库中查询模型参数和模型间的连线关系,根据模型类型来调用相应的函数进行仿真计算。

(4)数据传递和存储。通过模型间的连线关系进行数据传递,将仿真模型的入口边界条件进行更新并

将结果储存在 SQL server 2008 R2 数据库表中。完成一次循环计算后检查循环条件,如果满足继续下一轮循环,直至计算次数大于循环次数时结束仿真方案计算。

2 燃气轮机多系统联合仿真平台开发

2.1 界面开发

人机交互界面是软件与用户之间进行互动和信息交流的桥梁,燃气轮机多系统联合仿真平台

为用户提供友好、易用、美观的人机交互界面。

主要包括 6 大界面,分别为用户登录界面、软件主界面、账户管理界面、仿真模型管理界面、

仿真方案创建及计算界面和仿真结果查看及分析界面。燃气轮机多系统联合仿真平台界面如图 3 所示。主界面如图 4 所示,主界面左侧为 1 级菜单列表,包含首页、用户、模型库和集成仿真菜单按键,用户可通过点击相应按键进行快速跳转到对应界面;中

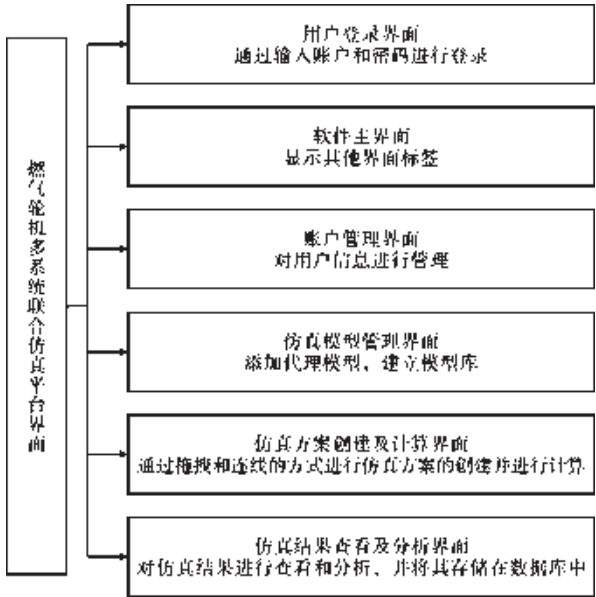


图 3 燃气轮机多系统联合仿真平台界面



图 4 主界面

间为仿真方案列表,展示了用户已搭建的联合仿真方案,方便用户快速查看和修改各个仿真方案;右侧为仿真方案,对当前选定的仿真方案进行图形展示,方便用户进行查看;右下角为功能按钮,可以对选中的仿真方案进行修改、删除和设计;左下角为仿真方案查询功能,方便用户对仿真方案进行查询;右上角为最大化、最小化和关闭按钮。

燃气轮机多系统联合仿真平台的界面结构清晰,功能完善,用户可以通过简单直观的操作快速实现各项功能,提高了仿真模型创建和仿真方案设计等操作的效率。

2.2 数据库开发

在燃气轮机多系统联合仿真计算过程中,会产生和传递大量数据。为了减少数据冗余、提高数据的传输和读取速度、增强联合仿真中的组织和管理能力,平台采用SQL Server 2008R2软件来开发数据库。该软件是一款常用的关系型数据库管理系统,采用了SQL语言作为数据操作语言,支持多种数据类型的存储和查询。

燃气轮机多系统联合仿真平台中用户信息、仿真模型、仿真方案、仿真结果等数据以表的形式存储在SQL Server 2008R2软件中,主要包括系统日志表、模型分类表、模型参数表、仿真方案信息表和仿真方案关联关系表等14个表,数据库表名称及功能见表1。

表1 数据库表名称及功能

数据库表名称	数据库表功能
tb_SystemLog	系统日志表
tb_User	用户表
tb_Rights	人员权限表
tb_Rights_Operation_Relation	人员权限功能表
tb_Operation	功能表
tb_CalculateResult	仿真方案结果表
tb_ModelClassification	模型分类表
tb_ModelInfo	模型表
tb_ModelParaInfo	模型参数表
pr_Programme_Para	仿真方案参数表
pr_Programme_Model	仿真方案模型表
tb_CalculateInfo	仿真方案信息表
tb_ProgrammeInfo	仿真方案表
pr_Programme_Connection	仿真方案关联表

用户操作燃气轮机多系统联合仿真平台时,软件不断从数据库表中读取数据,并将更新后的数据写入数据库表中,SQL Server2008R2中数据表关系如图5

所示。

3 燃气轮机多系统联合仿真平台功能验证

3.1 燃燃联合动力装置数学模型构建

为了对燃气轮机多系统联合仿真平台的功能进行验证,针对燃燃联合动力装置进行多系统联合仿真。燃燃联合动力装置由主机、控制系统、传动系统和负载系统等部分构成,是机、热、液耦合的复杂系统,联合仿真过程中涉及多学科和多软件。因此,选择燃燃联合动力装置进行联合仿真研究可以对平台的功能进行有效验证。

本文研究2机1桨形式燃燃联合动力装置,其联合仿真结构如图6所示,图中箭头代表模型之间的参数传递。当多系统联合仿真时,2台燃气轮机将动力涡轮扭矩传递给齿轮箱输入端,螺旋桨将负载扭矩传递给齿轮箱输出端。此外,并车控制器实时获取2台燃机的转速和功率,计算得到目标转速并传递给燃油调速器进行燃油调节,完成对整个系统的闭环控制。

3.1.1 燃气轮机

燃气轮机主要由进气道、低压压气机、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、动力涡轮及排气道组成。根据燃气轮机各部件工作原理,采用模块化建模方法、变比热的方式构建各模块数学模型及仿真模型,其中低压压气机考虑可转导叶的影响、涡轮考虑冷却掺混的影响,上述部件的数学模型见文献[18]。

此外,考虑转子惯性和容积惯性对燃气轮机性能的影响,建立燃气轮机的转子模块和容积模块连接各个部件。转子模块负责连接3轴燃气轮机中高压压气机与高压涡轮、低压压气机与低压涡轮,用来模拟转子惯性对燃气轮机的影响,转子动力学数学模型^[18]为

$$\frac{dn}{dt} = \frac{30}{J\pi} (M_T - M_C) = \frac{900}{J\pi^2 n} (N_T - N_C) \quad (1)$$

式中: n 为转子的转速, r/min ; t 为时间, s ; J 为转子的转动惯量, $kg \cdot m^2$; M_T 、 M_C 分别为涡轮扭矩和压气机扭矩, $N \cdot m$; N_T 、 N_C 分别为涡轮产生功率和压气机消耗功率, kW 。

容积模块用来模拟燃气轮机中低压压气机与高压压气机、高压涡轮与低压涡轮、低压涡轮与动力涡轮的连接部分。建模过程中忽略内部的能量交换及压力变化,以1个平均压力表示整个连接部分的整体

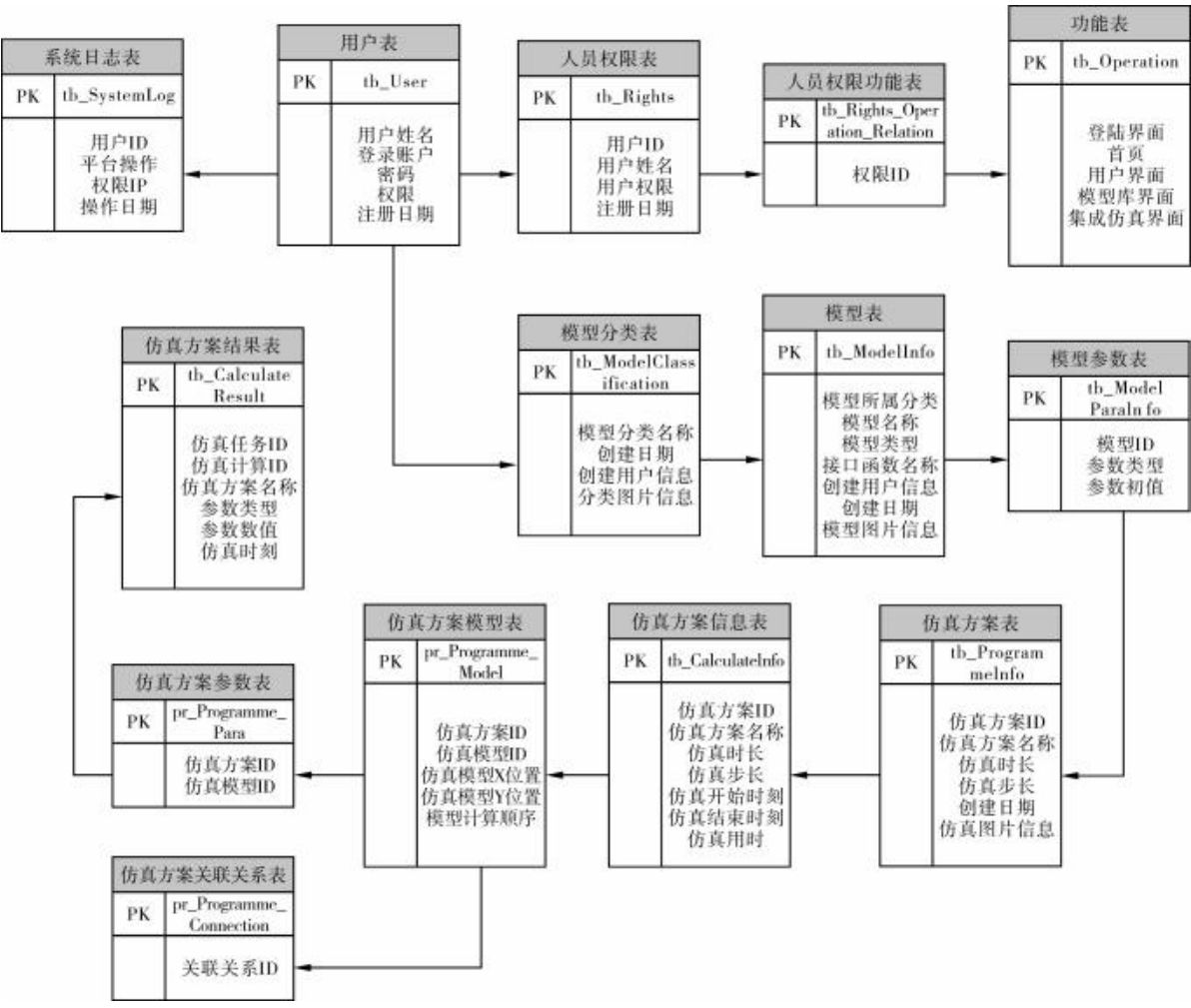
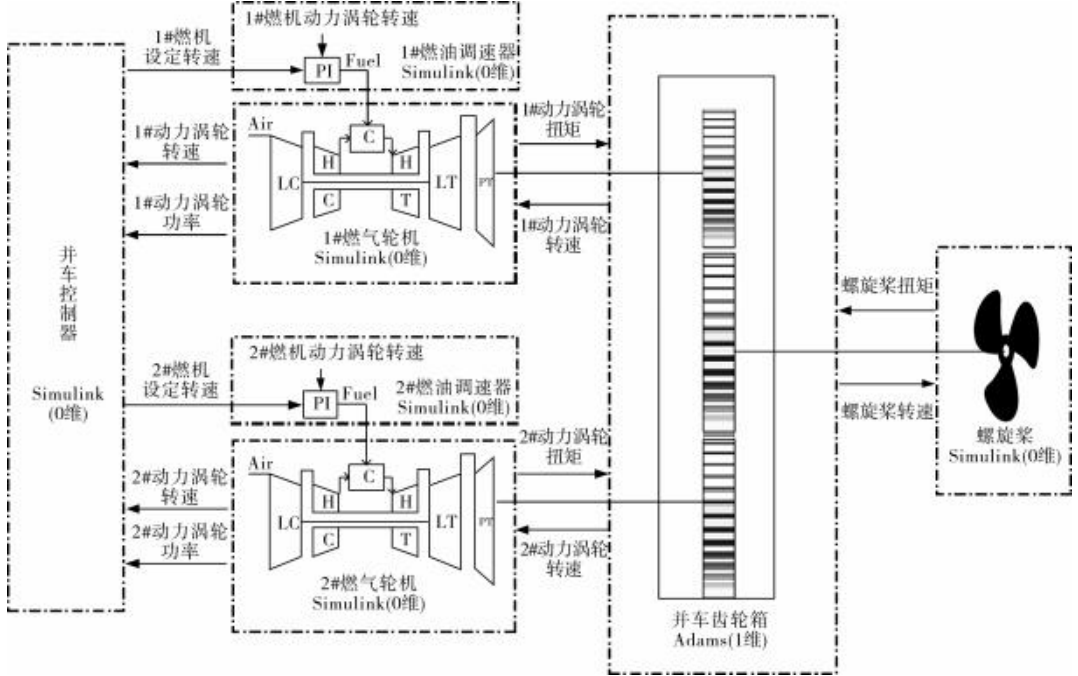


图5 SQL Server2008R2中数据表关系



PI—燃机控制器;LC—低压压气机;HC—高压压气机;HT—高压涡轮;LT—低压涡轮;PT—动力涡轮。

图6 燃燃联合动力装置联合仿真结构

压力。容积模块的进出口温度以及压力相等,再根据质量守恒得到容积模块数学模型为^[19]

$$\frac{dp_v}{dt} = \frac{R_g T_{vin}}{V_v} (G_{vin} - G_{vout}) \quad (2)$$

式中: p_v 为容积模块平均压力,Pa; t 为时间,s; R_g 为气体常数,kJ/(kg·K); T_{vin} 为容积模块进口温度,K; G_{vin} 、 G_{vout} 分别为容积模块进口流量及出口流量,kg/s; V_v 为容积模块的容积,m³。

3.1.2 并车控制器

并车控制器采用平衡功率反馈式控制器,通过转速与功率的双闭环实现对每台燃气轮机的控制,数学模型^[20]为

$$\begin{aligned} \Delta n &= n_s - n_{i-1} \\ \Delta N &= N_s - N_{i-1} \\ n_{aim} &= n_s + \int_{t_{i-1}}^{t_i} C_1 \Delta n dt + \int_{t_{i-1}}^{t_i} C_2 \Delta N dt \end{aligned} \quad (3)$$

式中: n_s 为控制器设定的目标转速值,r/min; n_{i-1} 为上一步长的燃机转速,r/min; N 为燃机功率,kW; N_s 为控制器设定的目标功率值,kW; N_{i-1} 为上一步长的燃机功率,kW; n_{aim} 为当前步长的设定转速,r/min; C_1 为转速积分系数; C_2 为功率积分系数; t_i 、 t_{i-1} 为积分当前时刻和上一时刻,s。

3.1.3 燃油调速器

采用比例积分(Proportional Integral, PI)控制算法对燃燃联合动力装置的燃油流量进行调节^[21],数学模型为

$$\begin{aligned} e(t) &= n_{aim}(t) - n_{work}(t) \\ \Delta G_f &= K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt \\ G_f &= G_{f0} + \Delta G_f \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $e(t)$ 为PI控制器的偏差输入信号,是目标转速 $n_{aim}(t)$ 和运行转速 $n_{work}(t)$ 的差值,r/min; ΔG_f 为PI控制器的控制信号输出,是燃油增量,kg/s; K_p 为PI控制器的比例系数; K_i 为PI控制器的积分系数; G_{f0} 为以运行转速下工作的燃油量,是当前燃油量,kg/s; G_f 为以目标转速下工作的燃油量,是目标燃油量,kg/s。

3.1.4 齿轮箱

齿轮箱通过齿轮啮合将扭矩从1个旋转部件传递到另1个旋转部件,实现力的传递和转换,其数学模型为

$$(M_{c1} \cdot n_{c1} + M_{c2} \cdot n_{c2}) \cdot \eta_g = M_1 \cdot n_1 \quad (5)$$

而对于同型3轴并车齿轮箱有

$$M_1 = (M_{c1} + M_{c2}) \cdot i \cdot \eta_g \quad (6)$$

式中: M_{c1} 、 M_{c2} 分别为齿轮箱2根输入轴扭矩,N·m; n_{c1} 、 n_{c2} 分别为2根输入轴转速,r/min; $i = n_{c1}/n_1 = n_{c2}/n_1$,为齿轮箱的传动比。

3.1.5 螺旋桨

燃燃联合动力装置的负载为螺旋桨,燃气轮机发出的扭矩通过齿轮箱传递给螺旋桨并将其转化为推力推动船舶前进^[18]。螺旋桨负载扭矩与转速呈3次方关系,由以下数学模型计算得到

$$T_p = N_{e0} \cdot \left(\frac{n_p}{n_0} \right)^3 \quad (7)$$

式中: T_p 为螺旋桨扭矩,N·m; N_{e0} 为螺旋桨设计点转速,kW; n_p 为螺旋桨实际转速,r/min; n_0 为螺旋桨设计点转速,r/min。

3.2 燃燃联合动力装置仿真模型封装

为了对燃燃联合动力装置进行准确全面的分析、研究与仿真,依据数学模型采用仿真软件建立各部件的仿真模型。其中,燃气轮机、并车控制器、燃油调速器和螺旋桨采用商业软件建立0维仿真模型;齿轮箱采用UG软件进行3维建模,随后使用Adams软件建立1维动力学仿真模型,燃燃联合动力装置多系统仿真模型如图7所示。

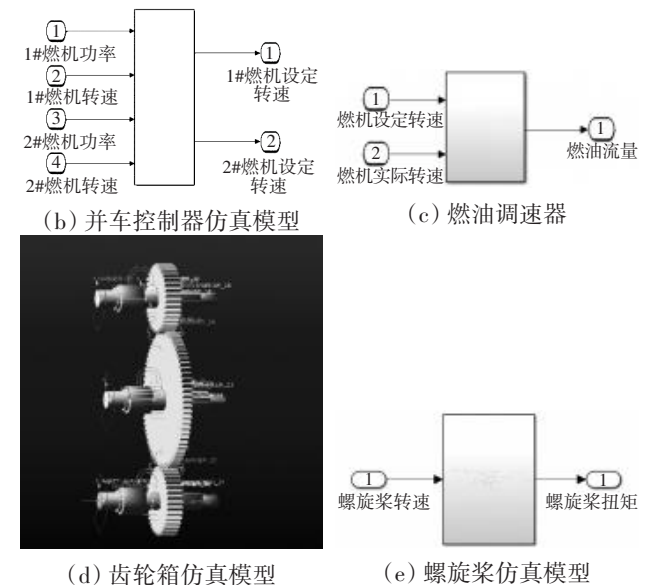


图7 燃燃联合动力装置多系统仿真模型

基于FMI协议将仿真模型封装为FMU代理模型,多系统FMU模型如图8所示。



图8 多系统FMU模型

各仿真模型参数见表 2,包括 2 台燃气轮机仿真模型、1 个平衡功率反馈式并车控制器仿真模型、2 个比例积分(Proportional Integral,PI)燃油调速器仿真模型、1 个 3 轴并车齿轮箱仿真模型和 1 个螺旋桨仿真模型。

表 2 仿真模型参数

模型	输入参数	输出参数
1#燃气轮机	设定转速/(r/min)	燃机功率/kW
	实际转速/(r/min)	
2#燃气轮机	设定转速/(r/min)	燃机功率/kW
	实际转速/(r/min)	
并车控制器	1#燃机功率/kW	1#燃机设定转速/(r/min)
	1#燃机转速/(r/min)	2#燃机设定转速/(r/min)
	2#燃机功率/kW	
	2#燃机转速/(r/min)	
1#调速器	设定转速/(r/min)	燃油流量/(kg/s)
	实际转速/(r/min)	
2#调速器	设定转速/(r/min)	燃油流量/(kg/s)
	实际转速/(r/min)	
齿轮箱	1#燃机扭矩/(N·m)	1#燃机转速/(r/min)
	2#燃机扭矩/(N·m)	2#燃机转速/(r/min)
螺旋桨	螺旋桨扭矩/(N·m)	螺旋桨转速/(r/min)
	螺旋桨转速/(r/min)	螺旋桨扭矩/(N·m)

3.3 多系统联合仿真试验

将 FMU 模型上传到仿真模型库并进行多系统联合仿真方案设计,燃气轮机仿真方案设计界面如图 9 所示。

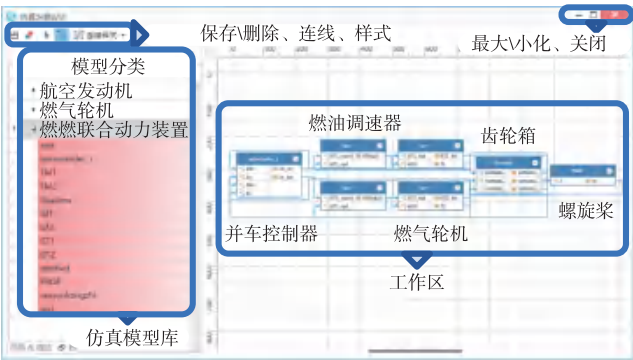


图9 仿真方案设计界面

从图中可见,左侧为仿真模型库,包含了用户上传的多系统 FMU 仿真模型;中间为工作区,图中展示的为燃燃联合动力装置仿真方案,用户可以从左侧仿真模型库中拖拽模型到工作区中进行连线,从而实现多系统模型间的数据流实时传输;左上角为功能菜单区,包含保存、删除和连线等功能,方便用户进行操作;右上角为最大化、最小化和关闭功能。

在仿真方案设计界面创建燃燃联合动力装置多系统联合仿真模型,所搭建的仿真模型包含燃气轮机、并车控制器、燃油调速器、齿轮箱和螺旋桨模块。通过该联合仿真试验对燃气轮机多系统联合仿真平台进行功能验证,并对燃气轮机装置的工作特性进行分析,得到燃气轮机的燃油流量、输出功率和扭矩;齿轮箱各输入输出轴转速和扭矩;螺旋桨转速和扭矩等参数的变化规律。

总仿真时间为 150 s,仿真步长为 0.005 s,仿真结果如图 10 所示。从图中可见,界面上侧为参数曲线;右侧为参数曲线图例;下侧为参数数据表。采用本文开发的燃气轮机多系统联合仿真平台实际仿真用时 844.68 s;采用商业软件直接进行联合仿真用时 860.6 s。仿真速度提高了 1.84%,且简化了操作流程。



图 10 仿真结果界面

在商业软件中集成仿真模型与燃气轮机多系统联合仿真平台中模型仿真结果对比如图 11 所示。从图中可见,燃气轮机多系统联合仿真平台仿真结果曲线和商业软件集成仿真结果曲线几乎完全重合,相对误差均小于 0.001%。表明二者的仿真结果完全吻合,仿真结果真实可靠,燃气轮机多系统联合仿真平台的模型建立和封装、数据传输及平台功能的正确性

均得以验证。

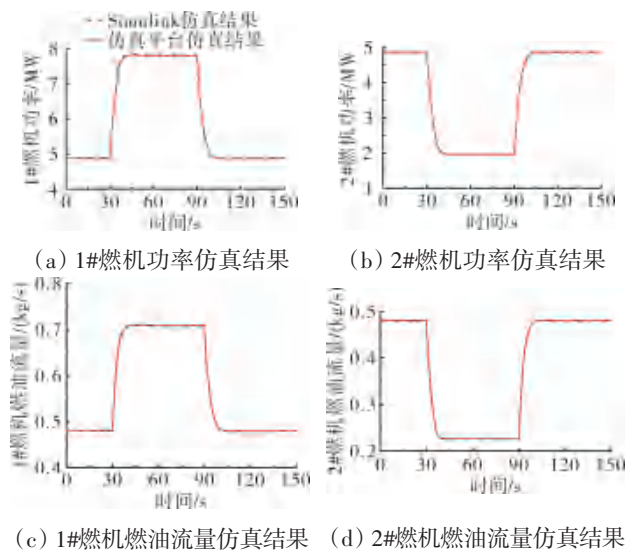


图11 2种模型仿真结果对比

4 结论

(1)平台具有对象通用性,通过不断扩充模块化模型库,燃气轮机多系统联合仿真平台可以针对多种结构形式的燃气轮机、航空发动机完成多学科、多维度和多软件的联合仿真。

(2)联合仿真计算速度达到国外商业软件的水平,且省去了接口配置这一操作,验证了基于FMI协议进行联合仿真运行的优越性。

(3)燃燃联合动力装置仿真案例的结果真实可靠,与原商业软件的仿真结果几乎完全一致。证明了基于FMI接口的联合仿真运行稳定准确,验证了燃气轮机多系统联合仿真平台功能的正确性和有效性。

(4)平台具有良好的功能可扩展性,能够很好地兼容其他仿真软件模型,例如Simulation-X、Mworks等商用仿真软件也支持基于标准FMI的模型导出,后续可以进一步丰富燃气轮机多系统联合仿真平台模型库。

参考文献:

- [1] Li S Y, Li T L, Wang Z T. Summarize of technological development about integrated simulation of gas turbine equipment[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 2560(347-350): 3885-3889.
- [2] Asgari H, Chen X, Sainudiin R. Modelling and simulation of gas turbines[J]. Identification and Control, 2013, 20(3): 253-270.
- [3] 曾国庆,陈国兵,王学峰,等.基于多领域建模与数字孪生的船舶热力系统应用研究现状[J].舰船电子工程,2022,42(6):1-9,30.

ZENG Guoqing, CHEN Guobing, WANG Xuefeng, et al. Current

research on the application of ship thermal system based on multi-domain modeling and digital twin[J]. Ship Electronic Engineering, 2022, 42(6): 1-9, 30. (in Chinese).

- [4] Chaibakhsh A, Amirkhani S. A simulation model for transient behaviour of heavy-duty gas turbines[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 132: 115-127.
- [5] Krivosheev I, Kozhinov D, Kishalov A. The thermo-gas-dynamic modeling of afterburning turbofan engine for high maneuverable aircraft combined with its automatics[J]. Procedia Engineering, 2016, 150: 126-131.
- [6] Wu X H, Hu X A, Xiang X, et al. An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation [J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2023, 49: 103305.
- [7] Kong C, Ki J, Kang M, et al. Intelligent performance diagnostics of a gas turbine engine using user-friendly interface neural networks[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2004, 76(4): 391-397.
- [8] Ghodous P, Dieng-Kuntz R, Loureiro G, et al. An object oriented extensible architecture for multi-level systems analysis[J]. Frontiers in Artificial Intelligence and Applications, 2006, 143: 32-37.
- [9] 谢志武, 苏明, 翁史烈. 燃气轮机仿真软件构造方法综述[J]. 海军工程大学学报, 2000(2): 1-7, 23.
- XIE Zhiwu, SU Ming, WENG Shilie. A review on the construction method of gas turbine simulation software[J]. Journal of Naval Engineering University, 2000(2): 1-7, 23. (in Chinese).
- [10] 刘成. 基于切换LPV模型的航空发动机建模及优化控制[D]. 辽宁大连: 大连理工大学, 2022.
- LIU Cheng. Aero-engine modeling and optimal control based on switching LPV model[D]. Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2022. (in Chinese)
- [11] 胡忠志, 曹文宇, 何皓, 等. 数字发动机技术现状、挑战及关键问题[J]. 航空制造技术, 2023, 66(21): 22-33.
- HU Zhongzhi, CAO Wenyu, HE Ai, et al. Current status, challenges and key issues of digital engine technology[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2023, 66(21): 22-33. (in Chinese).
- [12] 曹志松, 于龙江, 朴英. 可扩展的推进系统仿真平台: 部分I-工程模型构建[J]. 航空动力学报, 2007(2): 261-267.
- CAO Zhisong, YU Longjiang, PIAO Ying. Scalable propulsion system simulation platform: part I-engineering model construction[J]. Journal of Aerospace Power, 2007(2): 261-267. (in Chinese).
- [13] 李铁磊. 船舶燃气轮机装置分布式集成仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
- LI Tielei. Simulation research on distributed integration of marine gas turbine unit[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017. (in Chinese)
- [14] 张书刚. 民用涡扇发动机在线健康诊断关键技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- ZHANG Shugang. Research on key technology of online health diagnosis of civil turbofan engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)

- [15] Li M, Meng G, Jing J, et al. Application of Modelica/MWorks on modeling, simulation and optimization for electro-hydraulic servo valve system[J]. Theoretical and Applied Mechanics Letters, 2012, 2 (6) : 063007-063007.
- [16] 赵杨杨. 基于FMI的一体化仿真平台及其在航天工程中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- ZHAO Yangyang. Integrated simulation platform based on FMI and its application in aerospace engineering[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [17] Fang J, Luo M C, Wang J Q, et al. FMI-based multi-domain simulation for an aero-engine control system[J]. Aerospace, 2021, 8 (7) : 180-180.
- [18] 于海超. 基于集成仿真的COGAG动力装置船-机-桨匹配及动态特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2023.
- YU Haichao. Research on ship-machine-propeller matching and dynamic characteristics of COGAG power unit based on integrated simulation[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2023. (in Chinese)
- [19] Li J, Wang Z T, Li S Y, et al. A SDNN-MPC method for power distribution of COGAG propulsion system[J]. Energy, 2022, 254: 129093.
- [20] 李铁磊, 王志涛, 李淑英. 燃-燃联合动力装置工作特性仿真研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2016, 37(10): 1366-1372.
- LI Tielei, WANG Zhitao, LI Shuying. Simulation study on the working characteristics of combustion-combustion combined power unit[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2016, 37(10): 1366-1372. (in Chinese)
- [21] 任志彬, 孟光, 王廷兴, 等. 基于Modelica和Dymola的航空发动机燃气发生器的建模与性能仿真[J]. 航空发动机, 2006(4): 36-39.
- REN Zhibin, MENG Guang, WANG Tingxing, et al. Modeling and performance simulation of aircraft gas generator based on Modelica and dymola[J]. Aeroengine, 2006(4): 36-39. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)

轴向非均匀叶顶间隙对压气机特性的影响

王 巍, 胡嘉伟, 孙伟文, 何武亮, 张 宇
(大连理工大学 能源与动力学院, 辽宁大连 116000)

摘要: 压气机叶顶间隙对压气机性能影响较大, 为了研究间隙轴向非均匀性产生原因以及对压气机特性的影响程度, 基于 1.5 级轴流压气机试验台开展了压气机性能和叶顶间隙变化规律的试验研究。在不考虑安装、制造等可能对叶顶间隙不均匀性产生影响的情况下, 采用单向流-固耦合数值方法分析了轴向非均匀间隙变化规律及产生原因。结果表明: 在研究的转速范围内, 叶顶间隙沿轴向的测量值几乎呈线性变化, 且间隙非均匀变化后, 虽然压气机效率/压比特性变化不大, 但严重影响了压气机的稳定工作范围, 其中稳定裕度最大降低约 20%; 叶顶轴向间隙变化的原因主要是由旋转离心力以及热应力造成叶顶间隙轴向非均匀性变化, 其中, 离心力造成的总变形在设计转速下占比 70%, 轮毂在运行状态下的变形是叶顶间隙轴向非均匀变化的主要原因; 与叶顶间隙均匀情况下相比, 轴向间隙非均匀变化造成动叶叶顶处熵增大, 而后排静叶进气方向与静压分布的改变造成了流动分离与尾迹掺混, 扩大了静叶尾迹范围, 使压气机提前发生了失速, 影响了压气机稳定工作范围。

关键词: 轴向非均匀叶顶间隙; 轴流压气机; 单向流固耦合; 压气机特性

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.002

Impact of Axial Non-Uniform Blade Tip Clearance on Compressor Characteristics

WANG Wei, HU Jia-wei, SUN Wei-wen, HE Wu-liang, ZHANG Yu

(School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116000, China)

Abstract: The blade tip clearance of a compressor significantly impacts its performance. To investigate the causes of axial non-uniformity in the tip clearance and its degree of impact on compressor characteristics, experimental studies on compressor performance and tip clearance variation patterns were conducted based on a 1.5-stage axial compressor test rig. Without considering the potential effects of installation and manufacturing on the non-uniformity of the tip clearance, a one-way fluid-structure interaction numerical method was used to analyze the tip clearance variation and causes of axial non-uniform clearance. The results show that within the studied range of rotational speeds, the measured values of the tip clearance along the axis exhibit an almost linear variation. Although the non-uniform change in the clearance does not significantly affect the efficiency and pressure ratio characteristics of the compressor, it severely reduces the stable operating range of the compressor, with a maximum reduction of approximately 20% in stability margin. The axial non-uniformity in tip clearance was primarily caused by centrifugal forces and thermal stress, with centrifugal forces accounting for 70% of the total deformation at the design speed, and the deformation of the hub during operation is the main reason for the axially non-uniform variation of the tip clearance. Compared to the case of uniform tip clearance, the non-uniform change in the axial clearance generates an increase in entropy at the rotor tip domain, and the change in the inlet flow direction and static pressure distribution of the rear stator leads to flow separation and wake mixing, expanding the wake area of the stator, resulting in compressor stall prematurely, and affecting the stable operating range of the compressor.

Key words: axial non-uniform blade tip clearance; axial compressor; one-way fluid-structure interaction; compressor performance

0 引言

压气机叶顶间隙对压气机性能以及稳定裕度影响较大^[1]。有试验研究通过更换压气机机匣的方法,

发现叶顶间隙每增加叶高 1%, 压气机的效率降低 1%^[2]。以 NASA Rotor 37 为研究对象进行数值计算, 发现叶顶间隙每增大 1 倍, 绝热效率与压比分别降低 0.32% 与 1.02%^[3]。多级压气机不同叶片排叶顶间隙

收稿日期: 2024-08-13 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 王巍(1967), 女, 博士, 副教授。

引用格式: 王巍, 胡嘉伟, 孙伟文, 等. 轴向非均匀叶顶间隙对压气机特性的影响[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 10-16. WANG Wei, HU Jiawei, SUN Weiwen, et al. Impact of axial non-uniform blade tip clearance on compressor characteristics[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 10-16.

大小的改变对于整体压气机性能影响不尽相同^[4]。上述对压气机叶顶间隙的研究均在均匀间隙的情况下开展,通常假设前缘到尾缘处的间隙一致,将设计间隙扩大或缩小数倍的情况下进行性能以及流场的分析^[5-6]。随着对压气机叶顶间隙研究的深入开展,发现假设压气机叶顶间隙为均匀间隙的情况与实际不相符,因此逐渐开展了对压气机非均匀间隙的研究。

对于压气机叶顶间隙非均匀研究可细分为轴向间隙非均匀以及周向间隙非均匀 2 种情况。在轴向间隙非均匀研究中,Zhang 等^[7-8]对比了膨胀间隙以及收缩间隙下压气机的性能,发现膨胀间隙降低了叶尖泄漏涡强度并且拓宽了压气机稳定工作范围;Zhang 等^[9]通过对比不同轴向线性非均匀间隙对流动的影响,发现叶尖泄漏流沿轴向的分布发生变化,叶顶形状设置为正弦形状下的稳定裕度最高;张成烽等^[10]将 Stage 35 叶顶间隙改型进行数值试验,发现阶梯式和渐变式的间隙形状改型相较于平行式有助于提高压气机失速时的压比,并可减小激波的影响范围。在周向非均匀间隙研究中,向宏辉等^[11]通过研究跨声速单级轴流压气机,发现周向非均匀间隙对压气机的效率和压比特性无显著影响,但严重影响了压气机的稳定裕度,周向间隙的非均匀性使压气机提前进入失速,随着机匣的椭圆度增大,稳定工作范围逐渐减小^[12];李剑雄等^[13]对于周向非均匀间隙下进气畸变进行研究,发现进气畸变及非均匀间隙都对泄漏涡与激波的干涉产生影响,在大间隙下对应的叶片通道最先发生失速。上述研究主要集中在不同均匀叶顶间隙大小对压气机性能的影响,以及带来的叶顶泄漏流动变化,而对于非均匀间隙的研究,虽然已有可观的研究成果,但缺乏试验支撑并且对于非均匀间隙的产生缺乏理论阐释。

本文针对 1.5 级轴流压气机开展叶顶间隙以及性能的试验测量,采用数值方法进行了试验验证,以期 为压气机气动设计和稳定运行提供参考。

1 试验与数值方法

1.1 试验装置及试验方法

本文研究对象为 1.5 级轴流压气机。试验台由电机(可实现 3 s 内 20% 加减速控制)、压气机、小容腔节流装置等部件构成。在标况以及设计转速 8000 r/min 下,压比为 1.085。试验件主要设计参数见表 1,试验

装置如图 1 所示。

表 1 试验件主要设计参数

总压比	气流通道外径/	设计转速/	耗功率/	叶顶间隙/	叶片数量		
	mm	(r/min)	kW	mm	导叶	动叶	静叶
1.085	300	8000	22.6	0.5	17	20	23

试验通过测量进口处总压、静压获得每个转速下的流量,同时通过进、出口的总压实现压比测量。由于该压气机压比较低,



(a) 试验装置总体



(b) 压气机叶片造型



(c) 试验件

图 1 试验装置

故而采用扭矩效率估算试验件的效率。依据小容腔节流装置^[14]逐渐减小流量达到变工况调节,数据采集装置采用 NI 公司采集卡等,在动叶顶部安装基恩士公司 LK-H050 型激光位移传感器开展叶顶间隙的测量。激光位移传感器与机匣刚性固定,保证二者振动幅度一致,避免振动位移对叶顶间隙测量的影响。激光位移传感器如图 2 所示。传感器采样频率为 1 ~ 392 kHz,精度较高,重复性为 0.025 μm ,激光光点直径为 $\varnothing 50 \mu\text{m}$ 。压力测量范围及精度见表 2。其中,FS 为满量程。压力和温度传感器分布情况如图 3 所示。从图中可见,M-M 截面的轴向位置距为导流盆与机匣连接处下游



图 2 激光位移传感器

表 2 测量范围及精度

名称	稳态静压探针	稳态总压 梳状探针	动态总压 L 型探针	动态壁面 静压探针	激光位移 传感器
	测量范围	测量范围	测量范围	测量范围	测量范围
测量范围	-40 ~ 10 kPa	-40 ~ 10 kPa	0 ~ 170 kPa	-40 ~ 40 kPa	40 ~ 60 mm
精度	$\pm 0.2\% \text{FS}$	$\pm 0.2\% \text{FS}$	$\pm 0.25\% \text{FS}$	$\pm 0.25\% \text{FS}$	$\pm 0.25 \mu\text{m}$

0.2~0.25气流通径外径。 $a-a$ 截面与导叶前缘的轴向距离为0.3~1倍叶片几何中径弦长。3-3截面与静叶尾缘的轴向距离为0.5~0.7倍叶片几何中径弦长。

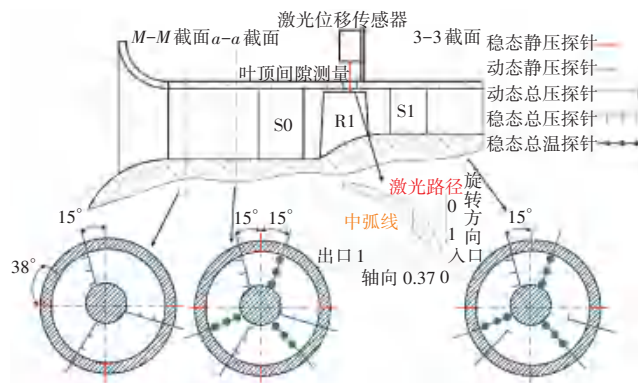


图3 压力和温度传感器分布

1.2 数值方法建立及数值模型的验证

1.2.1 数值计算方法

数值方法采用单向流固耦合计算方法,流体域基于Ansys CFX软件平台,采用SA湍流模型并利用有限体积法进行数值离散。第1层网格厚度为3 μm ,保持 $y^+ < 5$ 。入口边界条件均以试验环境为准,试验室内空气与外界互通,冬季室内保持供暖,因此入口温度波动约为15~17 $^{\circ}\text{C}$,入口绝对气压波动为101.3~102 kPa。出口边界条件参考试验结果的流量设置。共划分5套网格,分别为GRID1~GRID5,结合计算资源和计算精度考虑,采用GRID4。流体域网格无关性验证与计算用网格如图4所示。

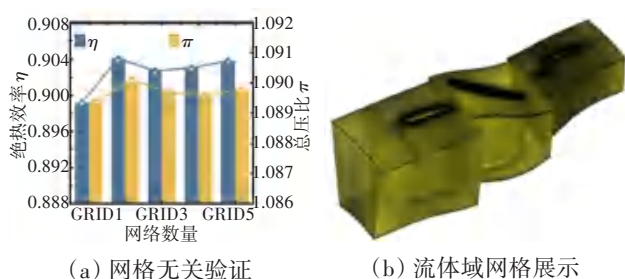


图4 流体域网格无关性验证与计算用网格

固体域采用Mechanical进行计算,在整体轮盘轴安装联轴器一侧部位施加约束,对整体施加重力,同时按照试验室环境设置环境温度。同样,开展了网格无关性验证。共划分了6套网格,分别为GRID11~GRID16。固体域网格无关验证与固体域计算用网格如图5所示,为保证计算结果的准确性,对叶片及与轮毂连接处等其他应力集中处进行网格加密,对叶顶部位施加探针观察网格数量增加对于探针位移的影

响。结果发现当网格单元数量增加到114万以上时,探针位移几乎不变,故而采用GRID14进行后续分析。

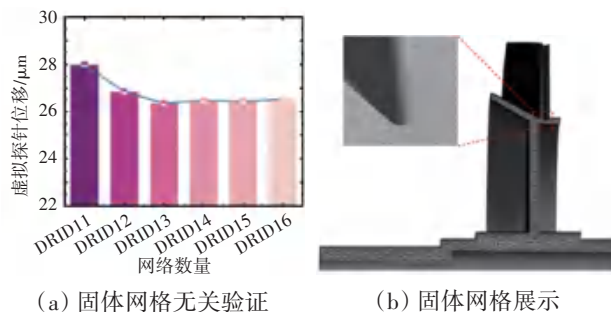


图5 固体域网格无关验证与固体域计算用网格

1.2.2 数值模型试验验证

为了验证本文采用的数值方法,将数值模拟中总压比特性结果与试验测量总压比数据进行对比,结果见表3。其中,在流量约为2.7 kg/s点附近,计算压比与试验值相差仅为0.5%。计算结果与试验值非常接近,表明流体数值模拟结果是可信的。

表3 试验与数值模拟总压比结果对比

数值模拟		试验测量	
流量/(kg/s)	总压比	流量/(kg/s)	总压比
2.62	1.0909	2.62394	1.09689
2.64	1.0907	2.6476	1.09688
2.66	1.0904	2.67022	1.09666
2.68	1.0901	2.68505	1.09641
2.70	1.0897	2.69664	1.09616

为了验证流固耦合计算的准确性,需要获得试验情况下的间隙测量值,并进一步与计算结果进行比较。试验中获取了转速为200 r/min下的位移传感器测量结果,并取4000多个测点的平均值 $\tau_{200} = 1.52811 \text{ mm}$ 作为基准值。 n_{des} 为设计转速,测量点间隙位移均值随相对转速 n/n_{des} 变化如图6所示。

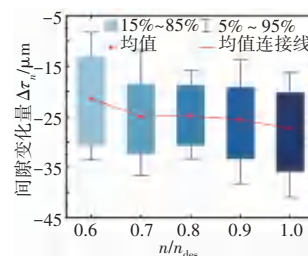


图6 测量点间隙位移均值随相对转速 n/n_{des} 变化

从图中可见,随着转速的提高,变形量增大,间隙有减小的趋势。其中,在100%转速下间隙测量的变形量为0.0271 mm,流固耦合计算值为0.0263 mm,偏差仅约为3%,证明数值仿真模型和方法具有良好的精度。

2 数值计算结果分析

2.1 叶顶非均匀轴向间隙产生原因分析

将设计转速下流场最高温度与压力均匀分布在机匣上,机匣外表面设置为全固定约束。数值计算发现,机匣内表面径向位移约为 $-1.5\text{ }\mu\text{m}$,机匣径向变形如图7所示。由于机匣内表面变形量较小,其对叶顶间隙变化量影响约为5%。因此,暂不考虑机匣变形对于叶顶轴向间隙不均匀性的影响。

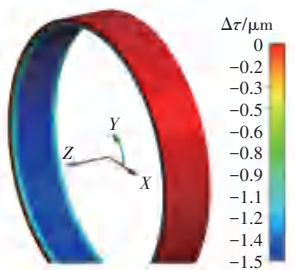


图7 机匣径向变形

中弧线轴向归一化位置径向变形量如图8所示,设计转速对应的叶顶径向位移如图9所示。沿着气体流动方向,压气机轮毂半径逐渐增大,在流体温度和压力的影响下,叶片顶部径向位移也逐渐增加,叶顶变形量随着轴向位置几乎呈现线性变化。在设计转速下,叶顶间隙在叶片前缘为 0.4805 mm ,在尾缘处为 0.4546 mm 。

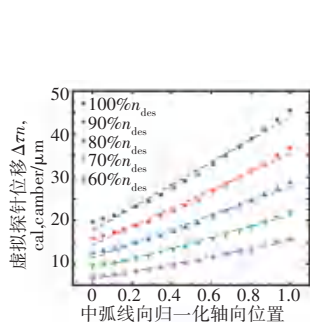


图8 中弧线轴向归一化位置径向变形量

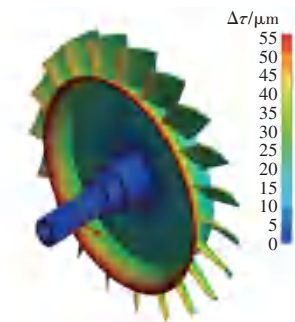


图9 设计转速对应的计算径向位移

在设计转速以及各种单一因素影响下,动叶叶顶中弧线在不同轴向位置处径向位移量如图10所示。可以发现在离心力的作用下,沿着轴向位置叶顶径向变形量最大,而重力与气体压力则影响较小。

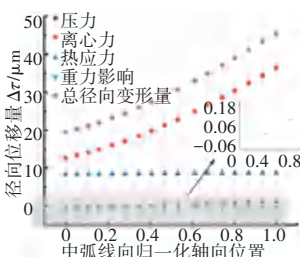


图10 各种因素下径向位移量

将中弧线轴向各位置处各种因素对变形量的贡献进行量化。各影响因素对径向位移贡献如图11所示。与总变形量相比,离心力对于叶顶变形量贡献超

71%,而热变形为27%,压差力总体上对间隙影响不大,重力对其拉伸量的影响为负,主要原因是间隙测点位于叶轮叶片顶部。

在不同轴向位置,轮毂与叶顶径向变形量对比如图12所示。研究发现轮毂处的变形量占叶顶总变形量较大部分,且在相同的轴向位置,前缘处二者径向变形量相差比较大,而到尾缘处二者相差比较小。这与流道的形状有关,沿着气体流动方向,一方面由于轮毂半径增加使其受到的离心力在尾缘处大于前缘,故而在尾缘处的径向变形量增加;另一方面叶片在离心力作用下,使得其在前缘处径向变形量较大。因此,轮毂和叶顶总变形量随着轴向位置出现不同的变化趋势。

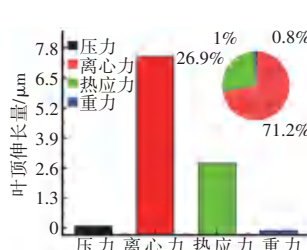


图11 各影响因素对径向位移贡献

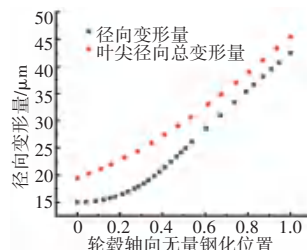


图12 轮毂与叶顶径向变形量对比

2.2 叶顶间隙轴向非均匀对压气机特性影响

在不同转速下,轴流压气机叶顶热态间隙的变化趋势,这对压气机特性也将产生影响(图8)。在相同的流量下,压气机热态运行时由于间隙的减小,将使压气机绝热效率和压比相对于冷态叶顶间隙的特性影响有所提高,效率提高0.12%,压比提高率0.06%。考虑变形前后的性能变化如图13所示。图中, τ_{des} 为冷态设计间隙, τ_{deform} 为考虑变形后的叶顶间隙。

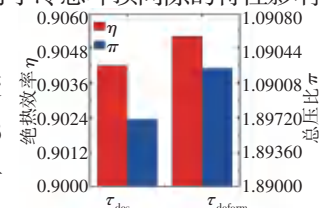


图13 考虑变形前后的性能变化

从图中可见,由于间隙的轴向非均匀变化导致了压气机的特性发生变化,然而为了更深层次地研究叶顶间隙轴向非均匀变化对于压气机特性和喘振裕度的影响,提出不同热态条件下叶顶间隙轴向非均匀变化的几种形式。

将压气机叶顶间隙从叶片入口到出口设置成多种收缩比,考虑到数值计算中叶顶间隙沿轴向线性分布,收缩比为

$$\xi = T_1/T_2 \tag{1}$$

式中： T_1 为叶片前缘叶顶径向间隙大小； T_2 为叶片尾缘叶顶径向间隙大小。

收缩比类型间隙几何设置见表4。

表4 收缩比类型间隙几何设置

收缩比类型	叶顶前缘间隙/mm	叶顶尾缘间隙/mm
$\xi_1=1.0$	0.46755	0.46755
$\xi_2=1.06$	0.48050	0.45460
$\xi_3=1.4$	0.54548	0.38963
$\xi_4=2.0$	0.62340	0.31170
$\xi_5=5.0$	0.77925	0.15585
$\xi_6=9.0$	0.84159	0.09351
$\xi_7=19.6$	0.88970	0.04540

在所有收缩比下,叶顶前缘间隙与尾缘间隙的算术平均值保持一致, ξ_2 为前述第2.1节中基于流固耦合方法计算得到的1.5级轴流压气机转子叶顶间隙值。不同间隙压气机特性曲线如图14所示,数值计算中选取压比最高点作为近失速点。

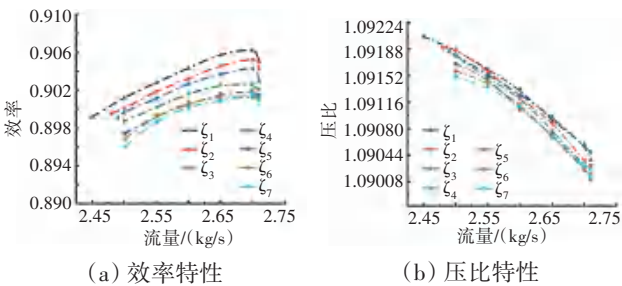


图14 不同间隙压气机特性曲线

从图中可见,相比非均匀叶顶间隙变化,均匀间隙具有更好的压气机特性和最小的失速流量。随着收缩比的增大,压气机压比特性和效率特性均有不同程度的降低。针对 ξ_1 最高效率点特性和流量,不同叶顶间隙收缩比对特性影响见表5。

表5 不同叶顶间隙收缩比对特性影响

收缩比类型	效率相对变化/%	压比相对变化/%
$\xi_1=1.0$	0	0
$\xi_2=1.06$	-0.110	-0.014
$\xi_3=1.4$	-0.139	-0.018
$\xi_4=2.0$	-0.391	-0.024
$\xi_5=5.0$	-0.469	-0.034
$\xi_6=9.0$	-0.542	-0.043
$\xi_7=19.6$	-0.489	-0.049

当达到一定收缩比后,压气机特性曲线出现交叉,此时收缩比继续增大对于压气机特性无明显影响。

在压气机双参数喘振控制中,喘振裕度为^[15]

$$S_M = \left(\frac{m_d}{m_s} \times \frac{\pi_s^*}{\pi_d^*} - 1 \right) \times 100\% \tag{2}$$

式中： S_M 为喘振裕度值； m 为流量值；下标s和d分别代表近失速工况点和最高效率点； π_s^* 为失速时压比； π_d^* 为设计压比。

随着收缩比的增大,压气机喘振裕度降低,影响了压气机在小流量点的稳定运行。喘振裕度如图15所示,但当收缩比增大到一定程度时,喘振裕度不再发生明显变化。相比于均匀叶顶间隙,最大喘振裕度降低21.6%。

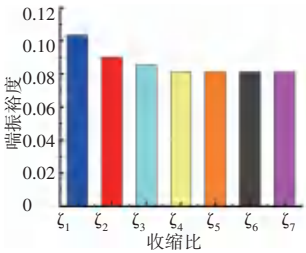


图15 喘振裕度

2.3 轴向非均匀叶顶间隙对压气机流场影响

为了更深层次研究叶顶间隙轴向非均匀变化对于压气机性能影响的机理,选取实际的叶顶间隙计算结果 ξ_2 以及算例中最大收缩比 ξ_7 2种情况进行对比

在 ξ_7 近失速流量点下,研究不同非均匀叶顶间隙对流场稳定性的影响机制。0.98叶高处S1流面马赫数分布如图16所示。从图中可见,虽然动叶流道中二者低速区域面积相差不大,但随着前缘/尾缘叶顶间隙比的增大,动叶前缘处马赫数相对增大。主要因为在压差的驱使下,从叶片压力面到吸力面具有更多叶顶泄漏流,导致前缘吸力面处存在高马赫数流动。 ξ_7 中静叶尾缘处低速区域范围比 ξ_2 情况下的更大,流体在静叶叶背已经发生了流动分离并且与尾迹发生混合扩大了低速区。



图16 0.98叶高处S1流面马赫数分布

动叶、静叶静熵切片如图17所示。参考压力为101.3 MPa、参考温度为25℃时,静熵为0。图(a)、(b)中,左侧为动叶流道中静熵切片,左侧右侧为0.98叶高处动叶流道静熵。 ξ_7 中动叶叶顶处静熵增大主要是由于叶顶泄漏涡本身的熵增以及与主流的相互掺

混,静熵增面积以及强度较 ξ_2 有部分的增加,但是基本相差不大。此外,动叶计算域中叶顶流线较为集中,叶顶泄漏涡相比 ξ_2 有着较大卷吸能力。 ξ_7 中静子尾缘处高静熵区域更大,损失大部分来自于静子叶背处流动分离以及尾迹损失。

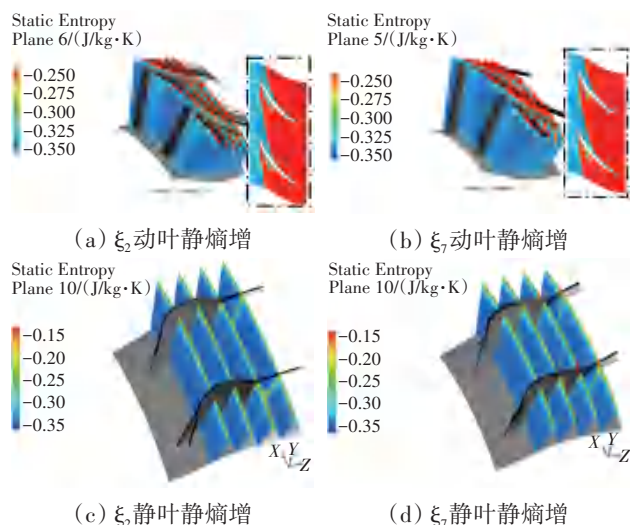


图17 动叶、静叶静熵切片

为深入研究动叶叶顶间隙非均匀性对于静叶造成的熵增机理,对静叶进口气流角度以及叶顶流场等进行了分析。

0.98动叶叶高静压分布如图18所示,所包围的面积通常为叶片的负载。在前缘处,2种非均匀间隙的叶片表面压力分布几乎重合,然而到了0.3无量纲轴向位置处,差别逐渐变大。约在0.65轴向位置处, ξ_2 与 ξ_7 吸力面的静压差别最大,说明 ξ_7 静叶后半部分的负载较小,叶背后半部分静压分布较高且逆压力梯度较大,附面层发展较快。动叶出口气流相对速度流动角度如图19所示。当流动角度增大时,在相

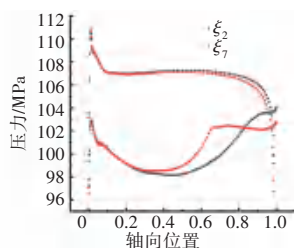


图18 0.98动叶叶高静压分布

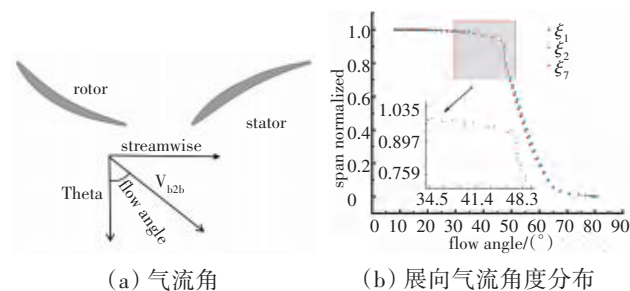


图19 动叶出口气流相对速度流动角度

同圆周速度的情况下则会导致静叶前的进口绝对速度偏向叶背处,故而 ξ_7 静叶进口前的速度方向攻角更大, ξ_7 相较于 ξ_2 在此处也更容易发生流动分离。

3 结论

(1)试验件轴向位置叶顶间隙的非均匀性影响因素归结于离心力、热应力、流场压力以及重力。其中,离心力的影响较大,在设计转速下影响占比高于70%。主要原因是轴流压气机轮毂直径的增加导致流道形状变化。

(2)随着前缘与后缘叶顶径向间隙比的增大,压气机效率与压比特性逐渐降低,其中 $\xi=5$ 时,最高效率相比于均匀间隙情况下的降低0.47%,最高压比降低0.034%,随后继续增大收缩比,压气机效率、压比特性降低不明显。压气机喘振裕度减小,稳定工作范围进一步降低,最大喘振裕度可降低21.6%。

(3)叶顶间隙的轴向非均匀分布会导致转子通道内流场流动改变,造成动叶出口处气流方向偏转增大,下游静子叶顶区域吸力面静压分布梯度增大,加快附面层发展速度,促进流动分离,扩大尾迹区域范围。

参考文献:

- [1] Cheng H, Lu X, Zhao S, et al. Effect of tip clearance variation in the transonic axial compressor of a miniature gas turbine at different Reynolds numbers[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 128: 107793.
- [2] Berdianier R A, Key N L. The effects of tip leakage flow on the performance of multistage compressors used in small core engine applications [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(5): 052605.
- [3] Zhang L, Wang S, Hu S. Role of tip leakage flow in an ultra-highly loaded transonic rotor aerodynamics[J]. Energy, 2024, 286: 129596.
- [4] 魏嵘,尹松,郭海宁,等. 转子叶尖间隙对高负荷压气机性能影响的数值计算和试验验证[J]. 航空发动机, 2023, 49(6): 14-18.
WEI Lai, YIN Song, GUO Haining, et al. Numerical calculation and experimental verification of rotor-tip-clearance effects on high-load compressor[J]. Aeroengine, 2023, 49(6): 14-18. (in Chinese)
- [5] Hewkin-Smith M, Pullan G, Grimshaw S D, et al. The role of tip leakage flow in spike-type rotating stall inception[J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(6): 061010.
- [6] Zhu W, Wang S, Zhang L, et al. Effect of tip clearance size on the performance of a low-reaction transonic axial compressor rotor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2020, 234(2): 127-142.
- [7] Zhang B. Combined control of variant clearance and casing aspiration

- on tip flow field and instability of a transonic compressor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 127: 107702.
- [8] Li Z H. Effect of nonuniform tip clearance on the performance of transonic axial compressors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(3): 808–818.
- [9] Zhang G H, Li Z P, Cao Z Y, et al. Numerical investigation on the influence of nonuniform tip clearance on rotor tip-clearance flow field structure[J]. *Heliyon*, 2024, 10(3): e25296.
- [10] 张成烽, 张国臣, 徐志晖, 等. 转子叶尖间隙形状对跨声速轴流压气机性能影响机理分析[J]. *航空发动机*, 2023, 49(3): 66–74.
- ZHANG Chengfeng, ZHANG Guochen, XU Zhihui, et al. Analysis of effect mechanism of rotor tip clearance shapes on transonic axial compressor[J]. *Aeroengine*, 2023, 49(3): 66–74. (in Chinese)
- [11] 向宏辉, 葛宁, 高杰, 等. 周向非均匀叶尖间隙对轴流压气机性能的影响[J]. *航空学报*, 2018, 39(2): 66–77.
- XIANG Honghui, GE Ning, GAO Jie, et al. Effect of circumferential non-uniform tip clearance on performance of axial compressor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(2): 66–77. (in Chinese)
- [12] Graf M B, Wong T S, Greitzer E M, et al. Effects of nonaxisymmetric tip clearance on axial compressor performance and stability[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 648–661.
- [13] 李剑雄, 陈颖秀, 侯安平. 非均匀间隙下进气畸变对风扇性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(3): 532–539.
- LI Jianxiong, CHEN Yingxiu, HOU Anping. Effects of inlet flow distortion on fan performance under nonuniform tip clearance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(3): 532–539. (in Chinese)
- [14] 林琳. 小型压气机试验器小容腔节流装置的设计[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2002(2): 47–49.
- LIN Lin. Design of a chamber throttle device for a miniature compressor test rig[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2002(2): 47–49. (in Chinese)
- [15] 龚文琴, 周佳星, 辛佳, 等. 倾斜式周向槽机匣处理对压气机稳定性的影响[J]. *航空发动机*, 2024, 50(1): 64–71.
- GONG Wenqin, ZHOU Jiaxing, XIN Jia, et al. Influence of inclined circumferential groove casing treatment on compressor stability[J]. *Aeroengine*, 2024, 50(1): 64–71. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)

涡轮叶片温度场多光谱辐射测温技术

徐春雷¹, 张学聪², 宋振宇¹, 王 军¹, 闻泽智¹, 马斯博¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要:为了解决航空发动机涡轮叶片表面温度场精确测量的技术难题, 搭建了多光谱辐射测温系统, 开展了涡轮叶片温度场多光谱辐射测温技术研究。根据发动机测试需求, 设计开发了发动机原位测试改装方案, 可在不开孔、不焊接等情况下实现涡轮叶片表面温度场测量。采用该多光谱辐射测温系统完成了发动机整机状态下的涡轮转子叶片表面温度场测量, 获取了涡轮叶片叶背侧的温度数据。利用开发的 3 维温度场投影软件, 将测量得到的温度场图像投影到涡轮叶片真实模型上。结果表明: 多光谱测温比单光谱测温的精度更高, 被测涡轮叶片的高温区域位于叶片尾缘和叶片中截面位置, 在叶片中间上部和下部各存在 1 个相对低温区域。测试结果验证了叶片冷却设计合理、实用。

关键词:多光谱辐射测温; 涡轮叶片; 表面温度场; 航空发动机

中图分类号: V263.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.003

Multispectral Radiation Thermometry for Temperature Field Measurement of Turbine Blades

XU Chun-lei¹, ZHANG Xue-cong², SONG Zhen-yu¹, WANG Jun¹, WEN Ze-zhi¹, MA Si-bo¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. AVIC Beijing Changcheng Institute of Metrology and Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: To address the technical challenges in accurately measuring the surface temperature field of turbine blades in aeroengines, a multispectral radiation thermometry system was established, and research on multispectral radiation thermometry for turbine blade temperature fields was conducted. According to the engine testing requirements, an in-situ engine test modification scheme was designed and developed, enabling the measurement of turbine blade surface temperature fields without drilling or welding operations on the engine. Using this multispectral temperature measurement system, the surface temperature fields of turbine rotor blades were successfully measured under whole-engine conditions, and the temperature data on the convex side of the turbine blade were obtained. A developed 3D temperature field projection software was employed to map the temperature field images onto the actual turbine blade model. The test results show that multispectral temperature thermometry offers higher accuracy than single-wavelength thermometry. The high-temperature zones of the turbine blade were located at the trailing edge and the mid-span section of the blade, with one relatively low-temperature zone each in the upper and lower middle regions of the blade. The test results verified the rationality and practicality of the blade cooling design.

Key words: multispectral radiation thermometry; turbine blade; surface temperature field; aeroengine

0 引言

发动机作为飞机和燃气轮机的“心脏”, 是决定其性能的核心关键, 属于国家战略核心装备, 是国家科技、工业和国防实力的重要体现^[1-2]。提高涡轮进口温度是提高发动机性能的最直接手段。随着涡轮进口温度的不断升高, 发动机涡轮叶片承受着极大的热负

载和机械负载, 其温度水平和温度梯度决定了发动机寿命和可靠性。因此, 需要测量涡轮工作叶片的表面温度, 为涡轮叶片的冷却设计验证、寿命评估、故障监测等研究提供关键数据支持。但由于发动机涡轮叶片工作在高温、高压、高转速、强振动、狭小空间的环境下, 常规的温度测量手段并不适用, 因此该领域也成为了国内外学者的研究重点^[3-4]。目前发动机涡轮

收稿日期: 2024-04-08 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 徐春雷 (1986), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 徐春雷, 张学聪, 宋振宇, 等. 涡轮叶片温度场多光谱辐射测温技术[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 17-21. XU Chunlei, ZHANG Xuecong, SONG Zhenyu, et al. Multispectral radiation thermometry for temperature field measurement of turbine blades[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 17-21.

叶片表面温度测试方法分为接触式测温和非接触式测温2类。接触式测温方法有热电偶、示温漆、晶体测温等。热电偶通常采用开槽埋偶方式进行安装测量,存在破坏叶片结构、测点少、测试引线复杂等缺点;示温漆可用于大面积温度测试,但附着力低,容易被吹掉或者受到污染;晶体测温安装方便,但只能测量温度历程中的最高温度。非接触辐射测温方法具有测温上限高、动态响应快、不干扰被测对象温度场等优点,在发动机涡轮叶片表面温度测试中受到广泛关注^[5-6]。

国外研究中,Rotadata公司最早开展辐射测温技术研究,开发的Rotamap系列红外高温计应用于多型号发动机测试中^[7-8];美国GE公司提出了一种利用光学传感器实现涡轮叶片温度测量的方法;英国LAND公司研制的FP11型光纤高温计用于涡轮叶片温度测量,测温范围达到600~1300℃,精度为($\pm 0.25\%$) +2℃^[9]。中国也开展了相关研究,敖晨阳等^[10]研究了单点式涡轮叶片辐射测温方法,并应用于燃气轮机涡轮叶片表面温度测试;熊兵等^[11]测量了燃气轮机2级涡轮转子叶片表面温度;杨晨等^[12]利用辐射测温系统对涡轮叶片叶背排气边表面温度进行测量。但上述研究均采用单波长辐射测温技术,测温精度受背景环境干扰和叶片表面发射率影响。

本文针对发动机涡轮转子叶片表面温度场测量难题,开展了多光谱辐射测温技术研究。

1 多光谱辐射测温原理及系统

1.1 多光谱辐射测温原理

多光谱辐射测温原理为在1个仪器中制成多个光谱通道,利用多个光谱的物体辐射亮度测量信息,再经过数据处理而得到被测物体的温度。

如果多光谱温度计有 n 个通道,则第 i 个通道测量得到的电压为 V_i , $i=1, 2, \dots, n$ 。根据普朗克公式得到各通道探测器的输出电压为

$$V_i = A_i \cdot \varepsilon \cdot \frac{c_1}{\lambda_i^5 \exp(c_2/\lambda_i T - 1)} \quad (1)$$

式中: A_i 为只与波长有关而与温度无关的常数,与该波长下探测器的光谱响应率、光学元件透过率、几何尺寸有关; ε 为物体的发射率系数; c_1 、 c_2 为普朗克第1、第2辐射常数; λ_i 为第 i 通道下的波长,um, T 为物体的温度, K。

当 $\lambda_i \cdot (T - 273) < 3120 \mu\text{m} \cdot ^\circ\text{C}$ 时,式(1)可以简化为

$$V_i = A_i \cdot \varepsilon \cdot \frac{c_1}{\lambda_i^5 \exp(c_2/\lambda_i T)} \quad (2)$$

式(2)为单波长辐射测温仪的测温模型。通过式(2)可知测温结果受涡轮叶片表面发射率的影响。

根据多光谱辐射测温原理,第 i 个通道的输出电压 V_i 和在定点黑体(发射率为1)参考温度 T' 下第 i 个通道的输出电压 V_i' 分别为

$$V_i = A_{\lambda_i} \cdot \varepsilon(\lambda_i, T) \cdot \frac{c_1}{\lambda_i^5 \exp(c_2/\lambda_i T)} \quad (3)$$

$$V_i' = A_{\lambda_i} \frac{c_1}{\lambda_i^5 \exp(c_2/\lambda_i T')} \quad (4)$$

式中: A_{λ_i} 为 λ_i 波长下的常数。

式(3)与式(4)相除以消除各通道的仪器常数

$$\frac{V_i}{V_i'} = \varepsilon(\lambda_i, T) \exp\left(\frac{c_2}{\lambda_i T'} - \frac{c_2}{\lambda_i T}\right) \quad (5)$$

根据文献[13],有效发射率与波长在一定范围内呈线性关系,目标发射率的方程为

$$\ln \varepsilon(\lambda, T) = a + b\lambda \quad (6)$$

式中: λ 为波长; a 、 b 为线性系数。

因此当测量4个通道时,就能够得到方程组

$$\begin{cases} a + \lambda_1 \cdot b + \left(-\frac{c_2}{\lambda_1}\right) \cdot \frac{1}{T} = \ln\left(\frac{V_{\lambda_1}}{V_{\lambda_1}'}\right) - \frac{c_2}{\lambda_1 T'} \\ a + \lambda_2 \cdot b + \left(-\frac{c_2}{\lambda_2}\right) \cdot \frac{1}{T} = \ln\left(\frac{V_{\lambda_2}}{V_{\lambda_2}'}\right) - \frac{c_2}{\lambda_2 T'} \\ a + \lambda_3 \cdot b + \left(-\frac{c_2}{\lambda_3}\right) \cdot \frac{1}{T} = \ln\left(\frac{V_{\lambda_3}}{V_{\lambda_3}'}\right) - \frac{c_2}{\lambda_3 T'} \\ a + \lambda_4 \cdot b + \left(-\frac{c_2}{\lambda_4}\right) \cdot \frac{1}{T} = \ln\left(\frac{V_{\lambda_4}}{V_{\lambda_4}'}\right) - \frac{c_2}{\lambda_4 T'} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\lambda_1 \sim \lambda_4$ 为4个通道下的波长; $V_{\lambda_1} \sim V_{\lambda_4}$ 为4个波长下的输出电压。

用矩阵形式可以表达为

$$Mx = v \quad (8)$$

$$M = \begin{bmatrix} 1 & \lambda_1 & -c_2/\lambda_1 \\ 1 & \lambda_2 & -c_2/\lambda_2 \\ 1 & \lambda_3 & -c_2/\lambda_3 \\ 1 & \lambda_4 & -c_2/\lambda_4 \end{bmatrix}, V = \begin{bmatrix} \ln(V_{\lambda_1}/V_{\lambda_1}') - c_2/(\lambda_1 T') \\ \ln(V_{\lambda_2}/V_{\lambda_2}') - c_2/(\lambda_2 T') \\ \ln(V_{\lambda_3}/V_{\lambda_3}') - c_2/(\lambda_3 T') \\ \ln(V_{\lambda_4}/V_{\lambda_4}') - c_2/(\lambda_4 T') \end{bmatrix},$$

$$x = \begin{bmatrix} a \\ b \\ 1/T \end{bmatrix} \quad (9)$$

在式(9)中有 a 、 b 、 T 3个未知数,与发射率无关。在工程应用中,采用更多的波段可以在一定程度上抑制噪声干扰。经过测试,4波段是相对平衡、效果好的设计,通过求解式(9)即可求得目标温度 T 。

1.2 多光谱辐射测温系统

基于多光谱辐射测温原理,开发了涡轮叶片表面温度多光谱辐射测温系统,如图1所示。测试系统由固定镜探针、气缸活塞及吹扫缸、电子盒、控制盒、上位机、转子定位仪以及气源控制系统组成。固定镜探针在上位机指令控制下,由气缸活塞带动,深入发动机流道进行涡轮叶片表面温度场测试。非测试时探针缩回在流道外。探针采集的涡轮叶片辐射能量在电子盒进行分光处理,控制盒负责控制仪器采集和驱动探针运动。转子定位仪可将发动机原始转速信号处理成标准电压信号,用于温度场图像锁相处理。气源控制系统可根据发动机状态调节冷却气量,用于探针冷却和驱动探针运动。在电子盒中设置了4个光谱通道,利用4个光谱通道下的测量数据,通过多光谱算法,将被测涡轮叶片的真实温度解算出来。由于不需要输入被测叶片的发射率,因此多光谱测温系统相比单波长系统能有效提高测温精度。



图1 涡轮叶片表面温度多光谱辐射测温系统

对于燃气中的水蒸气、 CO_2 等具有吸收和辐射特性的气体,在设计多光谱辐射测温系统时通过合理选择测量波段,使其避开高温燃气的选择性吸收或辐射波段,减小或避免高温燃气对测量精度的影响。对于测温过程中的高温背景辐射干扰,可以采用辐射角系数法,对测温结果进行修正^[14-15]。

温度场测量原理如图2所示。当涡轮转子叶片静止时,由于探针沿叶片径向运动,实际上是实现线的温度测量。当涡轮转子叶片转动,同时探针沿叶片



(a) 叶片静止 (b) 叶片旋转

图2 温度场测量原理

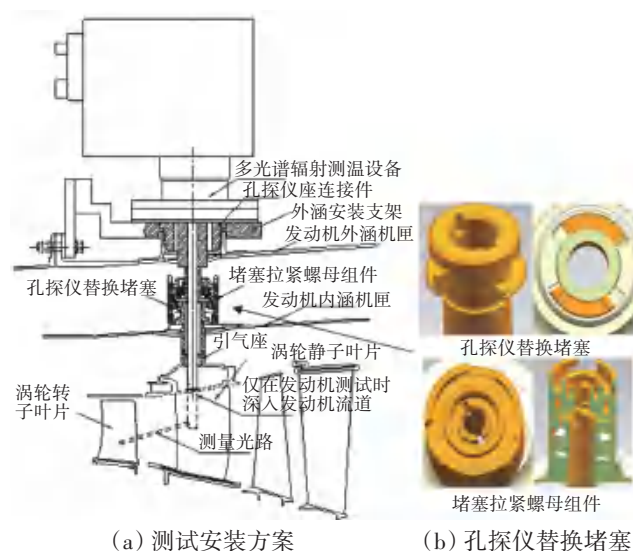
径向运动时,测试系统实现了涡轮叶片温度场的测量。

2 测试系统安装及冷却

2.1 测试系统安装方案

为了实现发动机涡轮叶片表面温度场测量,需将多光谱辐射测温系统固定安装到发动机上。考虑到发动机出厂等试车环境使用,应在尽可能小的测试改装情况下实现涡轮转子叶片温度场测量。因此,设计了一套可实现发动机原位安装的测试安装方法。

测试系统在发动机上的安装方案如图3所示。由于固定镜探针尺寸做的很小(直径8 mm),可以利用发动机孔探针孔进行安装。设计外部安装支架,安装支架通过发动机安装边和内涵孔探针安装座进行安装,多光谱辐射测温设备安装在外部安装支架上。设计孔探针替换堵塞,其下端与机匣孔探针座形成小间隙封严,周向通过高低2个凸台实现防转,安装时通过螺纹实现径向拉紧,使替代堵塞与燃烧室机匣贴合,实现各层机匣之间的密封。在堵塞拉紧螺母组件上表面设计浮动片,使多光谱探针和各层机匣之间留有活动空间。浮动片上均有“一字”通槽,为实现堵塞的拆卸旋转提供空间。整套测试改装系统均为螺栓或螺纹连接,不需要对发动机机匣进行额外开孔或焊接。因此测试改装量小,可在试车台上完成多光谱测温设备安装与拆卸。



(a) 测试安装方案 (b) 孔探针替换堵塞

图3 发动机测试安装方案

2.2 测试系统冷却方案

由于发动机内部温度较高,因此设计了一套利用

液氮汽化提供压力的冷却气源系统,使用该系统对测试探针进行冷却。该系统冷却介质纯净,且温度更低。同时外加控制系统,可以根据发动机流道参数调节冷却压力,避免冷却过量对发动机造成影响。冷却气源系统如图4所示。



图4 冷却气源系统

3 测试结果分析

使用多光谱辐射测温系统完成了发动机整机状态下的涡轮叶片表面温度场测试,本次测量的是转子叶片叶背及排气边的表面温度。涡轮叶片表面温度场测量结果如图5所示。孔探针孔为第1号叶片,叶片号沿逆时针方向增大。高温区域位于叶片尾缘位置。调色板颜色越亮代表温度值越高。

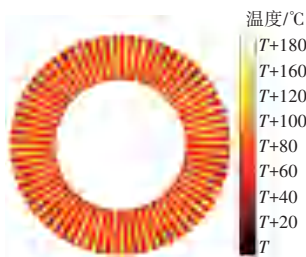


图5 涡轮叶片表面温度场测量结果

提取出其中1片叶片表面温度分布并投影到涡轮叶片模型上,结果如图6所示。图中,颜色越亮代表温度越高。通过实测温度场图像可知,高温区域位于叶片尾缘和叶片中间位置,在叶片叶背上部和下部各存在1个相对低温区域。因为燃气在叶片中截面温度最高,叶片底部冷却气品质较好,同时该叶片在叶尖加强了换热设计。测试结果验证了叶片冷却设计。

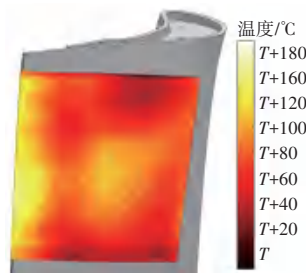


图6 单片涡轮转子叶片表面温度场

选取探头行程13、16、30 mm半径下各叶片表面温度测量数据,在探头不同行程下(通过发动机结构关系可折算到叶片半径),测量得到叶片最高温度、最低温度,以及叶片温度偏差等信息。不同叶高下叶片温度分布如图7所示。由于叶片冷却气孔加工质量不同,因此不同叶片之间的冷却效果往往存在偏差。



图7 不同叶高下叶片温度分布

4 结论

(1)采用多光谱方法可解算涡轮叶片的真实温度。由于不需要输入被测叶片的发射率,因此采用多光谱方法的测温精度比传统单光谱测温方法的更高。

(2)采用发动机原位安装的测试改装方案,不需要对机匣进行开孔/焊接等额外测试改装工组,其余的测试改装均为可恢复性测试改装。对发动机测试改装需求少,测试改装工作量小,适用于批产发动机出厂测试。

(3)开发了3维温度场分析软件,可将测量得到的涡轮叶片表面温度投影到涡轮叶片3维模型上,更加直观地分析测量得到的温度数据和涡轮叶片冷却结构关系。

参考文献:

- [1] 王振华,王亮.航空发动机试验测试技术发展探讨[J].航空发动机, 2014,40(6):47-51.
WANG Zhenhua, WANG Liang. Development of aeroengine testing measurement technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(6): 47-51. (in Chinese)
- [2] 王亮,孙颖.航空发动机测试数据准确度和可靠性保证[J].航空发动机, 2023,49(5):64-77.
WANG Liang, SUN Ying. On ensuring the accuracy and reliability of aeroengine test data[J]. Aeroengine, 2023, 49(5): 64-77. (in Chinese)
- [3] Wei Z Y, Zhang S G, Jafari S, et al. Gas turbine aero-engines real time on-board modeling: a review, research challenges, and exploring the future[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 121(2020): 1-16.
- [4] 蔡静,杨永军,赵俭,等.航空发动机热端表面温度场测量[J].计测技术, 2009,29(1):1-3.
CAI Jing, YANG Yongjun, ZHAO Jian, et al. Aero-engine hot end surface temperature field measurement[J]. Metrology and Measurement Technology, 2009, 29(1): 1-3. (in Chinese)
- [5] 张志学,薛秀生,阮永丰,等.SiC晶体测温技术研究[J].中国测试, 2017,43(5):1-4.
ZHANG Zhixue, XUE Xiusheng, RUAN Yongfeng, et al. Research of temperature measurement technology based on SiC crystal[J]. China Measurement & Test, 2017, 43(5): 1-4. (in Chinese)
- [6] 李杨,陈洪敏,熊庆荣.不可逆温涂料的发展及应用[J].中国涂料, 2010,25(5):16-19.
LI Yang, CHEN Hongmin, XIONG Qinrong. Development and application of irreversible temperature indicating coatings[J]. China Coatings, 2010, 25(5): 16-19. (in Chinese)
- [7] Douglas J, Smith C A, Taylor S J R. An integrated approach to the application of high bandwidth optical pyrometry to turbine blade surface temperature mapping[J]. IEEE, 1999, 4: 1-6.

- [8] Markham J R, Latvakoski H M, Frank S L F, et al. Simultaneous short and long wavelength infrared pyrometer measurements in a heavy duty gas turbine[R]. ASME 2001-GT-0026.
- [9] 王超, 苟学科, 段英, 等. 航空发动机涡轮叶片温度测量综述[J]. 红外与毫米波学报, 2018, 37(4): 501-512.
- WANG Chao, GOU Xueke, DUAN Ying, et al. A review of aero-engine turbine blade temperature measurement[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2018, 37(4): 501-512. (in Chinese)
- [10] 敖晨阳, 王强, 冯驰. 燃气轮机涡轮叶片多光谱辐射测温技术研究[J]. 舰船电子工程, 2020, 40(9): 142-146.
- AO Chenyang, WANG Qiang, FENG Chi. Research on multi-spectral radiation temperature measurement technology for gas turbine blades[J]. Ship Electronic Engineering, 2020, 40(9): 142-146. (in Chinese)
- [11] 熊兵, 侯敏杰, 陈洪敏, 等. 辐射测温技术在涡轮叶片温度场中的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(3): 50-54.
- XIONG Bing, HOU Minjie, CHEN Hongmin, et al. Application of infrared thermometer in turbine blade temperature field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(3): 50-54. (in Chinese)
- [12] 杨晨, 郑登强. 航空发动机涡轮转子叶片表面温度测量研究[J]. 测控技术, 2008, 27(1): 58-61.
- YANG Chen, ZHENG Dengqiang. Research on surface temperature measurement of aeroengine turbine rotor blades[J]. Measurement & Control Technology, 2008, 27(1): 58-61. (in Chinese)
- [13] 张磊. 基于光谱识别的多光谱测温技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- ZHANG lei. Research on multi-spectral temperature measurement technology based on spectrum recognition[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [14] 张先岐. 基于有效发射率的涡轮叶片红外辐射测温方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2023.
- ZHANG Xianqi. Research on infrared radiation temperature measurement method of turbine blades based on effective emissivity[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2023. (in Chinese)
- [15] 高山, 熊新梦, 刘海龙. 基于红外辐射的发动机涡轮叶片温度测量方法综述[J]. 计测技术, 2024, 44(4): 1-28.
- GAO Shan, XIONG Xinmeng, LIU Hailong. Overview of temperature measurement methods for engine turbine blades based on infrared radiation[J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(4): 1-28. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)

旋转数变化对 U 型带肋内冷通道换热的影响

于冠龙¹, 罗美千子², 于子杰³, 董平³

(1. 海装沈阳局驻沈阳地区第二军事代表室, 沈阳 110043; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;
3. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 为了研究旋转数变化对燃机涡轮 U 型带肋内冷通道流动与换热的影响机理, 开展了旋转工况下 U 型冷却通道壁面气热试验的数值模拟和涡轮叶片 U 型内冷带肋通道的气热数值模拟。结果表明: 基准 (BSL) 形式雷诺应力模型对旋转通道的传热数值模拟具有更高的计算精度; 随着旋转数的增大, U 型通道整体的换热能力随之提高, 由于柯氏力作用方向的变化, U 型通道进口段和出口段换热增强的方向相反; 通过分析燃机动叶 U 型带肋内冷通道的数值计算结果发现, 随着旋转数的增大, U 型带肋通道整体的换热能力随之提高; 相较于光滑通道, 带肋通道内柯氏力产生的流动偏转相对较弱, 交叉平行肋片干扰径向流动, 并延缓了出口段两侧壁面沿程换热能力的衰减, 使带肋通道的沿程努塞尔数分布更均匀。

关键词: 涡轮冷却; U 型带肋通道; 雷诺应力模型; 旋转数; 流动与换热

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.004

Effects of Rotation Number Variation on Heat Transfer of Turbine Blade with Ribbed U-Shaped Internal Cooling Channels

YU Guan-long¹, LUO Mei-qianzi², YU Zi-jie³, DONG Ping³

(1. Second Military Representative Office of the Naval Equipment Department in Shenyang, Shenyang 110043, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;

3. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: To investigate the influence mechanism of rotation number variation on the flow and heat transfer characteristics of ribbed U-shaped internal cooling channels in gas turbine blades, numerical simulations were conducted on both the aerothermal experiments of U-shaped cooling channel walls under rotating conditions and the aerothermal performance of ribbed U-shaped internal cooling channels in turbine blades. The results show that the baseline (BSL) form of the Reynolds stress model exhibits higher computational accuracy in simulating heat transfer in rotating channels. As the rotation number increases, the overall heat transfer capacity of the U-shaped channel improves. Due to the change in the direction of the Coriolis force, the heat transfer enhancement directions are opposite between the inlet and outlet sections of the U-shaped channel. By analyzing the numerical calculation results of the ribbed U-shaped internal cooling channel in the turbine blade, it is found that as the rotation number increases, the overall heat transfer capacity of the ribbed U-shaped channel improves. Compared to smooth channels, the flow deflection caused by the Coriolis force in ribbed channels is relatively weaker. The cross-parallel ribs interfere with the radial flow and delay the decay of heat transfer capacity along the side walls in the outlet section, resulting in a more uniform distribution of the local Nusselt number along the ribbed channel.

Key words: turbine blade internal cooling; ribbed U-shaped channel; Reynolds stressing model; rotation number; flow and heat transfer

0 引言

U 型内冷通道为燃机涡轮动叶广泛使用的冷却

结构, 高速旋转所产生柯氏力会使流体在 U 型内冷通道形成偏移流动的双涡结构, 导致旋转工况与静止工况下通道内的流动与换热产生很大区别。

收稿日期: 2024-03-28 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 于冠龙 (1983), 男, 工程师。通信作者: 董平 (1974), 男, 博士, 副教授。

引用格式: 于冠龙, 罗美千子, 于子杰, 等. 旋转数变化对 U 型带肋内冷通道换热的影响[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 22-27. YU Guanlong, LUO Meiqianzi, YU Zijie, et al. Effects of rotation number variation on heat transfer of turbine blade with ribbed U-shaped internal cooling channels[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 22-27.

针对旋转对于涡轮内冷通道流动与换热的影响,国内外许多学者都进行了研究。邓宏武等^[1]发现随着旋转数的增大,光滑 U 型通道相应的临界旋转数随无量纲位置的增加而减小;Han 等^[2]通过试验发现内冷通道努塞尔数变化的原因是柯氏力和旋转浮力的综合作用;程俊华等^[3]对光滑 U 型通道旋转传热试验表明在弯道效应减弱后柯氏力和浮升力的交互作用才得以显现;魏宽等^[4]利用试验研究发现旋转数变化产生的柯氏力不稳定性引起二次流,并使得后缘边界层速度型出现了拐点;Qahtani 等^[5]和 Huh 等^[6]研究发现旋转主要影响光滑通道的壁面换热,对带肋通道两侧壁面的换热影响较小;王彦红等^[7]研究发现,弯通道离心力导致加热侧局部换热受到削弱;Schüler 等^[8]发现 SST 湍流模型不能准确捕捉转弯段及后方通道的复杂流动和湍流各向异性,Goehring 等^[9]得到了类似的结论。上述研究中的雷诺时均湍流模型(Reynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS)无法精确解析 U 型通道内复杂的流场和传热特征。雷诺应力模型(Reynolds Stress Model, RSM)由 7 个附加输运方程组成,对于雷诺应力各向异性流动问题具有更好的解析能力,因此更细致地考虑流线曲率、旋流、旋转等因素对于流动的影响,在求解复杂流动时具有更高的计算精度。李捷等^[10]在对典型试验进行数值模拟后,发现基准(Baseline, BSL) $k-\omega$ 湍流模型联合显示代数雷诺应力模型(Explicit Algebraic Reynolds Stress Model, EARSM)对于强迫对流工况的计算结果优于其他湍流模型的。

本文选用不同雷诺应力模型对旋转条件下 U 型内冷通道的气动和换热进行数值模拟,评估不同雷诺应力模型对旋转 U 型内冷通道气动和换热的计算精度。

1 U 型光滑内冷通道旋转试验的数值模拟

1.1 计算模型

为了评估和验证 RSM 湍流模型对于旋转内冷通道流动与换热特性的计算精确度,选用文献[1]中关于 U 型内冷通道旋转试验数据作为研究基础。计算模型如图 1 所示。

通道为沿流向均匀的正方形截面通道,水力直径为 $D=24\text{ mm}$ 。为了使流动充分发展,进、出口延展段长度采用 3 倍进口水力直径。按照文献[1]的试验设置,数值计算的 U 型通道由 19 个基本单元组成,包括

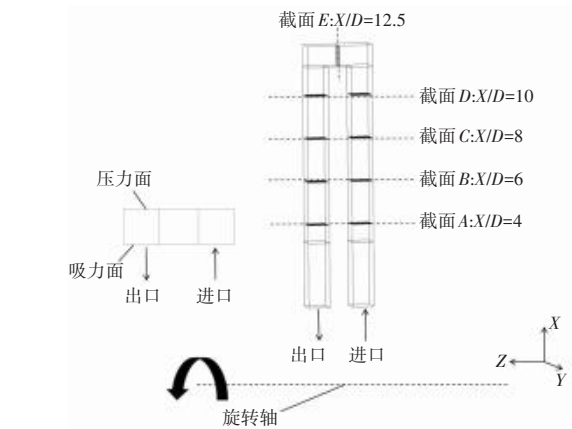


图 1 计算模型

径向外流以及径向来流通道各有 8 个 $24\text{ mm}\times 24\text{ mm}\times 23\text{ mm}$ 单元块,转弯段两边为 2 个 $24\text{ mm}\times 24\text{ mm}\times 24\text{ mm}$ 单元块以及中间 1 个 $24\text{ mm}\times 24\text{ mm}\times 26\text{ mm}$ 单元块,每个单元块依照试验工况设置热边界条件。旋转轴设定为 Z 轴,旋转方向按 Z 轴负向右手定则,从压力面向吸力面方向旋转。

计算工况见表 1, U 型通道进口雷诺数与试验工况一致,计算方案中的使用的旋转数 R_o 为

$$R_o = \frac{\omega D_h}{V_o} \tag{1}$$

式中: ω 为旋转角速度; D_h 为通道进口段水力直径; V_o 为通道进口段平均速度。

U 型通道采用分块结构化网格,为了验证模型网格无关性,计算静止条件($R_o=0$)进口段雷诺数 $Re=10000$ 工况下的壁面努塞尔数,网格数量加密设置为 100~600 万,边界层设置 $y^+<1$ 。网格划分如图 2 所示,网格无关性验证如图 3 所示。从图 3 中可见,当网格数量达到 250 万时,通道壁面的平均努塞尔数误差波动小于 1%,综合考虑计算时长与计算精度,选用 250 万网格可满足计算要求。

表 1 计算工况

	Re	R_o
1	10000	0
2	10000	0.40
3	50000	0.08



图 2 网格划分

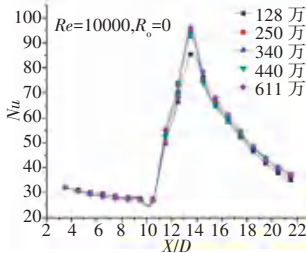


图 3 网格无关性验证

1.2 计算结果分析

以文献[1]中的试验数据作为对比基础,选用壁面努塞尔数 Nu 作为壁面换热的评估参数。试验采用的

Nu 与换热系数 h 分别为

$$Nu = \frac{hD_h}{\lambda} \quad (2)$$

$$h = \frac{Q_{net}}{A(T_w - T_b)} \quad (3)$$

式中: λ 为导热系数; Q_{net} 为测点壁面净换热量; A 为测点换热面积; T_w 为测点壁面平均温度; T_b 为测点所处局部主流平均温度。

根据理论分析,U型通道在无旋转静止条件下,气体流动应呈现对称流动特征,在进口段,管流特征比较明显,但当气体进行U型急转弯后,会在弯头下游背风处区域形成低速漩涡区,并由于壁面效应作用,出气段内的流动呈现出比较强烈的旋流特征。低速旋流区的出现相当于变相使通流有效面积减小,主流形成比较强烈的加速区域作用以保证流动质量守恒。转弯段速度矢量如图4所示。

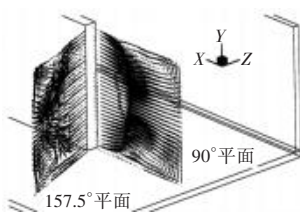


图4 转弯段速度矢量^[11]

在U型通道旋转工况条件下,除了上述典型U型通道内的流动特征外,高速旋转所产生的柯氏力会使得通道内的流动和换热发生复杂变化。总体而言,柯氏力作用会使得径向流动向柯氏力作用方向发生偏转,并产生对涡结构,偏转后的气体被压制在指向壁面上,气体与壁面之间的黏附作用增强,导致柯氏力指向壁面侧呈现明显的低速区。柯氏力对流动的影响如图5所示。从图中可见,进口段柯氏力方向指向压力面,出口段指向吸力面,径向流动由进口段向出口段进行U型转弯后,径向流动的涡系结构受到相反方向柯氏力的作用,会在空间上出现扭转翻滚状态。

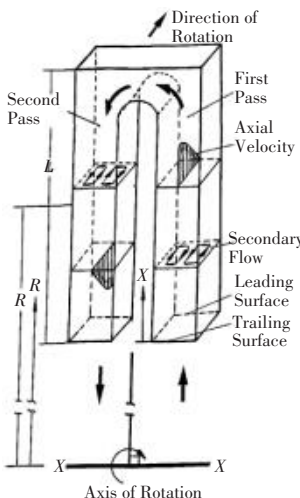


图5 柯氏力对流动的影响^[12]

在不同旋转数工况下,本研究选择不同湍流模型计算结果与试验结果进行对比,努塞尔数随无量纲距离变化如图6所示。图中, $X/D < 11$ 为进口段, $11 < X/D < 13$ 为中间折转段, $X/D > 13$ 为出口段,曲线为进口至出口流动方向U型通道吸力面和压力面的各基本单

元表面的平均努塞尔数分布。

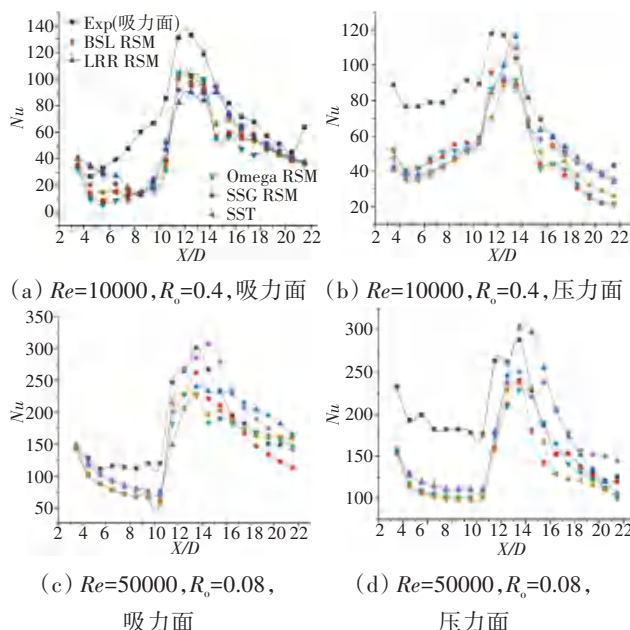


图6 努塞尔数随无量纲距离变化

从图6中可见,数值仿真所采用的几种湍流模型对进口段的努塞尔数计算相较试验数据误差较大,平均误差约为70%。但在转弯段及出口段的预测上,计算数据误差相对更小,平均误差均小于10%。在转弯段努区域, $X/D=11.5 \sim 13.5$ 的努塞尔数的计算上,LRR RSM和SSG RSM等模型的计算数据呈现升高趋势,与试验数据所体现的逐渐降低趋势不符,且随进口雷诺数升高,出口段努塞尔数数值相比试验数据沿程降低幅度更小(图6(b))。而Omega RSM模型虽然相比前2个湍流模型预测趋势更贴近试验,但在中转弯段及出口段预测努塞尔数沿程增长趋势与试验数据有一定差别(图6(b)、(c))。综合比较发现在壁面努塞尔数变化趋势上,进口段几种湍流模型的趋势预测相同,而在在转弯段与出口段的趋势预测上BSL RSM与SST模型更准确。而通过比较BSL RSM与SST模型计算的沿程平均努塞尔数数值,发现当 $Re=10000$ 时,BSL RSM和SST模型与试验数据的计算相对误差分别为29.42%与28.76%。当 $Re=50000$ 时,计算相对误差分别为21.62%与21.61%。二者在同一工况下的计算结果差异很小。而在转弯段截面速度矢量的预测上,BSL RSM模型得到的云图更接近理论结果(图4),而SST模型计算得到的漩涡流向却并不符合。综上所述,通过比较努塞尔数沿流向的整体分布趋势和分析局部误差,可以发现采用BSL RSM雷诺应力模型的计算结果与试验数据吻合的相对较好,出口

段的吻合程度优于进口段的,吸力面侧的吻合程度优于压力面侧的。从图6中还可可见,换热能力最强区域发生在U型通道的转弯处,这主要是由于强烈的方向转换运动导致的,但值得注意的是,在进口段压力面的换热能力强于吸力面的,在出口段吸力面的换热能力强于压力面的,这显然受到旋转运动的影响。

采用BSL RSM模型计算的 $Re=10000$ 条件下,静止($R_o=0$)与旋转($R_o=0.4$)工况条件下各流向截面的速度与矢量分布如图7、8所示,流向截面位置如图1所

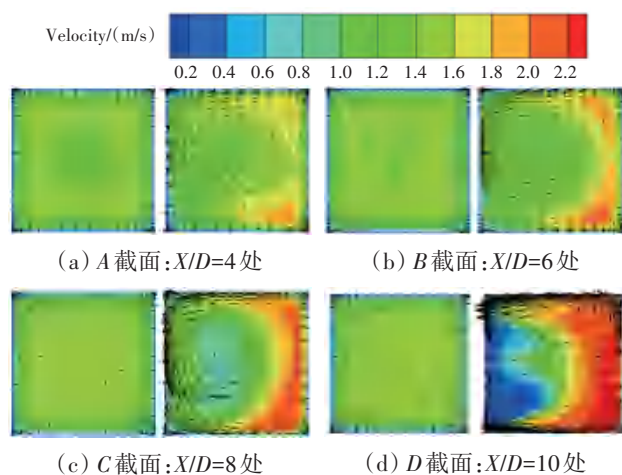


图7 沿U型通道流向不同位置的速度与矢量分布
($Re=10000$ 、 $R_o=0$)

示。图7中,左侧为进口段径向外流通道,右侧为出口段径向来流通道,按照旋转方向,通道截面上侧为压力面,下侧为吸力面。图8中,黑箭头为根据右手定则确定的柯氏力方向,红色箭头为旋转方向。

从图7中可见,在 $R_o=0$ 工况下,在进口段径向外流通道,速度场和矢量场为管流特征分布。在出口段径向来流通道,冷气经过转弯段冲击的强烈扰动,产生了比较强的涡结构。从图8中可见,在 $R_o=0.4$ 工况下,在进口段径向外流通道有明显的中心对称双涡结构,但在柯氏力的作用下,压力面上存在明显的低速流动黏滞堆积区。在出口段径向来流区域,可以观察到比较明显的高速流和低速流所形成的不对称涡对,并且不对称的涡对还发生了明显的旋转。

综上所述,对于旋转U型内冷通道的数值计算,在通过数值计算结果与试验测量数据对比与流场分析后可以发现,BSL RSM模型对流场的数值模拟结果相对准确,对于流场的解析符合理论分析。因此,本文将采用BSL RSM模型作为后续研究的数值应用基

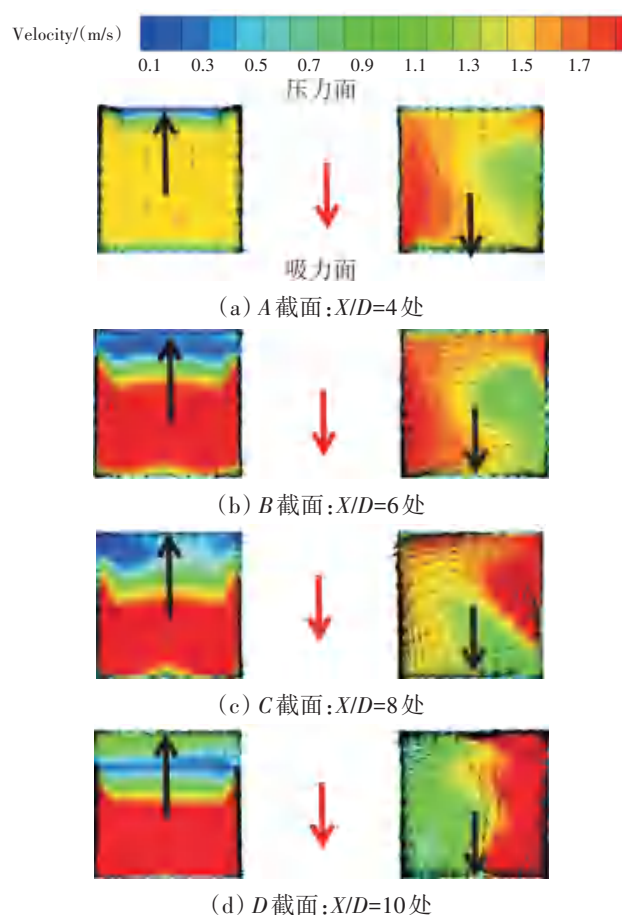


图8 沿U型通道流向不同位置的速度与矢量分布
($Re=10000$ 、 $R_o=0.4$)

础。此外,在流场分析时发现旋转所产生的柯氏力使径向流动气流发生了明显的偏转,偏转气流使柯氏力指向作用壁面,提高了局部换热。

2 涡轮动叶U型带肋内冷通道气动和传热的数值模拟

2.1 计算模型

为了研究真实应用条件下,旋转数变化对于涡轮叶片U型带肋内冷通道气动和传热的影响,选择燃机动叶U型带肋内冷通道进行数值,如图9所示。

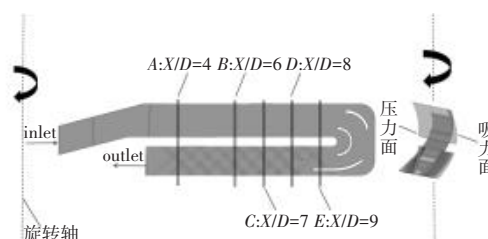


图9 燃机动叶U型带肋内冷通道计算模型

从图中可见,原型叶片内部通道形状为U形,在U型通道的出口段设置有交叉布置的平行绕流肋。此外,由于涡轮叶型的几何限制,压力面和吸力面均为弧形表面,其中,绕轴旋转内冷通道的背风内弧面定义为压力面,迎风背弧面为吸力面。

计算条件见表2,以设计工况下的进口雷诺数为气动基本条件,通过变旋转数 R_0 来研究旋转数变化对于内部气动和传热过程的影响。

表2 计算条件

序号	Re	R_0
1	48000	0
2	48000	0.03
3	48000	0.06(设计工况)
4	48000	0.10

由于内冷通道内存在平行绕流肋,所以采用非结构化网格作为计算网格。整体网格划分如图10所示,边界层设置第1层网格厚度保证 $y^+ < 1$ 。根据前文分析结果,在数值计算中选择BSL RSM湍流模型进行计算。

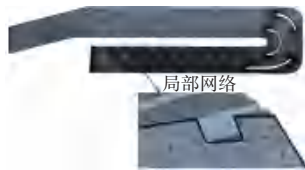


图10 整体网格划分

为了便于比较,选择静态圆管充分发展湍流的平均努塞尔数 Nu_0 作为对比参数,选择努塞尔数比 Nu/Nu_0 表征不同工况条件下壁面表面的换热性能

$$\frac{Nu}{Nu_0} = \frac{hD_h/\lambda}{0.023Re^{0.8}Pr^{0.4}} \quad (4)$$

2.2 计算结果分析

在不同旋转数条件下,U型内冷通道壁面努塞尔数分布如图11所示。沿流动方向不同界面上,通道截面速度矢量如图12所示,其中,截面位置(图9),根据右手定则,确定旋转柯氏力作用方向指向压力面,出口柯氏力作用方向指向吸力面。

从图11中可见,在 $R_0=0$ 工况静止条件下,进口段和出口段表面努塞尔数的分布比较均匀。随着旋转数的增大,U型通道整体换热性能逐渐提高。 $R_0=0.1$ 工况相对 $R_0=0$ 工况,换热提高了约1倍,在进出口边界条件无变化的前提下,这显然是高速旋转所起的作用。在旋转工况条件下,进口段的压力面的换热性能明显高于吸力面的,出口段的压力面的换热性能明显低于吸力面的,并且在角区存在换热不均匀现象。从图12中可见,随着旋转数增多,旋转柯氏力使径向流动的气流发生了偏转,并且由于冷却通道与旋转轴存在一定的倾斜角度,进口段径向出流气流高速区偏

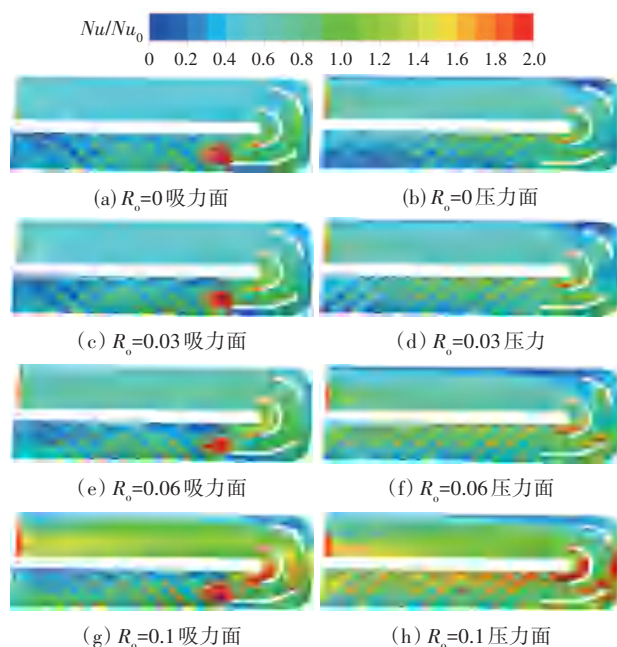


图11 U型内冷通道壁面努塞尔数分布

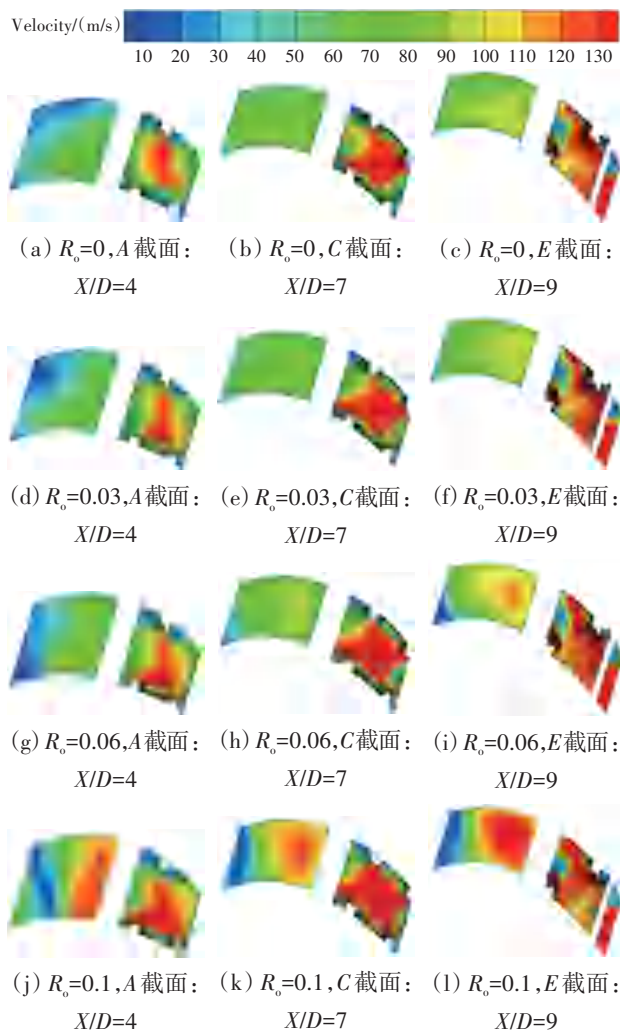


图12 通道截面速度矢量

向压力面角区,出口段径向来流偏向于吸力面角区。同时,在相反方向角区出现低速区流体,矢量显示形成对涡流动结构。这和上述柯氏力作用分析是相对应的。值得注意的是,相比进口段,出口段的换热性能也随着旋转数的增大而提高,但由于出口段流动本身存在较强的扭转旋流,并且交叉平行肋对于壁面的强化对流作用,所以,柯氏力对于出口段影响相对较弱。

3 结论

(1)选择BSL RSM模型计算了旋转条件下U型内冷通道的气动和换热过程,在沿程努塞尔数数值上计算精度与SST模型计算结果比较接近,在分布趋势上与试验数据的吻合较好,在流动分布预测上与理论分析结果相同,该模型具有良好的适用性。

(2)在U型内冷通道内,随着旋转数的增多,通道内的换热明显提高。由于柯氏力作用方向的变化,U型通道进口段和出口段换热提高的方向相反。

(3)通过分析燃机动叶U型带肋内冷通道的数值计算结果发现,随着旋转数的增大,U型通道整体的换热能力随之提高。相较于光滑通道,交叉平行肋片干扰径向流动,柯氏力产生的流动偏转相对较弱,并延缓了出口段两侧壁面沿程换热能力的衰减,使沿程努塞尔数分布更均匀。

参考文献:

- [1] 邓宏武,程俊华,陈豪,等.高旋转数下光滑回转通道的换热特性[J].北京航空航天大学学报,2014,40(5):701-706.
DENG Hongwu, CHENG Junhua, CHEN Hao, et al. Heat transfer characteristics of smooth rotating channels at high rotational speeds[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5):701-706. (in Chinese)
- [2] Han J C, Zhang Y M, Kalkuehler K. Uneven wall temperature effect on local heat transfer in a rotating two-pass square channel with smooth walls[J]. Journal of Heat Transfer, 1993, 115(4):912-920.
- [3] 程俊华,倪彬,邓宏武,等.高旋转数内冷通道换热实验技术及验证[J].航空动力学报,2014,29(8):1817-1823.
CHENG Junhua, NI Bin, DENG Hongwu, et al. Experimental technique and validation for heat transfer in cooling channel at high rotation numbers[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8):1817-1823. (in Chinese)
- [4] 魏宽,陶智,邓宏武,等.旋转状态下方形通道内部流场特性热线实验[J].航空动力学报,2016,31(11):2635-2640.
WEI Kuan, TAO Zhi, DENG Hongwu. Hot wire test on the flow fields in a rotating square channel[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(11):2635-2640. (in Chinese)
- [5] Qahtani M A, Jang Y J. Flow and heat transfer in rotating two-pass rectangular channels (AR=2) by Reynolds stress turbulence model[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(9):1823-1838.
- [6] Huh M, Lei J, Han J. Influence of channel orientation on heat transfer in a two-pass smooth and ribbed rectangular channel (AR=2:1) under large rotation numbers[J]. Journal of Turbo Machinery, 2012, 134(1):11-22.
- [7] 王彦红,李浩然,李洪伟.U型再生冷却通道内超临界航空煤油换热特性数值模拟[J].航空发动机,2023,49(4):16-25.
WANG Yanhong, LI Haoran, LI Hongwei. Numerical simulation on heat transfer characteristics of supercritical aviation kerosene in a u-shaped regenerative cooling channel[J]. Aeroengine, 2023, 49(4):16-25. (in Chinese)
- [8] Schüler M, Dreher H, Neumann S O, et al. Numerical predictions of the effect of rotation on fluid flow and heat transfer in an engine-similar two-pass internal cooling channel with smooth and ribbed walls[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2):21-21.
- [9] Goehring M, Hartmann C, Von Wolfersdorf J. Numerical investigation of transient heat transfer experiments under rotation[R]. ASME GT 2018-76497.
- [10] 李捷,江光明,俞冀阳,等.CFX中湍流模型用于分析超临界水传热的适用性评价[J].原子能科学技术,2014,48(1):67-73.
LI Jie, JIANG Guangming, YU Jiyang, et al. Evaluation of the applicability of turbulence models in CFX for analyzing heat transfer in supercritical water[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2014, 48(1):67-73. (in Chinese)
- [11] Schabacker J, Böles A, Johnson B V. PIV investigation of the flow characteristics in an internal coolant passage with two ducts connected by a sharp 180° bend[R]. ASME 98-GT-544.
- [12] Han J C, Zhang Y M, Kalkuehler K. Uneven wall temperature effect on local heat transfer in a rotating two-pass square channel with smooth walls[J]. Journal of Heat Transfer, 1993, 115(4):912-920.

(编辑:兰海青)

基于有限测点的燃烧室出口温度不均匀度评估方法及试验验证

王利伟¹, 张 轲², 郑培英², 邬 健², 娄方远³

(1. 中国人民解放军 91404 部队, 河北秦皇岛 066001; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;
3. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘要:为了解决采用旋转测量方式对燃烧室出口进行扫场测量时位移机构复杂、试验时间长、试验成本高的问题, 针对燃烧室出口温度场, 归纳出典型工况下燃烧室出口截面温度场主导特征, 提出了基于主导特征的测点布局及温度场重构方法, 即利用离散的探针数据通过“多波数”近似的方法来重构燃烧室出口截面温度场, 在此基础上评估燃烧室出口温度不均匀度, 并基于发动机全环燃烧室典型工况的试验数据对该温度场重构方法进行了验证。结果表明: 基于 10 个周向测点数据即可实现燃烧室出口截面温度场重构, 重构温度场能够较好地捕捉沿周向分布的燃烧室出口热斑; 基于重构温度场评估得到的燃烧室出口径向温度分布与实测温度场的偏差在巡航工况下不超过 2.5%, 在最大推力工况下不超过 5.0%。

关键词: 燃烧室; 出口温度分布系数; 出口径向温度不均匀系数; 多波数近似; 航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.005

Evaluation Method and Experimental Verification of Combustor Exit Temperature Factors Based on Limited Measurement Points

WANG Li-wei¹, ZHANG Ke², ZHENG Pei-ying², WU Jian², LOU Fang-yuan³

(1. Chinese People's Liberation Army Unit 91404, Qinhuangdao Hebei 066001, China;
2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;
3. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: To address the challenges of complex traverse mechanisms, lengthy testing duration, and high costs associated with rotary measurements for combustor exit temperature scanning, a systematic study was conducted on the combustor exit temperature field distribution, summarizing the dominant characteristics of the temperature field under typical operating conditions. Based on these characteristics, an optimal measuring point layout and temperature reconstruction method were proposed, utilizing discrete probe data and a "multi-wavelet approximation" approach to reconstruct the combustor exit temperature field. This reconstructed field was then used to evaluate temperature nonuniformity. Validation using test data from a full-annular combustor of an aeroengine under typical operating conditions demonstrated that the temperature field could be accurately reconstructed with data from only 10 circumferential measurement points, and the hot spots along the circumferential direction could be effectively captured. Compared to the Radial Temperature Distribution Factor (RTDF) obtained from field scan data, the RTDF evaluated from the reconstructed temperature field deviated by no more than 2.5% under cruise conditions, and 5.0% under maximum thrust conditions.

Key words: combustor, temperature distribution factor, radial temperature distribution factor, multi-wavelet approximation, aeroengine

0 引言

根据周向结构布局的不同, 燃烧室可以分为单管

型燃烧室、环管型燃烧室和环型燃烧室 3 种类型。单管型燃烧室的结构特点是每一个管形火焰筒的外面都包有一个单独的机匣, 组成一个单管燃烧室, 沿发

收稿日期: 2025-03-13 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 王利伟(1981), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 王利伟, 张轲, 郑培英, 等. 基于有限测点的燃烧室出口温度不均匀度评估方法及试验验证[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 28-34. WANG Liwei, ZHANG Ke, ZHENG Peiying, et al. Evaluation method and experimental verification of combustor exit temperature factors based on limited measurement points[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 28-34.

动机圆周均匀分布6~16个这样的单管,各单管之间用联焰管联通,用于传播火焰和均衡压力。环管型燃烧室的结构特点是将管状火焰筒沿发动机圆周均匀安装在同一个内外机匣间的环腔内,相邻火焰筒燃烧区之间用联焰管联通。环型燃烧室的结构特点是在燃烧室内外壳体间之间的环腔内,安装了一个由共同的火焰筒内外壁构成的环型燃烧区和掺混区。相比于其他2种燃烧室构型,环型燃烧室的结构最紧凑,迎风面积最小,容积利用率最高。如今,航空发动机和燃气轮机多采用环型燃烧室,但低排放型燃气轮机为满足分级燃烧需求,多采用管型燃烧室。

温度分布是航空发动机主燃烧室最重要的参数之一,直接影响涡轮的寿命。由于燃油喷嘴的离散特性叠加掺混气体的影响,燃烧室出口温度分布具有强3维、强不均匀特征。王明瑞等^[1]对典型燃烧室出口温度测试技术进行了系统调研,包括燃气分析法测温技术、热电偶测温技术、CARS法测温技术、光纤测温技术。其中,燃气分析技术在测试精度和使用方便性2方面有其优势,虽然响应时间较长,是现阶段燃烧室温度测量的较好选择^[2-4]。热电偶测温受限于热电偶材料,测试精度受环境影响较大,但由于使用方便,是燃烧试验不可或缺的测温手段^[5-6]。光纤测温技术具有较好的高温测试能力,但环境抗干扰能力较弱^[7-8]。CARS技术能测量平衡态的燃气成分和温度,对使用者有很高的技术能力要求,误差也较大,主要用于燃烧反应过程研究^[9]。受燃烧喷嘴的离散特性和掺混气体的影响,燃烧室流动具有强的不均匀性,导致出口截面的温度场相应表现出较大的径向和周向温度差。为了精确评估燃烧室出口温度分布不均匀度,燃烧室部件试验通常采用旋转测量方式对燃烧室出口进行扫场测量,沿周向间隔 $1.5^{\circ} \sim 2.5^{\circ}$ 进行加密测量。这种测量方法需要复杂的位移机构及较长的试验时长,因此试验成本较高。

为了基于少量测点数据实现燃烧室出口温度分布评估,本文围绕燃烧室出口温度分布,系统研究了典型工况下燃烧室出口截面温度场主导特征识别、基于主导特征的燃烧室出口测点布局及温度场重构方法、基于全环形燃烧室的试验验证。

1 燃烧室出口截面典型温度分布

受燃烧喷嘴的离散特性和掺混气体的影响,燃烧

室流动具有强的不均匀性,导致出口截面的温度场相应表现出较大的径向和周向温度差,通常认为:

(1)燃烧室径向温度不均匀主要由冷却气流与主流掺混主导。

(2)燃烧室周向不均匀主要由燃料喷嘴流量周向分布主导。

燃烧室出口温度分布的不均匀性是评估燃烧室设计水平的重要指标,对下游涡轮部件的性能、寿命有着至关重要的影响。

通常采用温度分布因子(Temperature Distribution Factor, TDF)来量化燃烧室出口的温度不均匀性程度。2个广泛采用的参数包括径向TDF(Radial Temperature Distribution Factor, RTDF)和整体TDF(Overall Temperature Distribution Factor, OTDF)。RTDF是测量径向平均温度场不均匀性的参数(用 F_{RTD} 表示),而OTDF是测量最高温区与平均温度差异的模式因子(用 F_{OTD} 表示),其定义分别为

$$F_{RTD} = \frac{T_{tr4} - T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}} \quad (1)$$

$$F_{OTD} = \frac{T_{t4\max} - T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}} \quad (2)$$

式中: T_3 为燃烧室进口平均温度; T_4 为燃烧室出口平均温度;下标max代表最高温度。

Qinetiq公司测试的典型军用航空发动机最大推力工况下全环形燃烧室出口温度分布^[10]如图1所示。从图中可见,该燃烧室出口平均温度为2072 K,且沿着径向、周向具有强不均匀、非周期特征。基于

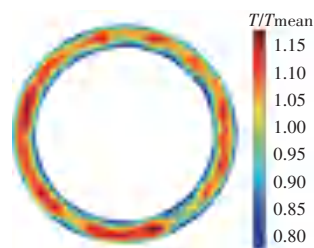


图1 典型军用航空发动机最大推力工况下全环形燃烧室出口温度分布^[10]

公开文献数据的航空发动机典型燃烧室出口径向温度分布如图2所示。从图中可见,燃烧室径向温度分

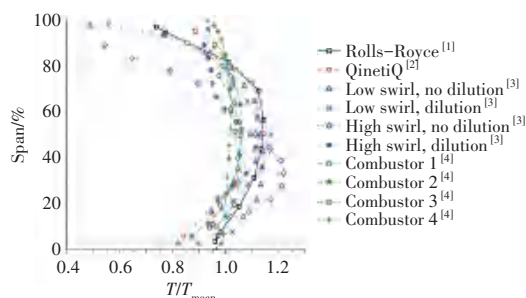


图2 航空发动机典型燃烧室出口径向温度分布

布同燃烧室设计及冷气流量高度相关,不同燃烧室的出口径向温度分布因子形状分散度较大^[11-14]。

2 基于多波数近似的流场重构方法

理论上,空间周期为 2π 、半径为 R 的任意截面处的稳态流场可以用不同波数的无限序列来描述,即

$$x(\theta) = c_0 + \sum_{i=1}^{\infty} (A_i \sin(W_{n,i}\theta + \varphi_i)) \quad (3)$$

式中: $x(\theta)$ 为沿圆周方向的流动特性; c_0 为信号的直流分量; $W_{n,i}$ 为第 i 个波数; A_i 和 φ_i 为信号的幅度和相位第 i 波数的波数。

此外,定义 $a_i = A_i \cos \varphi_i$ 和 $b_i = A_i \sin \varphi_i$,则式(3)可以转换为

$$x(\theta) = c_0 + \sum_{i=1}^{\infty} (a_i \sin(W_{n,i}\theta) + b_i \cos(W_{n,i}\theta)) \quad (4)$$

2.1 多波数近似方法

考虑到燃烧室出口热斑主导波数主要由喷嘴数目决定,因此,燃烧室出口温度场可以用少数几个(N 个)主导波数来近似,即

$$x(\theta) \approx c_0 + \sum_{j=1}^N (a_j \sin(W_{n,j}\theta) + b_j \cos(W_{n,j}\theta)) \quad (5)$$

这是重构燃烧室出口温度场最重要一步,将式(3)中未知变量数目由无穷多降至 $2N+1$ 。

$$AF=x \quad (6)$$

式中: A 为设计矩阵;维度为 $m \times (2N+1)$; F 为包含 $2N+1$ 个未知系数的向量; x 为包含来自不同圆周位置所有测量数据点的元素向量。 A 、 F 和 x 的数学表达式分别为

$$A = \begin{bmatrix} \sin W_{n,1}\theta_1 & \cos W_{n,1}\theta_1 & \cdots & \sin W_{n,N}\theta_1 & \cos W_{n,N}\theta_1 & 1 \\ \sin W_{n,1}\theta_2 & \cos W_{n,1}\theta_2 & \cdots & \sin W_{n,N}\theta_2 & \cos W_{n,N}\theta_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \sin W_{n,1}\theta_m & \cos W_{n,1}\theta_m & \cdots & \sin W_{n,N}\theta_m & \cos W_{n,N}\theta_m & 1 \end{bmatrix}$$

$$F = \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ \vdots \\ a_N \\ b_N \\ c_0 \end{bmatrix} \quad x = \begin{bmatrix} x(\theta_1) \\ x(\theta_2) \\ \vdots \\ x(\theta_m) \end{bmatrix}$$

为了求解包含 $2N+1$ 个未知数的方程,需要至少 $2N+1$ 个不同周向测点数据 $\theta = (\theta_1, \theta_2, \theta_3, \dots, \theta_m)$ 。

求解式(4)中描述的 N 个相关波数,向量 x 中数据点的个数必须大于未知系数的个数,或者 $m \geq 2N+1$ 。然而,在实践中,由于 $x(\theta)$ 的不确定性,重建信号包含

误差,评估重建信号的置信度至关重要,这需要 $x(\theta)$ 中的额外数据点。因此,至少需要 $2N+2$ 个测量点来表征 N 个相关波数,此时会产生一个方程多于未知数的超定系统。在本研究中,最小二乘拟合方法用于求解方程(6)中的未知系数,对于超定系统,在Matlab®中,可使用命令 $F=A \setminus x$ 或 $F=\text{mldivide}(A,x)$ 来实现。

有了所有主导波数的幅度和相位,可以使用式(5)来重构圆周流场。

2.2 条件数

使用多波数近似方法重建的流场容易因探头测量或探头定位的不确定性而导致 $x(\theta)$ 误差。在式(6)描述的线性系统中,重构信号中的误差受设计矩阵 A 的条件数 k 影响。设计矩阵的条件数定义了 F 中相对误差相对于 x 中的相对误差的上限,即

$$\frac{\|\delta F\|}{\|F\|} \leq k(A) \frac{\|\delta x\|}{\|x\|} \quad (7)$$

设计矩阵的条件数的值可以从1变化到无穷大。具有大条件数的系统会导致重构信号中的过大误差。矩阵条件数的计算公式有多种,本文采用二范数进行向量和矩阵范数计算。条件数的计算式为

$$k = \|A\| \|A^+\| \quad (8)$$

其中 A^+ 是方阵的矩阵 A 的逆和矩形矩阵的矩阵 A 的Moore-Penrose伪逆。在本研究中,设计矩阵 A 的条件数由探头位置 θ 和感兴趣的波数 W_n 确定。已知感兴趣的波数后,设计矩阵的条件数描述了探针在捕获感兴趣波数方面的分布情况。这是选择探头位置的最重要参数,是下一节讨论的重点。因此,以确保条件数较小的方式选择圆周位置 θ ,这是通过利用python上scikit-opt1的遗传算法来实现的。选择200的种群大小和200的迭代次数,优化的执行将在几秒钟内完成。值得注意的是,由于遗传算法的随机性,每次优化运行都可能导致不同的最小值。

2.3 重构流场置信度评估

为了评估重建信号的置信度,使用皮尔逊相关系数或皮尔逊 r 并计算

$$\rho = \frac{\sum_{j=1}^m x_j x_{fit,j} - \frac{\left(\sum_{j=1}^m x_j\right) \left(\sum_{j=1}^m x_{fit,j}\right)}{m}}{\sqrt{\left(\sum_{j=1}^m x_j^2 - \frac{\left(\sum_{j=1}^m x_j\right)^2}{m}\right) \left(\sum_{j=1}^m x_{fit,j}^2 - \frac{\left(\sum_{j=1}^m x_{fit,j}\right)^2}{m}\right)}} \quad (9)$$

式中: $x(\theta)$ 为来自测量的真实信号; $x_{\text{fit}}(\theta)$ 为重建信号。

皮尔逊 r 的范围为 $0 \sim 1$ 。对于重构良好的圆周流场,预测的流动特性应与所有测量位置的实际值一致,并且皮尔逊 r 的值接近 1,反之亦然。

上述方法在重构压气机总压场中得到验证,详见参考文献[15–16]。

3 试验验证

利用相关探针布局及流场重构方法评估燃烧室出口温度分布系数(OTDF)及燃烧室出口径向温度不均匀系数(RTDF)开展试验验证。

3.1 验证对象

试验验证对象为发动机全环形直流燃烧室,其几何构型如图 3 所示。燃烧室周向头部个数为 12 个,燃烧室出口高度为 57 mm 左右。



图 3 全环形直流燃烧室几何构型

燃烧室旋流器采用 3 级轴向旋流器方案,如图 4 所示。各级分别命名为内级、中级和外级;内级中心安装有值班级离心喷嘴油路,中级和外级之间结构为套筒,套筒中布置有主燃级油路,为环缝预膜式空气雾化喷嘴。

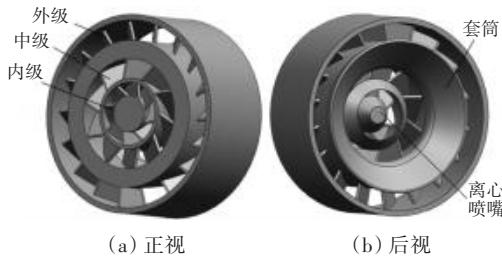


图 4 3 级轴向旋流器

火焰筒采用双排掺混孔设计,如图 5 所示。为增大掺混射流穿深,采用漏斗掺混孔方案,漏斗均采用斜坡结构,漏斗进气入口均为翻边形式。

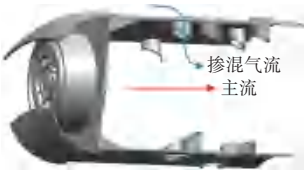


图 5 双排掺混孔设计

3.2 试验方案

依照《航空燃气涡轮发动机燃烧室性能试验方法》(HB 7458–2012)要求,针对巡航状态及最大推力状态 2 个典型工况开展燃烧室性能试验。

试验系统主要包括进气路、试验段、排气路、供水系统、测量系统、滑油系统和燃油系统。试验段结构如图 6 所示,主要包括进气蜗壳、进气转接段、进气测量段、燃烧室段、排气测量段、排气转接段等。进气蜗壳前端连接空气流量计和波纹管,排气转接段连接后端喷水段。

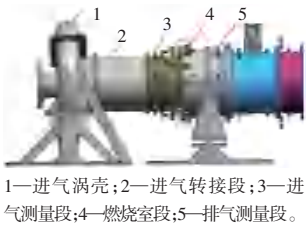


图 6 试验段结构

试验测量参数包括:

- (1)进口空气流量。
- (2)进口总温 T_{t3} 、总压 P_{t3} 及静压 P_3 。
- (3)主副油路燃油流量和主副油路燃油压力。
- (4)出口总温 T_{t4} 、总压 P_{t4} 及静压 P_4 。
- (5)电点火装置供电信号。
- (6)氮气压力。

试验工况典型参数见表 1。

表 1 试验工况典型参数

参数	巡航状态		最大推力状态
进口总温/K	835		585
进口总压/kPa	502		912
主流流量/(kg/s)	12		20.8
掺混流量/(kg/s)	0.300		0.736
油气比	0.025		0.0354
T_{t4} /K	1649		1750
进口马赫数	0.278		0.216
副油路燃油流量/(g/s)	105	72	125
主油路燃油流量/(g/s)	195	228	611

燃烧室试验数据处理方法按照《航空燃气涡轮发动机燃烧室性能试验方法》(HB 7485–2012)执行。通过数据判断总压损失、温度、燃烧效率等,获得主燃烧室不同工况下的燃烧性能。燃烧室出口 F_{RTD} 、 F_{OTD} 依照式(1)、(2)计算。

F_{RTD} 、 F_{OTD} 均为间接测量变量,其不确定度按照合成标准不确定度进行计算,计算方法为

$$\frac{dF_{\text{OTD}}}{F_{\text{OTD}}} = \sqrt{\left(\frac{T_{t4m}}{T_{t4m} - T_{t4}}\right)^2 \left(\frac{dT_{t4m}}{T_{t4m}}\right)^2 + \left(\frac{T_{t4}}{T_{t4m} - T_{t4}} + \frac{T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}}\right)^2 \left(\frac{dT_{t4}}{T_{t4}}\right)^2 + \left(\frac{T_{t3}}{T_{t4} - T_{t3}}\right)^2 \left(\frac{dT_{t3}}{T_{t3}}\right)^2} \quad (10)$$

$$\frac{dF_{RTD}}{F_{RTD}} = \sqrt{\left(\frac{T_{t4rm}}{T_{t4rm} - T_{t4}}\right)^2 \left(\frac{dT_{t4rm}}{T_{t4rm}}\right)^2 + \left(\frac{T_{t4}}{T_{t4rm} - T_{t4}} + \frac{T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}}\right)^2 \left(\frac{dT_{t4}}{T_{t4}}\right)^2 + \left(\frac{T_{t3}}{T_{t4} - T_{t3}}\right)^2 + \left(\frac{dT_{t3}}{T_{t3}}\right)^2} \quad (11)$$

计算得到的巡航工况下试验测量参数及其不确定度见表 2。

表 2 巡航工况下测试数据及其不确定度

参数	数值	不确定度/%
空气流量/(kg/s)	12.7	±1.0
进口总温 T_3 /K	836.7	±0.5
进口总压 P_{t3} /kPa	504.8	±0.2
副油路燃油流量/(g/s)	106.7	±0.5
主油路燃油流量/(g/s)	193.9	±0.5
出口总压 P_{t4} /kPa	457.8	±0.2
出口平均总温/K	1604	±1.5
F_{OTD}	0.436	±13.5
F_{RTD}	0.133	±36.6

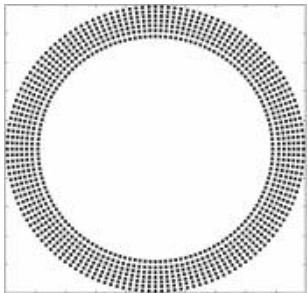
计算得到的最大推力工况下试验测量参数及其不确定度见表 3。

表 3 最大推力工况下测试数据及其不确定度

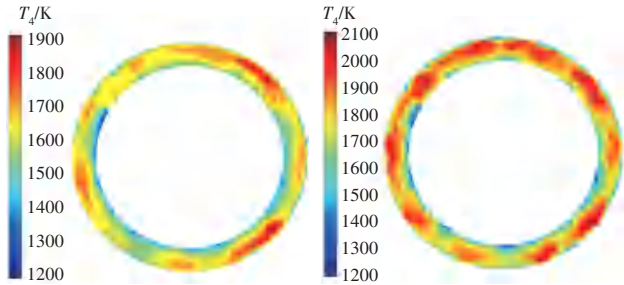
参数	数值	不确定度/%
空气流量/(kg/s)	21.05	±1.0
进口总温 T_3 /K	586.5	±0.5
进口总压 P_{t3} /kPa	928.9	±0.2
副油路燃油流量/(g/s)	126.8	±0.5
主油路燃油流量/(g/s)	603.5	±0.5
出口总压 P_{t4} /kPa	883.4	±0.2
出口平均总温/K	1730.5	±1.5
F_{OTD}	0.310	±13.0
F_{RTD}	0.151	±23.9

3.3 燃烧室出口总温场实测数据及测点布局

燃烧室出口实测温度场由位于测量排气段的旋转耙子实现。每个耙子沿燃烧室径向有 7 个测点,每个测点布置 1 个 B 型热电偶。在试验工况,包括巡航及最大推力工况,测温耙沿周向旋转、间隔 2.5° 开展扫场测试(共计 1015 个测点)。燃烧室出口温度测点布局及各工况下实测的温度分布如图 7 所示。



(a) 温度测点布局



(b) 巡航工况下温度分布 (c) 最大推力工况下温度分布

图 7 燃烧室出口温度测点布局及各工况下实测的温度分布

3.4 燃烧室出口总温场重构与温度因子评估

首先基于燃烧室燃油喷嘴数目开展周向测点布局优化研究。在优化过程中,引入粒子群优化算法(Particle Swarm Optimization, PSO)对测点的周向位置进行全局搜索。该算法是一种基于群体智能的启发式搜索算法,具有参数少、实现简单、收敛速度快的优点,适用于本类复杂组合优化问题。在算法中,每个粒子代表 1 个测点布置方案,其位置向量对应若干测点在周向方向上的角度坐标。通过迭代更新粒子的速度和位置,算法逐步逼近最优布置方案。

优化目标函数为测量系统观测矩阵的条件数。具体地,基于经验模型或数值仿真构建测点与场变量之间的观测矩阵,通过计算该矩阵的条件数(即最大奇异值与最小奇异值之比)来评价该测点布置方案的数值稳定性。条件数越小,说明测点布置越合理,反演计算越稳定,对测量噪声的敏感性越低。为提升求解效率,在优化过程中引入了若干约束条件,包括最小测点间距、喷嘴周期性对称性要求等,以避免测点重叠和信息冗余。

通过粒子群优化算法的迭代搜索,可获得 1 组或者多组具有最小条件数的最优周向测点布置方案。在本研究中,较优的周向测点方案见表 4。

从表中可见,给定周向测点数目时,存在多组最佳周向测点布局方案。例如在本研究中选定周向测点数目为 10 个时,存在不少于 10 个的最佳周向测点方案。由于篇幅受限,文中流场重构结果对比选取第 1 种周向测点布局方案。

巡航工况下基于表 4 第 1 组 10 个优化测点方案重构得到的燃烧室出口温度场与实测温度场的对比如图 8 所示。从图 8(a)中可见 10 个周向测点位置(黑色方块),在每个周向位置,沿径向包含 7 个 B 型热电偶测点;从图 8(b)中可见基于 145 个周向测点位置实

表 4 最佳周向测点方案(全周 10 测点)

方案	周向测点布局方案	条件数
1	[2.5 27.5 45 72.5 80 107.5 172.5 237.5 272.5 337.5]	1.78
2	[2.5 27.5 45 72.5 80 107.5 202.5 237.5 272.5 337.5]	1.78
3	[2.5 27.5 45 72.5 107.5 140 172.5 237.5 272.5 337.5]	1.78
4	[2.5 27.5 45 72.5 107.5 140 202.5 237.5 272.5 337.5]	1.78
5	[2.5 27.5 45 72.5 107.5 140 237.5 272.5 292.5 337.5]	1.78
6	[2.5 27.5 45 80 107.5 132.5 172.5 237.5 272.5 337.5]	1.78
7	[2.5 27.5 45 80 107.5 132.5 202.5 237.5 272.5 337.5]	1.78
8	[2.5 27.5 45 80 107.5 132.5 237.5 272.5 292.5 337.5]	1.78
9	[2.5 27.5 45 107.5 132.5 140 202.5 237.5 272.5 337.5]	1.78
10	[2.5 27.5 45 107.5 132.5 140 237.5 272.5 292.5 337.5]	1.78

测温度分布。通过对比重构温度场与实测温度场可以发现:重构温度场可以较好地捕捉“热斑”或者高温区的位置;然而对于实测温度场中存在的非周期性现象,该方法则鞭长莫及。

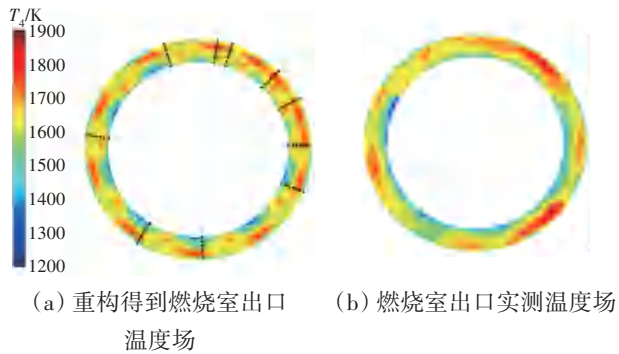


图 8 巡航工况下燃烧室出口温度场重构结果同实测结果对比

巡航工况下燃烧室出口径向温度分布重构结果与实测值对比如图 9 所示。从图中可见,基于重构温度场得到的径向温度分布同实测值吻合较好。在主流区及近外壁面区,30%~90% 燃烧室高度范围内,基于重构温度场预测得到的燃烧室出口温度同实测值偏差在 1.0% 以内。同时值得一提的是,在近

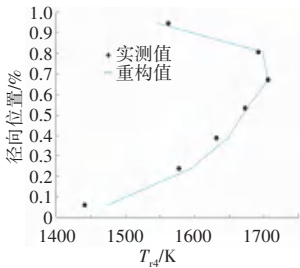


图 9 巡航工况下燃烧室出口径向温度分布重构结果与实测值对比

内壁面区,重构值同实测值存在较大偏差,约为 2.5%。

最大推力工况下基于表 4 第 1 组 10 个优化测点方案重构得到的燃烧室出口温度场与实测温度分布对比如图 10 所示。在每一个周向位置,沿径向包含 7 个 B 型热电偶测点(图 10(a)),基于 145 个周向测点位置测量了实际温度场(图 10(b))。通过对比重构温度场与实测温度场可以发现:重构温度场可以较好地捕捉“热斑”或者高温区的位置。此外,值得一提的是,重构巡航工况、最大推力工况温度场时采用的探针布局方案相同,展示了该方法针对变工况情形下的泛化能力。

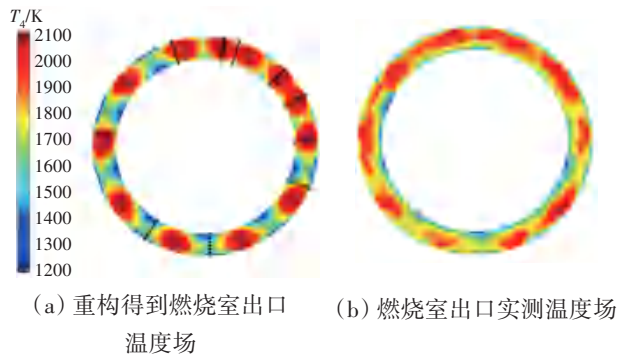


图 10 最大推力下燃烧室出口温度场重构结果同实测结果对比

对比了最大推力工况下基于重构温度场得到的燃烧室出口径向温度分布与实测径向温度分布的对比如图 11 所示。结论同巡航工况类似,基于重构温度场得到的径向温度分布与实测值吻合较好。在主流区,30%~70% 燃烧室

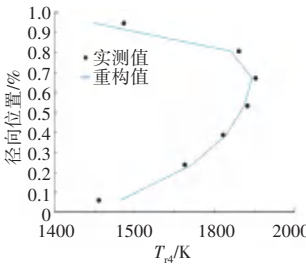


图 11 最大推力工况下燃烧室出口径向温度分布重构结果同实测值对比

高度范围内,基于重构温度场预测得到的燃烧室出口温度同实测值的偏差在 1.0% 以内。在近内、外壁面区,重构值与实测值存在较大偏差,最大偏差约为 5%。

4 结论

- (1)采用粒子群优化算法可以快速找到 1 组乃至多组最佳测点布局方案。
- (2)采用周向 10 个测点数据实现了燃烧室出口温度场重构,重构温度场能够较好地捕捉沿周向分布

的燃烧室出口热斑。

(3)在巡航工况下,基于重构温度场评估得到的燃烧室出口径向温度分布主流区、近外壁面区与实测值的偏差不超过1.0%,近内壁面区的偏差不超过2.5%。

(4)在最大推力工况下,基于重构温度场评估得到的燃烧室出口径向温度分布主流区与实测值的偏差不超过1.0%,近内、外壁面区的偏差不超过5.0%。

参考文献:

- [1] 王明瑞,王振华,韩冰,等.航空发动机主燃烧室高温测试技术[J].航空发动机,2016,42(5):87-93.
WANG Mingrui, WANG Zhenhua, HAN Bing, et al. High temperature measurement technology for main combustion chamber of aeroengine[J]. Aeroengine, 2016, 42(5): 87-93. (in Chinese)
- [2] 李亚娟,王明瑞,葛新,等.基于燃气分析法的航空发动机燃烧室性能研究[J].航空发动机,2016,42(1):37-41.
LI Yajuan, WANG Mingrui, GE Xin, et al. Research on aeroengine combustor performance based on gas analysis method[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 37-41. (in Chinese)
- [3] 韩冰,王明瑞,李亚娟,等.燃气分析法在高温升全环燃烧室出口温度场试验中的应用[J].航空发动机,2017,43(5):79-84.
HAN Bing, WANG Mingrui, LI Yajuan, et al. Application of gas analysis method on high temperature rise full annular combustor outlet temperature field test[J]. Aeroengine, 2017, 42(5): 87-93. (in Chinese)
- [4] 资海林,马瑛,张阳,等.燃气分析法测量小尺寸全环燃烧室出口温度场[J].航空动力学报,2024,39(7):174-181.
ZI Hailin, MA Ying, ZHANG Yang, et al. Outlet temperature field measurement for small annular combustor by gas analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(7): 174-181. (in Chinese)
- [5] 杨灿,吴伟力,熊义彬,等.航空发动机燃烧室出口高温热电偶校准技术[J].航空动力学报,2016,31(4):769-774.
YANG Can, WU Weili, XIONG Yibin, et al. Calibration technology of high-temperature thermocouple for combustor exit of an aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 769-774. (in Chinese)
- [6] 高杰,向宏辉,吴森林,等.基于热电偶反串的温升效率测量不确定度分析[J].航空动力学报,2022,37(8):1732-1739.
GAO Jie, XIANG Honghui, WU Senlin, et al. Uncertainty analysis of compressor temperature rise efficiency measurement based on thermocouple inversed connection[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1732-1739. (in Chinese)
- [7] 毛茂华,黄春峰,石小江.先进航空发动机燃烧室试验温度激光测量技术[J].测控技术,2010,29(增1):76-83.
MAO Maohua, HUANG Chunfeng, SHI Xiaojiao. Laser temperature measurement technology of advanced aero-engine combustor test[J]. Measurement and Control Technology, 2010, 29(Supp. 1): 76-83. (in Chinese)
- [8] 王培勇,邢菲.先进激光测量技术在航空发动机燃烧室研发中的应用[J].航空发动机,2012,38(4):53-58.
WANG Peiyong, XING Fei. Advanced laser measurement technology for aero-engine combustor research and development[J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 53-58. (in Chinese)
- [9] 车庆丰,刘重阳,齐新华,等.航空发动机燃烧室出口CARS移动测温技术[J].航空发动机,2025,51(2):158-162.
CHE Qingfeng, LIU Chongyang, QI Xinhua, et al. CARS traverse measurement techniques for aeroengine combustor outlet temperature[J]. Aeroengine, 2025, 51(2): 158-162. (in Chinese)
- [10] Povey T, Chana K S, Jones T V, et al. The effect of hot-streaks on HP vane surface and endwall heat transfer: an experimental and numerical study[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(1): 32-43.
- [11] Povey T, Qureshi I. Developments in hot-streak simulators for turbine testing[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(3): 031009.
- [12] Goebel S G, Abuaf N, Lovett J A, et al. Measurements of combustor velocity and turbulence profiles[R]. ASME 93-GT-228.
- [13] Barringer M D, Thole K A, Polanka M D. Experimental evaluation of an inlet profile generator for high-pressure turbine tests[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 382-393.
- [14] Lou F. Approximating combustor exit temperature distribution profiles using spatially undersampled data[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2022, 144(1): 1-14.
- [15] Lou F, Key N L. Reconstructing compressor non-uniform circumferential flow field from spatially undersampled data—part 1: methodology and sensitivity analysis[J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(8): 1-10.
- [16] Lou F, Matthews D R, Kormanik N J, et al. Reconstructing compressor nonuniform circumferential flow field from spatially undersampled data—part 2: practical application for experiments[J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(8): 1-10.

(编辑:刘静)

军用无人机动力特征和关键要求分析

刘殿春, 李彩玲

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 军用无人机作为现代战争中的重要作战力量, 其性能和作战能力在很大程度上取决于动力系统的效能。以军用无人机采用的涡扇发动机为研究对象, 系统梳理了典型军用无人机对动力系统的有关要求, 包括性能、隐身性、可靠性、可维护性、成本等, 探究了这些关键要求与动力特征参数的匹配关系, 并分析了不同任务类型无人机在发动机选型中的特点。结果表明: 根据无人机平台的作战任务需求、飞行包线特征以及使用环境条件的不同, 对现有成熟发动机进行适应性改进以满足无人机的动力需求, 不仅能够降低研发成本和风险, 还能有效缩短研制周期, 提高系统可靠性; 针对不同任务类型的无人机(如无人战斗机、无人侦察机及无人加油机), 其采用的涡扇发动机在设计优化时, 需重点关注的特征参数具有显著差异, 其动力系统特征参数要求与飞机对发动机提出的部分关键要求之间存在相互制约的关系, 需对大量参数进行优化与匹配, 以满足飞机对发动机的综合性能要求。本研究可为军用无人机动力系统的设计与选型提供理论参考, 有助于提升无人机的战场作战效能。

关键词: 军用无人机; 涡扇发动机; 关键要求; 特征参数; 发动机选型

中图分类号: V228.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.006

Analysis of Characteristics and Key Requirements of Propulsion Systems for Military Unmanned Aerial Vehicles

LIU Dian-chun, LI Cai-ling

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: As an important weaponry in modern warfare, the performance and combat capabilities of military unmanned aerial vehicles (UAVs) are largely determined by the effectiveness of their propulsion systems. Taking the turbofan engines used in military UAVs as the research object, the key requirements of propulsion systems for representative military UAVs are systematically outlined, including performance, stealth, reliability, maintainability, and cost. The correlations between these key requirements and the power characteristic parameters are investigated. The characteristics of engine selection for different mission-specific UAVs are analyzed. The results show that, based on different operational requirements, flight envelope characteristics, and environmental conditions of UAV platforms, the adaptive modifications of existing mature engines to meet UAV power demands can not only reduce R&D costs and risks but also can effectively shorten development cycles and improve system reliability. For different types of mission-specific UAVs (such as unmanned combat aerial vehicles, unmanned reconnaissance aircraft, and unmanned tankers), there are notable differences in the key characteristic parameters that need to be prioritized during the design optimization of their turbofan engines. It reveals an inherent trade-off relationship between power system parameters and certain critical aircraft requirements, and numerous parameters need to be optimized and matched to meet the comprehensive performance requirements of UAVs for propulsion systems. The research can provide theoretical references for the design and selection of military UAV propulsion systems, contributing to the enhancement of their battlefield effectiveness.

Key words: military UAV; turbofan engine; key requirements; characteristic parameters; engine selection

0 引言

无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)以其独特的作战能力和灵活性, 正日益受到世界各国的重

视。随着有人/无人飞机协同作战体系的逐步形成, 基于无人作战的军事变革和新型战争样式正在孕育, 并成为军事科技强国争夺的战略制高点^[1-2]。由于 UAV 无需飞行员随飞机升空, 其设计可以以任务为

收稿日期: 2025-03-03 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 刘殿春(1976), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 刘殿春, 李彩玲. 军用无人机动力特征和关键要求分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 35-42. LIU Dianchun, LI Cailing. Analysis of characteristics and key requirements of propulsion systems for military unmanned aerial vehicles[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 35-42.

中心,打破了许多因飞行员生命安全、生理限制而无法采用的技术瓶颈,从而在速度、高度、航程、航时和机动性等方面实现了显著突破,使其能够以更加灵活多样的方式参与作战^[3-4]。

国外尤其是美国在军用无人机领域的研究起步较早,无人机装备数量最多,技术最为先进,且作战应用场景丰富^[5-6]。2015年,美国空军提出“忠诚僚机”概念,引起了各航空强国研究无人机的热潮。在无人机技术成熟度达到要求后,美国空军在2023财年中以协同作战飞机(Collaborative Combat Aircraft, CCA)的名称将其正式列入国防预算,作为“下一代空中优势”(Next Generation Air Dominance, NGAD)计划的一个重要组成部分^[7]。美国通过多项无人机研究计划和机型研制,掌握了无人机及其动力装置的关键技术,形成了较为完备的技术体系^[8-10]。相比之下,作为传统航空强国的俄罗斯,其无人机装备发展相对较晚,数量和种类有限,但通过后期的经济投入和技术研究,也已成功研制出如“猎人”无人机等性能优异的机型^[11]。

军用无人机动力系统的研制是一个复杂的过程,会受到内部驱动、外部需求和技术创新等因素的影响。研制无人机动力系统的首要条件是明确无人机对动力系统的关键要求,并在动力选型时对关键要求予以重点关注。同时,借鉴国外先进研发经验,避免重复走弯路,从而提升研发效率。本文

系统分析了军用无人机动力系统的关键要求及特征,旨在为军用无人机动力系统的设计与优化提供理论依据和实践参考。

1 军用无人机用涡扇发动机特征

1.1 典型无人机用涡扇发动机特点

无人机根据其功能属性及任务特征可划分为多个类别,主要包括无人战斗机(Unmanned Combat Aerial Vehicle, UCAV)、无人侦察机及无人加油机等。其中,UCAV 主要承担对地攻击、对海作战、制空作战、电子对抗以及防空压制等作战任务;无人侦察机则专注于执行情报收集、战场态势感知和侦察监视等任务;无人加油机主要承担空中加油任务,为其他飞行器提供持续作战能力。

国外典型无人机及其发动机的特点见表1。从表中可见,所列UCAV 均对隐身性能提出了明确要求,其发动机在隐身设计方面做了多项特殊处理:(1)在进气道设计上,X-45A^[12]、X-47A/B^[13-14]、“雷霆”^[15]及“猎人”^[16]无人机均采用了经过隐身处理的背负式进气道和S型进气道;(2)在排气系统方面,X-45C^[17]、X-47B和“雷霆”无人机均配备了经过隐身处理的排气喷管;(3)在红外特征控制方面,X-45A、X-47B和“猎人”无人机通过移除有人战斗机发动机的加力燃烧室来实现低红外辐射;(4)在材料应用方面,“神经元”^[18]和“雷神”^[19]无人机采用了先进的隐身材料。

表 1 国外典型无人机及其发动机特点

类型	无人机/发动机	具备能力	对发动机的相关要求	发动机特征
UCAV	X-45A/F124-GA-100	打击、监视、侦察、高生存性	低成本、高空、长航时、隐身	背负式进气道、去加力燃烧室
	X-45C/F404-GE-102	打击、极大的负载、航程和任务持久	高空、长航时、隐身	改进排气系统、FADEC 系统
	“神经元”/MK951	打击、巡逻侦察和监视	隐身、突防能力、高空、长航时、亚声速	新型风扇、改进涡轮材料、FADEC 系统
	X-47A/JT15D-5C	打击、侦察和监视	高空、长航时、隐身	背负式进气道、S形进气道
	X-47B/F100-PW-220U	打击、侦察	空中加油能力、舰上或陆地的起降能力、隐身	背负式进气道、去加力燃烧室、S形喷管、更高强度轴承
	“雷神”/MK951	跨越洲际飞行、跨洲际投放武器和自动识别敌军目标进行攻击	高空、隐身、长航时、超声速	新型风扇、涡轮材料改进、FADEC 系统
	“猎人”/AL-31F	协同作战、侦察	远程、高速、隐身	背负式进气道、去加力燃烧室、失速裕度大
无人侦察机	“雷霆”/AI-222-25	摧毁防空系统目标、打击地面目标、打击水面目标和沿岸目标、执行情报任务	高空、高亚声速、隐身	背负式进气道、“海狸尾”扁平喷管
	RQ-4/AE 3007H	情报、侦察、监视	高空、长航时	质量轻、油耗低
	RQ-170/TF34	情报、监视、目标搜索和侦察	隐身	进气口位于机翼上方、S形进气道
	RQ-180/CF34	ISR、电子攻击、高风险侦察	隐身、高空、长航时	更大推力、更高升限、更多电力输出、更大载荷
无人加油机	MQ-20/PW545B	情报、边境和广域监视、武装侦察和精确打击	高空、长航时、隐身	背负式进气道、小型S形喷管、低噪声、质量轻、大涵道比
	MQ-25/AE 3007N	空中加油、ISR、电子攻击和火力打击	大载油量、长续航力、高隐身性和强航母适配性	背负式进气道、矩形喷管

在无人侦察机领域,隐身性能要求也呈现出逐步加强的趋势。早期型号如RQ-4属于非隐身无人侦察机^[20-21],而后续发展的RQ-170^[22]、RQ-180和MQ-20^[23]等型号均对隐身性能提出了要求。这些机型所

察机^[20-21],而后续发展的RQ-170^[22]、RQ-180和MQ-20^[23]等型号均对隐身性能提出了要求。这些机型所

配备的发动机主要采用了背负式进气道、S形进气道和S形喷管等隐身措施^[24-25]。此外,无人侦察机对发动机的要求更为严格,提出了包括轻量化设计、低油耗特性以及低噪声运行等关键指标。

1.2 典型无人机用涡扇发动机重要参数

国外典型无人机用涡扇发动机的重要参数见表2。通过对表2数据的分析可以发现,当前国外无人

机平台(包括验证机和现役型号)的动力系统主要来源于战斗机、教练机和公务机等配备的成熟发动机型号。根据无人机平台的作战任务需求、飞行包线特征以及使用环境条件的不同,对现有成熟发动机进行适应性改进以满足无人机的动力需求。目前这种基于成熟型号的改进策略不仅能够降低研发成本和风险,还能有效缩短研制周期,提高系统可靠性^[26]。

表2 国外典型无人机用涡扇发动机重要参数

类型	无人机	发动机	推力/kN	涵道比	发动机用途	研制方式
UCAV	X-45A	F124-GA-100	28.00	0.472	轻型战斗机	成熟改进
	X-45C	F404-GE-102	78.70	0.340	教练机	成熟改进
	“神经元”	MK951	40.00	0.750	教练机	成熟改进
	X-47A	JT15D-5C	14.20	2.000	公务机	成熟改进
	X-47B	F100-PW-220U	74.00	0.600	战斗机	成熟改进
	“雷神”	MK951	40.00	0.750	教练机	成熟改进
	“猎人”	AL-31F	123.00	0.571	战斗机	成熟改进
	“雷霆”	AI-222-25	24.50	1.180	轻型战斗机	成熟改进
无人侦察机	RQ-4	AE 3007H	42.00	4.900	支线客机	成熟改进
	RQ-170	TF34	40.30	6.200	舰载攻击机	成熟改进
	RQ-180	CF34	88.90	5.300	支线客机	成熟改进
	MQ-20	PW545B	19.96	4.120	公务机	成熟改进
无人加油机	MQ-25	AE 3007N	40.00	5.000	支线客机	成熟改进

典型无人机用涡扇发动机的重要参数对比如图1所示,在现有UCAV平台中,仅X-47A无人机采用了基于民用发动机JT15D-5改进而来的JT15D-5C发动机(中等涵道比),其余UCAV均选择了成熟的军用涡扇发动机改进型作为动力装置。研究表明,UCAV普

遍倾向于采用小涵道比涡扇发动机,如X-45C无人机选用的是F404-GE-102发动机,X-47B无人机选用的是F100-PW-220发动机的改进型F100-PW-220U,而“猎人”无人机目前使用的是AL-41F改进型发动机,未来可能升级为AL-51F1发动机^[27]。

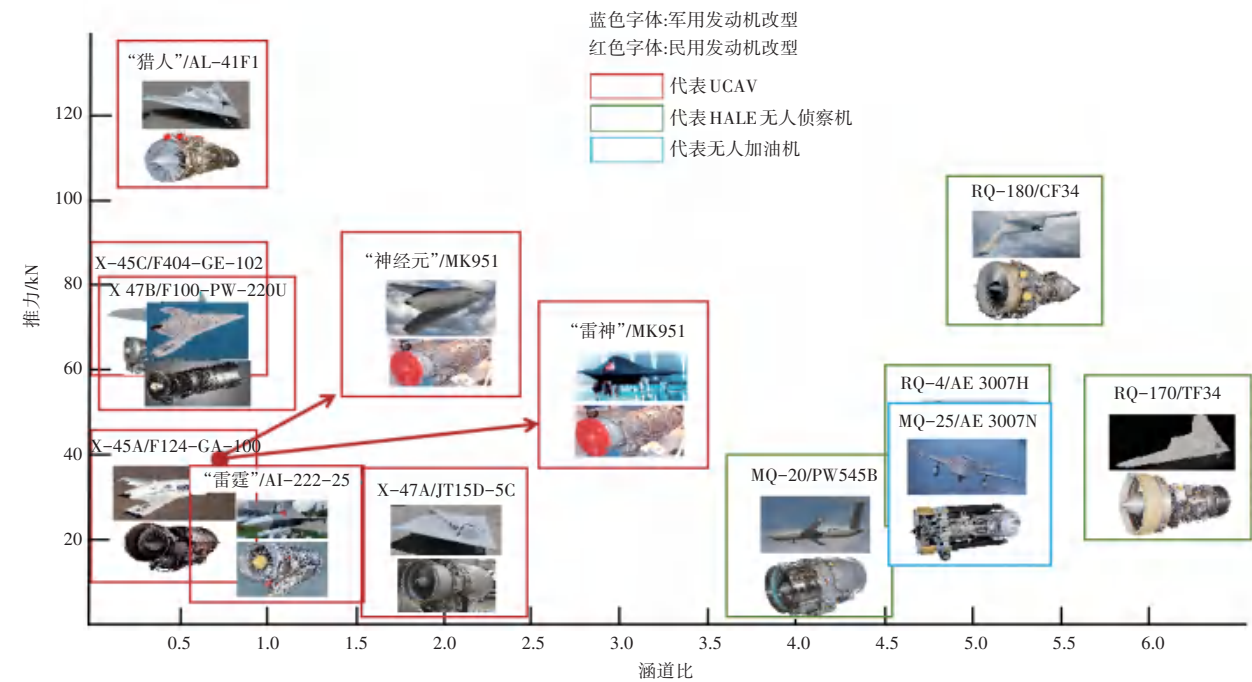


图1 典型无人机用涡扇发动机重要参数对比

值得注意的是,为满足 X-47B 的特殊需求,F100-PW-200 发动机进行了多项适应性改进:(1)在结构设计方面,取消了基准型的加力燃烧室,采用环绕式 S 形喷管替代全状态可调喷管,这一改进不仅使发动机结构更加紧凑,还显著降低了红外信号特征,有效提升了平台的隐身性能^[28]; (2) 针对舰载环境下的特殊工况,将标准型 F100-PW-200 发动机的推力轴承替换为 F-15E 和 F-16 Block 52 配备的 F100-PW-229 发动机所使用的高强度轴承,以应对硬着陆和高 g 值起飞带来的问题^[29]; (3) 通过优化涡轮冷却系统,降低冷却气量并提高工作温度,使 F100-PW-220U 发动机在最大状态下的推力提升了 10%。

大部分无人侦察机动力系统选用的都是民用发动机,只有 RQ-170 无人机选用的是军用发动机 TF34 (早期的涡扇发动机,涵道比较大)^[30-31],而后续研发的性能提高的 RQ-180 无人机则选用了民用发动机 CF34(TF34 发动机衍生发展型)^[32-33]。在无人加油机领域,目前唯一一款无人加油机 MQ-25 选择的是基于民用发动机 AE 3007 改进而来的 AE 3007N 发动机^[34]。

通过对典型无人机用涡扇发动机选型情况进行分析,可以得出以下规律。

(1)UCAV 主要采用基于军用航空发动机的改进型号,而无人侦察机和无人加油机等辅助作战平台则普遍选用民用发动机的改进型。这种差异主要源于不同平台的任务需求,UCAV 以执行攻击任务为主,兼顾情报、监视与侦察(Intelligence, Surveillance, and Reconnaissance,ISR)任务,因此通常选用小涵道比涡扇发动机^[35]。

(2)以侦察和加油为主要任务的无人侦察机和无人加油机则倾向于选择大涵道比涡扇发动机^[36]。这种选型策略充分体现了任务需求与动力系统性能之间的匹配关系。

2 军用无人机动力关键要求

2.1 飞机对发动机关键要求

由于军用无人机扮演角色的不同,不同用途无人机对其发动机的要求也不同。通过对 UCAV、无人侦察机、无人加油机这 3 类典型无人机用发动机的关键要求进行总结分析,以及参考 Bradbrook^[37]、于广民等^[38]、李明^[39]有关无人机对发动机要求的研究成果,将这些要求划分为对性能的要求、对环境的要求、对隐身的要求、对可靠性和可维护性的要求、对成本的要求等 5 大方面,具体要求及其重要程度见表 3。表

表 3 3 类典型无人机对发动机的关键要求及其重要程度

关键要求		重要程度		
		UCAV	无人侦察机	无人加油机
发动机性能方面的要求	SFC ^① 低	M	H	H
	推重比高	M	L	L
	高 T1 运行 ^②	H	L	M
	大功率提取 ^③	M	H	M
	高空运行能力	M	H	M
	高机动耐受性 ^④	M	L	L
环境方面的要求	低噪声	L	L	L
	低排放(如低 NO _x)	L	M	L
隐身方面的要求	低 RCS ^⑤	H	M	L
	低 IR ^⑥	H	M	M
可靠性/可维护性要求	长寿命	L	H	M
	高循环使用 ^⑦	M	L	M
	可维护性	M	H	H
成本方面的要求	采购成本低	M	M	M
	开发成本低	H	H	H
	维护成本低	L	M	M

① SFC:耗油率,是衡量发动机燃油效率的关键指标,表示发动机每单位推力(或功率)在单位时间内消耗的燃油量;② 高 T1 运行:表示超声速飞行或低空高亚声速飞行时发动机维持较高进气道总温能力;③ 大功率提取:表示允许飞机驱动雷达和传感器等系统提取的功率大;④ 高机动耐受性:表示执行机动动作的能力,这是灵活军用战斗机的典型特征。例如飞机作机动动作时载荷会很大,进气流畸变大,无人机应具有承受这种机动性的能力;⑤ RCS:表示雷达反射截面积;⑥ IR:表示红外辐射水平;⑦ 高循环使用:表示在 1 次任务中需要进行的主油门杆调节的次数,油门杆频繁改变对发动机各种部件的低循环疲劳(Low Cycle Fatigue,LCF)寿命消耗速度影响很大。

中采用高(H)、中(M)和低(L)来表征该因素对不同类型无人机的重要程度。

从表中可见,各类军用无人机对低噪声和低排放等环境方面的要求都较低,因此确定这类要求不是军用无人机关注的重点。这3类无人机对动力开发成本和易于维护方面的要求都普遍较高,可见低成本和维护性好是无人机动力特别关注的要求。UCAV对隐身的要求最高,同时需要发动机具有高T1运行能力;无人侦察机对高空运行、长航时、低油耗、大功率提取等要求较高;无人加油机目前只有一款MQ-25,其在低油耗、可维护性方面要求很高。

2.2 飞机对发动机关键要求与动力特征参数间的关系

将无人机对发动机提出的性能、环境、隐身、可靠性、可维护性、成本等方面的要求进行进一步梳理,参照Bradbrook^[37]的研究,将飞机对发动机提出的关键要求与动力特征参数(即发动机热力循环、发动机设计、系统要求和安装情况等关键指标)进行匹配的关系见表4,表中部分符号和参数的定义见表5。

在燃气涡轮发动机设计中,单位推力与风扇压比密切相关^[40]。但在某些情况下,动力系统的特征参数要求与飞机对发动机提出的部分关键要求之间存在相互制约的关系。例如,在亚声速飞行状态下,射流排气速度较低,低单位推力不仅有利于减小SFC,还能有效抑制射流噪声。然而,这种设计会导致风扇直径增大,从而对高推重比和低RCS的要求产生不利影响。这也是为何强调隐身性能的UCAV会倾向于选择军用小涵道比涡扇发动机的重要原因。再如,在隐身材料应用方面,虽然雷达吸波材料和红外抑制材料能够满足低RCS和低红外特性等要求,但这些先进材料的应用往往与成本控制目标相互矛盾,需要权衡利弊^[41]。

动力系统的特征参数与无人机对发动机提出的关键要求之间存在复杂的作用关系,主要可分为以下3类情况:

(1)第1类情况表现为特征参数对关键要求的影响可忽略不计。例如,采用模块化的单元体设计虽能

表 4 飞机对发动机关键要求与动力特征参数之间的匹配关系

动力特征参数		与关键要求的匹配关系															
		发动机性能要求						环境要求		隐身要求		可靠性和可维护性要求			成本要求		
		亚声速 SFC低	推重比高	高T1运行	大功率提取	高空运行能力	高机动耐受性	低噪声	低排放	低RCS	低IR	长寿命	高循环使用	可维护性	采购成本低	开发成本低	维护成本低
热力循环	低单位推力/低FPR	**	--	--	0	0	0	**	0	-	*	0	0	0	*	0	*
	OPR高	*	-	-	0	-	0	0	-	0	0	0	0	-	-	-	-
	SOT高	*	**	0	0	0	0	0	-	0	0	-	-	-	0	-	-
	部件效率高	**	0	0	0	*	0	0	*	0	0	-	0	-	-	-	-
	内外涵混合排气	*	0	0	0	0	0	*	0	*	**	0	0	0	0	0	0
	再热	--	**	*	0	0	0	--	--	-	--	-	-	-	-	-	-
发动机设计	压气机喘振裕度大	-	0	0	*	*	*	0	0	*	0	*	0	0	-	-	0
	叶尖间隙泄漏控制严格	**	-	0	0	*	-	0	0	0	0	-	-	-	-	-	-
	涡轮N²A高	0	*	0	0	0	0	0	0	0	0	-	-	0	0	-	-
	分级燃烧	0	0	0	0	*	0	0	*	0	*	0	0	-	-	-	-
	涡轮机械级负荷高	-	*	0	0	-	*	0	0	0	0	0	0	0	*	-	*
	单元体设计	0	-	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	**	-	*	**
系统要求	翼型零件数少	-	*	0	0	-	0	0	0	0	0	0	0	0	*	-	*
	多功能数字发动机控制	*	0	0	*	*	*	0	*	0	0	*	*	*	0	-	*
	健康监测	*	-	0	0	0	*	0	*	0	*	*	*	*	-	-	**
	多电架构	0	*	0	*	0	-	0	0	0	0	*	0	*	*	0	*
	吊舱式发动机	0	-	-	0	0	-	0	0	--	-	0	0	*	*	*	*
	冷却遮蔽式排气系统	--	-	0	0	0	0	0	0	**	**	-	-	-	-	-	-
安装等	雷达/IR隐身材料	0	-	0	0	0	0	0	**	*	-	-	-	-	-	-	

表 5 符号和参数的定义

符号和参数	定义	符号和参数	定义
★★	该参数对于实现确定的需求至关重要。	叶尖间隙泄漏控制	控制涡轮机械顶部工作流体的泄漏。
★	该参数重要,但对于实现确定的需求来说并非必需项。	涡轮 N^2A	涡轮转速 ² ×涡轮出口环面面积,表征涡轮叶片所受应力大小。
○	该参数对确定的需求影响较小,或仅在某些特定条件下产生影响,其具体影响程度取决于与其他参数的组合使用情况。	分级燃烧	用于控制燃烧室中氮氧化物和其他污染物排放的燃烧组织技术。
—	在实现确定的需求时,期望该参数实现相反的目标。	涡轮机械级负荷	压气机或涡轮转子叶片的焓变化与转子叶片转速平方的比值。
——	与该参数相反的属性对于实现确定的需求至关重要。	单元体设计	发动机的部件可以快速拆卸,便于维护。
FPR	风扇压比	健康监测	通过多种传感器和处理技术实时监测发动机的各项参数,以实现故障诊断和预测性维护,保障发动机的运行安全与可靠性。
OPR	发动机中高压压气机出口处的最大总压与发动机入口总压的比值。	多电架构	可减少或消除发动机上的非电动系统(如液压和润滑系统)的技术。
SOT	高压涡轮第 1 级转子入口处(静子出口处)气流的总温。	吊舱式发动机	发动机装在 1 个独立的整流罩内,整流罩带有进气和排气系统,通常安装在飞机外部。
高部件效率	涡轮机械(如压气机和涡轮)的效率。	冷却遮蔽式排气系统	设计的尾喷管结构将涡轮隐藏,并对所有可见表面都进行冷却处理。
内外涵混合排气	外涵和核心气流在最后 1 级涡轮下游的共用尾喷管前方混合。	雷达/IR 隐身材料	减少雷达散射截面和红外特征所需的材料,如雷达吸波材料和发射率受控涂层。

显著提升维护便捷性,但由于其主要关注发动机的装配方式,对 SFC 的影响很小甚至没有影响。

(2)第 2 类情况表现为特征参数可能受多种因素制约,对某些关键要求的影响作用机理较为复杂,可能产生积极或消极的影响。以 SOT 为例,较高的 SOT 值有利于减小发动机核心机尺寸,降低材料质量,从而降低成本。然而,较高的 SOT 值可能需要涡轮采用更昂贵的耐热材料并配备复杂的冷却系统,这将导致涡轮部件成本增加。因此,SOT 对采购成本的综合影响需结合具体设计方案进行评估,不能一概而论。

(3)第 3 类情况表现为特征参数间的补偿效应。研究发现,当某一特征参数对关键要求的影响较小时,可通过优化其他特征参数进行补偿。例如,涡轮叶片增设凸肩结构可提高涡轮效率,增强叶尖间隙控制能力。若出于成本考虑采用无凸肩设计,则可通过降低级负荷(结合流速控制)来补偿由此导致的效率损失。

2.3 典型无人机动力特征参数选择

燃气涡轮发动机作为一种高度复杂的动力装置,在其设计过程中要对大量参数进行优化与匹配,以满

足飞机对发动机的综合性能要求。在发动机设计优化过程中,某些设计参数仅对特定应用场景具有重要意义,而非所有应用都关注它们。例如,基于 SFC、环境和成本的综合考量,雷达/IR 隐身材料以及低可见排气系统通常不会应用于民用无人机领域,而主要限于军用无人机的设计范畴。某些关键特征参数对满足特定性能要求具有决定性作用,这些参数往往不具备设计妥协空间,必须严格保证。然而,另一些参数则具有广泛的应用价值,能够覆盖大多数无人机平台,例如多功能数字发动机控制和发动机健康监测技术(Engine Health Monitoring, EHM),这些技术已成为各类飞机动力系统的标配需求^[42-43]。

每种类型无人机对动力特征参数的关注程度不同,3 类无人机动力特征参数的选择倾向见表 6,各符号和参数的定义与表 5 描述一致。

从表中可见,不同任务类型的无人机发动机在关键特征参数上存在显著差异:

(1)UCAV 发动机最关键的特征参数包括内外涵混合排气、冷却遮蔽式排气系统以及雷达/IR 隐身材料。这些特征参数能够有效降低发动机的红外和

表 6 3类无人机动力特征参数的选择倾向

动力特征参数		选择倾向		
		UCAV	无人 侦察 机	无人 加油 机
热力循环	低单位推力/低 FPR	—	**	+
	OPR 高	—	+	—
	SOT 高	+	—	—
	部件效率高	o	+	+
	内外涵混合排气	**	o	+
	再热	--	--	--
发动机设计	压气机喘振裕度大	+	o	+
	叶尖间隙控制严格	o	o	o
	涡轮 N ² A 高	+	o	—
	分级燃烧	—	o	—
	涡轮机械级间负荷高	+	o	o
	单元体设计	+	**	**
系统要求	翼型零件数少	+	+	o
	多功能数字发动机控制	+	**	**
	健康监测	+	**	**
	多电架构	o	+	+
安装等	吊舱式发动机	--	o	+
	冷却遮蔽式排气系统	**	o	--
	雷达/IR 隐身材料	**	o	—

雷达信号特征,提升无人机的隐身性能和战场生存能力。

(2) 无人侦察机发动机最关键的特征参数为低单位推力/低 FPR、单元体设计、多功能数字发动机控制和 EHM。这些特征参数有助于实现长航时飞行、快速维护和高可靠性运行,满足侦察任务的需求。

(3) 无人加油机发动机最关键的特征参数包括单元体设计、多功能数字发动机控制和 EHM。这些特征参数能够提升发动机的维护便捷性和运行可靠性,确保无人加油机在复杂任务环境下的高效运行。

3 结束语

面对未来新型空中战场作战环境,无人机凭借其独特的优势,已成为各国军事竞争的关键装备。作为无人机的“心脏”,动力系统直接决定了其任务执行能力和战场适应性。研究表明,根据 UCAV、无人侦察机及无人加油机等任务需求的不同,其发动机的关键特征参数选择也存在显著差异,需根据具体任务场景进行有针对性的优化设计。

参考文献:

[1] Jones S G, Harrington J, Reid C K, et al. Combined arms warfare and unmanned aircraft syatems[R]. Washington: CSIS, 2022.

[2] Boyle M J. The drone age: how drone technology will change war and peace[D]. Oxford: University of Oxford, 2020.

[3] Cohen R S. Meet the future unmanned force[EB/OL]. (2019-04-04) [2021-03-14]. <https://www.airforcemag.com/Meet-the-Future-Unmanned-Force/>.

[4] White A D. The human-machine partnership in UCAV operations[J]. The Aeronautical Journal, 2003(2): 111-116.

[5] Gunzinger M, Autenried L. Understanding the promise of skyborg and low-cost attritable unmanned aerial vehicles[J]. Mitchell Institute, 2020, 24: 1-33.

[6] 汪浩洋, 杨梅枝. 美军无人机发展现状及趋势[J]. 飞航导弹, 2020(2): 46-50.

WANG Haoyang, YANG Meizhi. Current status and trends of U.S. military drone development[J]. Aerodynamic Missile, 2020(2): 46-50. (in Chinese)

[7] 周羽丰. 美国空军协同作战飞机发展及对未来空战影响分析[J]. 战术导弹技术, 2025(1): 162-172.

ZHOU Yufeng. Analysis of development of the united states air force's collaborative combat aircraft and its impact on future air combat[J]. Tactical Missile Technology, 2025(1): 162-172. (in Chinese)

[8] Department of Defense. Unmanned systems integrated roadmap: fiscal years 2017-2042[R]. Washington, D.C.: Department of Defense, 2017.

[9] Collie W V. Design and analysis of an unmanned aerial vehicle propulsion system with fluidic flow control inside a highly compact serpentine inlet duct[D]. Raleigh: North Carolina State University, 2003.

[10] Whittle R. Predator: the secret origins of the drone revolution[M]. New York: Henry Holt and Co., 2014: 1-362.

[11] TV report about russian UAVs provides new insights into the Sukhoi S-70 Okhotnik UCAV program[EB/OL]. (2021-03-01) [2021-03-25]. <https://theaviationist.com/2021/03/01/tv-report-about-russian-uavs-provides-new-insights-into-the-sukhoi-s-70-okhotnik-ucav-program/>.

[12] Gelzer C. X-45 Unmanned Combat Air Vehicle (UCAV) [EB/OL]. (2009-08-28) [2024-10-25]. <https://www.nasa.gov/aeronautics/x-45/>.

[13] Mazur D G. The X-47A Pegasus, from design to flight[R]. AIAA-2002-3426.

[14] Whittenbury J R. Configuration design development of the navy UCAS-D X-47B[R]. AIAA-2011-7041.

[15] Laskin Y. New russian UAV developments[EB/OL]. (2021-03-12) [2024-10-25]. <https://euro-sd.com/2021/03/articles/exclusive/21886/new-russian-uav-developments/>.

[16] S-70 Okhotnik-B Hunter UCAV[EB/OL]. (2024-11-08) [2024-12-20]. <https://www.armyrecognition.com/military-products/army/unman>

水增强型涡轮风扇发动机技术进展

王 维¹, 刘家宇¹, 宋经远², 罗 康¹, 帅 永¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 太行实验室, 成都 610200)

摘要:随着对航空动力经济性和环保的要求逐渐提升,一种水增强型涡轮风扇发动机技术近年来受到越来越多的关注。该项技术通过将发动机尾气中的水分进行冷凝、回收、再热,然后将再热后的水蒸气重新注入燃烧室参与燃烧。在水增强型涡轮风扇发动机技术工作参数对热循环性能的影响、氢燃料与煤油燃料的对比、蒸汽发生器与换热器相关设计等方面对该技术研究现状进行了梳理介绍。基于该技术的研究现状,指出了该技术对热效率和推力的增加都有明显的效益,但目前只考虑了单一过程或进行了过度简化,且由于该系统中冷凝器内换热过程涉及多相、多组分的复杂相变传热过程,必然使得冷凝器结构复杂,故而在未来更深入的研究需要建立更为完善的循环过程且冷凝器结构的高紧凑、轻量化设计是重点关注的问题,同时展望了该项技术走向成熟应用的重要指标:水增强型涡轮风扇发动机内多过程如何进行一体化耦合及如何综合考评该技术带来的经济性与不利影响。

关键词:水增强型涡轮风扇发动机;燃烧控制;污染物排放;水蒸气回收利用;热力循环;蒸汽发生器

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.007

Research Progress on Water-Enhanced Turbofan Engine Technology

WANG Wei¹, LIU Jia-yu¹, SONG Jing-yuan², LUO Kang¹, SHUAI Yong¹

(1. School of Energy Science and Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Taihang National Laboratory of China, Chengdu 610200, China)

Abstract: With the increasing requirements for aviation power economy and environmental protection, Water-Enhanced Turbofan (WET) engine technology has attracted more and more attention. This technology includes condensing, recovering, and reheating the moisture content in the engine exhaust, then reinjecting the reheated water vapor into the combustion chamber for combustion. This paper reviews the current research status of WET technology in terms of the impact of engine operating parameters on thermal cycle performance, comparisons between hydrogen and kerosene fuels, and the design of steam generators and heat exchangers. Based on the current research status of this technology, the technology has shown significant benefits in improving thermal efficiency and thrust. However, existing studies have just considered isolated processes or employed excessive simplifications. Moreover, the heat exchange process in the condenser involves complex multiphase, multicomponent phase-change heat transfer, inevitably leading to a structurally intricate condenser design. Therefore, future research should focus on establishing a more comprehensive cycle process, with high compactness and lightweight condenser design being key priorities. Additionally, the paper highlights critical indicators for the maturation of this technology: the integrated coupling of multiple processes within the Water-Enhanced Turbofan and a comprehensive evaluation of its economic benefits and potential drawbacks.

Key words: water-enhanced turbofan engines; combustion control; pollutant emissions; water vapor recovery; thermodynamic cycle; steam generator

0 引言

面对日益严峻的能源危机和气候变暖的问题,国际民航组织(International Civil Aviation Organization,

ICAO)的统计表明目前民用航空发动机的燃料效率和污染物排放仍未达到理想指标^[1]。欧盟发布最新的战略研究和创新议程(Strategic Research and Innovation Agenda, SRIA)也针对航空发动机的排放标

收稿日期:2024-07-01

作者简介:王维(1989),男,博士,副教授。

引用格式:王维,刘家宇,宋经远,等.水增强型涡轮风扇发动机技术进展[J].航空发动机,2025,51(4):43-48. WANG Wei, LIU Jiayu, SONG Jingyuan, et al. Research progress on water-enhanced turbofan engine technology[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 43-48.

准提出,与2000年的技术标准相比,到2035年每乘客每公里的 CO_2 排放量要减少30%^[2]。欧洲航空愿景Flightpath-2050中提出,与2000年的技术标准相比,到2050年每乘客每公里的 CO_2 排放减少75%,氮氧化物(NO_x)排放减少90%^[3]。

传统的涡扇发动机中的煤油燃烧会产生大量的 CO_2 、 NO_x 和水蒸气(H_2O)等^[4]。 CO_2 会阻碍地球向外红外辐射,造成温室效应; NO_x 的排放会破坏臭氧层导致到达地面的紫外线辐射增强,还会严重刺激人的肺部导致人类呼吸系统疾病,以及产生酸雨等问题^[5-7]。在此基础上满足最新严苛的航空排放标准,需要花费非常高昂的代价来改进技术。以氢为代表的新型航空发动机燃料可以较好应对上述问题。但氢的低着火温度和高能量密度特性,导致氢的燃烧速度非常快,燃烧火焰比较靠近燃烧室的头部,容易产生回火^[8];氢燃烧的火焰温度比传统燃油的更高,更容易使空气中的氮气与氧气反应产生 NO_x ,导致 NO_x 排放过高^[9];此外,氢燃料燃烧时会导致燃烧室内部压力脉动,从而导致燃烧不稳定和热声振荡等^[10]。这使得氢燃料以微混燃烧原理为基础的预混燃烧技术和扩散燃烧技术被广泛研究^[11-12]。基于上述情况,一种水增强循环涡轮风扇发动机(Water-Enhanced Turbofan Engine, WET-Engine)技术^[13],也被称作蒸汽喷射和回收航空发动机(Steam Injecting and Recovering Aero Engine, SIRA-Engine)技术^[14]重新走入研究人员的视野。根据德国MTU公司的报道^[15],采用WET-Engine技术预计将减少约15%的燃料消耗和 CO_2 排放,并且可以避免 NO_x 的生成,以及减少约90%的尾迹。

WET-Engine技术早在1976年由Cheng^[16]提出;德国MTU和美国PW公司^[17]提出了将该技术与未来发电机的混合电动推进元件结合;MTU航空发动机公司^[18]开展了WET-Engine的工作参数对热循环性能的影响研究;德国航空航天中心^[13]基于P-NTU方法建立了航空换热器设计工具,设计出了WET-Engine蒸汽发生器结构;德国航空航天中心^[19]讨论了用氢燃料改进WET-Engine技术;瑞典查尔莫斯大学^[20]对WET-Engine的蒸汽发生器和冷凝器开展了相关设计研究;土耳其学者Kayadelen等^[21]研究了采用级间涡轮机再热和WET-Engine技术对最先进的燃气轮机循环进行热力学性能分析;印度学者Shukla等^[22]研究了将WET-Engine技术应用于地面燃机热力发电厂,

对比分析了蒸汽喷射、压气机蒸发冷却、透平叶片液膜冷却3种技术对系统的影响。

本文介绍了一种通过将发动机尾气中的水分进行冷凝、回收、再热,然后将再热后的水蒸气重新注入燃烧室参与燃烧已达到充分利用废热以提高机组热效率的技术,即WET-Engine技术,梳理了国内外学者基于该技术进行氢燃料改进、蒸汽发生器与冷凝器设计以及该技术对分级再热燃气轮机的影响等方面研究,指出了各个研究中需要重点关注的地方,为WET-Engine技术的设计与优化提供了参考。

1 WET-Engine的工作原理

WET-Engine的基本工作原理和流程如图1所示^[23]。发动机的前半部分与传统的涡轮风扇发动机相同,包括进气道、压气机、燃烧室、燃气透平,而在燃烧室后增设了蒸汽透平、蒸汽发生器、冷凝器、水分离器、冷凝水泵,以及相关冷凝水和水蒸气管路。

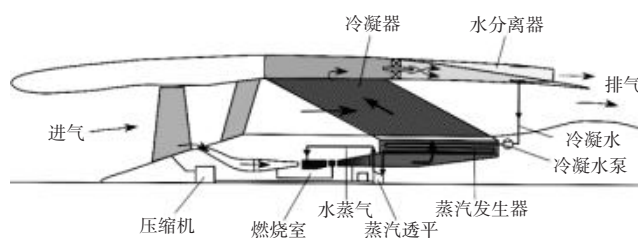


图1 WET-Engine工作系统原理^[23]

燃烧后的尾气经过燃气透平作用后进入蒸汽发生器,将排气中的废热传递给液态水并将其加热到过热水蒸气。过热水蒸气先经过蒸汽透平降温降压至饱和水蒸气,并输出一定的轴功给压气机或发电机。蒸汽透平在地面发电的燃气轮机系统中对提高系统经济性有至关重要的作用,但在航空发动机系统中可以被省略。饱和水蒸气喷射进入燃烧室内参与燃烧^[14]。

经过蒸汽发生器的尾气经过一次降温后,进入到设置在外涵道的冷凝器,在此处与外涵道的冷进气进行热交换,实现二次降温并使尾气中的水蒸气到达露点温度,夹带大量小液滴的含湿尾气进入旋转离心水分离器,利用液滴碰撞及离心力作用实现对液滴的凝聚、分离、捕获,将冷凝水汇聚回收,除湿后的低温尾气直接排出。冷凝水经过水处理系统和储液罐后,通过冷凝水泵增压输送到蒸汽发生器中实现完整循环。在此处提高冷凝水的回水压力对其在蒸汽发生器中吸收更多热量和蒸汽透平作功是有利的。

该概念将传统的焦耳/布雷顿循环与克劳修斯-

朗肯蒸汽循环相结合,形成双流体循环,也称为Cheng循环^[16]。在整个热力循环中,加湿燃烧后进入燃气透平的质量流量大于压气机的质量流量,是由压缩空气、喷射燃料和注入的水蒸气三者的质量流量组成。水蒸汽的体积膨胀系数远大于空气,可以实现在不增加压缩功的同时提供更高的输出功。WET-Engine技术通过引入水-水蒸气流体热力循环与传统的发动机热力循环相符合,有效的利用了尾气中的热量,实现了系统的热效率的大幅提升,从而大大提高了航空发动机的效率,降低了燃料消耗^[23]。

此外,水蒸气在辅助燃烧过程中,使得燃烧室的燃烧温度大幅降低从而减少 NO_x 的排放,且水蒸气的喷射对氢气燃烧的流场也起到整形和调控作用,可以有效改善氢燃烧回火和振荡问题。并且尾气中水成分的回收和排放温度的降低,大幅减少了尾迹的产生。这两部分的作用在氢燃料航空发动机中效益更为显著^[24]。

2 WET-engine的发展和研究现状

2022年德国MTU公司和美国PW公司提出了欧盟清洁天空项目^[17],是在PW公司GTF发动机基础上结合WET-Engine技术,该项目被称为可持续注水涡轮结合混合动力(Sustainable Water-Injecting Turbofan Comprising Hybrid-Electrics, SWITCH)。SWITCH项目以PW公司的齿轮涡轮风扇发动机为基础,将WET-Engine技术与混合电动推进元件相结合。有来自11个不同国家的航空发动机研究机构参与,其中包括美国柯林斯航空航天公司,吉凯恩公司瑞典分部和法国空中客车公司等。计划于2023~2025年第1阶段实现混合动力的地面演示、WET-Engine系统的组件测试、飞机集成研究3部分,具体的任务分配如图2所示。

该项目所采用的WET-Engine技术原理与图1的技术原理相同,组件的结构如图3所示。

该项目预计与目前的GTF相比,WET-Engine循环将提高约10%的燃油效率。发动机 NO_x 排放降低约80%。集成WET-Engine系统后GTF发动机的质量将从3 t增加至4.5 t。水增强涡轮风扇发动机可以使用煤油、可持续航空燃料(SAF)或氢气运行,适用于短途、中途和长途航线。使用氢气为WET-Engine提供动力将带来更多优势,不仅可以降低与气候相关的

SWITCH项目总结

阶段1:2023~2025
•混合动力地面演示
•水增强型涡轮组件测试
•飞机-发动机一体化研究

未来的项目阶段需要成功的演示和资助

德国MTU公司 •水增强型涡轮 机组概念、汽轮 机与水回收装 置 •发动机地面测 试	美国PW公司 •混合动力与电 力集成 •蒸汽燃烧与水 增强型涡轮发 动机集成	美国Collins公司 •电动发动机 •电力电子与配 电 •冷凝器 •发动机舱架 结构	英国GKN公司 •交流配电 •电线 •发动机结构 •蒸发器	空中客车公司 •飞机-发动 机一体化 •储能发展 •性能研究
--	---	---	---	--

MTU GKN Collins Aerospace AIRBUS
SWITCH技术总结
阶段1:2023~2025
•混合动力的地面演示
•WET-Engine系统的组件测试
•飞机集成研究

未来项目阶段待成功的目标

德国MTU公司 •水增强循环 涡轮风扇发动 机 •发动机地面 测试	美国PW公司 •混合动力与 电力集成 •蒸汽燃烧与 水增强循环 涡轮风扇发 动机的集成	英国Collins公司 •发电电动机 •电量与分配 •冷凝器 •发电电动机 舱架结构	英国GKN公司 •交流配电 •电线 •电动发动机 结构 •蒸发器	空中客车公司 •飞机集成 •储能发展 •性能研究
--	---	---	---	-----------------------------------

MTU GKN Collins Aerospace AIRBUS

图2 SWITCH项目WET-Engine第1阶段目标及任务分配^[17]

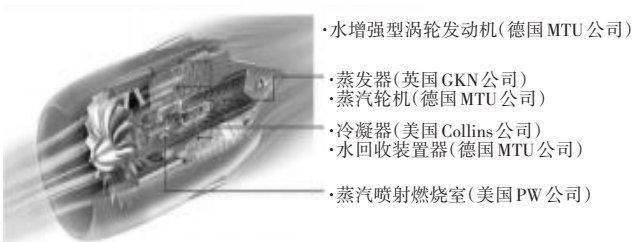


图3 SWITCH项目的WET-Engine 3D结构设计^[17]

排放,而且还可以通过更紧凑的设计减少推进系统的质量和阻力。这是因为该概念具备热交换器可以利用超冷氢气提供冷却的潜力。

MTU航空发动机公司^[18]开展了WET-Engine的工作参数对热循环性能的影响研究。本文采用商业软件对以典型的巡航飞行条件作为设计点,对炎热天气最大爬升点(Maximum Climb Point, MCL)和炎热天气最大起飞点(Maximum Takeoff Point, MTO)2个额外的工况点进行了仿真分析,仿真模型包含流体、涡轮机械、涡轮冷却空气、换热器建模、燃油消耗评估5个主要子模块。分别讨论了采用WET-Engine技术后涡轮机冷却、总压比、涡轮进口温度、冷凝器冷侧出口温度、冷凝水压力、蒸汽发生器的夹点温度、水-空气设计比率等设计参数对发动机热效率、燃油消耗等整体性能的影响。研究结果表明,WET-Engine的主要

问题在于驱动蒸汽发生的涡轮出口烟气温度,水-空气比率在设计工况和非设计工况的大小,以及蒸汽发生器和冷凝器的设计质量。热力循环中各设计参数的变化对提高发动机整体的热效率和燃料消耗有显著的作用。此外,该研究中还提出未来对 WET-Engine 技术的评价不仅要考察燃料消耗,还要对氮氧化物的排放以及尾气凝结物的形成进行有效考核。

德国航空航天中心^[13]基于 P-NTU 方法开发了一个名为“PreHEAT”的航空换热器的设计工具,用于预测和设计水增强涡扇发动机、氢气预处理、间冷器或其他创新的燃气轮机系统中的航空换热器的传热系数、流体压降、体积、质量 4 个重要设计指标。考虑到 WET-Engine 中蒸汽发生器的结构要求非常紧凑,因此设计平台需要准确预测不同的换热器形式和不同的强化几何结构(如翅片、挡板、凹坑或扭曲带)的传热系数和压力损失。而且还要考虑单相传热、亚临界蒸发和超临界等不同换热条件。设计平台可以与 CFD 软件实现数据交互,以更详细地分析复杂结构中流体的传热和压力损失,并将 CFD 结果与设计程序结果进行校准、交换、迭代等。通过该方法对 WET-Engine 的蒸汽发生器进行了设计,换热器一共有 250 根平行套管管束,换热套管长度为 60 m。单个套管中有 30 个流道,流道外径 7 mm、流道内径 6 mm、壁面粗糙度 0.01 mm,流道间距 8 mm,套管间距为 10 mm,材料采用 Inconel-625,换热器质量为 1250 kg,换热器比表面积为 275 m²/m³。预计通过 18.9 kg/s 的 625 K 发动机尾气,将 1.25 kg/s 的 293.15 K 水加热至 537 K (2 MPa)。

德国航空航天中心^[19]讨论了将氢气作为燃料应用于改进的水增强循环涡轮风扇发动机,并将氢燃料的 WET-Engine 与煤油燃料的 WET-Engine 进行了比较,结果见表 1。

在保证 2 种燃料发动机的推力相同的情况下,改用氢燃料的推力比油耗呈现大幅降低,燃油的推力比油耗是氢燃料的 5.6 倍。这是由于氢的能量密度约为 120 MJ/kg,是传统航空煤油的 3 倍左右,且煤油在燃烧时存在燃烧不完全的情况,而氢则几乎不存在此问题^[25]。采用氢燃料时推力比能耗比燃油时降低了 2.2%。燃油 WET-Engine 蒸汽发生器的换热量和冷凝器的换热量比氢燃料 WET-Engine 的要整体高约 12%。相应的燃油蒸汽发生器的体积也略大于氢燃料,而冷凝器的体积则相同。在起飞状态下,燃油

表 1 煤油燃料与氢燃料 WET-Engine 参数对比^[19]

参数	煤油燃料 WET-Engine			氢燃料 WET-Engine		
	巡航	起飞	最高飞行	巡航	起飞	最高飞行
推力/kN	22.8	147.0	27.6	22.8	147.0	27.6
推力比油耗/(g/(kN·s))	12.69	6.38	12.32	4.51	2.24	4.60
推力比能耗(W/N)	549	276	533	537	267	547
旁通比	26.4	23.2	24.4	28.4	25.0	26.2
总压比	27.3	28	31.7	25	25.3	29.2
燃烧器出口温度/K	1600	1900	1720	1600	1900	1720
进燃烧器水空气比	0.245	0.250	0.273	0.244	0.225	0.267
蒸汽发生器热量/MW	6.07	17.90	7.70	5.40	14.70	6.91
冷凝热量/MW	6.07	13.90	7.50	5.50	15.70	6.92
蒸汽发生器体积/m ³	2.10	2.10	2.10	1.92	1.92	1.92
冷凝器体积/m ³	4.76	4.76	4.76	4.76	4.76	4.76
水回收率	1.00	0.37	1.00	1.00	0.60	1.00
补水质量流量/(kg/s)	0	3.08	0	0	1.71	0

WET-Engine 水回收率(水回收质量流量/水注入质量流量)为 0.37,而氢燃料 WET-Engine 的水回收率为 0.6。因此在起飞过程中采用燃油的 WET-Engine 补水率为 3.08 kg/s,而采用氢燃料的 WET-Engine 的补水率为 1.71 kg/s。

瑞典查尔莫斯大学^[20]对 WET-Engine 的蒸汽发生器和冷凝器开展了相关设计研究。蒸汽发生器采用的是管束换热器形式,管内径 10 mm、壁厚 0.25 mm,采用 Inconel-625 材料。设计换热面积共 305 m²,质量大约 630 kg。冷凝器采取了 3 种不同形式的板式换热器,根据 50%、75% 和 100% 3 种冷凝程度的不同,设计最小的质量约 3700 kg。其研究发现与传统的涡扇发动机相比,WET 概念可以减少高达 20% 的油耗。换热器的增加使推进系统的质量相对于原始质量增加了 70% 以上,而 MTU 公司预计推进系统的总质量会增加 40%。

土耳其学者 Kayadelen 等^[21]研究采用级间涡轮机再热和 WET-Engine 技术对最先进的燃气轮机循环进行热力学性能分析,2 种系统和 T-S 热力循环如图 4、5 所示。

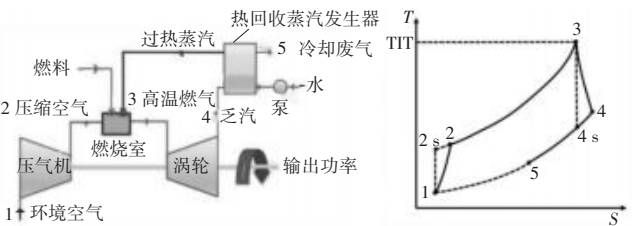
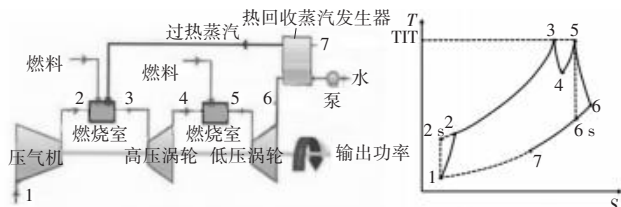


图 4 蒸汽喷射燃气轮机系统和 T-S 热力循环^[21]



1-环境空气;2-压缩空气;3-高温燃气;4-再热入口燃气;
5-再热燃气;6-乏气;7-冷却废气。

图5 蒸汽喷射与再热式燃气轮机系统和 T - S 循环^[21]

结果表明,采用级间涡轮再加热可使净循环功率提高35.5%,而效率损失仅为5%。再加热降低了热效率,但大大增加了净循环功。而蒸汽喷射可同时增加系统的净功和热效率。由于再热和蒸汽喷射都会增加净循环功,因此会增加发动机功率质量比,这对军用航空发动机很重要。当级间再热与WET-Engine复合使用时,由于二次燃烧会使低压涡轮中废气的余热更多,从而导致蒸汽再发生器的效率也随之提高,从而产生更多和温度更高的蒸汽。

印度学者 Shukla^[22]研究了将WET-Engine技术应用于地面燃气轮机热力发电厂,对比分析了蒸汽喷射、压气机蒸发冷却、透平叶片液膜冷却3种技术对系统的影响,系统构成如图6所示。通过热力学建模和对比分析发现。在燃烧室中注入蒸汽增强了燃气轮机的比膨胀功,蒸汽空气比每增加2.95%,其膨胀功就会增加2%。相比于常规了燃机循环,采用WET-Engine技术输出功最大可增加7.2%;在WET-Engine结合压气机入口蒸发冷凝技术后,输出功最大可增加9.5%;在WET-Engine结合压气机入口蒸发冷凝技术和叶片薄膜冷却技术后,输出功最大可增加10.1%。

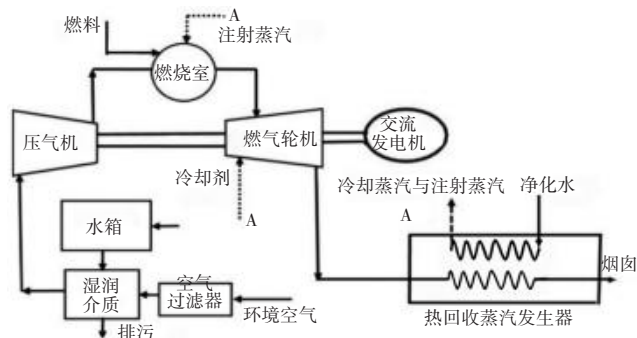


图6 蒸汽喷射-压气机蒸发冷却-透平叶片液膜冷却耦合系统^[22]

3 总结

随着对航空发动机能源利用效率和环保排放的

要求逐渐提升,以及近些年来氢燃料航空发动机的发展趋势,水增强循环涡轮风扇发动机(WET-Engine)技术又重新得到关注。目前以德国MTU和美国PW公司组织的SWITCH项目在该领域的研究最为集中,而中国在该领域的研究尚鲜有报道。通过对该技术现有研究的分析,总结如下:

(1)WET-Engine技术是包含燃气和水蒸汽耦合的一种双流体热力循环,2种循环的耦合对热效率和推力的增加都有明显的效益。该循环在地面燃机发电厂中有一定的应用,但在航空发动机领域尚无成熟应用。由于2种流体在燃烧室和冷凝器内发生混合和分离过程,导致这一耦合热力过程十分复杂。目前对于这一双流体的热力循环大多只考虑了单一过程或进行了过度简化,因此为更好量化循环的热力性能指标和和分析各变量因素的影响规律,需要建立完善的WET-Engine热力循环过程。

(2)WET-Engine技术应用于航空动力的关键问题是如何设计空间紧凑、轻量化的蒸汽发生器和冷凝器。其中蒸汽发生器的传热过程相对明确,是水和高温排气间的换热过程,可以参考锅炉行业的设计依据。但冷凝器中是高温含湿排气与外涵道冷气或低温氢燃料间的换热过程,但冷凝器中发生的是高温含湿排气与外涵道冷气或低温氢燃料间的换热过程,这一换热过程是涉及多相、多组分的复杂相变传热过程,需要考虑含湿烟气沿流程的温度变化与烟气中水组分的分压变化需要考虑含湿烟气沿流程的温度变化及烟气中水组分的分压变化,在其他工业过程中尚无参考的设计依据。因此,在WET-Engine技术中蒸汽发生器和冷凝器的高效、紧凑、轻量化设计是需要重点解决的卡脖子技术问题。

(3)WET-Engine的热力过程如何与进气冷却、压缩机冷却、叶片冷却、燃料预热等过程进行耦合一体化设计,如何综合考评WET-Engine技术给航空发动机带来燃油经济性提升、涡轮动力增大、污染物排放降低、尾迹减少等有利影响,以及系统复杂性增加、质量增大、成本提高等诸多不利影响,也是未来该项技术走向成熟应用需要考虑的关键问题。

参考文献:

- [1] ICAO Environment. Trends in emissions that affect climate change[EB/OL]. (2016-10-6) [2024-6-25]. https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/ClimateChange_Trends.aspx.

- [2] Circular Bio-based Europe Joint Undertaking. Strategic research and innovation agenda (SRIA) [EB/OL]. (2022-6-16) [2024-6-25]. <https://www.cbe.europa.eu/strategic-research-and-innovation-agenda-sria>.
- [3] European Commission. Flightpath 2050: Europe's vision for aviation [M]. Luxembourg: Publications Office of the European Union, 2011: 15.
- [4] Lee D S, Fahey D W, Skowron A, et al. The contribution of global aviation to anthropogenic climate forcing for 2000 to 2018 [J]. *Atmospheric Environment*, 2020, 244: 117834.
- [5] 刘静, 肇俊武. 国外民用航空发动机低污染燃烧室的发展 [J]. *航空发动机*, 2012, 38(4): 11-16.
- LIU Jing, ZHAO Junwu. Development of low emission combustor for foreign civil aeroengine [J]. *Aeroengine*, 2012, 38(4): 11-16. (in Chinese)
- [6] Peden D B. Respiratory health effects of air pollutants [J]. *Immunology and Allergy Clinics of North America*, 2024, 44(1): 15-33.
- [7] Song Zhe, Yu Shaocai, Chen Xue, et al. Significant reductions of urban daytime ozone by extremely high concentration NO_x from ship's emissions: A case study [J]. *Atmospheric Pollution Research*, 2024, 15(7): 102142.
- [8] 向巧, 胡晓煜, 王曼, 等. 关于氢能航空动力发展的认识与思考 [J]. *航空发动机*, 2024, 50(1): 1-9.
- XIANG Qiao, HU Xiaoyu, WANG Man. Observations on the development of hydrogen-powered aircraft propulsion system [J]. *Aeroengine*, 2024, 50(1): 1-9. (in Chinese)
- [9] 姜涌, 夏明明, 覃绍亮, 等. 热力型 NO_x 的抑制 [J]. *电站系统工程*, 2005, (2): 25-26.
- JIANG Yong, XIA Mingming, QIN Shaoliang, et al. The control of thermal-nitrogen oxides [J]. *Power System Engineering*, 2005, (2): 25-26. (in Chinese)
- [10] 赵钦新, 王宗一, 邓世丰, 等. 氢气燃烧技术及其进展 [J]. *科学技术与工程*, 2022, 22(36): 15870-15880.
- ZHAO Qinxin, WANG Zongyi, DENG Shifeng, et al. Hydrogen combustion technology and progress [J]. *Science Technology and Engineering*, 2022, 22(36): 15870-15880. (in Chinese)
- [11] 莫姐, 林宇震, 韩啸, 等. 氢气微混燃烧技术研究现状和未来发展 [J]. *航空学报*, 2024, 45(7): 36-62.
- MO Da, LIN YuZhen, HAN Xiao, et al. Research progress and future prospect of hydrogen micromix combustion technology [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2024, 45(7): 36-62. (in Chinese)
- [12] 吕光普, 刘潇, 张志浩, 等. 氢燃气轮机燃烧技术研究进展 [J]. *燃气轮机技术*, 2022, 35(1): 1-15.
- LV Guangpu, LIU Xiao, ZHANG Zhihao, et al. Research progress of combustion technology in hydrogen gas turbine [J]. *Gas Turbine Technology*, 2022, 35(1): 1-15. (in Chinese)
- [13] Schmelcher M, Häßy J, Görtz A, et al. Methods for preliminary design of heat exchangers in aircraft engines [R]. ASME 2023-GT-102959.
- [14] Schmitz O, Klingels H, Kufner P. Aero engine concepts beyond 2030: Part 1—the steam injecting and recovering aero engine [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2021, 143(2): 021001.
- [15] Lars Wagner. Health impact of aircraft engines [EB/OL]. (2023-5-11) [2024-6-25]. <https://sustainability.mtu.de/en/fluglaerm/>.
- [16] Cheng Daying. Parallel-compound dual-fluid heat engine: US, 3978661 [P]. 1974-12-19.
- [17] Fehrm B. MTU gets support from Pratt & Whitney to develop the WET engine [EB/OL]. (2022-11-29) [2024-6-25]. <https://leehamnews.com/2022/11/29/mtu-gets-support-from-pratt-whitney-to-develop-the-wet-engine/>.
- [18] Ziegler P, Kaiser S, Gümmer V. Parametric cycle studies of the water-enhanced turbofan concept [R]. ASME 2023-GT-100529.
- [19] Görtz A, Häßy J, Schmelcher M, et al. Water enhanced turbofan: improved thermodynamic cycle using hydrogen as fuel [R]. ASME 2023-GT-100807.
- [20] Sakic M, Nitulescu M. Steam generation and exhaustwater recovery for the water enhanced turbofan (WET) [D]. Gothenburg: Chalmers University of Technology, 2021.
- [21] Kayadelen H K, Ust Y, Bashan V. Thermo dynamic performance analysis of state of the art gas turbine cycles with inter-stage turbine reheat and steam injection [J]. *Energy*, 2021, 222: 119981.
- [22] Shukla A K, Singh O. Performance evaluation of steam injected gas turbine based power plant with inlet evaporative cooling [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 102: 454-464.
- [23] Kaiser S, Schmitz O, Ziegler P, et al. The water-enhanced turbofan as enabler for climate-neutral aviation [J]. *Applied Sciences*, 2022, 12(23): 12431.
- [24] 刘凯强. 缸内喷水对天然气掺氢发动机爆震燃烧和排放影响的 CFD 模拟研究 [D]. 长沙: 湖南大学, 2021.
- LIU Kaiqiang. Influence of in-cylinder water spray on knock, combustion and emission of natural gas mixed hydrogen engine based on CFD simulation [D]. Changsha: Hunan University, 2021. (in Chinese)
- [25] 韩玉琪, 王则皓, 刘英杰, 等. 通向碳中和的航空新能源动力发展路径分析 [J]. *航空动力*, 2022, (3): 13-15.
- HAN Yuqi, WANG Zehao, LIU Yingjie, et al. Analysis to the development path of new aerospace Power leading to carbon neutrality [J]. *Aerospace Power*, 2022(3): 13-15. (in Chinese)

(编辑: 孙明霞)

航空发动机低排放燃烧室研究进展

陆景贺, 马宏宇, 郭 舒
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:低排放燃烧室技术是支撑先进绿色航空发动机发展的关键技术之一。为了加深对低排放燃烧室技术的了解,梳理了富油-淬熄-贫燃(RQL)燃烧室、贫油部分预混预蒸发(LPP)燃烧室和贫油直接喷射(LDI)燃烧室的工作原理和研究进展,对比分析了三者的排放水平。RQL燃烧室和LPP燃烧室均已应用于民航发动机中,二者的 NO_x 排放均可达到国际民航组织航空环保委员会第8版标准(CAEP/8)规定值的94%左右。LDI燃烧室的 NO_x 排放可以达到CAEP/6规定值的12%,其在更高压比时的发展潜力较大,但是受限于复杂的燃油供给系统和极高的燃油热防护需求,目前尚未应用于发动机产品中。基于航空发动机的发展需求,展望了各类燃烧室的未来重点发展方向,为中国低排放燃烧室研究提供参考。

关键词:航空发动机;燃烧室;低排放;富油燃烧;贫油燃烧

中图分类号:V231.2

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.008

Research Progress on Low Emission Combustors for Aeroengine

LU Jing-he, MA Hong-yu, GUO Shu

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Low emission combustor technology is one of the key technologies supporting the development of advanced green aeroengine. To enhance the understanding of low emission combustor technology, the working principle and research status of rich-burn quick-quench lean-burn (RQL) combustor, lean partial-premixed and pre-vaporized (LPP) combustor, and lean direct injection (LDI) combustor were sorted out, and the emission levels of the three were compared and analyzed. RQL combustor and LPP combustor have been applied to civil aeroengine, and their NO_x emission can reach about 94% of the CAEP/8 specified value. The NO_x emission of LDI combustor can reach about 12% of the CAEP/6 specified value, and it has higher development potential at higher pressure ratios. However, due to the complex fuel supply system and high fuel thermal protection requirements, LDI combustor has not been applied to aeroengine products. Based on the developmental requirements of aeroengine, this study outlines the future key development directions of various combustors, offering reference for the research on low emission combustors in China.

Key words: aeroengine; combustor; low emission; rich-burn; lean-burn

0 引言

21世纪以来,民用航空事业在国际贸易全球化过程中蓬勃发展,由此带来的航空发动机排气污染物对大气环境和人体健康的危害受到了普遍关注^[1]。为了降低发动机污染物排放水平,国际民航组织从1986年开始陆续发布了若干个排放法规标准^[2],从航空环保委员会第2版标准(Committee on Aviation Environmental Protection/2, CAEP/2)到CAEP/10标准, NO_x 排放指标几乎降低了50%^[3]。同时,为了提高

整机效率,发动机燃烧室进气温度和压力不断提升, NO_x 已成为燃烧室最难控制的污染物^[4]。为此,全球发动机制造商均针对低排放燃烧技术制定了一系列的研发计划。

美国NASA联合GE、PW公司从20世纪70年代就开展了低排放燃烧室研究,并在21世纪初的超高效发动机计划(Ultra-Efficient Engine Technology, UEET)中发展了双环预混旋流(Twin Annular Premixed Swirler, TAPS)和泰龙(Technology for Advanced Low NO_x , TALON)燃烧室,已经分别应用于

收稿日期:2024-04-30 基金项目:国家级研究项目资助

作者简介:陆景贺(1994),男,博士,工程师。

引用格式:陆景贺,马宏宇,郭舒.航空发动机低排放燃烧室研究进展[J].航空发动机,2025,51(4):49-65. LU Jinghe, MA Hongyu, GUO Shu. Research progress on low emission combustors for aeroengine[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 49-65.

GENx 和 PW6000 发动机^[5]。NASA 在 2010 年启动的环保航空计划 (Environmentally Responsible Aviation, ERA) 中 3 个阶段^[6-7], 即 $N+1$ 、 $N+2$ 和 $N+3$ 阶段, 各阶段的研究周期均为 5 年, 将 NO_x 排放比 CAEP/6 标准分别降低 60%、75% 和 80%。GE 公司在 ERA 计划中研发的 TAPS II 燃烧室已经应用于 LEAP 发动机^[8], NO_x 排放相比 CAEP/6 标准降低了 60%。TAPS III 燃烧室准备应用于 GE9X 发动机, 目前已经取得适航证^[9]。欧洲自 20 世纪 90 年代起开展了低排放燃烧室技术项目^[10]、清洁天空计划 (Clean Sky Programmer, CSP)^[11]、21 世纪中叶航空发动机超低排放技术创新计划 (Ultra Low Emission Technology Innovations for Mid-Century Aircraft Turbine Engines, ULTIMATE)^[12] 等研究计划, 针对大型发动机, RR 公司发展了 Phase 5 燃烧室^[13] 和 Lean-burn 燃烧室^[14], 前者已经应用于 Trent XWB 发动机中, 其 NO_x 排放比 CAEP/6 标准降低了近 40%; 后者的目标是 NO_x 排放比 CAEP/2 标准降低 60%, 技术成熟度已达到 6 级。针对小型发动机, MTU 和 AVIO 公司分别发展了贫油预混预蒸发 (Lean Premixed and Pre-Vaporized, LPP) 燃烧室^[15] 和部分蒸发快速掺混 (Partial Evaporation and Rapid Mixing, PERM) 燃烧室^[16], 技术成熟度已达到 4~5 级。日本宇航研究机构 (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) 和川崎重工 (Kawasaki Heavy Industries, KHI) 在 2003 年相继制定了清洁航空发动机计划 (Technology Development Project for Clean Engines, TechCLEAN) 和环保小型发动机计划 (Environmentally Compatible Aircraft Engines for Small Aircraft, Eco-Engine)。相比 CAEP/4 标准, JAXA 研制的富油-淬熄-贫燃 (Rich-Burn Quick-Quench Lean-Burn, RQL) 燃烧室和 LPP 燃烧室的 NO_x 排放分别降低了 38.1%^[17] 和 77%^[18]。KHI 公司研制的 LPP 燃烧室 NO_x 排放则降低了 70%^[19], 技术成熟度均已达到 5 级。中国 CJ1000 发动机污染物排放达到国际先进水平, 准备应用于 C919 飞机。

本文通过汇总国内外低排放燃烧室的研究文献, 总结了燃烧室污染物控制方法, 基于目前燃烧室中存在的问题和未来航空发动机的发展趋势, 对低排放燃烧室未来发展趋势进行了展望, 以期为中国低排放燃烧室的研究提供参考。

1 燃烧室污染物控制方法

1.1 污染物生成机理及影响因素

在航空发动机燃烧室中, 污染物主要包括 NO_x 、一氧化碳 (Carbon Monoxide, CO)、未燃碳氢化合物 (Unburned Hydrocarbons, UHC) 和冒烟, 每种污染物的生成途径及其主要影响因素见表 1。

表 1 污染物生成途径及其主要影响因素

污染物	生成途径	主要影响因素
NO_x	(1) 热力型 NO_x	进气温度, 燃气停留时间, 进气压力, 燃油雾化粒径
	(2) 快速型 NO_x	
	(3) 中间体型 NO_x	
CO	(1) 燃烧不完全	当量比, 进气压力/温度, 燃油雾化粒径
	(2) CO_2 高温分解	
	(3) 冷空气淬熄	
UHC	(1) 燃烧不完全	
	(2) 冷空气淬熄	
冒烟	富油区形成的碳烟及其氧化产物	燃料特性, 进气压力, 燃油雾化粒径

NO_x 包括 NO 和 NO_2 , 当燃油中不含有氮元素时, 根据其生成途径可以划分为热力型 NO_x 、快速型 NO_x 和中间体型 NO_x 。在燃烧室实际运行过程中, 热力型 NO_x 贡献最大^[20], 由于其生成过程中需要极高的热量将氧气激发为氧原子, 因此其生成速率受火焰温度影响极大^[21]。当火焰温度超过 1850 K 时, 热力型 NO_x 生成速率显著增加^[22]。研究表明: 进气温度^[23] 和燃气停留时间^[24] 增加会增大 NO_x 排放量; 当量比高于 1.0 时, 压力增加, NO_x 排放迅速升高^[25]; 当量比低于 1 时, 燃油喷雾索泰尔平均直径增加也会促进 NO_x 生成^[26]。

CO 生成途径主要包括 3 类: (1) 燃烧室内局部区域当量比过低或过高时, 化学反应速率低导致燃烧不完全; (2) 在局部区域化学恰当比状态下, 火焰温度高导致部分 CO_2 分解; (3) 冷空气使火焰淬熄, 导致化学反应冻结^[27]。普渡大学^[26] 基于柴油燃料单管燃烧室的试验结果表明, 当量比为 0.6~1.4 时, CO 排放随当量比增加先降低后升高; 贫燃环境下, 进气压力增加会加速 CO 氧化反应, CO 排放逐渐降低; 进气温度提高, 燃油液滴蒸发率提高, 液滴粒径降低, 化学反应速率加快使 CO 排放降低。UHC 包括燃烧室出口未完全燃烧的燃油颗粒/蒸汽及裂解形成的小分子碳氢化合物, 主要在燃烧不完全和冷空气淬熄过程中产生, 其影响因素和 CO 基本一致。

燃烧室排气冒烟定义为排气污染中的含碳物质,

其是碳烟在高温区中被氧化后的结果。冒烟的主要因素包括燃料特性、进气压力和燃油雾化质量。研究表明:燃烧室工况参数相同时,燃油中氢含量越高,冒烟越少。当量比大于1.2时,冒烟随进气压力升高迅速增加。燃油雾化粒径较小时,冒烟显著降低^[26]。

1.2 污染物控制方法

燃烧室污染物排放随其输出功率的变化特性^[28]如图1所示。从图中可见,燃烧室输出功率增加时,CO和UHC逐渐降低,NO_x和冒烟则逐渐上升。在燃烧室低工况下,进气温度低,燃油雾化质量差,化学反应速率缓慢导致燃烧不完全,因此产生大量CO和UHC;同时燃烧区温度较低,使得NO_x和冒烟均处于较低水平。在燃烧室高工况下,进气压力和温度迅速提高,燃油雾化质量显著提升,化学反应速率加快使燃烧更充分,因此CO和UHC排放迅速降低;但是冒烟随进气压力增大迅速增加;燃烧区内火焰释热加剧,高温区面积增大,NO_x排放也急剧增加。由于NO_x排放对环境 and 人体健康的影响远高于其他污染物,因此研究人员针对降低NO_x排放的方法开展了大量的研究。

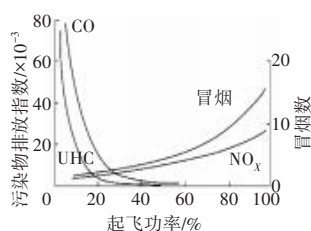


图1 燃烧室污染物排放特性^[28]

NO_x生成速率与当量比的关系如图2所示,从图中可见,NO_x生成速率在当量比小于0.5(贫燃)或大于1.5(富燃)时较低,在当量比为1附近时极高。因此,目前控制NO_x排放的方法主要为富油燃烧组织方法和贫油燃烧组织方法,通过改变燃烧区当量比来抑制NO_x生成。目前采用富油燃烧组织方法的燃烧室主要为RQL燃烧室,采用贫油燃烧组织方法的燃烧室主要为LPP燃烧室和贫油直接喷射(Lean Direct Injection, LDI)燃烧室,下文将详细介绍不同低排放燃烧室的工作原理和研究进展。

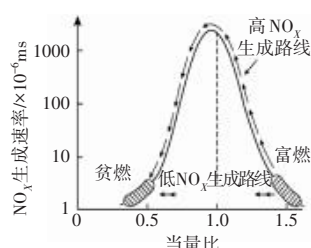


图2 NO_x生成速率与当量比的关系^[28]

2 RQL燃烧室研究进展

2.1 RQL燃烧室工作原理

RQL燃烧室工作原理^[29]如图3所示,图中沿流动

方向可依次分为富燃区、淬熄区和贫燃区。在富燃区,当量比远大于1,以扩散燃烧为主,含有大量活性较高的碳氢小分子化合物,可显著提高燃烧稳定性;虽然此时燃烧温度较高,但是由于氧气浓度较低,仍可以有效抑制氮气向NO_x的转化。在淬熄区,大量新鲜空气由主燃孔进入火焰筒内与高温燃气掺混,在局部区域由于火焰淬熄作用产生大量CO和UHC;在主燃空气射流附近由于空间受限,极易形成化学恰当比状态的油气混合物,导致NO_x生成速率急剧增加。随后,含有大量CO、UHC的燃气/新鲜空气混合物进入贫燃区内进一步燃烧,在下游掺混射流的稀释作用下,不仅可以获得较低燃烧区温度,抑制热力型NO_x生成,而且可以消耗CO、UHC,最终实现较低的污染物排放水平。

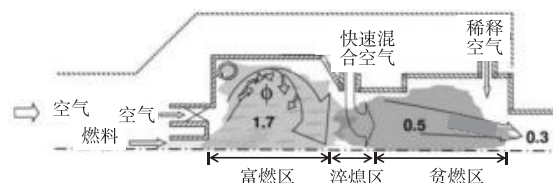


图3 RQL燃烧室工作原理^[29]

根据RQL燃烧室工作原理可知,其实现优异燃烧性能的关键在于富燃区和淬熄区流场组织,可以通过优化头部旋流组织提高富燃区油气掺混水平,进而改善燃烧过程;通过优化淬熄射流参数,提高淬熄效率以减少燃气停留时间,降低污染物排放水平。

2.2 美国PW公司TALON燃烧室

美国PW公司截止目前已发展了3代低排放燃烧室,分别为TALON I^[30], TALON II^[31]和TALON X燃烧室^[32],如图4所示。在PW4084发动机原型燃烧室基

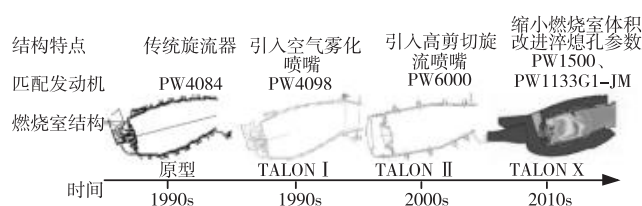


图4 TALON燃烧室发展历程

础上,TALON I燃烧室中采用空气雾化喷嘴以提高燃油雾化水平,通过缩短主燃孔和掺混孔的距离以改善淬熄效果,其NO_x排放相比CAEP/2标准降低了近20%^[30]。TALON II燃烧室引入了一种高剪切旋流喷嘴^[33],如图5所示。

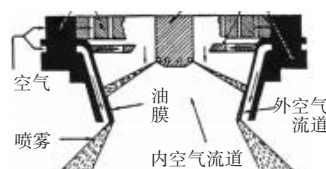


图5 高剪切旋流喷嘴^[33]

在2级径向旋流空气剪切作用下,燃油经预膜雾化方式破碎成液滴,可显著改善油气掺混水平^[34]。TALON II燃烧室的 NO_x 排放相比CAEP/4标准降低了10%。

为了减少TALON II燃烧室富燃区产生的大量碳烟颗粒,获得更加优异的 NO_x 排放水平,TALON X燃烧室通过优化旋流器参数以获得更加均匀的富油区油气分布,改进淬熄孔结构和排布规律以提高淬熄效率,缩小燃烧室体积以减少燃气停留时间,其 NO_x 排放相比CAEP/6标准降低了60%左右,已经应用于PW1500、PW1133G1-JM发动机中^[32]。目前PW公司正在研制新一代TALON燃烧室,准备应用于PW1000G发动机^[35]。

2.3 日本RQL燃烧室

JAXA在TechCLEAN计划中发展出一种适用于小型发动机的RQL燃烧室,如图6所示^[36-37]。旋流杯由中心向外依次为中心钝体、1级轴向旋流器、燃油预膜通道(含旋流叶片)、2级轴向旋流器,带有转动量的油膜在2级旋流剪切空气作用下破碎成小液滴,在主燃区内燃烧。全环燃烧室起降循环(Landing and Take-Off, LTO)试验结果表明,相比CAEP/4标准,其 NO_x 、CO和UHC排放分别降低38.1%、60%和16%,达到TechCLEAN计划中低排放燃烧室的设计要求。

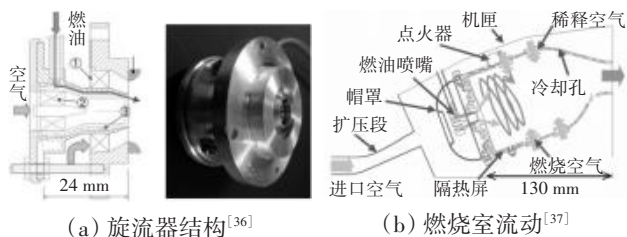


图6 JAXA发展的RQL燃烧室

2.4 国外其他机构RQL燃烧室研究进展

针对RQL燃烧室,国外除了PW公司和JAXA开展了系统深入的工程研究外,其他研究机构也针对RQL燃烧室中火焰结构和碳烟生成规律开展了一些基础研究。德国宇航研究中心^[38]发现燃油采用预膜雾化方案时,油气掺混水平更高,高温化学反应强度较弱。富燃区的速度波动只有在低频范围(60~180 Hz)时,才会对贫燃区的火焰传播过程产生影响^[39]。剑桥大学^[40]采用激光诊断技术发现,淬熄空气比例增加时,碳烟浓度迅速降低;淬熄射流高度过大或过小

均不利于降低碳烟浓度,其为47 mm时碳烟生成量最少^[41]。德国宇航研究中心^[42]针对BR700燃烧室LTO循环进行了模拟,发现在发动机爬升和起飞工况,碳烟空间分布类似,均集中于富燃区内;在慢车和返场工况,碳烟浓度大幅下降。

2.5 中国RQL燃烧室

上海交通大学的研究团队发展了一种多旋流RQL模型燃烧室如图7所示,试验研究了旋流器间距^[43]、油气分布^[44]、淬熄孔结构^[45]等参数对燃烧性能的影响。研究表明:旋流器间距为其出口直径2倍时, NO_x 排放最低^[43]。 NO_x 主要在淬熄区产生,CO和UHC浓度在经历淬熄区时发生突变。富油区当量比低于1.4时,不能实现RQL燃烧模式^[44]。淬熄孔对冲排布时,射流与主流相互剪切作用明显,其偏转方向与旋流器的旋向相关^[45]。北京航空航天大学 and 南京航空航天大学的研究人员将RQL燃烧技术应用于驻涡燃烧室中^[46-47],发现其可以显著降低 NO_x 和CO排放,驻涡区余气系数(0.61~1.53)增大时, NO_x 排放降低,CO和UHC排放上升。



图7 上海交通大学发展的多旋流RQL燃烧室^[44]

综合国内外RQL燃烧室的研究进展可知,RQL燃烧室的优点主要体现在3方面:(1)富燃区燃烧稳定性好,点熄火边界宽,可显著提高燃烧室工作可靠性;(2)富燃区氧含量少,贫燃区燃烧温度低,二者均可以显著降低 NO_x 生成速率;(3)RQL燃烧室与传统燃烧室的差异相对较小,可以参考后者的研究经验,因此其研发成本较低,研究周期相对较短。但是,当RQL燃烧室中富燃区和淬熄区流场组织较差时,会带来以下2个缺点:(1)富燃区中火焰温度较高,不仅对火焰筒产生较强的辐射影响其寿命,而且会加速碳烟氧化,导致冒烟数增加;(2)淬熄区容易形成化学恰当比状态下的混合物,生成大量 NO_x 。

2.6 RQL燃烧室排放水平

根据国际民航组织网站2024年7月更新的全球民航发动机污染物排放数据可知^[48],采用RQL燃烧室技术的民航发动机燃烧室分别为PW公司的TALON X燃烧室和RR公司的Phase 5燃烧室,二者分别应用于PW1524G发动机和Trent XWB-97发动机,并在2018年3月和2020年4月完成污染物排放测试,具体

排放水平见表 2。表中 E_{NO_x} 、 E_{CO} 和 E_{UHC} 分别为 NO_x 、CO 和 UHC 的排放量。从表中可见,Trent XWB-97 发动机的增压比和推力远大于 PW1524G 发动机,所以其冒烟指数远大于后者的,但是仍满足 ICAO 排放法规要求,约为 CAEP 规定值的 64.8%。由此说明,RQL 燃烧室未来发展中应当重点关注冒烟的控制方法。对于其他污染物,Trent XWB-97 发动机则表现出较大的优势,在压比高达 48.4 时,其 NO_x 排放约为 CAEP/8 规定值的 93.6%,是目前 RQL 燃烧室技术的最高水平。

表 2 采用 RQL 燃烧室的发动机 LTO 循环排放水平^[48]

参数	TALON X 燃烧室	Phase 5 燃烧室
压比	38.7	48.4
推力/kN	108.5	436.7
$E_{\text{NO}_x}/\times 10^{-3}$	0.21	0.08
$E_{\text{CO}}/\times 10^{-3}$	7.13	3.33
$E_{\text{UHC}}/\times 10^{-3}$	0.06	0.004
冒烟指数	4.40	10.2

从表 2 中可见,RQL 燃烧室在未来发动机压比低于 50 时,依托其高效、稳定、低排放燃烧的优势,仍具有良好的应用前景。当燃烧室进气压力和温度进一步提高时,为了充分发挥 RQL 燃烧室的优势,其未来应在以下 3 方面开展研究:(1)在富燃区优化旋流器与燃油喷嘴结构,提高油气掺混水平,实现较均匀的当量比分布,进而降低大工况下的冒烟;(2)在淬熄区,根据火焰结构优化淬熄孔类型、结构和排布规律等参数,最大程度避免形成化学恰当比状态下的混合物,降低 NO_x 生成速率;(3)选用耐高温的新材料加工火焰筒,采用更先进的冷却技术提高冷却空气冷却效率,提高火焰筒使用寿命。

3 LPP 燃烧室研究进展

3.1 LPP 燃烧室工作原理

LPP 燃烧室工作原理如图 8 所示^[49],燃油液滴离开喷嘴后进入预混预蒸发管内,在高温空气中快速蒸发为燃油蒸汽并与旋流空气进行充分混合,在到达燃烧区前形成接近贫燃熄火当量比的均匀油气混合物,最终在旋流器下游充分燃烧,形成温度相对均匀的低温火焰,不仅可以减少

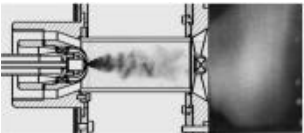


图 8 LPP 燃烧室
工作原理^[49]

CO、UHC 和冒烟生成,而且可以大幅降低 NO_x 排放水平。

LPP 燃烧室实现低排放的关键点主要体现在 2 个方面,一是通过优化旋流组织、燃油喷射参数来实现均匀的油气混合物,进而在较贫当量比下产生均匀的温度分布,消除局部热斑;二是通过改进油气匹配方式,抑制油气混合过程中极易发生的自燃和回火现象,拓宽点熄火边界,提高燃烧室工作可靠性。

3.2 美国 GE 公司 TAPS 燃烧室

GE 公司的 TAPS 燃烧室是在双环腔燃烧室基础上发展而来^[50],其工作原理和温度分布趋势如图 9 所示。TAPS 燃烧室头部结构采用中心分级方式,将旋流器分为值班级和主燃级,值班级包括中心燃油喷嘴和双级轴向旋流器,在下游形成扩散火焰以提高燃烧稳定性;主燃级包括径向旋流器和若干个直射式喷嘴,燃油蒸气与空气在旋流器出口前进行掺混,在下游形成部分预混火焰以降低 NO_x 排放。TAPS 燃烧室内的温度分布趋势如图 9(b)所示,值班级火焰高温区位于中心喷嘴下游,在燃烧室变工况运行时可以提供稳定的点火源;主燃级火焰高温区则锚定在其出口下游。2 级火焰产物在下游充分掺混后,在火焰筒下游获得相对均匀的温度分布。

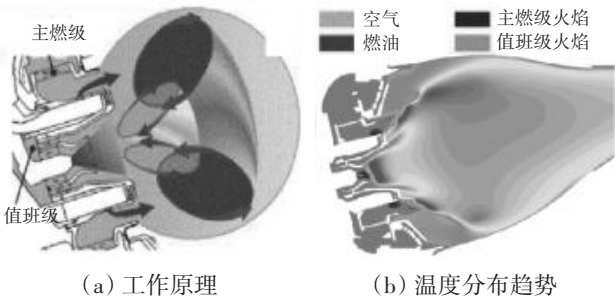


图 9 TAPS 燃烧室^[50]

为了揭示 TAPS 燃烧室流场分布、油气分布和火焰结构,GE 公司联合各大高校开展了系统深入的基础研究。密歇根大学^[51]采用激光诊断技术测试获取了燃烧室内的流场与火焰结构,如图 10 所示。TAS 燃烧室中存在 3 种回流区,分别为主回流区(Primary Recirculation Zone, PRZ)、台阶回流区(Lip Recirculation Zone, LRZ)和角落回流区(Corner Recirculation Zone, CRZ),如图 10(a)所示。PRZ 的作用是将下游高温产物输运至值班级火焰根部,稳定值班级火焰;LRZ 的作用则是将值班级高温产物输运至主燃级火焰根部,稳定主燃级,因此 2 级火焰面沿径向基本重

叠,如图10(b)所示。

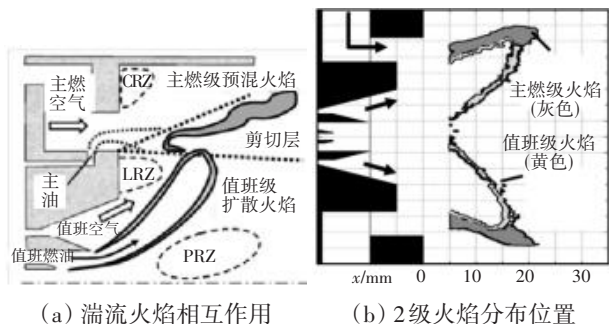


图10 TAPS燃烧室流场与火焰结构^[51]

NASA^[52]测量了不同燃油分级比例时,TAPS燃烧室内的油气分布和组分分布特性,发现值班燃油分配比例为10%和20%时燃油分布较均匀,二者的燃油分布模式基本一致。当值班燃油分配比例增大时,火焰筒中心区域的化学反应强度增大,化学反应区轴向长度增加。普渡大学^[53]发现燃油温度升高时,油气掺混速率和化学反应速率加快,火焰位置向上游移动。密歇根大学^[54-56]在进行燃烧不稳定试验中发现,燃烧室内的低频不稳定由火焰与CRZ内的预混反应物发生反应而引起,并诱发周期性回火振荡,具体过程如图11所示。当燃烧室内脉动压力由最小值升高至最大值时,火焰形态由推举火焰转变为附着火焰,推举火焰根部传播速度决定了燃烧室是否发生回火。

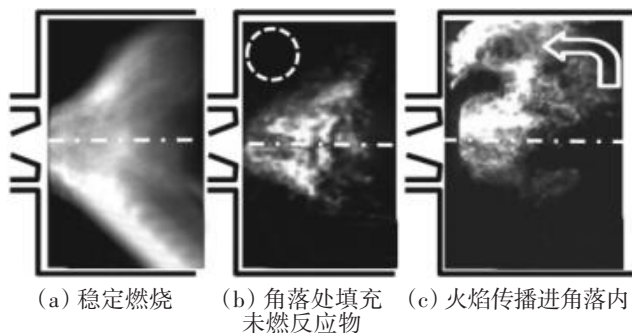


图11 TAPS燃烧室周期性回火振荡过程^[55]

根据污染物排放水平,GE公司规划了3代TAPS燃烧室,即TAPS I,TAPS II和TAPS III燃烧室。根据公开专利显示,TAPS I燃烧室通过改变主燃级中的旋流器个数、燃油喷嘴个数等提高其掺混水平^[57]。TAPS II燃烧室则在主燃级引入空气雾化喷嘴,增加燃油穿透深度^[58]。TAPS III燃烧室则引入等离子体发生器以拓宽点熄火边界,抑制燃烧不稳定^[59],其目前已经配备GE9X发动机,但是污染物排放水平尚未公布。

3.3 日本LPP燃烧室

日本的JAXA和KHI公司在TechCLEAN计划和Eco-engine计划中均发展了LPP燃烧室。JAXA发展的LPP燃烧室如图12所示^[60],其工作原理和TAPS燃烧室基本一致,在油气掺混方法中存在差异。值班包括双级旋流器,燃油通过预膜雾化方式破碎成液滴,在2级旋流器下游设置了后台阶结构,避免液滴撞击至壁面发生积碳。主燃级包括多级旋流器,燃油通过横向射流雾化和预膜雾化结合的形式破碎成液滴,在下游形成部分预混火焰。

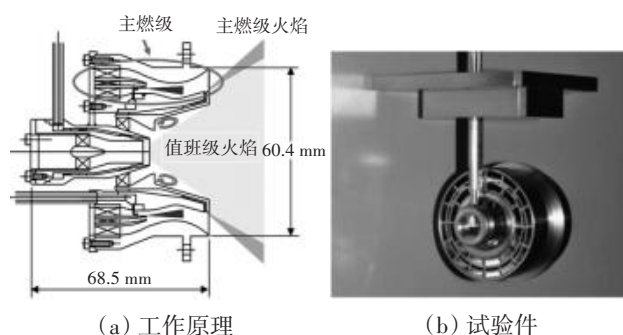


图12 JAXA发展的LPP燃烧室头部结构^[60]

JAXA在单头部燃烧室试验中发现,旋流器旋向相反时 NO_x 排放量最低;主燃级采用3级反向旋流器时,燃烧室 NO_x 排放量显著下降,在CAEP/4标准基础上可以降低77%,但是CO排放量过高,勉强满足CAEP/4标准^[18]。因此,为了降低CO排放,研究人员在火焰筒侧壁安装了一种污染物控制喷嘴,燃烧室结构如图13所示^[61],发现其在LTO循环中 NO_x 、CO和UHC排放量比CAEP/4标准分别降低了82%、84%和44%,具有优异的污染物排放水平。

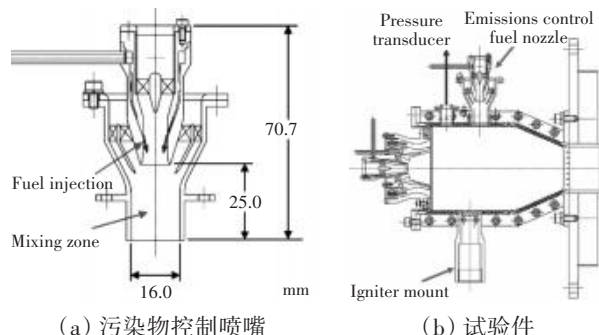


图13 JAXA改进后的LPP燃烧室结构^[61]

JAXA^[62]发现当进气温度和压力分别为760 K和0.7 MPa时,燃烧室(图12)由于主燃级火焰的不稳定,导致燃烧室内存在一个较强的自激热声振荡现象,振荡频率和幅值分别为500 Hz和0.04 MPa。根据计算

结果,指出引发振荡的原因是因为角落回流区内某些时刻会存在较强的释热,诱发主燃级火焰不稳定。

KHI公司发展的LPP燃烧室如图14所示^[19],其值班级和主燃级的燃油均采用横向射流雾化方式破碎成液滴,在燃烧室高工况下,主燃级会有部分燃油撞击值旋流器之间的夹板,形成预膜雾化。在单头部燃烧室试验中发现,值班级出口上游引入一股空气时,可有效减弱主燃级空气对值班级燃油喷雾的影响。

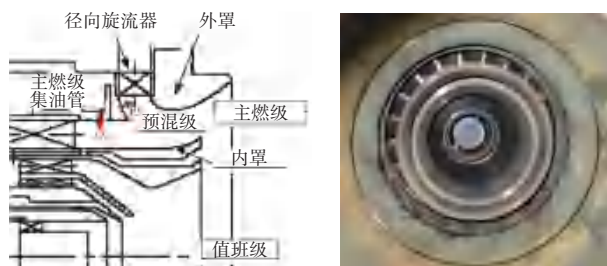


(a) 头部结构 (b) 燃油喷射方案 (c) 火焰形态

图14 KHI公司发展的LPP燃烧室^[19]

在KHI公司LPP基准燃烧室中,主燃级燃油喷嘴8个,导致火焰分布极不均匀,如图14(c)所示。因此,KHI公司^[19]提出了2种改进方案:在基准旋流器基础上,将主燃级燃油喷嘴增加至16个;在上述方案基础上,在喷嘴下游引入1个径向旋流器,如图14(b)所示。试验结果表明,与基准方案相比,方案2的火焰周向分布更均匀,LTO循环中 NO_x 和CO排放量分别降低了30%和19%左右。

JAXA和KHI公司联合发展了一种LPP燃烧室^[63]如图15所示,值班级包括3级轴向旋流器,燃油在预膜段内成膜后在内外2级旋流空气剪切作用下雾化;主燃级包括轴向旋流器和径向旋流器,根据燃油喷射位置差异,将喷射方案分为AX方案和RS方案。在RS方案中,喷雾处于旋流空气核心区域,因此其燃油蒸气分布空间扩大,油气掺混水平提高, NO_x 排放仅有AX方案的一半。



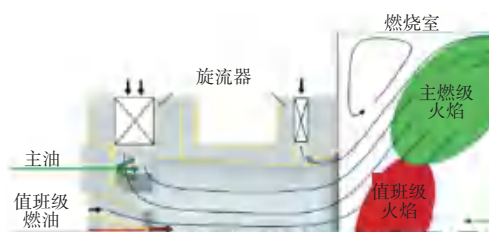
(a) 头部结构

(b) 试验件

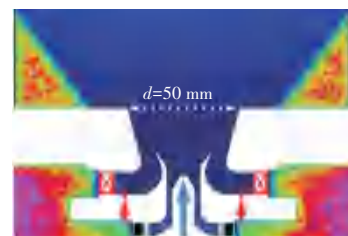
图15 JAXA和KHI公司联合发展的LPP燃烧室^[63]

3.4 欧洲LPP燃烧室

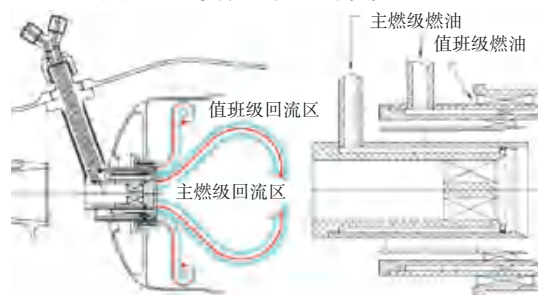
在欧洲的航空发动机清洁燃烧技术提升计划(Technology Enhancement for Clean Combustion in Aero Engines, TECC-AE)中,AVIO公司和卡尔斯鲁厄理工学院联合发展了一种PERM燃烧室^[16],如图16(a)所示。值班级包括中心燃油喷嘴和轴向射流空气,后者可以在中心区域形成高速射流,抑制回火;主燃级包括4个雾化锥角为 45° 的离心喷嘴和2个径向旋流器,在下游形成部分预混火焰。在单头部燃烧室试验研究中发现,进气温度为594 K时,进气压力增大(0.13~0.5 MPa),仅值班级供油时,火焰稳定点逐渐向上游移动, NO_x 排放显著增加。主燃级单独供油时,火焰形状和 NO_x 排放变化较小。在值班级燃油分配比例为4.8%时, NO_x 排放最低,为 0.2×10^{-3} 。



(a) AVIO公司发展的PERM燃烧室^[16]



(b) EM2C实验室发展的燃烧室^[64-65]



(c) BAIT公司发展的LPP燃烧室^[66]

图16 欧洲发展的LPP燃烧室

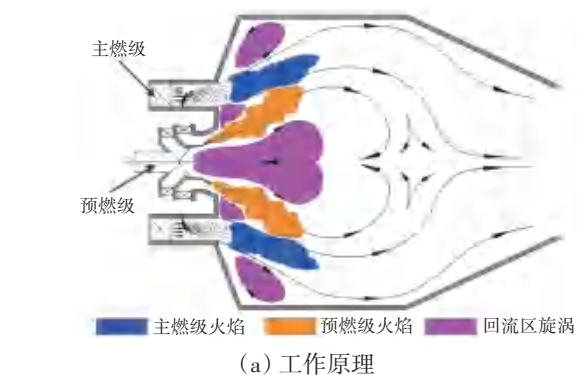
法国EM2C实验室发展了一种燃烧室,其结构如图16(b)所示。值班级和主燃级各包括1级径向旋流器,分别使用离心喷嘴和多点直射喷嘴雾化燃油。EM2C实验室^[64-65]采用激光测试技术和LES方法深入研究了该燃烧室流场及火焰结构变化,发现燃油投入方式改变时,火焰形态在V形、M形和郁金香形中切

换。声学振荡增加导致内剪切层内的小涡结构合并形成大涡结构,使火焰表面褶皱程度加剧,进一步扩大燃烧不稳定幅度。

与传统的LPP燃烧室分级方式相反,英国BAIT公司发展了一种主燃级位于中心、值班级位于外侧的LPP燃烧室^[66],如图16(c)所示。由中心至外侧依次为内、中、外轴向旋流器,旋流强度依次增大,2级燃油均通过预膜雾化方式破碎成液滴。为了分离主燃级回流区和值班级回流区,在内、中旋流器之间加入一股轴向空气。在单头部燃烧室试验中发现,该燃烧室具有优异的点熄火性能,其在慢车工况(进气温度和压力分别为526 K和0.57 MPa)的燃烧效率、 NO_x 、CO和UHC排放分别为99.87%、 54×10^{-6} 、 53×10^{-6} 和 5×10^{-6} 。在爬升工况(进气温度和压力分别为793 K和1.37 MPa)主燃级燃油分配比例为80%时,燃烧效率和 NO_x 排放指数分别为99.4%和 10×10^{-3} ,具备实现超低排放的潜力。

3.5 中国LPP燃烧室

中国LPP燃烧室的研究主要集中于中国航空发动机集团和各高校。北京航空航天大学基于搅拌旋流掺混技术发展了2代搅拌旋流(Technology of Low Emissions with Stirred Swirl, TeLESS)燃烧室,如图17所示。每代燃烧室的值班级结构完全相同,均包括双级径向旋流器和离心喷嘴。主燃级的预混预蒸发方式主要采用了2种方案:一种是采用较小的双级径向



(b) TeLESS-I燃烧室^[67]



(c) TeLESS-II燃烧室^[68]

图17 北京航空航天大学发展的TeLESS燃烧室

旋流器与直射式喷嘴结合,沿周向均匀设置14个旋流喷嘴(图17(b))^[67];另一种则是选用斜孔或轴向旋流器和多点直射式喷嘴结合,在混合段壁面引入空气促进油气掺混(图17(c))^[68-69]。单头部TeLESS-II燃烧室LTO循环试验结果表明,其 NO_x 排放量比CAEP/6标准降低了42%,CO和UHC污染物排放量则降低了70%^[70]。

中国航发四川燃气涡轮研究院采用直接喷射和部分预混预蒸发混合燃烧技术,发展出了一种超低排放燃烧室^[71],如图18(a)所示。值班级包括双级轴向旋流器和离心喷嘴,套筒采用钟形结构。主燃级包括3级径向旋流器和旋流直射式喷嘴,如图18(b)所示,外侧的2级径向旋流器之间布置了预膜板,提高燃烧室变工况下的燃油雾化水平;内侧的径向旋流器则是为了吹除壁面上的油膜,避免出现回火。单头部燃烧室LTO循环试验结果表明,与CAEP/6标准相比,其 NO_x 、CO和UHC排放分别降低72.5%、52.5%和63.6%,实现了超低排放的目标。研究人员在燃烧不稳定试验中发现,存在一个燃油分级比例范围,使燃烧室压力脉动幅值降低^[72]。

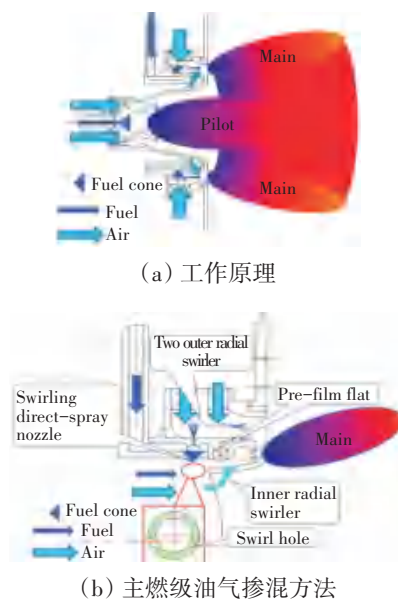


图18 中国航发四川燃气涡轮研究院发展的超低排放燃烧室^[71]

南京航空航天大学的研究团队发展了一种与TAPS燃烧室流场组织方法类似的LPP燃烧室,试验结果表明:进口空气温度增加会提高燃烧效率,降低CO排放,但是 NO_x 排放迅速增加^[73]。燃烧不稳定是由位于角涡回流区和中心回流区之间的火焰锋面振荡

引起;进口空气流量和油气比增大时,振荡燃烧主频基本不变化,但是振荡幅值增加^[74]。

中国航发商发也发展了一种 LPP 燃烧室,目前尚无公开文献展示其结构。商发^[75-76]基于经验公式法,在单头部和全环燃烧室试验结果基础上,提出了可考虑燃油分级比的污染物排放预测公式,其判定系数 R^2 在小工况和大工况分别为 0.95 和 0.93,具有较高的预测精度。

中国科学院工程热物理研究所针对可视化全环 LPP 燃烧室开展了激光诊断试验研究^[77-78],发现燃烧室沿周向存在周期性分布的宽窄型中心回流区,其在进气流量较小(0.1~0.15 kg/s)时,使相邻旋流器之间的火焰变得细长;在进气流量较大(0.2~0.4 kg/s)时,回流空气量增加,火焰长度缩短,分布位置与中心回流区保持一致。

综合国内外 LPP 燃烧室的研究进展可知,LPP 燃烧室主要存在 2 方面的优势:采用分级燃烧可以显著降低燃烧区温度,不仅可以获得超低的污染物排放水平,而且对火焰筒的辐射较弱,可以延长火焰筒使用寿命;出口温度分布品质较高,可以延长下游涡轮叶片使用寿命。但是由于部分预混燃烧的固有属性,也带来 2 个缺点:在燃油预混预蒸发过程中,极易发生自燃与回火;燃烧区内部分预混火焰对进气条件、流场脉动等较敏感,极易诱发燃烧不稳定。以上缺点均会降低燃烧室工作可靠性。

3.6 LPP 燃烧室技术水平

目前应用于民航发动机中最先进的 LPP 燃烧室为 TAPS II 燃烧室,其在 LEAP-1A 发动机和 LEAP-1B 发动机中的 LTO 循环排放水平见表 3。由于 LEAP-1B 发动机的压比和推力略高于 LEAP-1A 发动机,因此其 NO_x 排放略高于前者,约为 CAEP/8 规定值的 94%。在更高进气温度下,燃油雾化水平提高,其 CO 排放和冒烟均下降,二者分别占 CAEP 规定值的

表 3 采用 LPP 燃烧室的发动机 LTO 循环排放水平^[48]

参数	TAPS II 燃烧室 (LEAP-1A)	TAPS II 燃烧室 (LEAP-1B)
压比	38.5	42
推力/kN	143.1	130.4
$E_{\text{NO}_x}/\times 10^{-3}$	0.21	0.25
$E_{\text{CO}}/\times 10^{-3}$	7.94	5.73
$E_{\text{UHC}}/\times 10^{-3}$	0.10	0.21
冒烟指数	1.8	1.5

17.4% 和 6.8%。结合表 2 中 RQL 燃烧室排放水平可知,LEAP-1B 发动机的 NO_x 排放水平和 Trent XWB-97 发动机相当,由于其压比和推力略低,因此其冒烟远低于后者,但是 CO 和 UHC 排放则远高于后者,表明其在高效燃烧方面仍有较大提升空间。

当发动机压比进一步提高时,为了进一步发挥 LPP 燃烧室的优势,弥补其劣势,其未来发展方向应集中于以下 3 点:(1)继续增大燃烧空气比例,通过降低燃烧区当量比以获得更低的火焰温度;(2)在预混合段内通过改进燃油喷嘴结构和油气匹配过程,在有效抑制自燃和回火的小尺寸空间内,增强油气掺混过程,实现高效燃烧;(3)结合燃烧室不稳定燃烧特性,从几何参数、流动参数、燃油分级参数等方面开展燃烧不稳定主动/被动控制方法研究,找到抑制燃烧不稳定的方法,拓宽燃烧室稳定燃烧边界。

4 LDI 燃烧室研究进展

4.1 LDI 燃烧室工作原理

在 LDI 燃烧室中,为了抑制自燃与回火,将燃油直接喷射进入燃烧区,在火焰锋面前快速蒸发后与空气充分掺混,在较贫的当量比下燃烧,进而实现较低的污染物排放水平。目前 LDI 燃烧室头部结构形式主要有 2 类,分别为多点阵列 LDI 燃烧室^[79]和中心分级 LDI 燃烧室^[80],如图 19 所示。

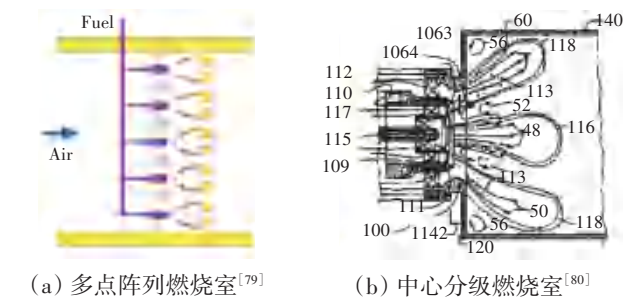


图 19 LDI 燃烧室工作原理

在多点阵列 LDI 燃烧室中,包含若干个小尺寸的喷射单元,每个喷射单元均包括旋流器和喷嘴,在其下游形成较小的回流区,如图 19(a)所示。这种燃烧组织方式不仅可以实现局部区域内油气快速混合,而且可以大大降低燃气停留时间,在较低当量比下获得较多的低温小火焰,进而降低污染物排放水平。由于多点阵列 LDI 燃烧室的喷嘴个数极多,因此不同工况下的燃油分级策略、控制方法和喷嘴热防护极其重

要,直接关系到局部油气掺混水平、燃油雾化质量,进而改变燃烧室综合性能。

在中心分级 LDI 燃烧室中,头部包括多级旋流器和 2 个预膜雾化喷嘴,值班级和主燃级燃油均直接喷入燃烧区内,在火焰锋面前的极短距离内完成雾化蒸发掺混过程,进而获得较均匀的温度分布。中心分级 LDI 燃烧室与 LPP 燃烧室的差异在于流动模式,其通过调节旋流参数可以在下游形成分叉流动模式,如图 19(b)所示,增大 2 级火焰之间的径向间距,进而减弱 2 级流动之间的相互影响。中心回流区尺寸较小,可以提高值班级火焰稳定性,同时减弱低工况下主燃级冷空气对值班级火焰的淬熄作用。主燃级回流区径向扩张角度较大,不仅可以实现油气快速混合,而且降低燃气停留时间,进而减少 NO_x 排放。

4.2 美国 NASA LDI 燃烧室

在环保飞机计划 (Environmentally Responsible Aviation, ERA) 支持下,美国 NASA 格林研究中心联合

各喷嘴制造商 (Woodward、Goodrich、Parker Hannifin 公司),针对多点阵列 LDI 燃烧室开展了深入的研究。NASA 与 Woodward 公司目前已经发展了 3 代多点贫油直接喷射 (Multipoint Lean Direct Injection, MLDI) 燃烧室,具体研究概况见表 4。在第 1 代 MLDI 燃烧室中,各级旋流器除了叶片角度和旋向不同外,其余参数均保持一致^[81]。研究人员首先针对单点 LDI 燃烧室开展了大量研究,发现喷雾与火焰的相互作用会改变火焰结构,进而影响 CO 和 NO 分布^[82];文氏管内存在进动涡核结构^[83],通过缩小文氏管收缩角度,可以削弱燃烧不稳定^[84]。文氏管扩张段消失时,空气旋流强度减弱,火焰推举高度增加,高温区面积缩小^[85-86]。在进气温度和压力分别为 810 K 和 2.76 MPa 时,设有 36 个喷嘴的 MLDI 燃烧室,NO_x 排放指数小于 6×10⁻³,燃烧效率超过 99.9%。但是在低工况燃烧效率下降至 97% 左右,无法通过燃油分级方式改善燃烧性能^[87]。

表 4 NASA 与 Woodward 公司 MLDI 燃烧室研究概况

MLDI 燃烧室	头部结构	结构特点	优势	不足
第 1 代		各级旋流器除了叶片角度和旋向,其他结构相同	燃烧室高工况 NO _x 排放水平较低,燃烧性能好	供油系统极复杂,燃烧室低工况可操作性差
第 2 代		中心值班级旋流器尺寸较大,主燃级旋流器存在缩进距离,引进空气雾化喷嘴	燃烧室高工况 NO _x 排放水平超低,低工况燃烧效率高	供油系统仍然复杂,燃油喷嘴热防护困难
第 3 代		采用单一的多点喷射燃油管,引进预膜雾化喷嘴,值班级防积碳	燃烧室高工况 NO _x 排放水平超低,燃油结焦风险降低	低工况燃烧性能恶化

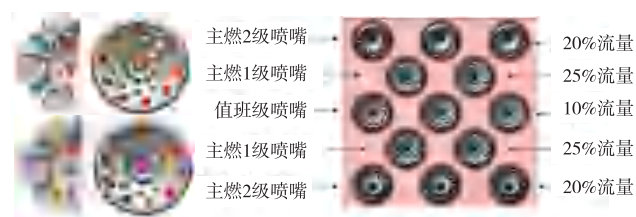
为了解决第 1 代 MLDI 燃烧室低工况可操作性差的问题,NASA 与 Woodward 公司开发了第 2 代 MLDI 燃烧室,其头部设置了 1 个值班级旋流器和 12 个主燃级旋流器^[88]。值班级出口直径远高于其他旋流器,可以减弱低工况下周围主燃级冷空气对值班级火焰的影响,改善燃烧性能。主燃级共分为 3 级,其引进了空气雾化喷嘴以提高雾化水平。为了减弱燃烧室变工况时未投入燃烧的旋流器冷空气对火焰的影响,在各级旋流器安装时设置了一定的凹陷深度,共设计了 3 种头部结构,即平齐头部、中心 5 凹陷头部和中心 9

凹陷头部。单头部燃烧室试验结果表明,设置中心 5 凹陷头部的燃烧室 NO_x 排放最低,比 CAEP/6 标准降低 88%^[89];在低工况下通过燃油分级可以使燃烧效率超过 99.5%,可操作性也大幅提高^[90]。

由于第 2 代 MLDI 燃烧室中燃油管路分为 4 级,供油系统比较复杂;同时主燃级喷嘴与火焰距离较近,喷嘴极易发生结焦。因此,NASA 与 Woodward 公司开发了第 3 代 MLDI 燃烧室,引入预膜雾化喷嘴,采用单一的多点喷射燃油管替代上一代的复杂燃油管束,极大地简化了供油系统^[91]。为值班级文氏管壁面设计

了多斜孔结构,既可以产生旋流空气促进油气掺混,又可以防止壁面积碳。根据主燃级旋流器在燃烧室中的分布位置,可以将其分为5旋流喷射单元和7旋流喷射单元。燃烧室 LTO 循环试验结果表明,其 NO_x 排放相比 CAEP/6 标准降低 85%~90%,但是,在慢车工况下由于全局当量比极低(0.128),燃烧效率极低,仅为 94%,CO 和 UHC 排放分别为 153×10^{-3} 和 23×10^{-3} [92]。

除了上文所述的 MLDI 燃烧室外,NASA 与其他公司又合作开发了 2 种 MLDI 燃烧室,如图 20 所示。Goodrich 公司提出了图 20(a)左侧所示的多斜孔式燃油喷射单元,燃油由中心离心喷嘴喷出后形成旋流喷雾,与经壁面多斜孔进入的旋流空气充分掺混,通过改变孔的角度、直径和个数等来改变旋流强度 [93]。根据燃烧室变工况参数,其喷射单元分为 3 级,值班级、主燃 1 级和主燃 2 级的进气流量占燃烧空气的比例分别为 10%、40% 和 50%,各级空气旋流强度依次减弱。低工况下仅开启值班级,空气旋流强度较大可以提升燃油雾化水平,提高燃烧稳定性。在高工况下,空气旋流强度减弱,燃气停留时间短,可以降低 NO_x 排放 [94]。



(a) Goodrich 公司 MLDI 燃烧室头部 [94]



(b) Parker Hannifin 公司 MLDI 燃烧室头部 [95]

图 20 其他 MLDI 燃烧室

为了从物理结构上减弱相邻旋流空气对火焰的影响,Parker Hannifin 公司发展了一种多点 3 区 MLDI 燃烧室,如图 20(b)所示,共包含 3 个喷射区,中心值班级喷射区与外侧主燃级喷射区存在夹角,每个喷射区均有 5 个喷嘴,可以大幅降低相邻喷射区空气对火焰的影响 [95]。燃烧室 LTO 循环试验结果表明,其 NO_x 排放相比 CAEP/6 标准下降 66%。但是其与 Goodrich 公司的 MLDI 燃烧室的供油系统均过于复杂,燃油喷嘴热防护困难,因此 NASA 最终选用了 Woodward 公

司的第 3 代 MLDI 燃烧室进行深入的工程研究。

4.3 英国 RR 公司 Lean-burn 燃烧室

在中心分级 LDI 燃烧室中,RR 公司发展的 Lean-burn 燃烧室技术成熟度最高,已达到 6 级,其结构如图 21(a)所示 [96]。值班级和主燃级均包括双级轴向旋流器,燃油采用预膜雾化方式破碎成液滴后直接进入燃烧区内,其中 a 和 b 箭头分别代表主燃级和值班级燃油流动方向,c 和 d 箭头分别代表值班级和主燃级空气流动方向。Lean-burn 燃烧室温度分布趋势 [14] 如图 21(b)所示,可以看出由于存在分叉流场结构,值班级火焰与主燃级火焰的间距较大,在火焰筒收缩段内温度分布趋于均匀。

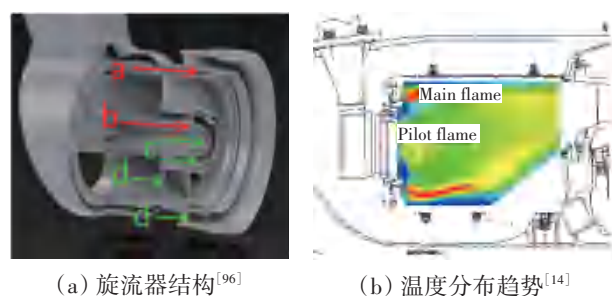


图 21 RR 公司 Lean-burn 燃烧室

RR 公司 [97] 采用数值计算与试验相结合的方法,分析了值班级旋流数对燃烧室内流场结构、喷雾特性和火焰形态的影响,如图 22 所示,左侧代表分叉流动模式,右侧代表中心回流模式。研究表明:值班级旋流数较小时,空气旋转扩张能力受限,在值班级出口形成一股高速射流,使其两侧各形成一个回流区,呈现分叉流场结构特点;反之,旋流器下游会产生一个完整的中心回流区。在仅值班级供油时,与中心回流流场模式相比,分叉流动模式使喷雾径向扩张角度缩小,液滴多集中于火焰筒中心区域。火焰的径向分布空间也缩小,其根部锚定于值班级内部,可以显著提高燃烧稳定性,拓宽熄火边界。

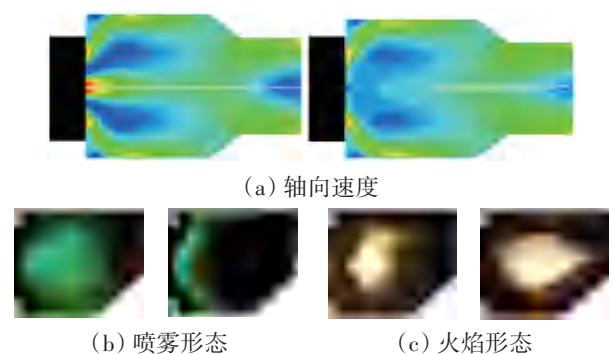


图 22 Lean-burn 燃烧室流场、喷雾及火焰分布特性 [97]

RR公司^[98]针对 Lean-burn 燃烧室开展了全环燃烧室 LTO 循环试验,在发动机慢车工况仅开启值班级;在进场工况开启值班级和部分主燃级,通过开关相邻主燃级的燃油对其进行周向分级;在巡航、爬升和起飞工况,所有喷嘴均投入使用。2级燃油均采用预膜雾化方式破碎时, NO_x 排放仅为 CAEP/2 标准的 30%。

4.4 中国 LDI 燃烧室

中国针对单点 LDI 燃烧室、多点阵列 LDI 燃烧室和中心分级 LDI 燃烧室也开展了大量的研究。西北工业大学^[99]、北京航空航天大学^[100]、中科院工热所^[101]和哈尔滨工程大学^[102]基于单点 LDI 燃烧室,研究了旋流器结构和燃油喷射参数对喷雾燃烧特性的影响,发现叶片角度增加,旋流器出口的速度分布由“内高外低”转变为“外高内低”型,喷雾锥角扩大。火焰筒尺寸与旋流器出口尺寸的比值会影响回流区形态。燃油温度升高时,喷雾贯穿距增大, NO_x 排放增加。针对多点阵列 LDI 燃烧室,值班级存在一定的缩进距离可以改善贫油熄火极限^[103],缩进距离小于 15 mm 时,贫油熄火油气比随其增加迅速降低。

西北工业大学的研究团队发展了一种中心分级 LDI 燃烧室,如图 23 所示^[104]。副模包括离心喷嘴和轴向旋流器,主模包括空气雾化喷嘴和轴向旋流器,2 级之间通过台阶隔开,主油从台阶处直接喷入燃烧区内。2 级旋流之间存在强烈的耦合作用,对流场稳态和瞬态结构均产生较大影响^[105]。主油喷射角度减小^[106],化学反应区向下游移动,可以缩短燃气停留时间,降低 NO_x 排放。主模非旋空气与旋流空气的比例为 1:2^[107],2 级径向间距为 20 mm 时^[108],燃油雾化效果最好。旋流器旋向相同时,出口温度分布品质最好^[109]。

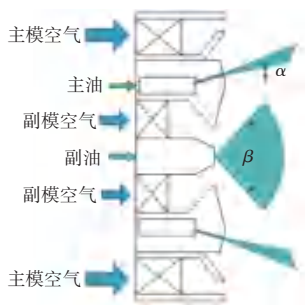


图 23 西北工业大学发展的中心分级 LDI 燃烧室头部结构^[104]

综合国内外 LDI 燃烧室研究进展可知,多点阵列 LDI 燃烧室的排放水平明显优于中心分级 LDI 燃烧室,前者的优点主要体现在 2 方面:燃气停留时间较短,可以获得超低的污染物排放水平;燃油直接喷射进入燃烧区,形成各自独立的小火焰,可以避免自燃与回火。但是由于多点阵列 LDI 燃烧室喷嘴个数较

多,带来以下 2 个主要缺点:燃油分级方案较多,导致控制系统极为复杂;喷嘴尺寸较小,热防护存在困难,燃油结焦风险极大。以上缺点导致 LDI 燃烧室目前尚未应用于真实发动机中。

4.5 LDI 燃烧室技术水平

由于 LDI 燃烧室尚未应用于整机中,因此选取中心 5 凹陷头部的第 2 代 MLDI 燃烧室,将 NO_x 排放值^[89]与 GENx 发动机污染物排放值^[48]进行对比,如图 24 所示。可以看出,在压比为 37.5 时,MLDI 燃烧室污染物排放水平远低于 GENx 发动机,仅为 CAEP/6 规定值的 12%,证明其在未来高压比发动机中实现超低排放具有极大的潜力。

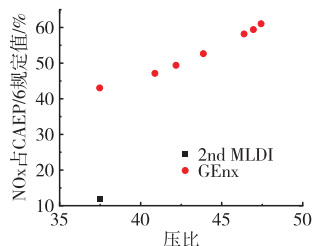


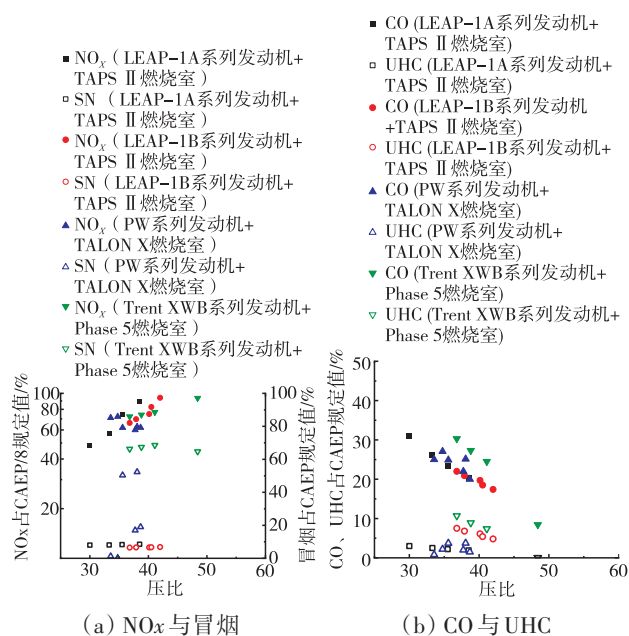
图 24 MLDI 燃烧室 NO_x 排放水平^[89]

为了克服 LDI 燃烧室的缺点,充分发挥其超低排放水平的潜力,LDI 燃烧室未来研究方向应集中于以下 3 点:(1)通过改进油气匹配过程,在火焰锋面前的较短距离内实现油气快速掺混,进一步降低 NO_x 排放水平;(2)改进燃油喷嘴结构,简化燃油供给系统;同时引入先进燃油热防护技术,抑制燃油结焦、积碳;(3)优化燃烧室全工况燃油和空气分级方式,使燃烧室在全工况均能获得优异的燃烧性能和污染物排放水平。

5 低排放燃烧室排放水平对比

为了进一步对比前文各低排放燃烧室的先进性,总结了在压比高于 30 时 LTO 循环的排放水平占 CAEP 规定值的比例,如图 25 所示。其中 NO_x 排放标准更新最快,因此其排放水平参考最严格的 CAEP/8 标准。不同燃烧室的 NO_x 排放值均随压比升高逐渐增加,压比接近 40 时,Trent XWB 系列发动机的 NO_x 排放略低于 LEAP-1B 发动机,证明 RQL 燃烧室降低 NO_x 排放的潜力大于 LPP 燃烧室(图 25(a))所示。但是,由于 RQL 燃烧室中冒烟控制比较困难,因此其 UHC 排放水平远高于 LPP 燃烧室,比如在压比超过 40 时,Trent XWB 系列发动机的 UHC 排放值是 LEAP-1B 发动机的近 10 倍,由此说明 LPP 燃烧室降低冒烟的潜力远高于 RQL 燃烧室。

各燃烧室的 CO 排放值均随压比升高迅速降低,

图25 低排放燃烧室排放水平对比^[48]

LEAP-1B系列发动机和Trent XWB系列发动机的UHC排放也逐渐下降(图25(b))。在压比小于40时,各发动机的CO和UHC排放值差异缩小。但是当压比超过45时,Trent XWB系列发动机中的CO和UHC排放下降幅度加剧,证明RQL燃烧室在高压比情况下实现高效燃烧具有更大的优势。

6 总结与展望

(1)采用RQL燃烧技术的TALON X燃烧室和Phase 5燃烧室已经分别应用于PW1524G发动机和Trent XWB-97发动机中,二者的NO_x排放值可达到CAEP/8规定值的60%和93.6%,后者在压比接近50时仍具有优异的排放水平。但是当RQL燃烧室进气压力和温度进一步升高时,未来应重点优化设计富燃区油气匹配过程以减少冒烟,引入先进冷却技术以延长火焰筒使用寿命。

(2)采用LPP燃烧技术的TAPS燃烧室,已经应用于GENx系列发动机和LEAP系列发动机中。采用TAPS II燃烧室的LEAP-1B发动机的NO_x排放值为CAEP/8规定值的94%,CO排放和冒烟分别占CAEP标准规定值的17.4%和6.8%,具有良好的综合燃烧性能。但是在未来更高进气压力/温度下,由燃油预混预蒸发过程所引起的自燃、回火与燃烧不稳定变得更加难以控制。因此,LPP燃烧室未来应主要通过优化设计值班级和主燃级的油气掺混过程、2级流动的耦

合过程,开展自燃、回火与燃烧不稳定的抑制方法研究,以实现超低排放、高稳定性燃烧。

(3)相比CAEP/6标准,NASA发展的第3代MLDI燃烧室NO_x排放降低了85%~90%,RR公司发展的Lean-burn燃烧室NO_x排放降低60%左右,二者均能实现超低的污染物排放水平,但是受限于复杂的燃油供给控制系统、突出的燃油结焦/积碳问题,技术成熟度相对较低,至今尚未应用于真实发动机中。因此,为了更加贴近工程应用,LDI燃烧室未来应通过优化设计空气/燃油分级方案,在继续提高燃油分布均匀性的同时,简化燃油供给控制系统,引入更加先进的燃油热防护技术,最大程度抑制燃油结焦/积碳。

(4)在压比低于40时,采用LPP燃烧室的LEAP系列发动机在实现低排放的同时,具有良好的综合燃烧性能;在压比接近50时,采用RQL燃烧室的Trent XWB系列发动机具有优异的污染物排放水平,在高效燃烧方面具有极大的优势。LPP燃烧室和RQL燃烧室在压比小于50时应用前景十分广阔;在压比进一步提高时,LDI燃烧室的发展潜力较大,但是需要突破燃油控制技术和喷嘴热防护技术,以早日实现工程应用。

参考文献:

- [1] Lee D S, Pitari G, Grewe V, et al. Transport impacts on atmosphere and climate: aviation[J]. Atmospheric Environment, 2010, 44(37): 4678 - 4734.
- [2] International Civil Aviation Organization. ICAO environmental report 2016-aviation and climate change[R]. Montreal: ICAO Environment Branch, 2016.
- [3] International Civil Aviation Organization. Annex 16 to the convention on international civil aviation, environmental protection[R]. Montreal: ICAO, 2008.
- [4] 张弛, 林宇震, 徐华胜, 等. 民用航空发动机低排放燃烧室技术发展现状及水平[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 332 - 350.
ZHANG Chi, LIN Yuzhen, XU Huasheng, et al. Development status and level of low emissions combustor technologies for civil aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 332-350. (in Chinese)
- [5] Reddy D R, Lee C M. An overview of low-emission combustion research at NASA Glenn[R]. ASME 2016-GT-56100.
- [6] Herbon J, Aicholtz J, Hsieh S Y, et al. N+2 advanced low NO_x combustor technology final report[R]. NASA-TM-219410.
- [7] Surgenor A. A path to N+3 fuel-flexible combustors[EB/OL]. (2016-03-31)[2024-08-29]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160014911.pdf>.
- [8] Mongia H C. Low emissions propulsion engine characterization process

- [M].Berlin: Springer, 2022: 13–69.
- [9] 索建秦, 梁红侠, 黎明, 等. 航空发动机燃烧室设计研发体系[J]. 航空发动机, 2021, 47(3): 29–34.
- SUO Jianqin, LIANG Hongxia, LI Ming, et al. Design and development system of aeroengine combustor[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(3): 29–34. (in Chinese)
- [10] Penanhoat O. Low emissions combustor technology developments in the Euporean programmes LOPOCOTEP and TLC[R]. ICAS–2006–5.5.2.
- [11] Brouckaert J F, Mirville F, Phuah K, et al. Clean sky research and demonstration programmes for next-generation aircraft engines[J]. *The Aeronautical Journal*, 2018, 122(1254): 1163–1175.
- [12] Grönstedt T, Xisto C, Sethi V, et al. Ultra low emission technology innovations for mid-century aircraft turbine engines[R]. ASME 2016–GT–56123.
- [13] Haselbach F, Newby A, Parker R. Concepts & technology for the next generation of large civil aircraft engines[R]. ICAS–2014–0078.
- [14] Klinger H, Lazik W, Wunderlich T. The engine 3E core engine[R]. ASME 2008–GT–50679.
- [15] Caruggi M, Canepa E, Martino P D, et al. Experimental analysis of the two-phase unsteady flow in an aero-engine LPP burner[R]. ASME 2005–GT–68949.
- [16] Harth S, Zarzalís N, Bauer H J, et al. Evaluation of a piloted lean injection system in terms of emission performance and flame structure at elevated pressure[R]. ASME 2013–GT–94371.
- [17] Makida M, Yamada H, Yamamoto T. Development of full annular combustor for small aircraft jet engine in JAXA techclean project[R]. ICAS–2008–4.3.2.
- [18] Yamamoto T, Shimodaira K, Kurosawa Y, et al. Combustion characteristics of fuel staged combustor for aeroengines at LTO cycle conditions [R]. ASME 2011–GT–46133.
- [19] Matsuyama R, Kobayashi M, Ogata H, et al. Development of a lean staged combustor for small aero-engines[R]. ASME 2012–GT–68272.
- [20] Salaun E, Frindt F, Cabot G, et al. Experimental investigation on no pollutant formation in high-pressure swirl-stabilized kerosene/air flames using NO, OH-and kerosene-PLIF and PIV laser diagnostics [R]. ASME 2020–GT–14985.
- [21] Turns S R. An introduction to combustion: concepts and applications [M]. Singapore: McGraw-Hill Companies, 2012: 168.
- [22] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions[M]. New York: CRC Press, 2010: 374.
- [23] Rink K K, Lefebvre A H. The influence of fuel composition and spray characteristics on nitric oxide formation[J]. *Combustion Science and Technology*, 1989(68): 1–14.
- [24] Wang G, Guiberti T F, Cardona S, et al. Effects of residence time on the NO_x emissions of premixed ammonia-methane-air swirling flames at elevated pressure[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2023, 39(4): 4277–4288.
- [25] Persis S D, Pillier L, Idir M, et al. NO formation in high pressure pre-mixed flames: experimental results and validation of a new revised reaction mechanism[J]. *Fuel*, 2020, 260: 116331.
- [26] Rink K K, Lefebvre A H. Influence of fuel drop size and combustor operating conditions on pollutant emissions[R]. SAE–1986–861541.
- [27] Greifenstein M, Dreizler A. Influence of effusion cooling air on the CO production in the primary zone of a pressurized single sector model gas turbine combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2023, 248: 112511.
- [28] Lefebvre A H. Gas Turbine Combustion[M]. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.
- [29] Samuelson G S, Brouwer J, Vardakas M A, et al. Experimental and modeling investigation of the effect of air preheat on the formation of NO_x in an RQL combustor[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2013, 49(2): 219–231.
- [30] Malecki R E, Rhie C M, McKinney R G, et al. Application of an advanced CFD-based analysis system to the PW6000 combustor to optimize exit temperature distribution: part I—description and validation of the analysis tool[R]. ASME 2001–GT–62.
- [31] Snyder T S, Stewart J F, Stoner M D, et al. Application of an advanced CFD-based analysis system to the PW6000 combustor to optimize exit temperature distribution: part II—comparison of predictions to full annular rig test data[R]. ASME 2001–GT–64.
- [32] McKinney R, Cheung A, Sowa W, et al. The Pratt & Whitney TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionary technology[R]. AIAA–2007–386.
- [33] Cohen J M, Rosfjord T J. Influences on the sprays formed by high-shear fuel nozzle/swirler assemblies[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(1): 16–27.
- [34] Sen B A, Guo Y, McKinney R G, et al. Pratt and Whitney gas turbine combustor design using ANSYS FLUENT and user defined functions [R]. ASME 2012–GT–70145.
- [35] 何龙江, 弓升. 世界三大航空发动机制造商民机动力发展布局研究[J]. 航空动力, 2020, 5: 8–12.
- HE Longjiang, GONG Sheng. Research on the development of civil aero engines of the big three[J]. *Aerospace Power*, 2020, 5: 8–12. (in Chinese)
- [36] Makida M, Yamada H, Kurosawa Y, et al. Preliminary experimental research to develop a combustor for small class aircraft engine utilizing primary rich combustion approach[R]. ASME 2006–GT–91156.
- [37] Makida M, Yamada H, Shimodaira K, et al. Optimization of a small aircraft combustor to reduce NO_x emissions under practical conditions [R]. ASME 2007–GT–27969.
- [38] Soworka T, Behrendt T, Hassa C, et al. Experimental investigation of a RQL burner with jet in cross flow fuel injection: characterization of the reacting flow field at realistic operating conditions[R]. ASME 2019–GT–91244.
- [39] Renner J, March M, Hirsch C, et al. Flame dynamics in the lean burn-out zone of an RQL combustion chamber—response to primary zone velocity fluctuations[J]. *International Journal of Spray and Combustion*

- Dynamics, 2022, 14(3-4): 238-250.
- [40] Ingrid E H, Aaron W S, Epaminondas M, et al. Investigation of the effect of dilution air on soot production and oxidation in a lab scale rich-quench-lean (RQL) burner[R]. AIAA-2019-1436.
- [41] Ingrid E H, Aaron W S, Epaminondas M. Experimental investigation of soot production and oxidation in a lab-scale rich-quench-lean (RQL) burner[J]. Flow Turbulence and Combustion, 2021, 106: 1019-1041.
- [42] Eigentler F, Gerlinger P M, Eggels R. Soot CFD simulation of a real aero engine combustor[R]. AIAA-2022-0489.
- [43] 朱旭彤, 张亮, 葛冰, 等. 旋流器间距及空气分配对富油/淬熄/贫油燃烧室温度和排放的影响[J]. 燃烧科学与技术, 2021, 27(4): 416-423.
- ZHU Xutong, ZHANG Liang, GE Bing, et al. Influence of swirler spacing and air distribution on temperature and emission of rich/quench/lean combustors[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2021, 27(4): 416-423. (in Chinese)
- [44] 吉雍彬, 葛冰, 毛荣海, 等. 富油/淬熄/贫油 (RQL) 燃烧室燃烧和排放特性的实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(6): 1335-1342.
- JI Yongbin, GE Bing, MAO Ronghai, et al. Experimental investigation on combustion and emission characteristics of rich-burn/quick-quench/lean-burn (RQL) combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6): 1335-1342. (in Chinese)
- [45] 张亮, 吉雍彬, 葛冰, 等. 不同淬熄结构下 RQL 燃烧室流场特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(8): 1688-1698.
- ZHANG Liang, JI Yongbin, GE Bing, et al. Numerical study on flow field characteristics of RQL combustor under different quenching structures[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1688-1698. (in Chinese)
- [46] 金义, 何小民, 蒋波. 富油燃烧/快速淬熄/贫油燃烧 (RQL) 工作模式下驻涡燃烧室排放性能试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1031-1036.
- JIN Yi, HE Xiaomin, JIANG Bo. Experimental study on emission performance of rich-burn quick-quench lean-burn (RQL) trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1031-1036. (in Chinese)
- [47] 樊未军, 严明, 易琪, 等. 富油/快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低 NO_x 排放[J]. 推进技术, 2006(1): 88-91.
- FAN Weijun, YAN Ming, YI Qi, et al. Low NO_x emission of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006(1): 88-91. (in Chinese)
- [48] ICAO. ICAO aircraft engine emissions databank [EB/OL]. (2024-07-23) [2024-08-29]. https://www.easa.europa.eu/easa-and-you/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank/edb-emissions-databank_v30_web.xls.
- [49] Maier G, Wittig S. Fuel preparation and emission characteristics of a pressure loaded LPP combustor[R]. AIAA-99-3774.
- [50] Foust M, Thomsen D, Stickles R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA-2012-0936.
- [51] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F. Unsteady aspects of lean premixed prevaporized gas turbine combustors: flame-flame interactions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(3): 631-641.
- [52] Hicks Y R, Capil T, Anderson R. Flame tube testing of a GE TAPS injector: effects of fuel staging on combustor fuel spray patterns, flow structure, and speciation[R]. AIAA-2018-4476.
- [53] Philo J J, Shahin T T, McDonald C T, et al. Effect of fuel temperature on the structure of a high-pressure liquid-fueled swirl flame[J]. Fuel, 2023, 354: 129142.
- [54] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F, et al. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2901-2908.
- [55] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F. Lean-limit combustion instabilities of a lean premixed prevaporized gas turbine combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2961-2966.
- [56] Temme J E, Allison P M, Driscoll J F. Combustion instability of a lean premixed prevaporized gas turbine combustor studied using phase-averaged PIV[J]. Combustion and Flame, 2014, 161(4): 958-970.
- [57] Durbin M D, Mongia H C, Foust M J. Multiple annular combustion chamber swirler having atomizing pilot: US, 6381964B1[P]. 2002-05-07.
- [58] Hsieh S Y, Chester W, Mongia H C. Swirler arrangement for mixer assembly of a gas turbine engine combustor having shaped passages: US, 7565803B2[P]. 2009-07-28.
- [59] Mongia H C, Johnson A H, Held T J. Combustor mixer having plasma generating nozzle: US, 6453660B1[P]. 2002-09-24.
- [60] Yamamoto T, Shimodaira K, Kurosawa Y, et al. Research and development of staging fuel nozzle for aeroengine[R]. ASME 2009-GT-59852.
- [61] Yamamoto T, Shimodaira K, Yoshida S, et al. Emission reduction of fuel-staged aircraft engine combustor using an additional premixed fuel nozzle[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2013, 135(3): 031502.
- [62] Tachibana S, Saito K, Yamamoto T, et al. Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: validity of large-eddy simulation of spray combustion[J]. Combustion and Flame, 2015, 162(6): 2621-2637.
- [63] Fujiwara H, Matsuura K, Shimodaira K, et al. Suppression of NO_x emission of a lean staged combustor for an aircraft engine[R]. ASME 2011-GT-46256.
- [64] Mesquita L C C, Vié A, Zimmer L, et al. Numerical analysis of flame shape bifurcation in a two-stage swirled liquid burner using Large Eddy Simulation[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2021, 38(4): 5971-5978.
- [65] Cheneau B, Vié A, Ducruix S. Characterization of the hysteresis cycle

- in a two-stage liquid-fueled swirled burner through numerical simulation[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(4): 5245–5253.
- [66] Brundish K D, Miller M N, Morgan L C, et al. Variable fuel placement injector development[R]. ASME 2003-GT-38417.
- [67] Fu Z, Lin Y, Li L, et al. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor[R]. ASME 2011-GT-45786.
- [68] 付镇柏, 林宇震, 张弛, 等. 中心分级燃烧室进场工况燃油分级方式试验研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(1): 77–86.
- FU Zhenbo, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experimental investigation on fuel-staging mode of internally-staged combustor under approach condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 77–86. (in Chinese)
- [69] Yang S, Zhang C, Lin Y, et al. Experimental investigation of the ignition process in a separated dual-swirl spray flame[J]. *Combustion and Flame*, 2020, 219: 161–177.
- [70] Wang Z, Lin Y, Wang J, et al. Experimental study on NO emission correlation of fuel staged combustion in a LPP combustor at high pressure based on NO-chemiluminescence[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(2): 550–560.
- [71] 马存祥, 唐军, 邓远灏, 等. 主燃级基于旋流直射式喷嘴的超低排放燃烧室实验研究[J]. *推进技术*, 2023, 44(8): 131–141.
- MA Cunxiang, TANG Jun, DENG Yuanhao, et al. Experimental investigation of ultra low emission combustor with swirling direct-spray nozzle at main stage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(8): 131–141. (in Chinese)
- [72] 马存祥, 孙露, 马鑫, 等. 贫油预混预蒸发燃烧室燃烧不稳定性试验研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(3): 602–607.
- MA Cunxiang, SUN Lu, MA Xin, et al. Experimental study on combustion instability of lean premixed pre-vaporized combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(3): 602–607. (in Chinese)
- [73] 颜应文, 党龙飞, 邓远灏, 等. LPP低污染燃烧室单头部燃烧性能试验[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(4): 814–822.
- YAN Yingwen, DANG Longfei, DENG Yuanhao, et al. Experimental of combustion performance in LPP low emission combustor with single dome[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(4): 814–822. (in Chinese)
- [74] 黄亮. LPP低污染燃烧室振荡燃烧机理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- HUANG Liang. Investigation on the mechanism of combustion oscillation in a LPP combustor[D]. Nanjin: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [75] 何沛, 邓向阳, 王雄辉, 等. 低排放燃烧室单头部和全环试验及排放预测研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(5): 1059–1069.
- HE Pei, DENG Xiangyang, WANG Xionghui, et al. Emission test and prediction investigation for low emission single cup and annular combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(5): 1059–1069. (in Chinese)
- [76] 何沛, 邓向阳, 鄂亚佳, 等. 低排放燃烧室 NO_x 排放试验及预测方法研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(12): 2762–2770.
- HE Pei, DENG Xiangyang, E Yajia, et al. NO_x emission test and prediction method for low emission combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(12): 2762–2770. (in Chinese)
- [77] Gao W, Yang J, Liu F, et al. Experimental investigation on the flame propagation pattern of a staged partially premixed annular combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 230: 111445.
- [78] Gao W, Yang J, Mu Y, et al. Injector-injector interactions on the flow field, spray characteristics, and subsequent flame pattern in an annular combustor[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2022, 98: 109066.
- [79] Tacina R, Mao C P, Wey C. Experimental investigation of a multiplex fuel injector module with discrete jet swirlers for low emission combustors[R]. AIAA-2004-0185.
- [80] Nickolaus P A, Smith C E. Piloted airblast lean direct fuel injector with modified air splitter: US, 6986255B2[P]. 2006-01-17.
- [81] Fu Y. Aerodynamics and combustion of axial swirlers[D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 2008.
- [82] Felden A, Esclapez L, Riber E, et al. Including real fuel chemistry in LES of turbulent spray combustion[J]. *Combustion and Flame*, 2018, 193: 397–416.
- [83] Huang C, Gejji R, Anderson W, et al. Combustion dynamics in a single-element lean direct injection gas turbine combustor[J]. *Combustion Science and Technology*, 2020, 192(12): 2371–2398.
- [84] Gejji R M, Huang C, Yoon C, et al. A parametric study of combustion dynamics in a single-element lean direct injection gas turbine combustor: part II experimental investigation[R]. AIAA-2014-0133.
- [85] Ren X, Brady K B, Xue X, et al. Experimental investigation of lean-dome high-airflow airblast pilot mixers' operability, emissions, and dynamics[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 100: 105829.
- [86] Ren X, Brady K B, Xue X, et al. Swirl rotation direction effects on lean direct injection pilot mixer performance: experiments and LES modeling[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 129: 107808.
- [87] Robert T, Changlie W, Peter L, et al. A low NO_x lean-direct injection, multipoint integrated module combustor concept for advanced aircraft gas turbines[R]. NASA-TM-211347.
- [88] Tacina K M, Lee P, Mongia H C, et al. A comparison of three second-generation swirl-venturi lean direct injection combustor concepts[R]. AIAA-2016-4891.
- [89] Tacina K M, Chang C, He Z J, et al. A second generation swirl-venturi lean direct injection combustion concept[R]. AIAA-2014-3434.
- [90] Tacina K M, Chang C T, Lee P, et al. An assessment of combustion dynamics in a low-NO_x, second-generation swirl-venturi lean direct injection combustion concept[R]. ISABE-2015-20249.
- [91] Ajmani K, Mongia H C, Lee P, et al. CFD-led designs of pre-filming injectors for gas turbine combustors[R]. ASME 2018-GT-75329.
- [92] Tacina K M, Podboy D P, Dam B, et al. A third-generation swirl-

- venturi lean direct injection combustor with a prefilming pilot injector [R]. ASME 2019-GT-90484.
- [93] Ghulam M M, Shen Y, Baier F, et al. Characterization of non-reacting swirling flow in a gas turbine fuel injector[R]. AIAA-2021-1109.
- [94] Prociw A, Ryon J, Goeke J. Low NO_x combustion concepts in support of the NASA environmentally responsible aircraft program[R]. ASME 2012-GT-68426.
- [95] He Z J, Chang C, Follen C. NO_x emissions performance and correlation equations for a multipoint LDI injector[R]. NASA-TM-218116.
- [96] Meier U, Freitag S, Heinze J, et al. Characterisation of lean burn module air blast pilot injector with laser techniques[R]. ASME 2013-GT-94796.
- [97] Antoshkiv O, Bake S, Berg H P. Spray phenomena and their influence on the ignition performance of a modern aeroengine combustor[R]. ILASS-2008-08.
- [98] Lazik W, Doerr T, Bake S, et al. Development of lean-burn low-NO_x combustion technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. ASME 2008-GT-51115.
- [99] 于涵, 索建秦, 郑龙席. 带收敛出口的单元贫油直喷燃烧室冷态和热态流动特性研究[J]. 推进技术, 2019, 40(3): 608-618.
YU Han, SUO Jianqin, ZHENG Longxi. Investigation of non-reaction and reaction flow characteristic of single element lean direct injection combustor with convergent outlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(3): 608-618. (in Chinese)
- [100] 王雨玮, 武济泓, 蔡松冶, 等. 旋流数对小限制率旋流喷雾及火焰特性的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 259-271.
WANG Yuwei, WU Jihong, CAI Songye, et al. Effects of swirl number on swirled spray and flame characteristics at small confinement ratio [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(9): 259-271. (in Chinese)
- [101] Zeng Q, Yuan Y. Flow dynamics of dual-stage counter-swirl combustor in different confinement spaces[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2020, 116: 104633.
- [102] Lu J, Liu X, Li S, et al. Numerical study on the characteristics of lean direct injection combustor with elevated fuel temperatures[R]. ASME 2020-GT-14341.
- [103] Sun L, Huang Y, Wang R, et al. Effects of the recess length of the pilot stage on the lean blowout limits for the multipoint lean direct injection combustors[J]. International Journal of Turbo & Jet-engines, 2019: 1-14
- [104] 李乐, 索建秦, 于涵, 等. 中心分级多点直喷燃烧室冷态流动特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1339-1350.
LI Le, SUO Jianqin, YU Han, et al. Non-reaction flow characteristic of concentric staged multi-point direct injection combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(6): 1339-1350. (in Chinese)
- [105] Li L, Li X, Wang Z, et al. Experimental investigation of the flow-spray field in a realistic concentric staged high-temperature-rise combustor[J]. Fuel, 2022, 318: 123606.
- [106] 于涵, 索建秦, 朱鹏飞, 等. 中心分级贫油直喷(LDI)燃烧室流动及污染排放特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(5): 816-823.
YU Han, SUO Jianqin, ZHU Pengfei, et al. The characteristic of flow field and emissions of a concentric staged lean direct injection (LDI) combustor[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(5): 816-823.
- [107] 莫仪然, 蔡延青, 刘富强, 等. 非旋空气对分级贫油直喷燃烧室流动和雾化影响的实验研究[J]. 推进技术, 2023, 44(4): 157-166.
MO Yiran, CAI Yanqing, LIU Fuqiang, et al. Experimental study on effects of nonswirling air on flow and atomization in lean-direct-injection staged combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(4): 157-166. (in Chinese)
- [108] 蔡延青, 杨晓丽, 王凯兴, 等. 两级旋流器径向间距对贫油直喷分级燃烧室流场和雾化影响的实验研究[J]. 实验流体力学, 2023, 37(6): 15-24.
CAI Yanqing, YANG Xiaoli, WANG Kaixing, et al. Experimental study on the effect of two-stage radial spacing on flow field and atomization in LDI staged combustor[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2023, 37(6): 15-24. (in Chinese)
- [109] 李乐, 索建秦, 郑龙席. 旋向对中心分级燃烧室流场及温度场影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1198-1209.
LI Le, SUO Jianqin, ZHENG Longxi. Effect of rotating direction on flow and temperature field of concentric staged combustor[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6): 1198-1209. (in Chinese)

(编辑: 孙明霞)

基于混沌多项式代理模型的压气机 1 维设计参数求解

刘 杰, 刘太秋, 高海洋, 王佳宇, 李丽丽
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 主要设计参数对压气机气动性能的影响是压气机 1 维设计的重点, 其参数间规律由经验公式获得。为论证压气机 1 维设计质量和速度以及选择 1 维设计参数, 建立了流量系数为 0.42 的满足多级轴流压气机设计指标的数据库, 同时建立以数据库为基础的混沌多项式代理模型, 采用 NSGA-II 遗传算法求解由混沌多项式构成的多元非线性方程组, 并根据给定性能参数求解出压气机 1 维设计参数。利用混沌多项式得到压气机气动性能与设计参数之间的解析关系式, 量化描述设计参数对压气机气动性能的影响。通过该方法得到最优解的工作点效率相对误差为 0.4%、1.0 换算转速的喘振裕度相对误差为 1.85%、0.8 转速喘振裕度的相对误差为 0.66%。结果表明: 基于数据库建立的混沌多项式蕴含了设计参数与气动性能间的规律, 更容易找到符合给定气动性能的设计参数, 且该方法的计算速度是直接采用遗传算法推荐的 4 倍。

关键词: 压气机 1 维设计; NSGA-II 遗传算法; 参数选择; 混沌多项式; 气动性能; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.009

Solution of One-Dimensional Compressor Design Parameters Based on Polynomial Chaos Surrogate Model

LIU Jie, LIU Tai-qiu, GAO Hai-yang, WANG Jia-yu, LI Li-li
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The focus of the one-dimensional design of compressor is the influence of the main design parameters on the aerodynamic performance of a compressor, in which the correlations of parameters are derived from empirical formulas. In order to conduct a one-dimensional design demonstration of the mass and velocity of the compressor, and select one-dimensional design parameters, a database with a flow coefficient of 0.42 was established to meet the multistage axial flow compressor design specifications, and a polynomial chaos surrogate model based on the database was established. The multivariate nonlinear equations composed of polynomial chaos were solved by NSGA-II genetic algorithm, enabling the determination of one-dimensional compressor design parameters based on specified aerodynamic performance targets. The analytical relations between compressor aerodynamic performance parameters and design parameters were obtained by polynomial chaos, and the influence of design parameters on compressor aerodynamic performance parameters was quantified. By this method, the relative error of operating point efficiency of the optimal solution is 0.4%, the relative error of surge margin is 1.85% at 1.0 scaled speed, and the relative error of surge margin is 0.66% at 0.8 scaled speed. The results show that the polynomial chaos established by the database contains the laws between the design parameters and the aerodynamic performance parameters, and it is easier to find the design parameters that conform to the given aerodynamic performance, and the calculation speed of the method is 4 times that of directly using genetic algorithm recommendations.

Key words: one-dimensional design of compressor; NSGA-II; parameter selection; polynomial chaos; aerodynamic performance; aeroengine

0 引言

在压气机气动设计阶段, 需大范围地进行关键参

数的筛选, 确定压气机的初步设计方案, 再通过不断缩小设计参数的取值范围进行精细化设计^[1-3]。由于 1 维设计工具关注的是主要框架参数, 因此更适用于

收稿日期: 2023-07-12 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 刘杰(1998), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 刘杰, 刘太秋, 高海洋, 等. 基于混沌多项式代理模型的压气机 1 维设计参数求解[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 66-70. LIU Jie, LIU Taiqiu, GAO Haiyang, et al. Solution of one-dimensional compressor design parameters based on polynomial chaos surrogate model[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 66-70.

方案设计。压气机 1 维设计的结果可作为压气机 2 维计算的基础,可使压气机 2 维设计更快速高效。压气机 1 维设计程序经过大量试验数据和经验模型的修正,使其精度提高。

国内外对压气机 1 维气动设计的研究主要集中在压气机 1 维气动设计优化以及在设计中的损失模型的修正。钟勇健^[4]利用 10 级跨声速压气机的试验数据修正了 1 维气动设计方法的效率计算模型及落后角预估模型,提高了压气机 1 维气动设计方法的准确性;彭铖^[5]采用 Nelder-Mead 单纯形优化算法对经验模型中修正系数进行自动寻优,使 1 维气动设计方法预估的压气机性能更加准确;Bourabia 等^[6]利用遗传算法对 1 维设计方法进行了优化;李博^[7]利用神经网络和遗传算法建立了针对压气机可调叶片多排联调优化的压气机气动优化体系;史磊等^[8]利用遗传算法对 1 台 10 级高压压气机进行 1 维优化设计;Liu 等^[9]将深度确定性策略梯度 (Deep Deterministic Policy Gradient, DDPG) 算法应用于压气机 1 维反问题设计,利用 DDPG 算法提取压气机 1 维反问题设计程序中的设计经验,缩短了优化时间,获得了 1 维设计程序的设计方案。

混沌多项式已被广泛应用于气动优化、不确定性量化等领域。Zhao 等^[10]构建了可信度大的多项式混沌-Kriging 模型,在复杂的气动设计优化过程中应用;孙佳飞等^[11]利用混沌多项式代理模型对风力机翼型的气动性能进行不确定性分析;李玉等^[12]利用非嵌入式混沌多项式分析了叶片安装角偏差对动叶性能的不确定性影响。

目前在压气机 1 维设计中,设计参数通常在较大的经验范围内选择,因此本文基于混沌多项式代理模型和 NSGA-II 遗传算法,提出了一种高效的多级轴流压气机 1 维设计参数求解方法,显著提升了压气机设计效率。

1 压气机 1 维设计方案数据库构建

1.1 设计变量分析

本文通过压气机 1 维设计程序进行压气机 1 维设计及性能评估。该设计程序内置了许多经验公式,可根据设计要求快速得出设计结果。针对高负荷压气机的 1 维气动设计,选择工作点效率、1.0 转速裕度及 0.8 转速裕度作为设计目标,为满足工程需要,选择扩

散因子、弯角、出口级叶高、非设计转速的效率和裕度等参数作为约束。本文选取的压气机设计模型是负荷系数为 0.4,效率大于等于 85%,流量系数为 0.42,喘振裕度为 15% 的多级轴流压气机。设计变量的定义及取值范围见表 1。

表 1 设计变量的定义和取值范围		
设计参数及其符号	下限	上限
进口级转子进口预旋角 $\text{Alf}_1/(\circ)$	80	90
预旋角控制系数 (Alfc)	0.9	0.98
出口级转子进口预旋角 $\text{Alf}_2/(\circ)$	80	90
进口级静子展弦比 (Ass_1)	1.2	1.6
出口级静子展弦比 (Ass_2)	0.6	0.8
静子展弦比控制系数 (Assc)	0.2	0.45
进口级转子展弦比 (Asr_1)	1.20	1.4
出口级转子展弦比 (Asr_2)	0.65	0.8
转子展弦比控制系数 (Asrc)	0.1	0.4
进口级负荷系数 (Hz_1)	0.35	0.46
出口级负荷系数 (Hz_2)	0.35	0.46
负荷系数控制系数 1 (Hzc_1)	0.35	0.6
负荷系数控制系数 2 (Hzc_2)	0.35	0.6
压气机外径控制因子 1 (Tipe_1)	0.45	0.705
压气机外径控制因子 2 (Tipe_2)	0.45	0.9
进口级转子进口外径 (Tipin/m)	0.65	0.69
出口级转子进口外径 (Tipout/m)	0.5	0.69
进口级转子叶尖切线速度 ($\text{Utip}/\text{ms}^{-1}$)	300	460
进口级转子进口轮毂直径 (Hubin/m)	0.35	0.52
轮毂直径控制因子 1 (Hubc_1)	0.5	0.8
轮毂直径控制因子 2 (Hubc_2)	0.5	0.8

在设计过程中,设计变量选取了压气机进口级和出口级转静子进出口的内外径、进口级和出口级转子预旋角、进口级和出口级转静子的展弦比、进口级和出口级负荷系数、进口级转子叶尖切线速度。转子预旋角为转子进口处气流绝对速度与额向夹角,如图 1

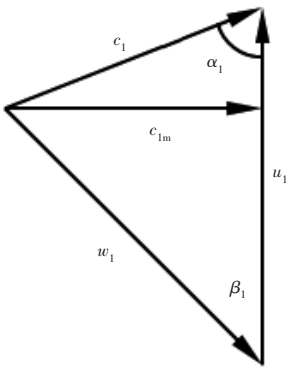


图 1 转子进口处速度三角形

从图中可见, α_1 为转子预旋角; β_1 为转子进口相对气流角; c_1 、 u_1 、 w_1 分别为转子进口绝对速度、圆周速度、相对速度。

为减少输入变量的维数,提高计算效率,对于压气机其他级的内外径、预旋角、展弦比以及负荷系数

通过3次样条曲线确定。在设计变量中的控制系数即3次样条曲线的控制系数,3次样条曲线由4个控制点控制,即4个控制点分别为压气机进口级和出口级的参数及该参数对应的控制系数。

在压气机1维设计过程中,为确保设计结果的准确性,需引入一些通过压气机设计经验来选择的约束参数。由于压气机1维设计为压气机的初步设计,利用经验选择了压气机的材料,通过经验预估出轮盘厚度,进而求得压气机体积,最后得出压气机的质量。

本文设置1.0、0.95、0.9及0.8换算转速的效率均大于等于70%,相应的喘振裕度均大于等于15%。其余约束条件见表2。

表2 约束条件

约束变量	下限	上限
各级转子最大弯角/(°)	18	40
各级静子最大弯角/(°)	45	60
第1级转子进口轮毂比	0.55	
最后级静子叶片高度/m	0.025	
转子扩散因子		0.6
静子扩散因子		0.6
出口马赫数	0.25	0.325
转速/(r/min)	9000	13000
压气机质量/kg		240

1.2 压气机1维设计方案数据库构建

对于多目标优化问题,NSGA-II遗传算法是目前常用且成熟的优化算法。该算法具有对可行解表示的广泛性、群体搜索的特性以及不易陷入局部最优的特性,因此采用该算法可进行筛选符合设计要求的方案。NSGA-II遗传算法的种群大小设置为200,迭代次数设置为80,交叉概率设置为0.9,优化目标为工作点效率大于85%,1.0转速裕度和0.8转速裕度均大于15%,优化参数为表1中的设计变量,约束参数为表2中的约束变量。

通过NSGA-II遗传算法优化得到11868组满足优化目标及约束条件的方案,通过这些方案建立了流量系数为0.42的多级轴流压气机1维设计方案的数据库。压气机1维设计方案的数据库是通过多个经验公式修正的压气机1维设计程序计算得来,其准确性较高。本数据库适用于流量系数为0.42、负荷系数为0.4的多级轴流压气机,压气机1维设计变量的取值范围通过综合压气机设计经验确定。

2 构建代理模型

通过NSGA-II遗传算法建立了流量系数为0.42的多级轴流压气机1维设计方案的数据库,该数据库中的点是离散点,未包含设计参数选取范围内所有点。因此需要利用数据库建立代理模型,然后通过代理模型建立设计参数与性能参数之间的关联性。本文利用混沌多项式建立了设计参数与性能参数之间的代理模型。

2.1 混沌多项式

混沌多项式的基本理论最初由Wiener以齐次函数为基础推导得出,采用了高斯分布所对应的Hermite正交多项式作为基底建立了混沌多项式代理模型。Xiu等^[13]提出了针对不同随机变量的分布形式的Askey方案,利用了与之相对应的正交多项式基底,建立了适合多种不同分布类型的混沌多项式,形成了广义混沌多项式展开法。该方法由于其计算效率高、计算精度高而被广泛使用。

1个随机过程 $Y(\theta)$ 利用广义混沌多项式方法展开为

$$Y = c_0 I_0 + \sum_{i_1=1}^{\infty} c_{i_1} I_1(\xi_{i_1}(\theta)) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} c_{i_1 i_2} I_2(\xi_{i_1}(\theta), \xi_{i_2}(\theta)) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} \sum_{i_3=1}^{i_2} c_{i_1 i_2 i_3} I_3(\xi_{i_1}(\theta), \xi_{i_2}(\theta), \xi_{i_3}(\theta)) + \dots \quad (1)$$

式中: $I_n(\xi_{i_1}, \dots, \xi_{i_n})$ 为 n 阶正交多项式基的组合; c_i 为多项式系数将服从不同随机变量分布的正交多项式基构成混沌多项式,即

$$Y(\theta) = \sum_{i=0}^{\infty} \hat{c}_i \phi_i(\xi) \quad (2)$$

在实际应用中,通常将混沌多项式截断为有限项。因此式(2)简化为

$$Y(\theta) = \sum_{i=0}^P \hat{c}_i \phi_i(\xi) \quad (3)$$

其中,扩展项总数 $(P+1)$ 由输入变量的维数 m 和多项式展开式的最高阶数 n 确定。即

$$P+1 = \frac{(m+n)!}{m!n!} \quad (4)$$

2.2 基于混沌多项式的压气机1维代理模型

在工程应用中,广义混沌多项式分为嵌入式与非嵌入式。嵌入式混沌多项式需要深度结合原模型中的参数;非嵌入式混沌多项式则是将原模型视为黑盒模型,直接建立输入变量与输出变量之间的关系。混

混沌多项式一般应用于不确定性量化。姬田园等^[14]利用基于矩的混沌多项式研究了真实安装角偏差对压气机性能影响的不确定性;Ghisu等^[15]采用一种非嵌入式混沌多项式,用确定的概率密度函数来评价1台三轴燃气轮机压缩系统在不确定工况下性能的不确定性。

混沌多项式的优势是可以得出输入变量与输出变量之间的解析关系式,相较于其他代理模型,混沌多项式具有较强的可解释性。

通过遗传算法优化设计得到的设计变量满足了设计目标的设计变量可行区间,设计人员在可行区间范围内任意选取设计变量,设计变量在可行区间范围内视为均匀分布,因此利用混沌多项式可以建立压气机1维气动设计输入变量与输出变量之间的关系。由于输入变量为均匀分布,选用Legendre正交多项式作为混沌多项式的基底,建立工作点效率、1.0转速裕度和0.8转速下裕度与提出的优化设计变量之间的混沌多项式,展开阶数为2阶。因此工作点效率EFF、1.0转速裕度SM1及0.8转速下裕度SM80通过混沌多项式展开可表示为

$$\begin{cases} Y(\text{EFF}) = \sum_{i=0}^P \hat{c}\phi_i(\xi) \\ Y(\text{SM1}) = \sum_{i=0}^P \hat{c}\phi_i(\xi) \\ Y(\text{SM80}) = \sum_{i=0}^P \hat{c}\phi_i(\xi) \end{cases} \quad (5)$$

输出向量为压气机工作点效率、1.0转速裕度及0.8转速裕度的样本库中未使用的样本的校验值与预测值对比,如图2~4所示,图中EFF为设计点效率,SM1为设计点喘振裕度,SM80为0.8转速下喘振裕度,test代表校验值,predict代表预测值。

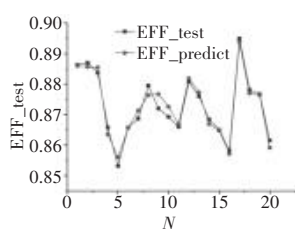


图2 工作点效率的校验值与预测值

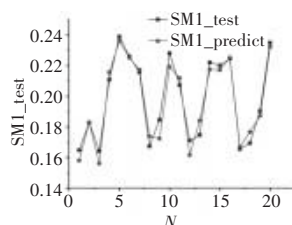


图3 1.0转速喘振裕度的校验值与预测值

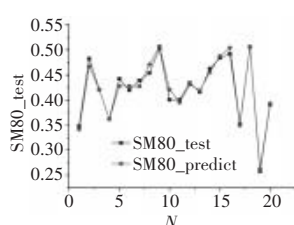


图4 0.8转速喘振裕度的校验值与预测值

从图中可见,混沌多项式代理模型的预测值与校验参数值吻合较好,相对误差较小,证明了在给定的输入变量取值范围内截断阶数为2阶的非嵌入式广义混沌多项式可较为准确地反映输入与输出之间的映射关系,未出现过拟合现象。混沌多项式的优势在于可以给出输入与输出之间的函数解析式,通过解析式可以量化输入与输出之间的关系。

3 参数推荐

压气机1维设计程序方法是一种重要的设计工具。在进行压气机1维设计时通常需要借助优化工具不断缩小设计参数的取值范围进行精细化设计,但缩小取值范围需进行多次的优化设计,增加了时间成本。通过性能参数得到压气机的1维结构参数及气动参数,可指导压气机1维设计,加快设计速度。本节通过NSGA-II遗传算法对混沌多项式求解,得到多个符合误差要求的解,再将结果带回压气机1维设计程序进行验证,从而通过性能参数得到压气机1维设计参数。

基于数据库建立的混沌多项式的非线性方程组(式(5)),当压气机工作点效率、1.0转速裕度和0.8转速裕度已知时,21个设计参数成为未知量,构成了欠定的多元非线性方程组。非线性方程组可通过NSGA-II遗传算法进行求解,具体流程如图5所示。

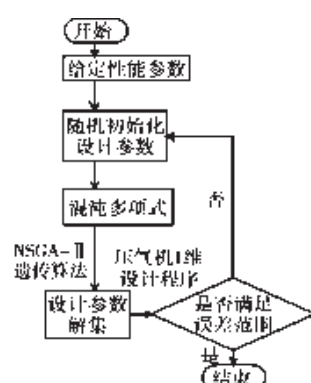


图5 NSGA-II遗传算法求解流程

基于混沌多项式的参数推荐方法的目标函数,设置压气机工作点效率为86%,1.0转速裕度为21%,0.8转速裕度为35%,相对误差小于5%为约束条件,带入混沌多项式,通过NSGA-II遗传算法进行求解。作为对比,采用NSGA-II遗传算法直接对1维设计程序进行优化,其设计参数的取值范围通过建立的数据库得出,性能参数及误差要求同上。相对误差定义为

$$\delta = |\Delta/L| \times 100\% \quad (6)$$

式中: δ 为相对误差; Δ 为绝对误差; L 为真值。

基于混沌多项式的参数推荐方法的优化方案

见表 3。

表 3 优化方案

参数	优化解	参数	优化解	参数	优化解
Alf ₁	82.6059	Asrc	0.3326	Tipout	0.5792
Alfc	0.9064	Hz ₁	0.4386	Utip	411.6547
Alf ₂	87.4023	Hzk	0.3817	Hubin	0.4305
Ass ₁	1.2898	Hzc ₁	0.4713	Hu _{bc1}	0.7752
Ass ₂	0.6400	Hzc ₂	0.4260	Hu _{bc2}	0.6354
Assc	0.2632	Tipc ₁	0.6121	EFF	86.34%
Asr ₁	1.3188	Tipc ₂	0.6901	SM1	20.61%
Asr ₂	0.7228	Tipin	0.6518	SM80	35.23%

可行性是基于混沌多项式的参数推荐方法经过 310 次计算得到了满足优化目标的最优解。最优解的工作点效率的相对误差为 0.4%、1.0 转速裕度的相对误差为 1.85%、0.8 转速裕度的相对误差为 0.66%。

压气机 1 维设计程序直接展开 NSGA-Ⅱ 遗传算法优化,目标函数与基于混沌多项式的参数推荐方法相同,约束条件(表 2),目标函数的相对误差小于 5%,通过优化得到了优化解集,其中第 1207 次计算得到了符合优化目标的优化解,其最优解的工作点效率的相对误差为 0.16%、1.0 转速裕度的相对误差为 1.75%、0.8 转速裕度的相对误差为 0.74%。

由此可见,基于混沌多项式的压气机 1 维设计参数推荐方法的结果与直接使用 NSGA-Ⅱ 遗传算法进行参数推荐的结果相似,但其速度是直接使用 NSGA-Ⅱ 遗传算法进行参数推荐的 4 倍。

4 结论

(1)通过数据库建立的混沌多项式蕴含了设计参数与性能参数间的规律,更容易找到符合给定性能参数的设计参数。通过混沌多项式得到压气机性能参数与设计参数之间的解析关系式,量化描述了设计参数对压气机性能参数的影响。

(2)基于混沌多项式的压气机 1 维设计参数推荐方法在计算速度上明显优于直接使用 NSGA-Ⅱ 遗传算法的,进行参数推荐的速度前者是后者的 4 倍。

本文采用混沌多项式及 NSGA-Ⅱ 遗传算法进行压气机 1 维气动设计,后续可应用于更高维度的压气机气动设计,以更快速、便捷地确定压气机设计参数。

参考文献:

[1] 程荣辉,桂幸民.航空发动机风扇压气机设计[M].北京:科学出版社,2022:76-93.
CHENG Ronghui, GUI Xingmin. Aeroengine fan compressor design [M].Beijing:Science Press,2022:76-93.(in Chinese)

[2] 刘太秋,赵月振,王咏梅,等.负荷系数 0.5 的高负荷单级轴流压气机设计与试验研究[J].航空发动机,2022,48(5):1-39.
LIU Taiqiu, ZHAO Yuezheng, WANG Yongmei, et al. Design and experimental investigation of a highly loaded single stage axial com-

pressor with loading coefficient of 0.5 [J].Aeroengine, 2022, 48(5): 1-39.(in Chinese)

[3] 王立志,阳诚武,张香华,等.级负荷系数为 0.42 的小流量轴流压气机设计与试验验证[J].航空发动机,2016,42(3):54-60.
WANG Lizhi, YANG Chengwu, ZHANG xianghua, et al. Design and measurements for a small flowrate axial compressor with stage work coefficient of 0.42[J].Aeroengine, 2016, 42(3): 54-60.(in Chinese)

[4] 钟勇健.多级轴流压气机一维性能计算与优化研究[D].上海:上海交通大学,2014.
ZHONG Yongjian. One-dimensional performance calculation and optimization of multistage axial flow compressor [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2014.(in Chinese)

[5] 彭铖.多级轴流压气机一维性能建模及变几何优化[D].大连:大连理工大学,2019.0.
PENG Cheng. One-dimensional performance modeling and variable geometry optimization of multistage axial compressor [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019.(in Chinese)

[6] Bourabia L, Abed C B, Cerdoun M, et al. Aerodynamic preliminary design optimization of a centrifugal compressor turbocharger based on one-dimensional meanline model[J]. Engineering Computations, 2021, 38(9): 3438-3469.

[7] 李博.高负荷轴流压气机气动分析与优化研究[D].北京:清华大学,2017.
LI Bo. Aerodynamic analysis and optimization of high-load axial compressor [D].Beijing:Tsinghua University, 2017.(in Chinese)

[8] 史磊,刘波,张鹏,等.商用发动机 10 级高压压气机一维特性优化设计[J].航空动力学报,2013,28(7):1564-1569.
SHI Lei, LIU Bo, ZHANG Peng, et al. One-dimensional characteristic optimization design for ten-stage high pressure compressor in commercial engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1564-1569.(in Chinese)

[9] Liu, Y, Chen J, Cheng J X. Mean line aerodynamic design of an axial compressor using a novel design approach based on reinforcement learning[J].Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(12): 2433-2446.

[10] Zhao H, Gao Z H, Xia L. Efficient aerodynamic analysis and optimization under uncertainty using multi-fidelity polynomial chaos-Kriging surrogate model[J].Computers and Fluids, 2022, 246: 105643.

[11] 孙佳飞.风力机翼型气动性能不确定性分析的代理模型研究[D].沈阳:东北大学,2015.
SUN Jiafei. Study on proxy model for uncertainty analysis of wind airfoil aerodynamic performance [D].Shenyang: Northeastern University, 2015.(in Chinese)

[12] 李玉,楚武利,姬田园.叶片安装角偏差对动叶性能影响的不确定性研究[J].西安交通大学学报,2023,57(4):49-59.
LI Yu, CHU Wuli, JI Tianyuan. Uncertainty research of effects of blade stagger angle deviation on the performance of rotor [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(4): 49-59.(in Chinese)

[13] Xiu D, Karniadakis G E. The Wiener-askay polynomial chaos for stochastic differential equations[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2003, 24(2): 619-644.

[14] 姬田园,楚武利,张皓光,等.真实安装角偏差影响压气机性能的不确定性量化[J].航空动力学报, 2024, 39(10):20220858-1-14.
JI Tianyuan, CHU Wuli, ZHANG Haoguang, et al.Uncertainty quantification of real stagger angle deviation affecting compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220858-1-14.(in Chinese)

[15] Ghisu T, Parks G T, Jarrett J P, et al. Adaptive polynomial chaos for gas turbine compression systems performance analysis[J].AIAA Journal, 2010, 48(6): 1156-1170.

(编辑: 贺红井)

辐射冷却红外隐身微缝阵列结构设计

于真鹤¹, 郭何涛^{2,3}, 李文卓^{2,3}, 杨晓龙^{2,3}, 杨淞皓¹

(1. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043; 2. 南京航空航天大学 机电学院,
3. 江苏省精密与微细制造技术重点实验室: 南京 210016)

摘要: 航空器高温热载部件热流密度持续增大、红外热辐射特性显著。为了精确调控红外波段电磁波选择性吸收/辐射, 实现高性能红外隐身, 提出在高温热载部件材料表面上直接构建亚微米尺度微缝阵列结构, 实现高性能辐射冷却红外隐身, 并开展了结构仿真优化设计研究。结果表明: 设计的微缝轮廓能够产生强烈的表面等离子共振, 实现红外波段电磁波选择性吸收/辐射的精确控制, 达到辐射冷却红外隐身的功能; 设计的结构经粒子群算法优化后, 红外隐身性能较未处理表面的提高 42%; 横电波和横磁波在 0~30° 范围入射时, 结构辐射冷却红外隐身性能未产生显著变化, 表现出较好的角度不敏感性; 微缝阵列构型预期可通过高效线扫描式加工来获得。提出的结构和设计方法为促进航空器高温热载部件红外隐身技术发展提供了新思路。

关键词: 红外隐身; 辐射冷却; 选择性发射; 微纳结构; 粒子群优化; 航空发动机

中图分类号: V218

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.010

Design of Micro-Slit Array Structures for Radiative-Cooling IR Stealth

YU Zhen-he¹, GUO He-tao^{2,3}, LI Wen-zhuo^{2,3}, YANG Xiao-long^{2,3}, YANG Song-hao¹

(1. AECC Shenyang Liming Aeroengine Co., Ltd., Shenyang 110043, China;

2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

3. Jiangsu Key Laboratory of Precision and Micro-Manufacturing Technology; Nanjing 210016, China)

Abstract: The heat flux density of high-temperature thermal loaded components in aircraft continues to increase, resulting in significant infrared thermal radiation characteristics. To achieve high-performance infrared stealth by precisely regulating the selective absorption/emission of electromagnetic waves in the infrared spectrum, a novel approach was proposed by directly constructing submicron-scale micro-slit array structures on the surface of high-temperature thermal loaded components to enable high-performance radiative-cooling infrared stealth. Structural simulation and design optimization were conducted. The results indicate that the designed micro-slit profiles can generate strong surface plasmon resonance, enabling precise control of selective absorption/emission of electromagnetic waves in the infrared spectrum, thereby achieving the desired radiative-cooling infrared stealth. After optimization using the particle swarm algorithm, the infrared stealth performance of the designed structure was improved by 42% compared to untreated surfaces. Furthermore, when transverse electric (TE) and transverse magnetic (TM) waves are incident within the 0~30° range, the radiative-cooling infrared stealth performance of the structure exhibited no significant variation, demonstrating excellent angular insensitivity. The micro-slit array configuration is expected to be fabricated efficiently through high-speed line-scanning processing. The proposed structure and design method offer a novel approach for advancing the infrared stealth technology of high-temperature thermal load components in aircraft.

Key words: IR stealth; radiative cooling; selective emission; micro-nanostructure; particle swarm optimization; aeroengine

0 引言

航空器正朝着极端服役环境、集成化、轻量化和极端性能方向发展。随着材料热载荷大幅提高, 航空

发动机作为最大辐射源, 尾喷管调节片、密封片^[1]等零件表面温度最高达 900 °C, 其热红外辐射特性显著, 极易被现代红外侦查、瞄准技术探测发现, 军事装备安全性受到严重威胁^[2]。目前, 世界各国广泛采用低

收稿日期: 2023-09-22 基金项目: 国家自然科学基金(52375440)、中国航空发动机集团产学研合作项目(HFZL2021CXY024-1)资助。

作者简介: 于真鹤(1994), 男, 博士, 工程师。通信作者: 杨晓龙(1989), 男, 博士, 教授。

引用格式: 于真鹤, 郭何涛, 李文卓, 等. 辐射冷却红外隐身微缝阵列结构设计[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 71-77. YU Zhenhe, GUO Hetao, LI Wenzhuo, et al. Design of micro-slit array structures for radiative-cooling IR stealth[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 71-77.

红外辐射率材料(金属材料^[3-4]、AZO、ITO、TiN_x等^[5-7])来抑制装备表面大气窗口波段(3~5 μm、8~14 μm)红外辐射,从而降低红外探测效能^[8-9]。根据 Stefan-Boltzmann 定律,温升会大幅提高总辐射能,最终降低红外隐身性能。所以,红外隐身技术的重要发展方向是实现选择性红外辐射控制,降低大气窗口辐射,并强化非大气窗口(5~8 μm)红外辐射来降低表面温度及总辐射能。

国内外学者对如何调控红外辐射,实现高性能红外隐身开展了广泛研究。张继魁等^[10]、王航等^[11]及 Liu 等^[12]提出广泛采用光子晶体;Kim 等^[13]和刘晓明等^[13]提出采用电磁谐振微结构来调控红外辐射,进而实现高性能红外隐身。光子晶体由介电常数(或折射率)不同的介质在空间周期排布形成亚波长尺度微结构阵列,主要特征是利用电磁波的反射、折射和干涉等特性产生光子禁带,阻止部分电磁波透过。Butt 等^[15]和 Zhang 等^[16]通过调整光子晶体结构单元尺寸来调控红外波段电磁辐射特性,但缺乏适合工业化推广的制造技术仍是制约其发展的主要瓶颈。电磁谐振微纳结构是一种亚波长尺度的周期性微纳结构,通常由叠层薄膜构成,底部为连续金属层,中间为电介质层,顶部为金属图案阵列。电磁波在结构内部产生谐振,从而被选择性吸收/辐射。Xu 等^[17-18]提出可通过调控各层厚度、定制金属图案(如方形、圆形等)实现对电磁波波长的调谐,调谐性能优异^[14],因此,该结构可实现高性能辐射冷却红外隐身。该结构主要通过电子束蒸镀、磁控溅射镀膜,并结合光刻技术加工获得,但存在工艺过程复杂、加工周期长、成本高等问题,且镀膜技术获得的微纳结构与基底结合力有限,在高速气流冲刷下易脱落,致使功能性失效。

本文针对上述不足,基于电磁谐振机理提出直接在低红外辐射率材料表面构建微缝阵列,利用微缝和缝间空隙形成电磁谐振单元,对非大气窗口波段进行选择性吸收/辐射。

1 结构设计与优化方法

本文提出高温合金表面的辐射冷却红外隐身微缝阵列结构,如图1所示。图中 P 为周期, W 为缝宽, D 为缝深。微缝阵列结构将材料表面分割为周期性方块单元(图1(b))与常见的叠层状电磁谐振微纳结构不同,基底微缝阵列结构与微缝间隙中空气构成电

磁谐振腔,无需额外镀金属层或电介质层。采用商业软件对微缝阵列结构外形及尺寸(如图1(c))进行电磁学仿真,研究结构的电磁吸收/辐射特性。结构边界设置为周期性条件,且依照结构对称性设置对称、反对称边界缩减计算量。采用 $X-Z$ 平面作为入射平面,平面电磁波从微缝一侧空气垂直射入结构,并在结构上下两侧设置监视器,获得结构电磁波反射和透射数据。基于能量守恒定律(吸收/辐射率+反射率+透射率=1)计算出结构对各个波长电磁波的吸收/辐射率。采用粒子群算法,以3~14 μm波段红外吸收/辐射光谱与理想辐射冷却辐射光谱偏差的积分量作为目标函数,对结构参数进行优化,最终获得在非大气窗口波段(5~8 μm波段)具有优异辐射冷却性能的红外隐身微缝阵列结构(图1(f))。

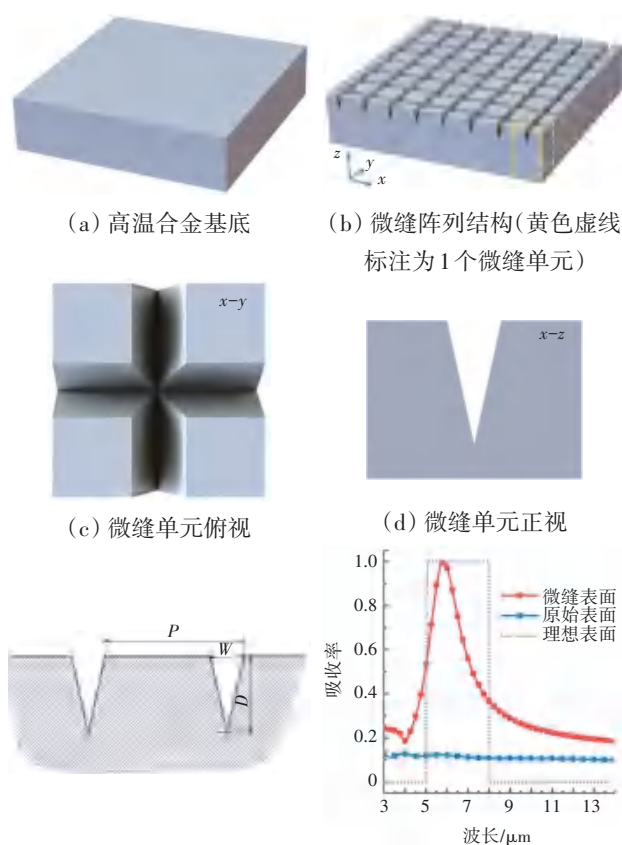


图1 高温合金表面的辐射冷却红外隐身微缝阵列结构

2 结果与讨论

2.1 微缝阵列结构电磁谐振机理

入射至结构内部的平面波在5~8 μm波长(非大气窗口辐射冷却波段)附近吸收率接近1,吸收强,但

在其余波段吸收率较低。因此,在 $X-Z$ 平面设置监视器,记录分析波长为 $5\sim 8\ \mu\text{m}$ 的微缝结构电磁能量分布,并对强度进行归一化处理,如图2所示。从图2(a)中可见,在入射电磁波振荡电场激励下,微缝轮廓表面金属自由电子作受迫振动,并在微缝边缘积聚,形成偶极子;从图2(b)中可见,电子随电磁波电场周期性变化而振荡,形成电流从而产生感应磁场,当感应磁场与入射电磁波磁场重频时,会产生强烈磁共振现象,从而增强电子/电流振荡过程;从图2(c)和(d)中可见,电子/电流振荡使微缝轮廓表面产生欧姆损耗,进而将电磁波能量转变为内能,实现电磁波吸收。通过强烈磁共振,增强电子/电流振荡过程产生欧姆损耗,可实现红外波段电磁波选择性吸收/辐射的精确调控:抑制大气窗口波段的红外辐射实现隐身,并同时强化非大气窗口的红外辐射冷却能力以提升隐身性能。沿微缝轮廓,自顶端到底部,电流密度和欧姆损耗均逐渐提高,这主要是由于电子经电场加速至底部时速度最快。

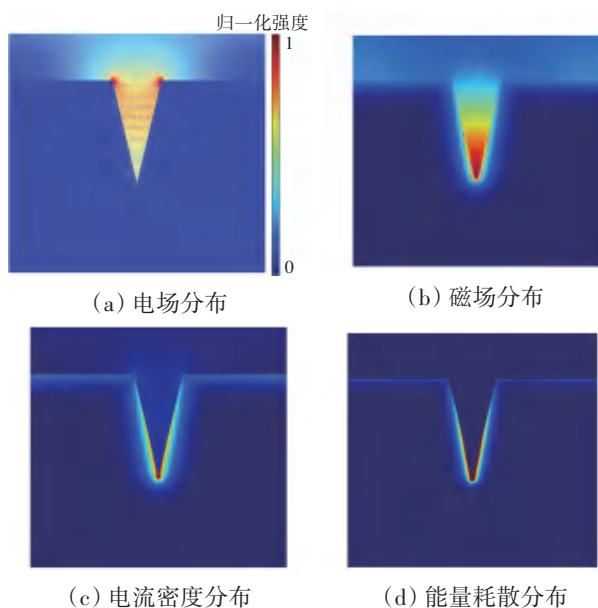


图2 微缝结构电磁能量分布

分析电磁波入射角度对吸收/辐射率的影响,以确定其对红外隐身探测的角度敏感性、非大气窗口辐射冷却能力的角度敏感性具有重要意义。理想的红外隐身结构应不受空间探测角度的影响,并且在空间各角度下均应保持较高的非大气窗口辐射冷却能力。以 $X-Z$ 平面作为入射平面,分别测试了横电(Transversal Electric, TE)波和横磁(Transverse Magnetic, TM)波的吸收/辐射率对入射角度的敏感

性。不同入射角度的吸收/辐射光谱如图3所示。图中,入射角 θ 为入射波矢与金属表面法向的夹角, H 为磁场; K 为波矢。从图3(a)中可见,当入射角为 $0\sim 30^\circ$ 时,横磁波在非大气窗口波段的吸收/辐射光谱几乎不变横电波可在较大入射角范围内保持非大气窗口波段的高吸收率。从图3(b)中可见,随着入射角度的增大,吸收峰出现红移趋势,但红移范围仍在非大气窗口内。整体来看,电磁波入射角度会对微缝阵列结构非大气窗口波段吸收/辐射率产生一定影响,在结构设计时应加以考虑。

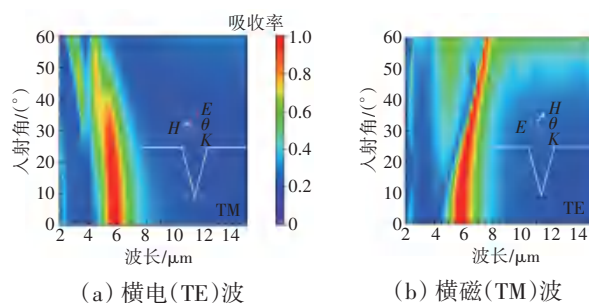


图3 不同入射角度的吸收/辐射光谱

2.2 结构参数对电磁吸收/辐射的影响规律

为研究微缝阵列结构周期 P 、缝深 D 和缝宽 W 等关键参数对电磁吸收/辐射的影响,开展了单因素仿真分析。确定微缝结构初始尺寸为: $P=4\ \mu\text{m}$, $W=0.76\ \mu\text{m}$, $D=1.6\ \mu\text{m}$,保持微缝阵列结构 P 和 D 不变,分析 W 从 $0.56\ \mu\text{m}$ 变化至 $0.96\ \mu\text{m}$ 时非大气窗口波段($5\sim 8\ \mu\text{m}$ 波长)吸收/辐射光谱。缝宽对红外吸收/辐射影响如图4所示。从图4(a)中可见,吸收/辐射峰受缝宽影响较小;从图4(b)中可见,吸收峰强度随 W 呈现出先增大后减小趋势,但在整个变化过程中均保持92%以上的吸收/辐射率,半峰值宽度几乎无变化, W 在一定范围内仅对吸收/辐射率峰值有轻微影响。这主要是由于微缝 W 变化改变了电介质厚度,影响了微缝与入射电磁波的磁共振强度,影响吸收率。

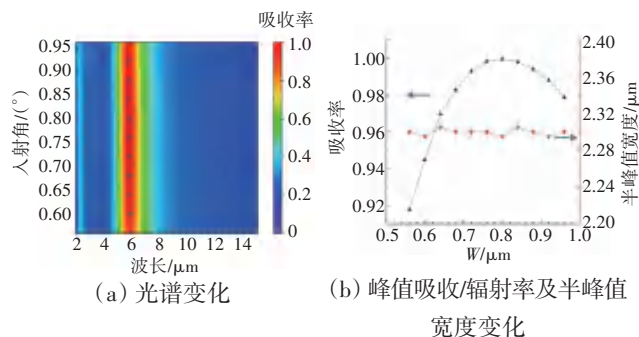


图4 缝宽对红外吸收/辐射的影响

从图4(b)中还可可见,当微缝 W 继续增大或者减小,会使得结构吸收率进一步降低,电磁谐振性能降低。基于临界耦合理论,结构辐射阻尼 γ 和耗散阻尼 τ 接近时实现近理想吸收^[19]。该结构的辐射特性符合偶极子辐射特性,因而可通过电阻-电容-电感(Resistor-Inductor-Capacitor, RLC)等效电路描述。将微缝等效为串联共振的电感、电容及电阻,结构耗散阻尼与电阻 R 成正比。该结构辐射阻尼与电感 L 成正比,与电容 C 成反比。随着微缝宽度增大,电阻减小,耗散阻尼减小,电感和电容也减小,但以电容变化为主,辐射阻尼增大,峰值吸收率存在最大值。同时,半峰值宽度可表示为辐射阻尼和耗散阻尼之和,因此,在一定范围内,可保持半峰值宽度不变。

保持微缝阵列结构 P 、 W 不变,缝深 D 对红外吸收/辐射影响如图5所示。在一定范围内($D=1.3\sim 1.9\ \mu\text{m}$),电磁波吸收/辐射峰随深度 D 增大逐渐红移(图5(a))。但值得注意的是,吸收/辐射峰高度(吸收/辐射率峰值)几乎无变化,均保持在99%以上,但吸收/辐射峰的半峰值宽度随缝深 D 增大呈线性增大,表明非大气窗口波段选择性吸收/辐射性能降低(图5(b))。

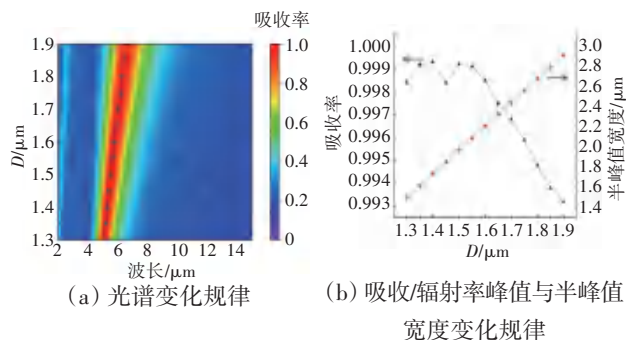


图5 缝深 D 对红外吸收/辐射影响

D 主要决定吸收/辐射峰位置及半峰值宽度,对吸收/辐射率几乎不产生影响。这主要是由于随缝深增大,电阻增加,耗散阻尼增加,电感、电容均增加,但以电感变化为主,辐射阻尼增加,半峰值宽度随之增大。周期 P 对红外吸收/辐射影响如图6所示。在较大范围内,可满足临界耦合条件,实现近理想吸收。当保持 W 、 D 不变时,调控微缝阵列结构 P ($2.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$),电磁波吸收/辐射峰随 P 的增大逐渐红移(图6(a)),而吸收/辐射率峰值则由0.89先增至0.99,而后逐渐降至0.97。半峰值宽度则随 P 的增大呈线性减小,电磁波选择性吸收/辐射性能增强(图6(b))。随着周期增加,电阻减小,耗散阻尼减小,电感、电容均增加,以电

感变化为主,辐射阻尼增加,半峰值宽度随之减小且结构吸收率存在最大值。

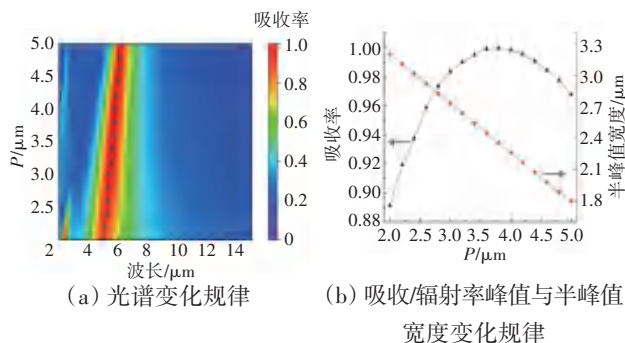


图6 周期 P 对红外吸收/辐射影响

通过调控微缝阵列结构 P ,尤其是将 P 设计为 $4.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$,可较好控制非大气窗口红外吸收/辐射峰位置、峰值及半峰值宽度,实现高性能辐射冷却红外隐身。此外,值得注意的是当 $P<3.0\ \mu\text{m}$ 时,微缝阵列结构吸收/辐射光谱在 $2\sim 3\ \mu\text{m}$ 波段存在额外吸收峰,这是由于小周期排布的微缝与微缝磁共振间存在相互耦合导致的共振,共振吸收/辐射峰位置约在 $2.5\ \mu\text{m}$ 波长处,与主吸收/辐射峰位置 $5\ \mu\text{m}$ 呈倍数关系。当 $P>3\ \mu\text{m}$ 时,该耦合共振得到抑制。

除微缝主要尺寸参数外,微缝截面轮廓形状也是影响电磁波吸收/辐射性能的关键因素,具有不同微缝截面轮廓的微缝阵列结构红外吸收/辐射光谱如图7所示。当微缝 P 、 D 和 W 一定时,微缝截面轮廓形状对吸收/辐射峰位置、峰值和半峰值宽度均产生了影响。凹形截面轮廓的微缝电磁吸收/辐射率峰值和半峰值宽度降低,并产生蓝移趋势。凸形截面轮廓的微缝电磁吸收/辐射率峰值降低、半峰值宽度增大,且出现红移趋势。但总体而言,微缝截面轮廓对电磁波吸收/辐射特性影响较小,可通过后续结构尺寸设计来进行补偿修正,但在结构设计时,需考虑不同工艺的结构制造轮廓特征。

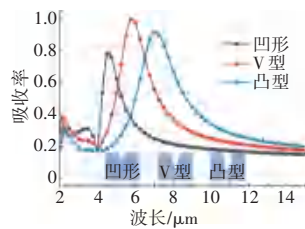


图7 具有不同微缝轮廓形状的微缝阵列结构红外吸收/辐射光谱

2.3 辐射冷却红外隐身优化设计

为提高微缝阵列结构的红外隐身性能,采用粒子群优化算法^[20]对微缝阵列结构 P 、 D 和 W 等关键参数进行了优化。高性能红外隐身需兼具辐射冷却和隐身能力,抑制结构表面的大气窗口波段($3\sim 5\ \mu\text{m}$ 和 $8\sim$

14 μm , 红外雷达可探测波段)红外辐射来实现隐身, 并同时强化非大气窗口波段(5~8 μm , 红外雷达不可探测波段)红外辐射来进行高效辐射冷却以降低表面温度。可见, 理想红外隐身光谱 $A_{\text{target}}(\lambda)$ 应在大气窗口波段吸收/辐射率为0, 非大气窗口波段吸收/辐射率为1。为获得上述高性能辐射冷却红外隐身效果, 将微缝阵列结构3~14 μm 波段光谱 $A(\lambda)$ 与理想红外隐身光谱 $A_{\text{target}}(\lambda)$ 偏差量的积分作为粒子群优化算法适应度函数 $F(\lambda)$ 为

$$F(\lambda) = \int_8^{14} \text{abs}(A(\lambda) - A_{\text{target}}(\lambda)) d\lambda \quad (1)$$

式中: abs 为绝对值函数; λ 为波长。

在优化过程中, 微缝阵列结构 P 、 D 和 W 搜寻范围分别为 3~5 μm 、1.3~1.9 μm 、0.56~0.96 μm 。种群规模为 10 个粒子, 进化代数设置为 25。粒子速度 v 及位置 x 更新为

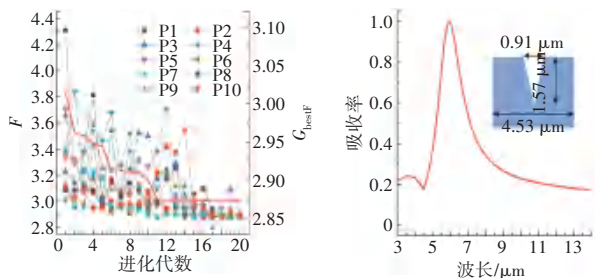
$$v(i+1, j) = w(i) \cdot v(i, j) + c_1 \cdot \text{rand}(0, 1) \cdot v_p(i, j) + c_2 \cdot \text{rand}(0, 1) \cdot v_g(i, j) \quad (2)$$

$$v_p(i, j) = (P_{\text{best}}(i) - x(i, j)) \quad (3)$$

$$v_g(i, j) = (G_{\text{best}}(i) - x(i, j)) \quad (4)$$

$$x(i+1, j) = x(i, j) + v(i+1, j) \quad (5)$$

式中: i 为进化代数; j 为粒子编号; v 为 P 、 D 和 W 的变化量, μm ; x 为当前的 P 、 D 和 W 参数值, μm ; P_{best} 为单个粒子在进化过程中得到的个体最优位置; G_{best} 为整个种群在进化过程中得到的最优位置; G_{best_F} 为 G_{best} 对应的结构吸收/辐射光谱计算的适应度结果, 如图 8 所示; $w(i)$ 为随着进化代数的变化, 速度更新受到之前速度影响的权重因子, 其取值范围为 0.4~0.9, 随着进化代数的增加线性减小; c_1 和 c_2 分别为速度更新受到个体最优位置和群体最优位置影响的大小, 分别取 1.5 和 2.5。



(a) 各粒子适应度函数值随进化代数变化 (b) 优化结构参数及其光谱

图8 粒子群算法优化微缝阵列结构辐射冷却红外隐身性能

速度 v 、位置 x 及 P_{best} 和 G_{best} 均由向量表示。每个向量对应 1 组参数, 用来计算适应度函数 $F(\lambda)$ 的值。函数值越小表示适应度越好, 结构的光谱越接近高性能辐射冷却红外隐身的理想光谱。从图 8(a) 中可见, 经过 20 代进化后, 各粒子适应度函数值趋于稳定, 收敛效果明显, 其中, 红色曲线记录了种群最优适应度随进化代数变化; 从图 8(b) 中可见, 在 6 μm 处实现了完美吸收。选取 10 个粒子第 20 代参数均值作为最终优化尺寸: $P=4.53 \mu\text{m}$, $D=1.57 \mu\text{m}$, $W=0.91 \mu\text{m}$ 。

根据 Stefan-Boltzmann 定律, 红外辐射能与温度的关系为

$$W = \sigma E(\omega) T^4 \quad (6)$$

式中: W 为物体总红外辐射能; σ 为玻尔兹曼常数 ($\sigma = 5.67032 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$); $E(\omega)$ 为物体红外辐射率; T 为温度。

由式(6)可知, 降低 $E(\omega)$ 和 T 是减小物体总红外辐射能和被探测可能性的关键。尤其是对于高温物体, 降低 T 对大幅减小 W 、实现高性能红外隐身至关重要。

表面温度为 600 K 时不同表面的辐射冷却功率如图 9 所示。从图中可见, 采用粒子群算法, 优化设计的微缝阵列结构能够显著抑制大气窗口波段辐射功率, 同时非大气窗口波段可获得最高达 0.9 kW/m^2 不同表面辐射冷却能力如图 10 所示。从图 10(a) 中

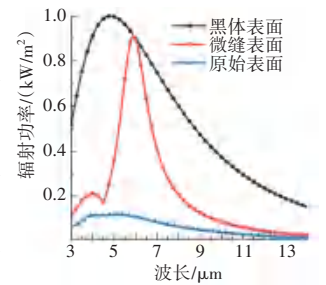


图9 表面温度为 600 K 时不同表面的辐射冷却功率

不同表面辐射冷却能力如图 10 所示。从图 10(a) 中

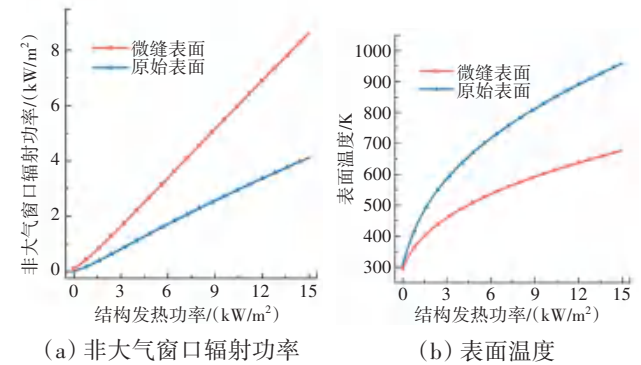


图10 不同表面辐射冷却能力

可见, 非大气窗口辐射冷却能力会随着结构发热功率提高而显著提高; 从图 10(b) 中可见, 在结构发热功率为 15 kW/m^2 时, 与原始表面相比, 微缝阵列结构温

度降低约 280 K。

值得一提的是,采用微缝阵列结构在非大气窗口波段实现辐射冷却的同时会提高 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 和 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 大气窗口波段的辐射率 $E(\omega)$ (图 1(f))。根据 Stefan-Boltzmann 定律,物体总红外辐射能与辐射率 $E(\omega)$ 的一次方、温度 T 的 4 次方成正比。辐射冷却降低温度 T 会降低总红外辐射能,提高隐身性能,而提高 $E(\omega)$ 又会增加总红外辐射能,从而降低隐身性能。因此,辐射冷却提高红外隐身的正面效应与辐射率提高导致的负面效应将会产生博弈。不同表面的红外可探测功率如图 11 所示。从图 11(a)中可见,在结构发热功率较低时,微缝阵列结构的红外可探测功率高于原始表面,此时辐射率对总红外辐射能起主导作用;随结构发热功率提高至约 $1.2\ \text{kW}/\text{m}^2$ 时,微缝阵列结构辐射冷却对提高红外隐身性能的正面效应与辐射率增加导致的负面效应相当,此时 2 种表面的红外可探测功率相等;当结构发热功率大于 $1.2\ \text{kW}/\text{m}^2$ 时,微缝阵列结构的辐射冷却能力提高,表面温度显著降低,辐射冷却对提高红外隐身性能起主导作用;在发热功率为 $15\ \text{kW}/\text{m}^2$ 时,微缝阵列结构红外隐身性能较原始表面提高 42% (图 11(b)),并且这种优势随表面发热功率的提高而趋于显著。因此,本文设计优化的辐射冷却红外隐身微缝阵列结构在航空发动机高温热部件上具有较好的应用前景。

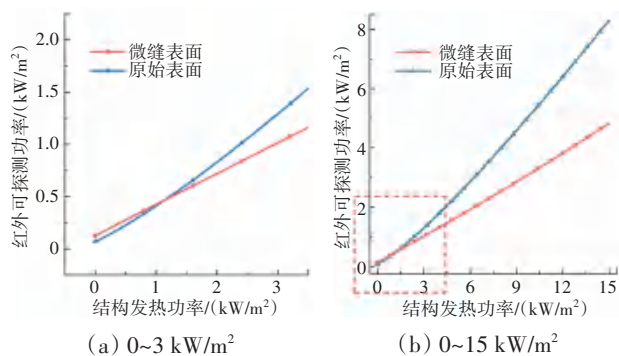


图 11 不同表面的红外可探测功率

3 结论

(1)微缝阵列结构在电磁波激励下,轮廓表面自由电子作受迫振动,并在微缝边缘出现电荷积聚,形成偶极子振荡,产生欧姆损耗,从而实现对电磁波的选择性吸收/辐射。

(2)通过设计微缝阵列周期、缝深和缝宽可调控电磁波谐振频率和强度,进而操控选择性吸收/辐射

峰位置和峰值,使高温合金具备非大气窗口辐射冷却红外隐身能力,隐身性能较未处理表面的提高 42%。

(3)横电波和横磁波在 $0\sim 30^\circ$ 入射时,设计的结构辐射冷却红外隐身未产生显著变化,表现出较好的角度不敏感性。

(4)微缝截面轮廓形状对吸收/辐射峰位置、峰值和半峰值宽度均产生了影响。以 V 形轮廓为参考,凹形轮廓吸收/辐射率峰值和半峰值宽度降低,并产生蓝移;凸形轮廓吸收/辐射率峰值降低、半峰值宽度增大,且出现红移。

参考文献:

- [1] 许昌淦,周鹿宾.合金钢与高温合金[M].北京:北京航空航天大学出版社,1993:9-11.
XU Changgan, ZHOU Lubin. Alloy steel and high temperature alloy[M]. Beijing: Beihang University Press, 1993: 9-11. (in Chinese)
- [2] 黄智斌,朱冬梅,罗发,等.K424 合金的高温氧化行为和红外发射率研究[J].稀有金属材料与工程,2008,37(8):1411-1414.
HUANG Zhibin, ZHU Dongmei, LUO Fa, et al. High temperature oxidation behavior and infrared character of a Ni-base superalloy K424[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2008, 37(8): 1411-1414. (in Chinese)
- [3] 黄智斌,朱冬梅,唐秀凤,等.K424 合金镀金膜后红外发射率变化[J].稀有金属材料与工程,2009,38(8):1402-1405.
HUANG Zhibin, ZHU Dongmei, TANG Xiufeng, et al. Infrared emissivity change of superalloy K424 with deposited au film[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2009, 38(8): 1402-1405. (in Chinese)
- [4] 黄智斌,周万城,唐秀凤,等.磁控溅射 Ni/Au/Pt 多层膜红外发射率特征研究[J].稀有金属材料与工程,2011,40(3):534-537.
HUANG Zhibin, ZHOU Wancheng, TANG Xiufeng, et al. Study on infrared emissivity characteristic of Ni/Au/Pt multilayer films by magnetic sputtering[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2011, 40(3): 534-537. (in Chinese)
- [5] Devarapu G, Foteinopoulou S. Broadband near-unidirectional absorption enabled by phonon-polariton resonances in SiC micropyramid arrays[J]. Physical Review Applied, 2017, 7(3): 034001.
- [6] 桑建华,张宗斌.红外隐身技术发展趋势[J].红外与激光工程,2013,42(1):14-19.
SANG Jianhua, ZHANG Zongbin. Development trend of infrared stealth technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(1): 14-19. (in Chinese)
- [7] 冯利利,刘一曼,姚琳,等.基于红外隐身及多波段兼容隐身材料[J].化学进展,2021,33(6):1044-1058.
FENG Lili, LIU Yiman, YAO Lin, et al. Infrared stealth and multi-band compatible stealth materials[J]. Progress in Chemistry, 2021, 33(6): 1044-1058. (in Chinese)
- [8] 陈瀚斌,尚守堂,吉洪湖,等.低发射率材料涂敷方案对排气系统红

- 外特性的影响[J].航空发动机,2021,47(4):22-28
- CHEN Hanze, SHANG Shoutang, JI Honghu, et al. Influence of low emissivity material coating scheme on infrared characteristics of exhaust system[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 22-28. (in Chinese)
- [9] 张海燕.亚声速飞行器尾部红外辐射综合抑制技术[J].航空发动机, 2024, 50(5): 72-75
- ZHANG Haiyan. Comprehensive infrared radiation suppression technology of subsonic aircraft tail[J]. Aeroengine, 2024, 50(5): 72-75. (in Chinese)
- [10] 张继魁,赵大鹏,汪家春,等.基于光子晶体的热红外迷彩[J].光学学报,2016,36(12):225-230.
- ZHANG Jikui, ZHAO Dapeng, WANG Jiachun, et al. Thermal infrared pattern painting based on photonic crystals[J]. Acta Optica Sinica, 2016, 36(12): 225-230. (in Chinese)
- [11] 王航,赵大鹏,张继魁,等.可见光、远红外与激光兼容隐身光子晶体薄膜[J].发光学报,2019,40(9):1079-1085.
- WANG Hang, ZHAO Dapeng, ZHANG Jikui, et al. Compatible stealth photonic crystal for visible light, far infrared and lasers[J]. Chinese Journal of Luminescence, 2019, 40(9): 1079-1085. (in Chinese)
- [12] Liu B, Shi J M, Zhang J K, et al. Infrared stealth performance analysis of photonic crystal with high heat dissipation[J]. Optical Materials, 2021, 111: 110689.
- [13] Kim J, Han K, Hahn J W. Selective dual-band metamaterial perfect absorber for infrared stealth technology[J]. Scientific Reports, 2017, 7(1): 6740.
- [14] 刘晓明,任志宇,陈陆平,等.红外隐身超材料[J].材料工程,2020, 48(6):1-11.
- LIU Xiaoming, REN Zhiyu, CHEN Luping, et al. Infrared stealth metamaterials[J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(6): 1-11. (in Chinese)
- [15] Butt M, Khonina S N, Kazanskiy N. Recent advances in photonic crystal optical devices: a review[J]. Optics and Laser Technology, 2021, 142: 107265.
- [16] Zhang W, Wang H, Wang H T, et al. Structural multi-colour invisible inks with submicron 4D printing of shape memory polymers[J]. Nature Communications, 2021, 12(1): 112.
- [17] Xu C, Qu S, Pang Y, et al. Metamaterial absorber for frequency selective thermal radiation[J]. Infrared Physics and Technology, 2018, 88: 133-138.
- [18] Xu Q, Liu X, Xuan Y, et al. High-performance infrared thermal radiation suppression metamaterials enabling inhibited infrared emittance and decreased temperature simultaneously[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 161: 120318.
- [19] Qu C, Ma S, Hao J, et al. Tailor the functionalities of metasurfaces based on a complete phase diagram[J]. Physical Review Letters, 2015, 115(23): 235503.
- [20] Yan R, Wang T, Jiang X, et al. Design of high-performance plasmonic nanosensors by particle swarm optimization algorithm combined with machine learning[J]. Nanotechnology, 2020, 31(37): 375202.
- (编辑: 兰海青, 孙明霞)

组合火焰稳定器后振荡燃烧特性试验

汪 意, 韩启祥, 马宗伯, 范育新
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 为了探究加力/冲压燃烧室在运行时易发生燃烧室内振荡燃烧的问题, 围绕组合火焰稳定器开展了一系列试验研究, 分析了组合火焰稳定器后振荡燃烧特性。结果表明: 在当量比为 0.55 时, 燃烧状态处于稳定燃烧与振荡燃烧之间的过渡阶段, 此时释热脉动与压力脉动出现主频信号, 但振幅不大; 在当量比为 0.6 时转变为振荡燃烧; 随着整体当量比的继续提高, 振荡燃烧变得更加有规律, 振荡燃烧强度更高, 火焰周期性的熄灭和再燃现象更加明显, 释热脉动与压力脉动的耦合相位差逐步减小, 热声耦合程度加剧; 同时, 组合火焰稳定器后释热分布呈现明显的不均性, 释热区主要分布于钝体稳定器后, 且随当量比的提高, 释热核心向燃烧室出口方向移动。

关键词: 振荡燃烧; 热声耦合; 加力/冲压燃烧室; 组合火焰稳定器; 航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.011

Experimental Investigations of Oscillatory Combustion Characteristics Downstream of Combined Flameholders

WANG Yi, HAN Qi-xiang, MA Zong-bo, FAN Yu-xin

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

Abstract: In order to explore the problem of afterburner/ramjet combustion chambers prone to oscillatory combustion during operation, a series of experimental investigations were conducted around the combined flameholders to analyze the oscillatory combustion characteristics downstream of the combined flameholders. The experimental results show that when the equivalent ratio is 0.55, the combustion is in a transition stage between stable combustion and oscillatory combustion, while the heat release pulsation and pressure pulsation appear as the main frequency signal, but the amplitude is not large. At the equivalence ratio of 0.6, it turns into oscillatory combustion; as the overall equivalence ratio continues to increase, the oscillation combustion becomes more regular, the intensity of oscillatory combustion is more intense, the periodic extinction and re-ignition of the flames are more evident, the coupling phase difference between the heat release pulsation and pressure pulsation gradually decreases, and the degree of thermoacoustic coupling deepens. At the same time, the heat release distribution after the combined flameholders showed obvious nonuniformity, the heat release area was mainly distributed after the bluff body flameholder, and the heat release core moved toward the exit of the combustion chamber with the increase of the equivalent ratio.

Key words: oscillatory combustion; thermoacoustic coupling; afterburner/ramjet combustion chamber; combined flameholder; aeroengine

0 引言

在加力/冲压发动机工作中, 实现火焰的稳定燃烧是基本要求之一^[1]。钝体稳定器、壁式稳定器以及凹腔稳定器是目前主流的火焰稳定器^[2-3], 为了满足加力/冲压燃烧室对于更高效、更稳定、更可靠的燃烧性能的需求, 组合稳定器的概念被提出。由于燃烧室内

热容强度大, 进口流速高, 稳定燃烧很难维持, 且稳定器的存在也会造成局部富燃, 进一步加剧燃烧的不稳定性, 甚至发生振荡燃烧^[4]。振荡燃烧是一种普遍存在于各类燃烧器的一种特殊的燃烧现象^[5], 是燃烧室内周期性释热脉动与压力脉动耦合造成的, 其危害巨大, 造成噪声增大、燃烧装置震动甚至损坏等^[6-8]。

振荡燃烧由于其复杂性与危害性, 始终是燃烧学

收稿日期: 2023-08-05

作者简介: 汪意(1998), 男, 硕士。

引用格式: 汪意, 韩启祥, 马宗伯, 等. 组合火焰稳定器后振荡燃烧特性试验[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 78-83. WANG Yi, HAN Qixiang, MA Zongbo, et al. Experimental investigations of oscillatory combustion characteristics downstream of combined flameholders[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 78-83.

领域研究的热点之一。岳连捷等^[9]进行了关于流场与火焰特征的实验,结果表明周期性涡脱落使得火焰面呈现周期性的褶皱,造成释热率的脉动。Kendrick等^[10]、Anderson等^[11]和Lee等^[12]运用激光诱导荧光(Planar Laser Induced Fluorescence, PLIF)的方法研究了燃烧不稳定时的火焰结构,发现预混燃气组分波动的影响导致火焰亮度对应改变,同时燃料与火焰的脉动频率一致;Scarinci等^[13]研究发现当量比的脉动在喷嘴与燃烧区之间存在一个相位差,这个相位差影响着振荡燃烧的发生;Lee等^[14]对火焰与纵波之间的相互作用进行了研究,发现压力波的产生和当量比波动之间的时间延迟是不稳定的根源;Broda等^[15]研究发现初始当量比对燃烧不稳定的影响很大,当油气比为0.6时,压力出现较为强烈的脉动;Hirsch等^[16]通过改变旋流结构研究了涡脱落对火焰传递函数的影响;Lieuwen^[17]对薄片状预混火焰和平面声波之间的相互作用进行了理论研究,表明涡激励和火焰的速度脉动对火焰与声波的相互作用有重要影响;Matveev等^[18]推导出涡旋脱落、腔室声学 and 燃烧过程之间相互作用的降阶模型,分析了声、涡、燃烧之间的耦合作用。

稳定器是影响燃烧的重要因素之一,因此不同稳定器下的振荡燃烧特性成为了研究重点之一。Cuppoletti等^[19]研究了3种不同的V型槽稳定器的高频振荡特性,发现在交叉V型槽结构下420 Hz附近的高频不稳定性最为普遍,2个V形沟槽配置导致具有间歇性行为的较低幅度的120 Hz不稳定性和较强的425 Hz不稳定性,连续的V形槽提供了更大的火焰稳定性;Desai等^[20]研究了一个带台阶的模型燃烧室的声学特性。全照旭等^[21]对钝体稳定器后的不稳定燃烧现象展开研究,发现稳定器后火焰形式由直线状的剪切层火焰向波浪状的漩涡火焰转变。

综上所述,目前研究较少涉及组合火焰稳定器后的燃烧不稳定性。本文通过试验对组合火焰稳定器后的振荡燃烧现象进行研究。对振荡燃烧和抑制振荡的研究设计有一定参考价值。

1 研究方法

1.1 试验装置

试验系统如图1所示,主要由空气系统、供油系统、加温系统与测控系统4部分组成。入口为0.108 m×

0.12 m,全长1.258 m。试验为保证来流的平稳性在燃烧室前端设置整流段,同时在燃烧段配备高透射率的石英玻璃窗口,便于光学测量。空气系统由2台罗茨风机组成,每台可提供最大1.5 kg/s的压缩空气。供油系统由油泵、控制阀门和涡街流量计组成,供油压力最大可达9 MPa,燃油流量最大可达145 g/s,供油系统可根据试验需求及时改变供油流量。加温系统采用燃气加热方式,系统能将来流空气加热至最高900 K。高温燃气需通过混合腔后进入试验段,这样可以保证进入燃烧室的气流温度和含氧量的均匀性。测控系统可使试验人员对空气流量、燃料流量、点火过程及各类仪器开关进行远程控制,并对燃烧室运行参数数据进行监测。

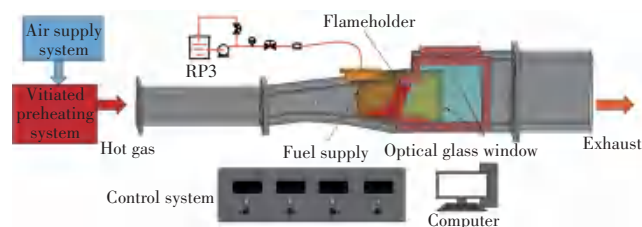


图1 试验系统

试验采用一种组合火焰稳定器,即钝体稳定器、壁式稳定器和凹腔稳定器相结合的火焰稳定器,组合火焰稳定器结构如图2所示。组合火焰稳定器位于燃烧区前端,其主要参数为:槽宽 $D=30$ mm、顶角 $\alpha=20^\circ$ 、顶角半径 $R=6$ mm、壁式稳定器长 $L=120$ mm、台阶高度 $H=70$ mm。钝体稳定器与来流方向呈 70° 夹角,并与壁式稳定器相连接,凹腔稳定器处于钝体稳定器的下游位置。燃料从位于稳定器前的喷油杆喷出,喷油角度与来流方向呈 30° 夹角,喷油杆上有10个直径为0.5 mm的小孔,燃料由小孔垂直于来流方向喷出,在空气剪切力作用下破碎、雾化、蒸发。壁式

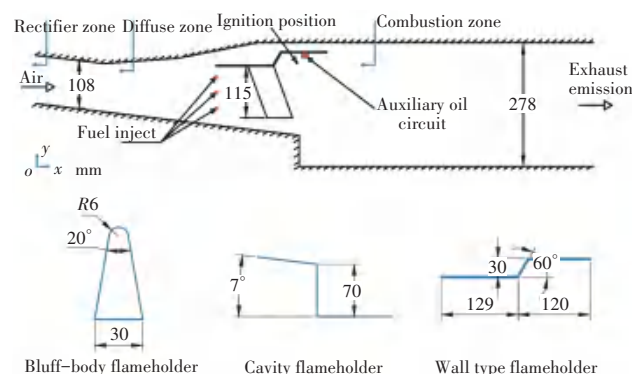


图2 组合火焰稳定器结构

稳定器上装有小尺寸离心喷嘴以达到辅助点火作用(图2)。在试验时先点燃离心喷嘴产生的油雾,当形成稳定点火源后开启主油路供油,随后关闭离心喷嘴。

1.2 测量系统

试验主要测量数据为动态压力和火焰动态图像,利用动态压力传感器来记录燃烧室内的压力变化,利用高速摄影机来记录和观察火焰形态的变化情况,试验测量系统如图3所示。动态压力传感器采用PCB Piezotronics公司的压电传感器,并配套使用电荷放大器、NI数据采集卡对所得数据进行处理。高速摄影机在调整好需求焦距与光圈后对火焰形态进行记录,由于振荡燃烧主频在1 kHz以下,试验设置拍照频率为10 kHz可以清晰记录振荡燃烧火焰的发展过程,在充分燃烧后开始采集,共采集20000张照片并选取5000张照片进行数据处理。

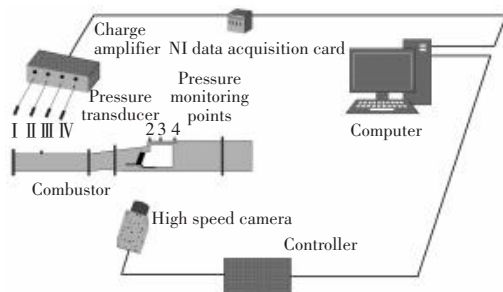


图3 试验测量系统

数字图像处理是一种优秀的高精度非接触式测量方法。王补宣等^[22]在1989年首先提出了采用图像处理法结合热辐射理论、光度学来定量地测定燃烧火焰温度。高速摄影机的镜头可以搜集火焰的可见光信号并将其转换为电信号,然后通过机器内部处理将电信号输出为计算机可处理的灰度值图像,通过灰度值随时间的变化来反映燃烧释热强度的变化。这种表现形式虽然无法直接反映火焰的燃烧特性,但是可以反映火焰释热的变化规律以及释热强度的相对大小。

1.3 试验工况

本试验在常温常压下进行,在试验时保证来流空气流量不变,并利用燃气加热的方式将空气加热至650 K,通过逐步提高当量比(Equivalence Ratio, EQR)来改变试验工况。具体试验工况见表1。

表1 试验工况

Work conditions	Fuel/(g/s)	Air/(g/s)	EQR
1	3.46	422	0.15
2	4.62	422	0.20
3	5.77	422	0.25
4	6.93	422	0.30
5	11.5	422	0.50
6	12.7	422	0.55
7	13.8	422	0.60
8	15.0	422	0.65
9	16.2	422	0.70
10	17.3	422	0.75
11	18.5	422	0.80
12	19.6	422	0.85

2 研究结果与讨论

2.1 火焰结构及热释放分布

流体经过稳定器并在尾缘形成旋涡,旋涡的脱落造成火焰形态的变化。当量比EQR=0.65时的火焰结构如图4所示。从图中可见,钝体稳定器尾缘附近的火焰为由K-H主导的剪切层火焰,火焰面光滑,温度较低,释热强度较小。随后有一段较长的过渡区火焰,在该区域火焰有明显的由光滑转向曲折的变化,火焰面褶皱增加,火焰释热强度增大,燃烧区开始出现旋涡火焰。随着流向距离的增加燃烧不稳定程度继续加剧,过渡区火焰逐渐转为旋涡火焰,此时火焰出现明亮强光,释热强度继续增大。



图4 EQR=0.65时火焰结构

从图中可见组合火焰稳定器后火焰结构空间分布。不难看出,火焰面主要集中于钝体稳定器后,壁式稳定器附近(1区)火焰分布少,释热强度低,而在凹腔稳定器后(2区)几乎没有火焰产生。这是因为1区距离钝体稳定器近,燃料由尾缘形成的旋涡卷吸而来,燃料含量低,同时由于壁式稳定器的存在,1区流体流速较小,湍流强度弱,从而导致燃烧反应不剧烈。2区附近由于凹腔稳定器后会形成较大尺度旋涡,同时燃料因为流体运动的作用更快地流向流场后方而不能进入凹腔后方,使得2区没有火焰产生。3区附近开始有火焰向凹腔附近卷吸,这是因为流体黏性力的作用使来流速度减小,甚至产生负方向的速度矢量。

为了更好地分析组合火焰稳定器后释热分布,试

验选取不同位置的灰度值作为局部区域释热脉动结果,灰度值监测位置如图5所示。当量比为0.65时不同位置释热脉动时域如图6所示。从图中可见,3个位置释热脉动均呈现周期性,A区脉动幅值最大,C区脉动幅值最小,这是由组合火焰稳定器后释热分布造成的,即A区为钝体稳定器后旋涡火焰区,释热强度最大;B区为壁式稳定器后回流区,火焰为由K-H主导的剪切层火焰,释热强度较小;C区为凹腔稳定器后回流区,此处由于大尺度涡的存在,燃料难以进入,燃烧反应弱,释热强度最小。



图5 灰度值监测位置

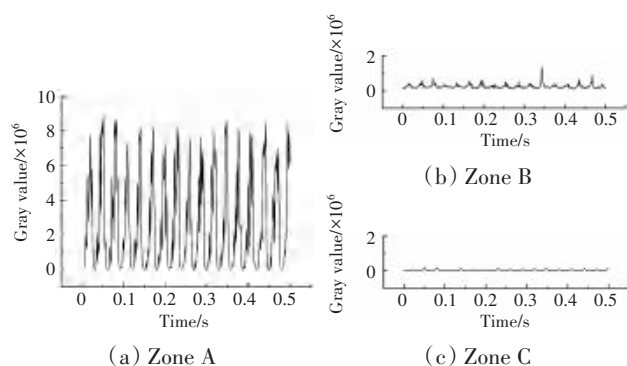


图6 EQR=0.65时不同位置释热脉动时域

为进一步探究热释放分布,对1000张火焰动态图进行时均处理,得到火焰平均结构,如图7所示。对时均图进行轴向热释放分布分析,得到平均热释放强度轴向分布,如图8所示。

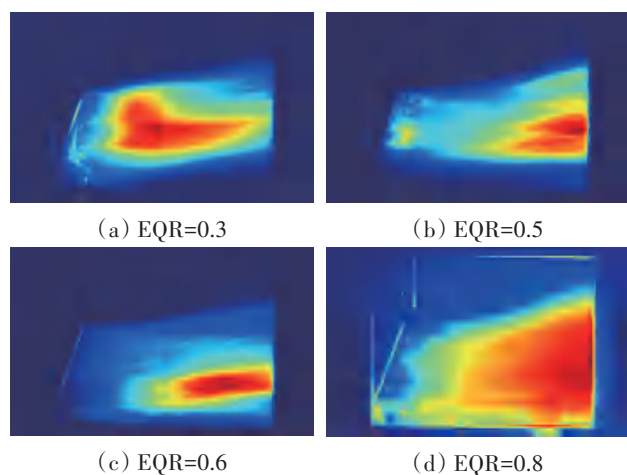


图7 不同EQR下火焰平均结构

从图7中可见,当量比为0.8时,火焰热释放强度大,火焰面积广,随着当量比的减小,热释放中心向钝体稳定器靠近,火焰整体呈斜向上的四边形分布。这

是因为当量比较大时,靠近稳定器的区域有很多未雾化的小油珠。这些小油珠在燃烧发生时蒸发吸热,不利于热量的积累,导致燃烧反应强度小,释热强度小。而远离稳定器的区域,由于雾化距离长,雾化效果好,同时此位置旋涡破碎、碰撞频繁,使得燃烧反应剧烈,释热强度增大。从图8中也可见,随着当量比的增大,热释放强度明显增大,且热释放峰值位置即热释放中心向流向方向移动。

2.2 脉动信号与燃烧模态分析

影响振荡燃烧的主要因素是当量比的扰动,当量比的变化会直接影响燃烧释热脉动,而热释放的脉动会改变燃烧室内的压力脉动特性。为了更好地弄清楚当量比的变化对燃烧模态的影响,试验通过调节油阀使燃烧室内整体当量比在0.15~0.85范围内变化。

释热脉动与压力脉动频谱分析结果如图9所示。从图9(a)中可见,在当量比为0.5时,灰度值与动态压力随时间的脉动具

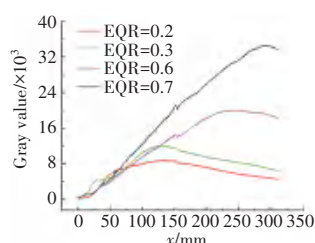


图8 平均热释放强度轴向分布

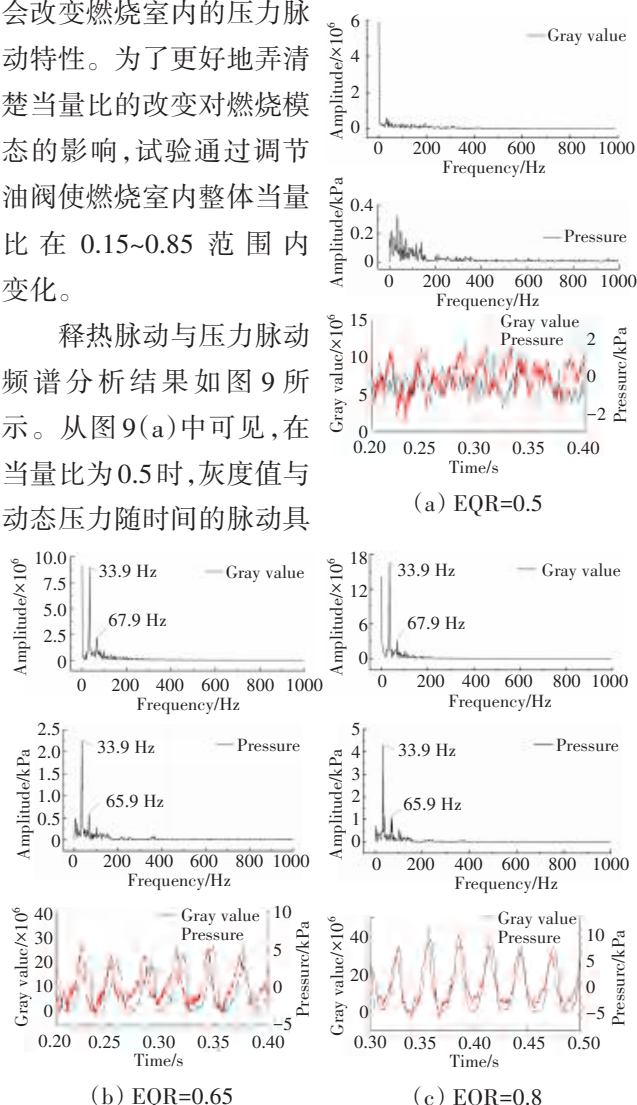


图9 释热脉动与压力脉动频谱分析

有较差的周期性,很难分辨出二者的相位关系,释热脉动与压力脉动没有耦合关系,这时没有发生振荡燃烧,压力脉动与释热脉动出现较弱的主频,同时存在很多与主频信号强度相当的次频。从图9(b)中可见在当量比为0.65时释热脉动与压力脉动的频谱分析结果。不难发现,在当量比为0.65时,释热脉动与压力脉动存在耦合关系,二者相位差小于 90° ,满足瑞利准则,燃烧室发生热声耦合现象,火焰开始出现咆哮声,燃烧状态变化为振荡燃烧。从释热脉动与压力脉动的快速傅里叶变换(Fast Fourier Transformation, FFT)结果中可见,二者均在33.9 Hz处出现较大峰值,同时二者存在1个较强的次频信号,并且次频信号处于主频的2倍频附近。从图9(c)中可见,在当量比继续增大至0.8时,释热脉动与压力脉动的耦合相位差减小,二者脉动幅值有较大幅度的增大。这符合瑞利准则^[23],即当耦合相位差小于 90° 时,燃烧室内发生热声耦合,且相位差越小,热声耦合越剧烈,不稳定振幅越大,现象越明显。从二者的FFT结果不难看出,脉动主频仍然为33.9 Hz,且均在67.9 Hz处出现较大脉动幅值,同时压力脉动开始有主频的3倍频信号产生。

燃烧脉动信号主频随当量比的变化如图10所示。从图中可见,在当量比小于0.5时,压力脉动与释热脉动始终没有出现主频信号。在当量比为0.5时,压力脉动与释热脉动均出现主频信号,并随着当量比的继续增大,这个主频信号频率保持33.9 Hz不变。动态压力脉动幅值随当量比变化分析结果如图11所示。从图中可见,在当量比小于0.6时,压力脉动幅值变化不大,并且始终保持在0.2 kPa左右。在当量比为0.6时,压力脉动幅值出现了一次阶跃,压力幅值达到了2.3 kPa。随着当量比的继续增大,脉动幅值持续增大。

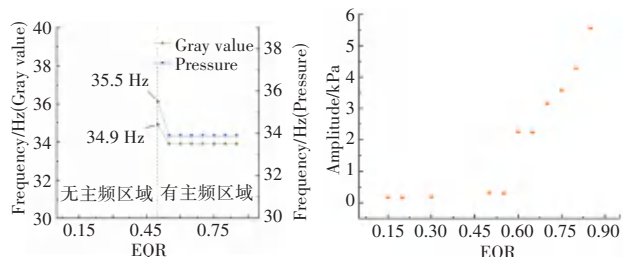


图10 燃烧脉动信号主频随当量比的变化

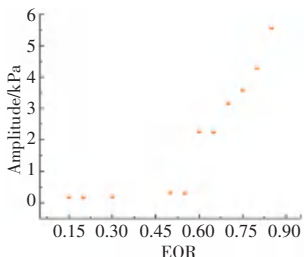


图11 动态压力脉动幅值随当量比的变化

结合图10、11发现,在EQR=0.55时释热脉动与压力脉动开始出现33.9 Hz的主频信号,但此时压力脉动幅值仍然很小。因此认为这时处于稳定燃烧与

振荡燃烧的过渡阶段。当燃烧室内的声波从燃烧反应中获取大量能量时,会诱发声学振荡,同时声波在介质中向上游传播扰动剪切层产生旋涡,涡的对流、扩散以及脱落造成火焰面发生周期性变化,从而引发放热振荡,当声能的产生大于耗散,就会导致振荡燃烧。在当量比为0.55时,虽然释热脉动与压力脉动开始出现周期性,但声能的产生小于能量耗散,声-涡-热之间未形成反馈回路,没有热声耦合产生。在当量比继续增大时,燃烧强度增大,声波从燃烧反应中获得更多能量,声能的产生大于耗散,燃烧室内发生振荡燃烧。

2.3 火焰动力学

振荡燃烧作为一种特殊的燃烧现象,其火焰动态特性可以很好地解释压力波和热量释放的耦合过程。

燃烧室内当量比为0.5时的动态火焰图像如图12所示。从图中可见,这时火焰形态全程保持平稳燃烧,仅仅在局部涡流强度较大的区域出现火焰形态的褶皱和破碎,同时燃烧的释热强度也比较小,燃烧状态为稳定燃烧。燃烧室内当量比为0.65时的动态火焰图像如图13所示。从图中可见,当量比的增大使燃烧强度增大,同时燃烧受到强烈气流扰动带来的涡流影响,燃烧区的燃油含量出现大幅度波动,火焰会在某些时间段出现接近熄灭的情况。此外火焰稳定器的存在使靠近稳定器的区域气流流

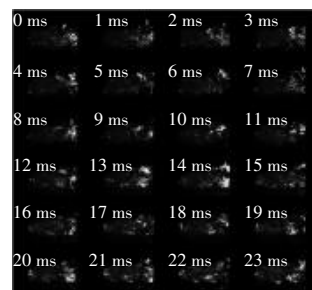


图12 EQR=0.5时燃烧动态火焰

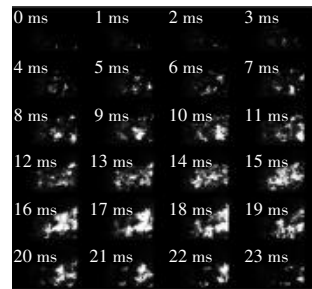


图13 EQR=0.65时燃烧动态火焰

速小,同时湍流强度也较小,从而出现一个稳定的点火源,最终使火焰出现周期性的熄灭和再次燃烧的过程。燃烧明显转变成振荡燃烧。在6~17 ms时间段中,火焰面逐渐发展扩大,燃烧释热强度逐渐增强,火焰的明亮程度加深;在17~23 ms时间段中火焰面逐渐减小,热释放逐渐减弱,温度瞬间降低并导致燃烧室中的压力也随之减小。燃烧室内当量比为0.8时的动态火焰图像如图14所示。从图中可见,这时振荡

燃烧强度加剧,火焰的周期性熄灭和再次燃烧的现象更加明显,再次燃烧阶段的火焰强度相较于0.65当量比的工况增大,同时火焰面的发展更加迅速,火焰会较快地从熄灭转为强烈燃烧并维持相当时间。这表明振荡燃烧与稳定燃烧有着明显的界限,二者在火焰形态、释热强度、脉动信号上都有鲜明的区别,这在第2.2节有所体现。

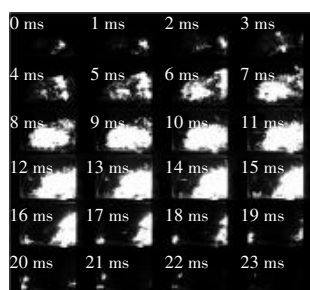


图14 EQR=0.8时燃烧动态火焰

3 结论

(1)组合火焰稳定器后释热分布不均,释热集中于钝体稳定器后方区域,并随着当量比的增大,释热核心区向流向方向移动,释热分布整体呈现为倾斜的四边形形状,同时燃烧室释热强度随当量比的增大而增大。

(2)稳定燃烧模态向振荡燃烧模态转变存在过渡过程,在过渡阶段中,释热脉动与压力脉动存在主频信号,但脉动幅值较小。在当量比增大至0.6时,脉动幅值出现阶跃式增大,释热脉动与压力脉动保持相同主频信号,这时燃烧模态转变为振荡燃烧。当振荡燃烧发生时,火焰发出咆哮声,同时随着当量比的继续增大,脉动幅值增大,但主频保持不变,二者耦合相位差减小,声-涡-热之间形成反馈回路,热声耦合现象加剧。

(3)燃烧室内火焰动态结构可以反映释热脉动与压力脉动的耦合过程。当振荡燃烧发生时,火焰面褶皱增多,火焰出现周期性熄灭到再次燃烧过程,并随着当量比的增大,这个现象更为明显,火焰由暗转明和由明转暗的过程更加迅速。

参考文献:

- [1] 张澄宇. 航空发动机加力燃烧室不稳定燃烧机理与控制方法研究[D].北京:北京航空航天大学,2010.
ZHANG Chengyu. Research on the mechanism and control method of unstable combustion in aero-engine pressurized combustion chamber[D].Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [2] Lieuwen T C. Unsteady combustor physics[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2012: 1-401.
- [3] 金莉,谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 30-34.
JIN Li, TAN Yonghua. Review of flame stabilizer[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(1): 30-34. (in Chinese)
- [4] 张澄宇,李磊,孙晓峰. 加力燃烧室热声振荡纵向传播特性及控制[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 278-283.
ZHANG Chengyu, LI Lei, SUN Xiaofeng. Longitudinal propagation char-

- acteristics and control of thermoacoustic oscillation in an after-burner[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 278-283. (in Chinese)
- [5] Lieuwen T. Combustion driven oscillations in gas turbines[J]. Turbomachinery International, 2003, 44(1): 16-18.
- [6] Cabot G, Vauchelles D, Taupin B, et al. Experimental study of lean premixed turbulent combustion in a scale gas turbine chamber[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2004, 28(7): 683-690.
- [7] Huang Y, Yang V. Effect of swirl on combustion dynamics in a lean-premixed swirl-stabilized combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 1775-1782.
- [8] Meier W, Weigand P, Duan X R, et al. Detailed characterization of the dynamics of thermoacoustic pulsations in a lean premixed swirl flame[J]. Combustion and Flame, 2007, 150(1-2): 2-26.
- [9] 岳连捷,杨茂林. 火焰稳定器稳焰机理的非定常观点探讨[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 340-344.
YUE Lianjie, YANG Maolin. Exploration of the non-constant viewpoint of flame stabilizing mechanism of flame stabilizers[J]. Journal of Aerospace Dynamics, 2001, 16(4): 340-344. (in Chinese)
- [10] Kendrick D, Anderson T, Sowa W, et al. Acoustic sensitivities of lean-premixed fuel injectors in a single nozzle rig[J]. ASME. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1999, 121(3): 429-436.
- [11] Anderson T J, Sowa W A, Morford S A. Dynamic flame structure in a low No_x premixed combustor[R]. ASME 98-GT-568.
- [12] Lee D, Anderson T. Measurements of fuel/air-acoustic coupling in lean premixed combustion systems[R]. AIAA-1999-450.
- [13] Scarinci T, Freeman C. The propagation of a fuel-air ratio disturbance in a simple premixer and its influence on pressure wave amplification[R]. ASME 2000-GT-0106.
- [14] Lee D-H, Lieuwen T C. Acoustic nearfield characteristics of a premixed flame in a longitudinal acoustic field[R]. ASME 2001-GT-0040.
- [15] Broda J, Seo S, Santoro R, et al. An experimental study of combustion dynamics of a premixed swirl injector[EB/OL]. [2024-09-03]. <https://arxiv.org/pdf/2103.02792>.
- [16] Hirsch C, Fanaca D, Reddy P, et al. Influence of the swirler design on the flame transfer function of premixed flames[R]. ASME 2005-GT-68195.
- [17] Lieuwen T. Theoretical investigation of unsteady flow interactions with a premixed planar flame[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2001, 435: 289-303.
- [18] Matveev K I, Culick F E C. A model for combustion instability involving vortex shedding[J]. Combustion Science and Technology, 2003, 175(6): 1059-1083.
- [19] Cuppoletti D, Kastner J, Reed J, et al. High frequency combustion instabilities with radial V-gutter flameholders[R]. AIAA-2009-1176.
- [20] Desai R, Chakravarthy S, Ramgopal S. Effect of fuel injection location on combustion instability in a dump combustor[R]. AIAA-2010-216.
- [21] 全照旭,韩启祥. 钝体火焰稳定器后燃烧不稳定数值模拟[J]. 航空发动机, 2023, 49(1): 81-88.
TONG Zhaoxu, HAN Qixiang. Numerical simulation of combustion instability after blunt body flame stabilizer[J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 81-88. (in Chinese)
- [22] 王补宣,李天铎. 图像处理技术用于发光火焰温度分布测量的研究[J]. 工程热物理学报, 1989, 10(4): 446-448.
WANG Buxuan, LI Tianduo. The study of image processing technique used for luminous-flame temperature distribution measurement[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1989, 10(4): 446-448. (in Chinese)
- [23] Rayleigh L. The explanation of certain acoustical phenomena[J]. Nature, 1878, 18: 319-321.

(编辑: 刘 静)

2 级与 3 级旋流杯燃烧室流动与点火特性试验

姚尚军¹, 李概奇², 彭剑勇², 岳晨¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016; 2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002)

摘要: 为了分析 2 级与 3 级旋流杯流场与点火特性之间的差异, 搭建了单头部回流燃烧室试验平台, 基于粒子图像测速 (PIV) 技术分析了冷态头部流场结构特征, 并通过高速摄影记录了常温来流下点火过程火焰传播路径。结果表明: 进气流量增大, 3 级旋流杯回流区高度、涡心位置、气流扩张角等基本保持不变, 仅空气流速增大。与 2 级旋流杯燃烧室冷态流场相比, 3 级旋流杯回流区数目更多, 但上侧主燃孔射流深度减小, 对流场的作用也减小。在现有点火位置下, 2 级与 3 级旋流杯燃烧室点火成功的关键在于火焰逆流传播并稳定在头部回流区, 不同之处是 3 级旋流杯燃烧室火焰首先被气流输运到下游。当进气流量为 12.8 g/s 时, 3 级旋流杯点火延迟时间为 48 ms, 比 2 级旋流杯的延长 50%, 充分发展的火焰投影面积也更小。

关键词: 回流燃烧室; 旋流杯; 粒子图像测速; 流场; 火焰传播; 点火特性

中图分类号: V129

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.012

Experimental Study on Flow and Ignition Characteristics of Two-Stage and Three-Stage Swirl Cup Combustors

YAO Shang-jun¹, LI Gai-qi², PENG Jian-yong², YUE Chen¹

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: To analyze the differences in flow field and ignition characteristics between two-stage and three-stage swirl cups, a single-dome reverse-flow combustor test platform was established. The characteristics of the dome region cold flow field structure were analyzed using Particle Image Velocimetry (PIV) technology, and the flame propagation paths during ignition under room-temperature inflow were recorded through high-speed photography. The experimental results show that when the inlet flow rate increases, the recirculation zone height, the vortex core position, and the airflow divergence angle of the three-stage swirl cup remain invariant, with only an increase in air flow velocity. Compared to the cold flow field of the two-stage design, the three-stage design exhibits more recirculation zones; however, the jet flow depth of the upper hole in the primary zone decreases, thereby reducing its influence on the flow field. At the current ignition position, the key to the successful ignition of the two-stage and three-stage design lies in upstream flame propagation and stabilization in the dome recirculation zone. However, in the three-stage design, the flames are first transported downstream by the airflow. At 12.8 g/s inlet flow rate, the three-stage design exhibits 48ms ignition delay — 50% longer than the two-stage counterpart — with a smaller fully developed flame projection area.

Key words: reverse-flow combustor; swirl cup; PIV; flow field; flame propagation; ignition characteristics

0 引言

在愈加严格的发动机排放标准推动下, 低污染、高温升燃烧室已经成为热门的研究课题^[1-3]。为了保证高效清洁燃烧, 先进高温升燃烧室通常采用多级 (3~5) 旋流组织技术^[4], 其中典型代表就是 3 级旋流

器。3 级旋流器在常规 2 级旋流器的基础上, 增加了第 3 股旋流空气, 使燃烧室头部进气量增加^[5], 提高了燃油与空气的掺混效果, 降低了污染物排放, 但旋流气流增强让燃烧室头部流动和燃料分布变得更加复杂、难以预测, 且高湍流强度气流也不利于初始火焰的发展传播^[6]。因此有必要更加深入地认识其流动和

收稿日期: 2023-04-18

基金项目: 南京航空航天大学研究生科研与实践创新计划 (xexjh20210210) 资助

作者简介: 姚尚军 (1997), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 姚尚军, 李概奇, 彭剑勇, 等. 2 级与 3 级旋流杯燃烧室流动与点火特性试验[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 84-89. YAO Shangjun, LI Gaiqi, PENG Jianyong, et al. Experimental study on flow and ignition characteristics of two-stage and three-stage swirl cup combustors[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 84-89.

点火过程火焰发展传播。

单头部燃烧室点火试验对了解真实发动机火焰传播机制有重要的辅助作用^[7],其点火过程一般归纳为3个阶段^[8-9]:初始火核的建立;火焰的传播增长;稳定火焰的形成。初始火核在建立之后,被气流输运传播到未燃区域。在分析火焰传播轨迹的相关研究中,通常采用高速成像技术对3维火焰进行2维投影,再根据时间分辨的火焰图像计算其传播轨迹^[10-12],利用粒子图像测速(particle image velocity, PIV)^[13]将3维流动投影到2维平面,再对流动特性进行定量表征分析^[14-16]。Yang等^[17]对装有2级旋流杯的预混预蒸发燃烧室流动与点火过程进行了试验研究;Read^[18]利用高速摄影记录了贫油直喷燃烧室的高空再点火过程的火焰传播路径,发现火焰传播方向对点火成功有重要影响,且点火位置的选取应考虑冷态流场;Zhao等^[19]在贫预混预蒸发燃烧室点火试验研究中发现,火焰受到轴向气流的影响首先向下游传播,而当火焰从下游往燃油喷嘴处移动时点火成功概率更高。

国内外学者利用PIV和高速摄影相结合的试验手段对燃烧室点火过程开展了大量的试验研究,为发动机研制提供了重要的参考数据,但绝大多数是针对2级旋流器点火特性分析研究。3级旋流杯是3级旋流器中的一种独特结构类型,对其应用到小型回流燃烧室内的流动与点火特性尚不明确。此外,已有研究缺乏对2级和3级旋流杯流动及点火特性的差异对比分析。本文搭建了单头部回流燃烧室试验平台,基于PIV对2级和3级旋流杯燃烧室冷态头部流场进行研究,并基于高速摄影对点火过程火焰传播路径进行对比分析。

1 研究对象及试验系统

1.1 研究对象

为了便于加工与装配,对燃烧室结构进行了合理简化,省去了燃烧室头部冷却孔结构,并在火焰筒头部加工螺纹以便旋流杯更换安装,如图1所示。燃烧室进口气流分为2部分:(1)气流从火焰筒壁面上的掺混孔、主燃孔流入火焰筒内部;(2)从旋流杯内外通道流入。以旋流杯出口为坐标原点,建立参考坐标系。方框为PIV及高速摄影拍摄区域。

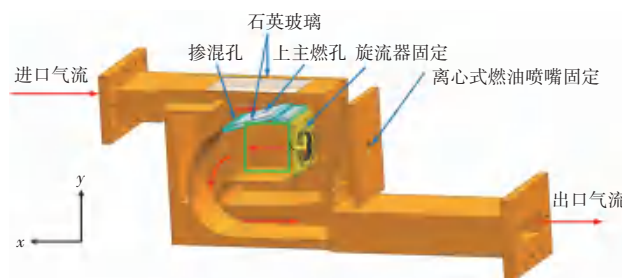


图1 燃烧室结构

2级旋流杯由斜切孔、文氏管、叶片及套筒等组成,3级旋流杯增加了1级叶片通道,如图2所示。从斜切孔进入的内旋流空气参与燃油初次雾化,从叶片通道进入的外旋流空气负责在燃烧室头部形成回流区稳定火焰及进一步提高雾化效果。采用离心式喷嘴作供油,由于单头部燃烧室燃油流量需求低,仅喷嘴副油路供油。

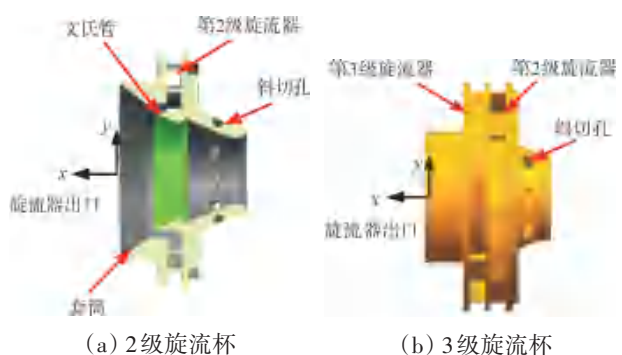


图2 旋流杯结构

1.2 试验系统

试验系统包括供气系统、供油系统、测量系统、点火系统以及废气处理系统。在供气系统中,由罗茨风机提供稳定气源,空气依次经过气量调节阀、流量计、K型热电偶、压力表,最后进入燃烧室。试验中进口温度采用单支镍铬-镍硅热电偶(精度 $\pm 1\%$)测量,进口空气流量采用DN65热式空气流量计(精度 $\pm 1\%$)测量,并利用DN80涡街流量计进行标定,进、出口空气压力采用高精度数显压力表(精度 $\pm 0.4\%$)测量。供油系统为1套独立的油路,RP-3燃油经油泵流出,依次经过流量调节阀、圆齿轮流量计、燃油压力表,最后从离心式喷嘴喷入燃烧室内。通过控制油泵工作频率以及油量控制阀门来控制燃油体积流量。燃油体积流量采用圆齿轮流量计测量(精度 $\pm 0.5\%$),并利用标准量杯进行标定,燃油进口压力采用数显压力表测量(精度 $\pm 0.5\%$)。点火方式采用电火花点火,放电通

过半导体电嘴实现, 单次储能为 20 J, 放电效率为 10%~15%, 工作频率为 5 Hz。

流场测量采用的 PIV 系统主要包括激光发生器、同步控制器、CCD 相机和计算机等, 如图 3 所示。激光发生器为 Nd:AG 双脉冲式激光器(波长 532 nm, 单脉冲能量 2000 mJ, 频率 1~15 Hz 可调)。CCD 相机分辨率为 2456 像素×2058 像素, 最高采样频率为 31.4 帧/s。触发信号由同步控制器提供, 保证相机与脉冲激光器同步。PIV 片光源从燃烧室上面的测量窗口射入燃烧室内, 通过 CCD 相机从燃烧室侧面观测窗口记录粒子瞬态图像。在 PIV 拍摄前, 采用喷涂黑色亚光漆的方法将拍摄背景亚光处理。示踪粒子采用平均粒径为 20 μm 的玻璃微珠。时均速度云图采用商业软件从原始粒子图像计算得出, 基于互相关算法对 100 张瞬态图像进行时均化处理, 查询窗口设置为 32 pixel×16 pixel。

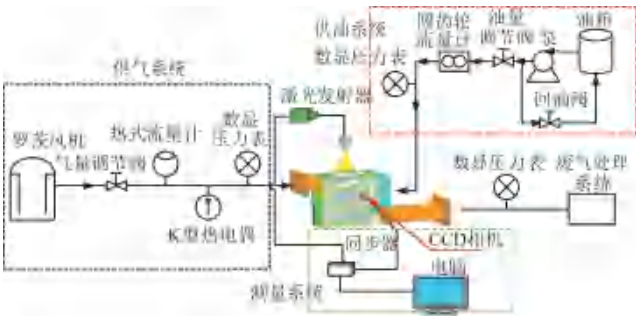


图 3 PIV 系统

基于火焰自发辐射成像技术对点火过程进行记录, 选用 Phantom v.2012 型高速摄影, 分辨率为 1280×960, 镜头采用尼康 f/1.4 大光圈镜头。在实际拍摄过程中经调试将采样频率定为 10000 帧/s, 曝光时间 40 μs, 焦比 f/2.8, 拍摄时正对燃烧室侧面观察窗, 通过配套软件对数据进行采集, 试验系统如图 4 所示。基于 Matlab 编写图像处理算法, 对原始火焰图像进行后处理获得火焰投影面积随时间变化曲线。图像后处理流程: 首先基于 Otsu 算法对图像进行二值化处理, 接着对二值化图像白色像素数目进行统计, 定义像素与实际距离的转换比例, 获得火焰实际投影面积。拍摄实际面积为 120 mm×100 mm, 因此空间分辨率为 9.6 pixel/mm。电嘴从未开窗的侧壁插入, 即图 4 十字星位置。

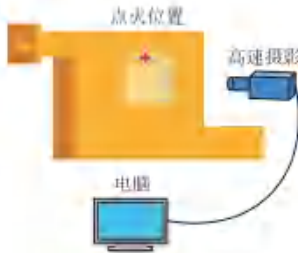
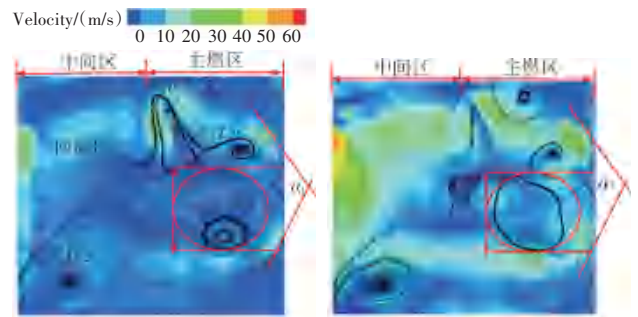


图 4 高速摄影系统

2 试验结果分析

2.1 进气流量对 3 级旋流杯燃烧室冷态流场的影响

本文测量了进口流量 $Ma=8.0$ 、 16.7 g/s 下燃烧室纵向中心截面的冷态流场, 如图 5 所示, 定义旋流杯出口旋转气流边界延伸线之间的夹角为气流扩张角 α 。试验结果表明: 在冷态下, 3 级旋流杯燃烧室存在 5 个回流区, 其中主燃区有 3 个, 中间区有 2 个, 主燃区内回流区从上往下依次为回流区 1、2、3, 流动方向分别为逆时针、顺时针与逆时针, 其中回流区 3 高度 $L_{3,1}=24$ mm, 超过火焰筒高度 1/3 以上, 中间区 2 个回流区从右往左依次为回流区 4、5。旋转气流建立起轴向和径向压力梯度, 形成了回流区 2、3, 而上侧气流在流动的过程受到上主燃孔射流阻挡回转形成回流区 1。主燃区内气流速度分布为“M”型结构, 即靠近壁面及中心区域的气流速度低, 而在二者之间存在明显的高速旋转气流。



(a) $Ma=8.0$ g/s

(b) $Ma=16.7$ g/s

图 5 不同流量 3 级旋流杯燃烧室冷态时均速度场

当进口流量 Ma 从 8.0 g/s 增大到 16.7 g/s 时, 从主燃区气流流动方向看, 未发生明显变化, 气流扩张角 $\alpha_1 = \alpha_2 = 117^\circ$ 。从上主燃孔射流空气看, 气流速度数值也增加, 流线方向基本不变。从回流区涡心位置坐标看, 见表 1, 涡心坐标随流量增大基本不变, 回流区 4 涡心有往右下方移动的趋势, 分析是因为上主燃孔射流强度增加, 对回流区 4 的作用更加明显。从回流区 3 高度看, $L_{3,2}=24$ mm, 未发生变化。

表 1 涡心坐标

回流区编号	进口流量 $Ma/(g/s)$	
	8.0	16.7
1	(23, 37)	(23, 37)
2	(14, 19)	(14, 19)
3	(21, -9)	(19, -9)
4	(49, 8)	(44, 5)
5	(70, -25)	(70, -24)

3级旋流杯出口不同轴向位置上的轴向速度分布如图6所示。从图中可见,在 $x=15\text{ mm}$ 处轴向速度为双峰分布,主燃区中心区域存在着明显的低速区域,流量从 8.0 g/s 增大到 16.7 g/s ,峰值从 10 m/s 增大到 20 m/s ;在 $x=45\text{ mm}$ 处轴向速度仍然双峰分布,但上下不完全对称,以 $y=0\text{ mm}$ 为界,下侧流速高而上侧较低,此处是上侧旋转空气受到上主燃孔射流的阻挡,轴向速度有所下降,流量增加轴向速度峰值增大,但曲线变化趋势保持一致。由此可知流量增加,轴向速度增幅明显,但变化趋势基本一致。

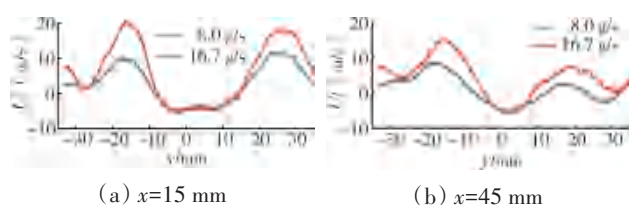


图6 不同轴向位置轴向速度分量变化

3级旋流杯出口不同轴向位置上的径向速度分布如图7所示。从图中可见,在 $x=15\text{ mm}$ 处径向速度绝对值均在 10 m/s 以内,表明旋流杯出口段旋转空气以轴向运动为主,流量增大,径向速度绝对值变化不大;在 $x=45\text{ mm}$ 处高度低于 10 mm 的区域径向速度接近0,表明气流水平往下游运动,高于 10 mm 处速度负值且存在峰值,这是因为上主燃孔射流的影响,流量增加径向速度变化依旧不大。

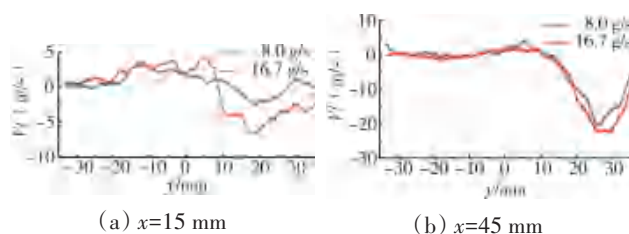


图7 不同轴向位置径向速度分量变化

通过上述分析可知,流量增加对3级旋流杯冷态流场结构不会产生明显的影响,回流区高度、涡心位置、气流扩张角等基本不变,但会导致燃烧室内部气流速度增加,其中轴向速度增加更为明显,而径向速度变化相对较小。

2.2 2级与3级旋流杯燃烧室冷态流场对比分析

在 $m_a=16.7\text{ g/s}$ 时,2级旋流杯冷态时均速度分布如图8所示。从图中可见,2级旋流杯燃烧室冷态流场上下结构仍不对称,在主燃区内存在3个回流区,从上往下依次命名为回流区1、2、3,流动方向分别为逆时针、顺时针、逆时针。旋转气流建立起轴向和径

向压力梯度,形成了回流区1、2。回流区3是由从上主燃孔进入的部分气流撞击到火焰筒下壁面,受到回流区2卷吸而形成的。从主燃区回流区位置与范围看,与3级旋流杯不同,2级旋流杯燃烧室回流区1范围最宽广,高度 $L_1=33\text{ mm}$,回流区2、3位置更靠下,其中回流区3为气流被下壁面阻挡形成的贴壁回流区。从气流扩张角看,在来流 $m_a=16.7\text{ g/s}$ 时,2级旋流杯气流扩张角 $\alpha_3=101^\circ$,比3级旋流杯低 10° 。从上主燃孔射流深度看,2级旋流杯燃烧室的射流几乎穿过整个火焰筒,与文献[13]中2级旋流器回流燃烧室关于冷态流场上主燃孔射流的分析结论基本一致,最高流速为 54 m/s ,对头部回流区作用明显,而3级旋流杯燃烧室上主燃孔射流明显较弱,最高流速 18 m/s ,且仅与回流区1的建立有较密切的联系,分析是因为3级旋流杯燃烧室主燃孔射流分配到的气量减小导致射流强度减弱。

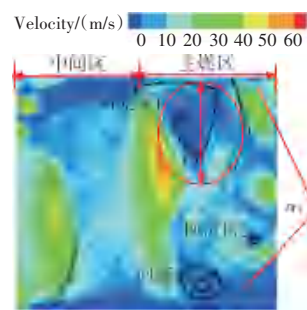


图8 2级旋流杯燃烧冷态时均速度场

为了定量分析2级与3级旋流杯燃烧室流场差异,在 $x=10\text{ mm}$ 处冷态时均轴向速度分量和径向速度分量对比如图9所示。从图9(a)中可见,3级旋流杯在 $y>25\text{ mm}$,轴向速度分量的峰值为 16 m/s ,要比2级旋流杯的更高,表明主燃区上侧气流沿着轴向上运动速度更高。从图9(b)中可见,3级旋流杯径向速度分量数值很低,均小于2级旋流杯的,表明3级旋流杯燃烧室主燃区上侧气流以轴向运动为主,火焰不易在径向上扩散,不利于初始火焰的驻留以及后续的稳定。

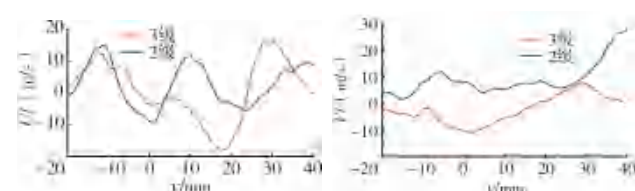


图9 2级与3级旋流杯出口 $x=10\text{ mm}$ 轴向速度分量及径向速度分量变化

2.3 2级与3级旋流杯燃烧室点火过程火焰传播对比分析

2级旋流杯燃烧室点火过程火焰传播如图10所示,点火成功油量 48 mL/min (进气量 12.8 g/s ,油气比 0.05)。在 $t=0\text{ ms}$ 时,电嘴放电形成直径超过 20 mm

的初始火核,由于湍流耗散以及燃油蒸发吸热的影响,火核亮度、直径均缩小。回流区1内的油气混合物通过不断吸收火焰热量,开始反应对外放热,此时释热量大于耗散损失的热量,火焰开始不断发展,边界扩张。之后火焰一部分穿过上主燃孔射流传播到下游,一部分以逆回流区传焰的方式引燃回流区2,实现成功点火的目的。

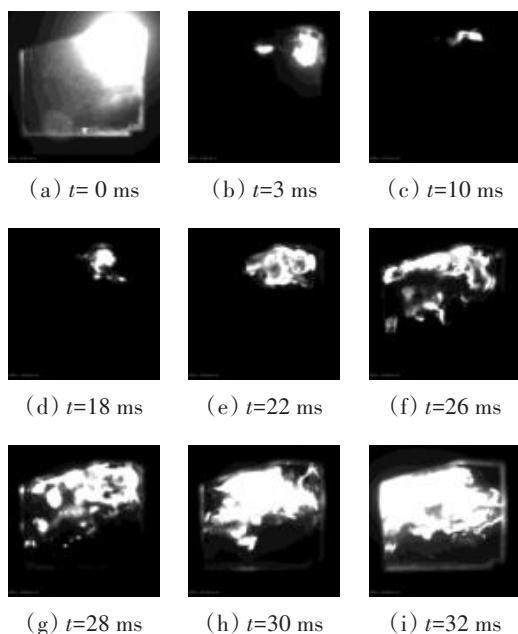


图10 2级旋流杯燃烧室点火过程火焰传播

为了定量研究2级旋流杯燃烧室点火过程火焰传播,火焰投影面积随时间变化曲线如图11所示。将电火花放电后的火焰投影面积 S 首次达到峰值(即面积增长率为0)的时刻定义为点火延迟时间 t_d 。在 $0 \sim t_d$ 的时间内,火核稳定在回流区内不断生长,能量提高,在在32 ms时已经充分发展,波动率在24%以内,这是因为湍流燃烧火焰边界会不断抖动^[19]。

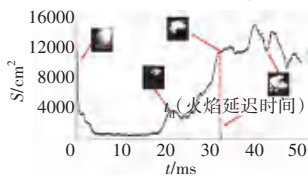


图11 2级旋流杯燃烧室火焰投影面积变化

2级旋流杯燃烧室火焰传播路径可归纳为:(1)初始火核建立;(2)火焰能量增长并以逆回流区传焰的方式传至上游;(3)稳定火焰的形成。

由于燃烧室在装配3级旋流杯后冷态流场变化,点火火焰传播机制也发生了变化,如图12所示,点火成功油量55 mL/min(进气量12.8 g/s,油气比0.055)。火核建立之后被气流输运到下游,由于湍流耗散及燃油蒸发吸热,火焰亮度降低甚至存在短暂的熄灭过程

(10~30 ms)。头部中心低速区(回流区2、3)内的油气混合物不停吸收热量,并于 $t=34$ ms时刻内被点燃,即火焰以逆流传焰的方式被稳定到头部回流区内,接着被回流区2、3气流输运到其余未燃区域,并于 $t=48$ ms时首次点着火焰筒内大部分区域。

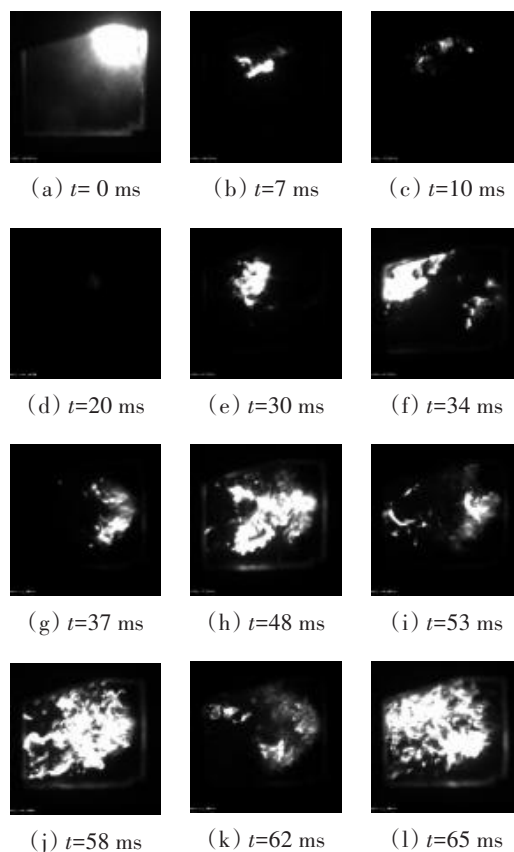


图12 3级旋流杯燃烧室点火过程火焰传播

为了定量研究3级旋流杯燃烧室点火过程火焰传播,火焰投影面积随时间变化曲线如图13所示。在进气流量为12.8 g/s的常温来流下,3级旋流杯燃烧室点火延迟时间为48 ms,比2级旋流杯燃烧室要高出16 ms,增幅超过50%。而且在稳定燃烧前存在明显的火焰扩张-收缩-扩张现象,分析是由于3级旋流杯回流区1范围小,初始火核难以稳定,在 $0 \sim t_d$ 的时间内火焰能量没有足够的积累,难以抵挡高湍流耗散,导致火焰面积收缩。充分发展后的火焰投影面积为 S cm²,波动率超过25%。

3级旋流杯燃烧室火焰传播路径可归纳为:(1)初始火核建立;(2)火焰顺流传焰;(3)火焰以逆流传

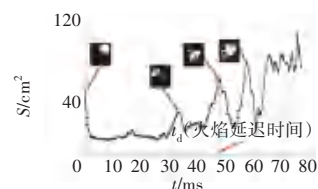


图13 3级旋流杯燃烧室火焰投影面积变化

焰的方式稳定到头部回流区;(4)稳定火焰的形成。

在不同来流下 2 级与 3 级旋流杯点火延迟时间对比见表 2。当进气流量从 8.0 g/s 增大到 16.7 g/s,3 级旋流杯点火延迟时间增加,但上升趋势减缓,表明虽然一方面由于头部气流湍流强度的提高,导致初始火焰稳定和生长难度增大,但另一方面促进了油气掺混,提高了火焰传播速度,因此 3 级旋流杯燃烧室点火成功耗费的时间长于 2 级旋流杯的,但随着流量的增大其延迟时间增长速度减缓。

表 2 2 级与 3 级旋流杯点火延迟时间对比

<i>Ma</i> /(g/s)	<i>t_d</i> /ms		增幅/%
	2 级旋流杯	3 级旋流杯	
8.0	21	31	48
12.8	32	48	50
16.7	39	52	33

3 结论

(1)进气流量从 8 g/s 增大到 16.7 g/s,3 级旋流杯冷态下回流区数目、涡心位置、气流扩张角等基本不变,冷态流场结构一致,仅气流速度增加,其中轴向速度分量增幅比径向速度增幅更明显。

(2)与 2 级旋流杯相比,3 级旋流杯燃烧室回流区数目更多,但主燃孔射流深度减小,对流场的作用也减小。

(3)在现有点火位置下,2 级与 3 级旋流杯燃烧室点火成功的关键在于火焰逆流传焰并稳定在头部回流区,不同之处是 3 级旋流杯燃烧室火焰首先被气流输运到下游,在稳定燃烧前存在明显的火焰扩张-收缩-扩张现象。当进气流量为 12.8 g/s 时,3 级旋流杯点火延迟时间为 48 ms,比 2 级旋流杯的延长 50%,充分发展的火焰投影面积也更小。随着进气流量增大,3 级旋流杯点火延迟时间延长,但延长趋势减缓。

参考文献:

[1] 张宝诚. 航空发动机燃烧室的现状和发展[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 67-73.
ZHANG Baocheng. Status and development of aeroengine combustors [J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 67-73. (in Chinese)

[2] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 9-12.
LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU gaoen. Gas turbine combustion chamber [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 9-12. (in Chinese)

[3] 陈坚, 李建中, 胡阁, 等. 高温升燃烧室流动与贫油熄火过程的影响规律[J]. 航空发动机, 2022, 48(2): 76-82.
CHEN Jian, LI Jianzhong, HU Ge, et al. Influence of flow and lean blowout process in high temperature rise combustor [J]. Aeroengine,

2022, 48(2): 76-82. (in Chinese)

[4] Mongia H. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers part IV: swirl cup[C]//9th Annual International Energy Conversion Engineering Conference. California: San Diego, 2011: 5526.

[5] Lefebvre A Z. Gas turbine combustion [M]. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999: 9-12.

[6] Cao Z, Xiao Y, Song W, et al. Experimental study on thermoacoustic instability and emission characteristics of premixed swirl flame in a longitudinal combustor[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2022, 172: 107354.

[7] Marchione T, Ahmed S F, Mastorakos E. Ignition of turbulent swirling n-heptane spray flames using single and multiple sparks[J]. Combustion & Flame, 2009, 156(1): 166-180.

[8] Mastorakos E. Forced ignition of turbulent spray flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2367-2383.

[9] Stöhr M, Sadanandan R, Meier W. Experimental study of unsteady flame structures of an oscillating swirl flame in a gas turbine model combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2925-2932.

[10] Sthr M, Boxx I, Carter C D, et al. Experimental study of vortex-flame interaction in a gas turbine model combustor[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(8): 2636 - 2649.

[11] Esclapez L, Collin-Bastiani F, Riber E, et al. A statistical model to predict ignition probability[J]. Combustion and Flame, 2021, 225: 180-195.

[12] Sitte M P, Bach E, Kariuki J, et al. Simulations and experiments on the ignition probability in turbulent premixed bluff-body flames[J]. Combustion Theory and Modelling, 2016, 20(3): 548-565.

[13] 胡阁. 某型回流燃烧室流场及燃烧组织特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
HU Ge. Study on flow field and flame characteristics of a reverse flow combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

[14] Dhanuka S, Driscoll J, Mongia H. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford, USA: AIAA press, 2008: 4683.

[15] 顾大鹏, 胡文成, 窦义涛. 基于 PIV 技术的双旋流燃烧室冷态流场测量[J]. 航空发动机, 2019, 45(5): 87-92.
GU Dapeng, HU Wencheng, DOU Yitao. Test of concentric staged combustor cold flow field based on PIV[J]. Aeroengine, 2019, 45(5): 87-92. (in Chinese)

[16] 李美焯, 程明, 林宏军, 等. 主燃级旋流数对中心分级燃烧室流场的影响[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 50-53.
LI Meiye, CHENG Ming, LIN Hongjun, et al. Influence of swirl number of the main swirler on concentric staged combustor flow field[J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 50-53. (in Chinese)

[17] Yang S, Zhang C, Lin Y, et al. Experimental investigation of the ignition process in a separated dual-swirl spray flame[J]. Combustion and Flame, 2020, 219: 161-177.

[18] Read R W, Rogerson J W, Hochgreb S. Flame imaging of gas-turbine relight[J]. AIAA Journal, 2010, 48(9): 1916-1927.

[19] Zhao Q, Yang J, Mu Y, et al. Experimental investigation of flow field features and spark ignition process in a multi-swirl airblast injector [J]. Fuel, 2021, 306: 121732.

(编辑: 程 海)

航空发动机高温部件相变介质喷射冷却数值仿真

肖永鑫¹,程荣辉¹,孙颖²,周春阳¹,徐兴平¹,尚守堂¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 空军装备部驻沈阳地区第二军事代表室, 沈阳 110042)

摘要: 为了分析相变冷却介质对航空发动机高温部件壁温降低效果的影响,应用等效热容法结合数值仿真的方法,开展亚声速巡航、 $T_6=833\text{ K}$ 条件下,相变介质流量、喷射点数目、喷射方向等参数对介质空间分布、密度分布及其高温壁面冷却降温效果影响的研究。结果表明:航空发动机高温部件采用相变介质冷却后,可有效降低其壁面温度;随着相变介质喷射方向由逆喷改为顺喷,相变介质的贯穿深度增加,进入到锥体内的介质数量增加;随着相变介质喷射点数目的增加,介质的分布范围变化不大,但在空间中的分布更均匀;随着相变介质喷射总流量由 $10\%m_{16}$ 逐步增加,被冷却壁面的低温区域的分布范围扩大,壁温最大降幅 23.3% ;当相变介质总流量 $\geq 14\%m_{16}$,再增加流量,所带来的降温收益不显著。

关键词: 相变介质;高效冷却;喷射参数;数值仿真;航空发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.013

Numerical Study of Phase Change Medium Spray Cooling on High Temperature Components of Aeroengine

XIAO Yong-xin¹, CHENG Rong-hui¹, SUN Ying², ZHOU Chun-yang¹, XU Xing-ping¹, SHANG Shou-tang¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. Second Military Representative Office of Air Force Equipment Department Stationed in Shenyang Area, Shenyang 110042, China.)

Abstract: To analyze the impact of phase-change cooling medium on wall temperature reduction effect of high-temperature components in aeroengines, the equivalent heat capacity method combined with numerical simulation was applied to study the effects of parameters such as phase change medium flow rate, number of injection points, and injection direction on the spatial distribution, density distribution of the medium, and its cooling effect on high-temperature walls under subsonic cruising conditions at $T_6=833\text{ K}$. The results show that the wall temperature of high temperature aeroengine components can be effectively reduced after cooling with phase change medium. As the injection direction of the phase change medium changes from the reverse injection to the forward injection, the penetration depth and the amount of the medium entering the cone increases. As the number injection points of phase change medium increase, the distribution range of the medium does not change significantly, but the distribution in space is more uniform. As the total injection flow rate of the phase change medium gradually increases from 10% of m_{16} , the distribution range of the low temperature region of the cooled wall expands, with the maximum wall temperature reduction being 23.3% . When the total flow of the phase change medium is greater than or equal to 14% of m_{16} , further increase of the flow rate does not bring significant cooling benefits.

Key words: phase change medium; ultra-efficient cooling; injection parameters; numerical simulation; aeroengine

0 引言

先进航空发动机向着高推重比、高生存能力方向发展,面临的考验日益严峻^[1]。降低发动机高温壁面温度,比如对发动机高温部件的壁温进行短时强效冷却,对飞机作战生存力及作战效能提升具有重要意义

义^[2]。一种新型发动机高温部件降温结构已在 F-119 发动机上得到应用,并取得了较好的冷却降温效果^[3]。该结构采用新型曲面造型导流挡板对发动机热端部件进行有效遮挡,并使用外涵气流对曲面造型导流挡板和锥体进行气膜冷却,可大幅降低发动机高温部件的壁面温度^[4-5]。

收稿日期: 2024-07-25 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 肖永鑫(1998),男,硕士,助理工程师。

引用格式: 肖永鑫,程荣辉,孙颖,等.航空发动机高温部件相变介质喷射冷却数值仿真[J].航空发动机,2025,51(4):90-96.XIAO Yongxin, CHENG Ronghui, SUN Ying, et al. Numerical study of phase change medium spray cooling on high temperature components of aeroengine[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 90-96.

Jeffery等^[6]提出了新型航空发动机高温部件设计方案并论证了其可行性;Houshang^[7]对新型发动机高温部件的气动性能进行了数值仿真分析;Mehrdad等^[8]对新型发动机高温部件设计方案气动性能进行试验验证。中国学者对于新型发动机高温部件的研究主要集中在燃烧性能和气动性能方向。罗一夫等^[9]、贾翔中等^[10]、刘友宏等^[11]、尹成茗等^[12]、刘涛等^[13]对新型发动机高温部件开展了3维冷热态流场、燃烧特性等方面的数值仿真研究,详细分析涵道比、流量分配等对于高温部件流动特征与冷却特性的影响。在高温部件冷却方面,Drost等^[14]、Goldstein等^[15]、Winka等^[16]、Pedersen等^[17]对吹风比、孔倾角、密流比、来流边界层等对气膜冷却壁面的换热系数比、热流密度等的影响进行了试验研究;王旭等^[18]、卢浩浩等^[19]分别通过数值仿真和试验测试对发动机高温部件壁温冷却效果开展工程试验验证。综合国内外研究,带引气冷却和遮蔽构件的新型发动机高温部件,由于内涵热量在通过机匣等部件时热量传递到了外涵,使冷却气流品质下降,压力损失较大,导致冷却气流量不足等。因此,当军用飞机面临制导武器威胁时,亟需一种短时迅速降低发动机高温部件壁面温度的措施。由此,提出一种新型航空发动机高温部件速冷方案,利用相变介质,具有高气化潜热、快速相变的特点,向发动机高温部件内喷射相变介质,可使发动机的壁温在短时间内迅速降低,极大提高了军用飞机的生存能力。

本文采用等效热容法结合RANS方法,重点研究相变介质流量、喷点数目和喷射方向等因素对发动机高温部件壁温冷却效果的影响,为新型航空发动机高温部件相变介质喷射速冷方案的试验验证提供仿真数据支撑。

1 计算模型和计算域

设置相变介质喷射装置的航空发动机高温部件简化模型如图1所示。模型示出了计算域的部分尺寸和边界条件,模型结构包括曲面造型导流挡板和锥体等结构。在模拟亚声速巡航、 $T_0=833\text{ K}$ 条件下,为了获得相变介质喷射轨迹和曲面造型导流挡板与锥体的壁温,构建航空发动机高温部件外内涵流场和掺混区域,整个掺混区域的半径为 L ,长度为 $3.9L$ 。根据模型的周期性,取1/8作为计算对象。曲面造型导流挡板和锥体壁面均布 $\varphi=1\text{ mm}$ 气膜孔,开孔率约为

1%,锥体气膜孔为斜孔,开孔方向与发动机轴线之间呈一定的角度。

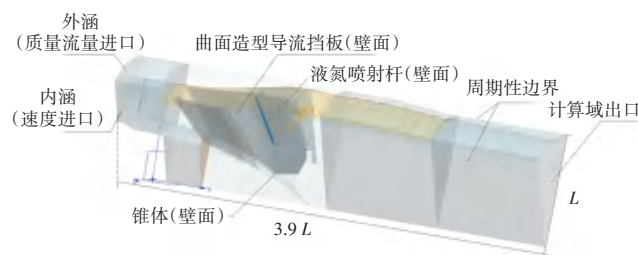


图1 航空发动机高温部件相变介质喷射模型和边界条件

本文计算采用的进出口边界参数为:内涵进口为速度进口,按照涡轮出口气流径向、轴向、周向流速和进口场温度进行设置,进口气流 $14.17\% \text{ O}_2$ 、 $7.78\% \text{ CO}_2$ 、 $2.88\% \text{ H}_2\text{O}$;外涵进口为质量流量入口,气流为空气,进口质量流量为 $0.34 m_0$,进口空气温度为 $0.47 T_0$ 。

2 计算方法和网格划分

2.1 流场仿真方法

采用基于商业软件平台的3维流热耦合的计算方法,并在以下假设的基础上进行仿真计算:

(1) 本文研究计算域内的气体流速 $Ma \leq 0.3$,可认为不可压缩流体流动,求解器类型采用基于压力法的求解器;

(2) 本文考虑涡轮出口旋流场的影响,湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 二方程模型;

(3) 气体为不可压理想气体,气体的粘性和比热比均为温度的函数,组分为煤油空气的燃烧产物^[10];

(4) 考虑实际换热条件,壁面与喷射介质在短时间内发生换热,计算中设置固体壁面为耦合(Coupled)壁面边界条件,求解器可以直接用邻近网格的流场变量计算壁面上的热交换。

2.2 相变介质相变仿真方法

本文提出了一种基于等效热容法的相变介质流动换热数值仿真方法,具体实施步骤为:首先,根据试验测量得到的不同温度下介质实际物性参数,绘制相变介质实际物性参数随温度变化曲线;其次,考虑相变介质在特定的温度和压力区间内发生气化潜热产生的影响,保持过程总换热量相等,进行相变介质等效物性参数曲线绘制;最后,输出不同温度下的相变介质等效物性参数,并通过线性插值的方式写入仿真软件。

基本原理为介质发生相变过程的换热量总数不

变,根据相变介质在特定温度区间内的气化潜热或比热突升等特性,加入该过程试验测量的换热量 ΔQ_p ,满足

$$\int_{T_1}^{T_2} C_{pu} dT = \int_{T_1}^{T_2} C_{psy} dT + \Delta Q_p \quad (1)$$

式中: T_1 和 T_2 为介质发生相变的温度区间的下限和上限; C_{pu} 为过程理论定压比热容; C_{psy} 为试验测量的介质定压比热容; C_{pdx} 为过程等效定压比热容。

通过保证曲线与 x 轴围成的面积相等,确保该过程换热量相同,从而进行等效物性参数曲线绘制。

$$\int_{T_1}^{T_2} C_{pdx} dT = \int_{T_1}^{T_2} C_{pu} dT \quad (2)$$

相变介质物性参数随温度变化曲线如图2所示。相变介质的初始温度为 -196.15°C (77 K),初始密度设置为 806.08 kg/m^3 ,初始定压比热设置为 $2041.5\text{ J/kg}\cdot\text{K}$ 。相变介质喷射后在曲面造型导流挡板内部进行相变,对周围高温气体和壁面进行吸热,在相变过程中相变介质的气化潜热为 $1.993\times 10^5\text{ J/kg}\cdot\text{K}$ 。

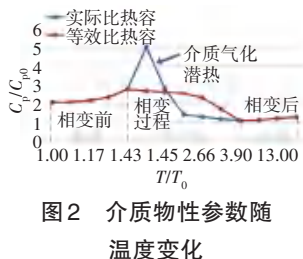


图2 介质物性参数随温度变化

采用本文的提出的等效热容相变换热仿真方法,实现相变介质相变吸热过程的模拟,解决了多点冷却介质相变流动换热精确仿真困难的问题。初步建立了等效热容相变换热仿真能力,在0~3 MPa压力内相变介质喷射冷却缩比模型试验数据的基础上,对普通仿真方法和采用本文等效热容相变换热仿真方法得到的结果进行了综合对比,结果表明:相比于普通仿真方法,等效热容相变换热仿真方法计算结果拟合的曲线更接近于试验数据曲线如图3所示。

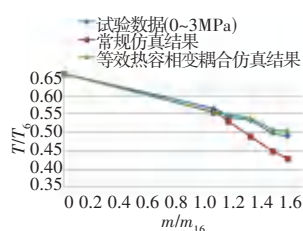


图3 仿真精度对比分析

2.3 流场网格划分

采用商业软件进行网格划分,因仿真模型的几何结构比较复杂,采用非结构网格的划分方式,全局网格的最小尺寸设置为5 mm,对弯扭曲面造型导流挡板和锥体壁面进行局部加密,加密网格的最小尺寸为0.5 mm,最大尺寸为5 mm,并在弯扭曲面造型导流挡板壁面上设置附面层网格,第1层网格尺度为0.1,网

格层数为5层,网格增长率设置为1.15,经网格无关性验证,最终生成的网格数量为2060万,网格的平均质量为0.834,如图4所示。

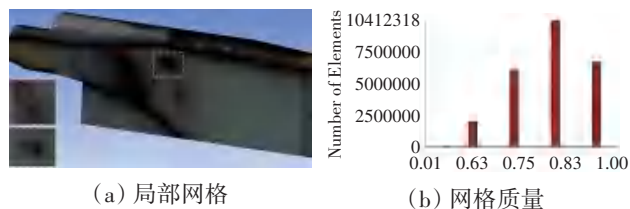


图4 网格划分

2.4 相变介质喷射方案

相变介质喷射冷却方案如图5所示。本文研究了相变介质喷射方向,喷射点数目和喷射流量对发动机高温部件壁温降低效果的影响。在相变介质喷射方向方面,共设计了顺喷和逆喷2种相变介质喷射方向如图6所示。

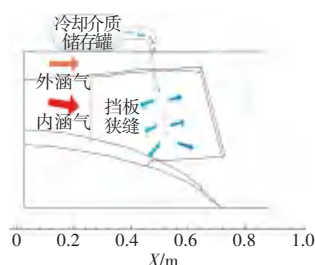


图5 相变介质喷射冷却方案

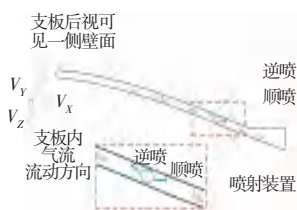


图6 相变介质喷射方向

本文依据喷射装置流动特性试验得到喷射装置在驱动压差0~2.5 MPa条件下对应的介质流量与介质喷射速度,直接对仿真中喷射介质进行初始速度和流量的赋值。共设置了8个仿真方案,相变介质喷射方案1的喷射参数见表1,在方案1的基础上改变喷射方向、喷射点数目和喷射流量分别作为方案2~8见表2。其中,基准状态仅采用外涵气流对发动机高温壁面进行冷却,对比方案1和方案3,得到喷射方向对冷却效果的影响;对比方案2~4,得到喷射点数目对冷却效果的影响;对比方案4~8得到喷射流量对冷却效果的影响。

表1 相变介质喷射方案1参数

序号	V_x	V_y	V_z	$V/(m/s)$	$Q_f/(kg/s)$
J-1	-52.16	16	-50	73.76	0.0125
J-3	-52.16	16	-52	73.76	0.0125
J-5	-52.16	17	-49	73.76	0.0125
J-7	-52.16	17	-49	73.76	0.0125
J-10	-52.16	20	-48	73.76	0.0125

表 2 冷却介质喷射方案

方案	喷射方向	喷嘴数/ 导流挡板	相变介质总流量/ (kg/s)	喷射速度/ (m/s)
基准			0	0
1	逆喷	5	1.00	73.8
2	顺喷	3	1.00	85.4
3	顺喷	5	1.00	73.8
4	顺喷	10	1.00	24.6
5	顺喷	10	1.10	27.1
6	顺喷	10	1.25	31.0
7	顺喷	10	1.40	34.5
8	顺喷	10	1.50	37.0

3 计算结果与分析

3.1 相变介质空间及密度分布

部分喷射方案的不同沿程截面介质质量浓度分布如图 7 所示。

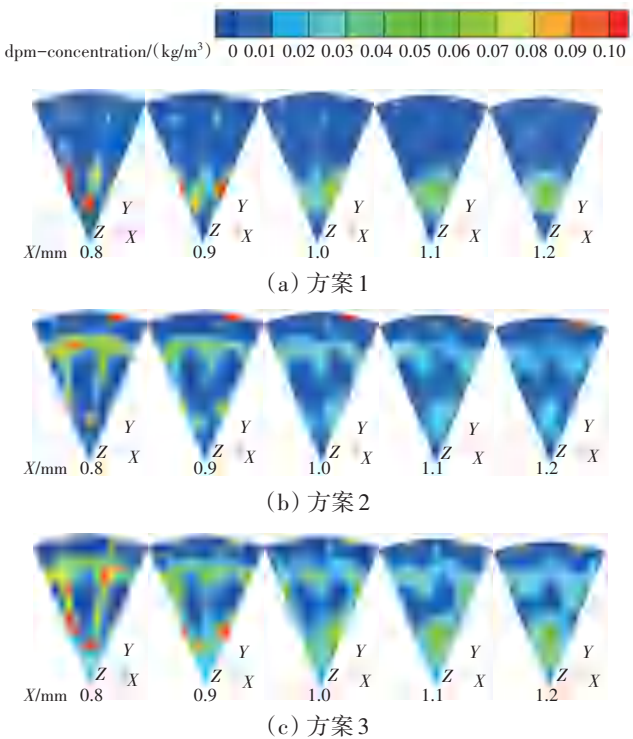


图 7 部分喷射方案的不同沿程截面介质质量浓度分布

从图中可见,随着相变介质喷射方向由逆喷调整为顺喷、每个导流挡板内的喷嘴数目由 5 增大为 10,相变介质在沿程截面的分布范围扩大。这是因为相比于顺流向喷射,逆流向喷射的相变介质,贯穿深度减小,在从喷嘴喷出后的更短距离内改变了运动轨迹。随着喷射总流量的增加,各截面对应的介质分布范围变化不大,但相变介质浓度明显升高。

不同介质喷射方案的介质浓度分布曲线如图 8 所示。从图中可见,整体上方案 3 的沿程截面介质质量浓度略高于方案 1,这也证实了上述分布分析(图 7)中关于喷射方向顺喷优于逆喷的结论;并且方案 4 的沿程截面介质质量浓度高于方案 3,也说明了每个导流挡板内的喷嘴数目由 5 增大到 10,介质分布范围扩大且质量浓度分布更均匀;综合对比发现,方案 8 沿程截面介质质量浓度最高,说明方案 8 具备相对最优的冷却降温条件。

图 8 不同介质喷射方案的介质质量浓度分布

喷射方案 8 的部分喷点的相变介质密度分布如图 9 所示。从图中可见,在曲面造型导流挡板内部,不同位置的气流速度方向和大小不同,受曲面造型导流挡板内部复杂流动的影响,不同喷点喷出的相变介质的运动轨迹和分布状态都存在差异;从喷点喷射出的介质,首先为液态,此时的密度约为 800 kg/cm³,随着喷射距离的增加,介质的密度逐渐减小,说明在相变介质喷出后,随着运动距离的增加,相变介质不断吸收热量,发生了相变,转化成了气态。

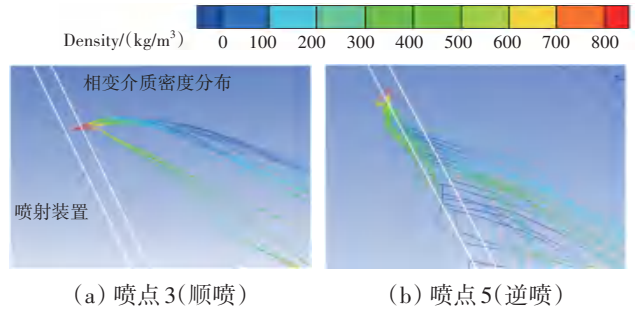
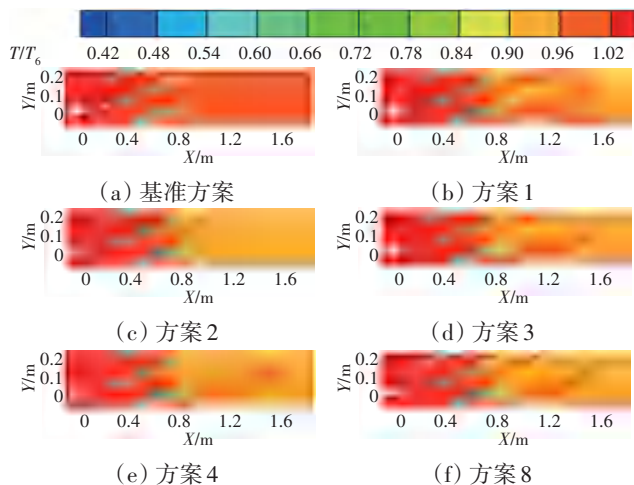


图 9 喷射方案 8 的相变介质密度分布

3.2 相变介质喷射对温度场和流场的影响

部分相变介质喷射方案在径向 $r=1.5L$ 截面上的静温分布如图 10 所示。从图中可见,图(b)和图(d)随着相变介质喷射方向由逆喷调整为顺喷,在曲面造型导流挡板内部温度低于 $42\%T_0$ 的区域分布范围,由 $2.4L \leq X \leq 3.4L$ 缩小至 $2.6L \leq X \leq 3.4L$;从图中可见,图(c)~图(e)随着相变介质喷射点数的增加,曲面造型导流挡板内部温度低于 $48\%T_0$ 的区域范围扩大。

部分相变介质喷射方案在径向 $r=1.5L$ 截面上的静压和速度分布如图 11、12 所示。从图中可见,基准方案(无相变介质喷射)和不同喷射相变介质方案的在 $r=1.5L$ 截

图 10 部分喷射方案在径向 $r=1.5L$ 截面上的静温分布

面上静压与速度分布的差异不显著。这是因为,相比于航空发动机的内、外涵气流,相变介质的喷射流量相对较小,并且喷射速度较低,因此喷射相变介质对内外涵整体流场的压力和速度分布的影响不大,说明冷却介质喷射对于整个加力燃烧室的气动性能影响较小,不会影响加力燃烧室的正常工作性能,见表3。

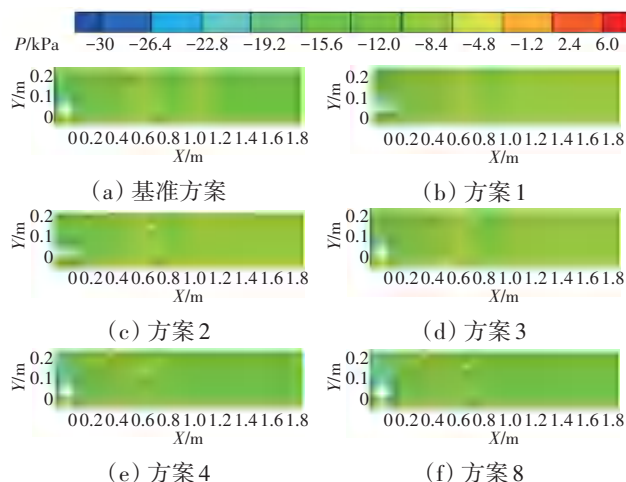
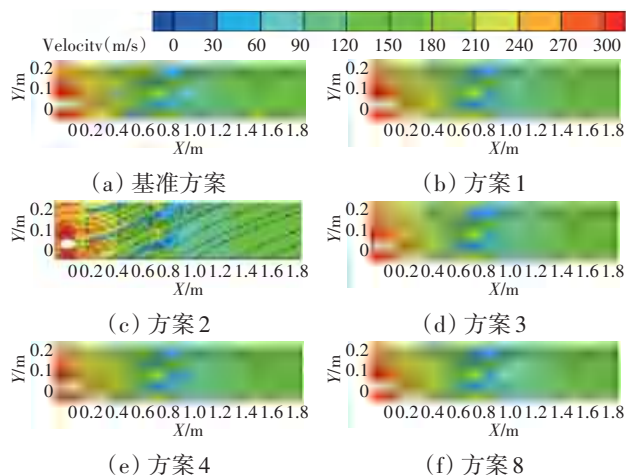
图 11 部分喷射方案在径向 $r=1.5L$ 截面上的静压分布图 12 部分喷射方案在径向 $r=1.5L$ 截面上的速度分布

表 3 介质喷射前后流场压力参数

	P_{16}/Pa	P_6/Pa	P_{16}/P_6	$P_{17}/P_7/\text{Pa}$	总压恢复系数
基准方案	81400	76934	0.951	74059	96.45
方案8	81426	76609	0.956	73706	96.30

3.3 相变介质喷射冷却降温效果分析

基准方案与不同相变介质喷射方案的曲面造型导流挡板和锥体壁温分布如图13所示。从图中可见,相变介质喷射后相对于基准方案(无相变介质喷射),曲面造型导流挡板和锥体的壁面温度均显著降低。随着相变介质喷嘴数目和相变介质喷射流量的增加,一方面温度 $54\%T_6 \sim 58\%T_6$ 低温区

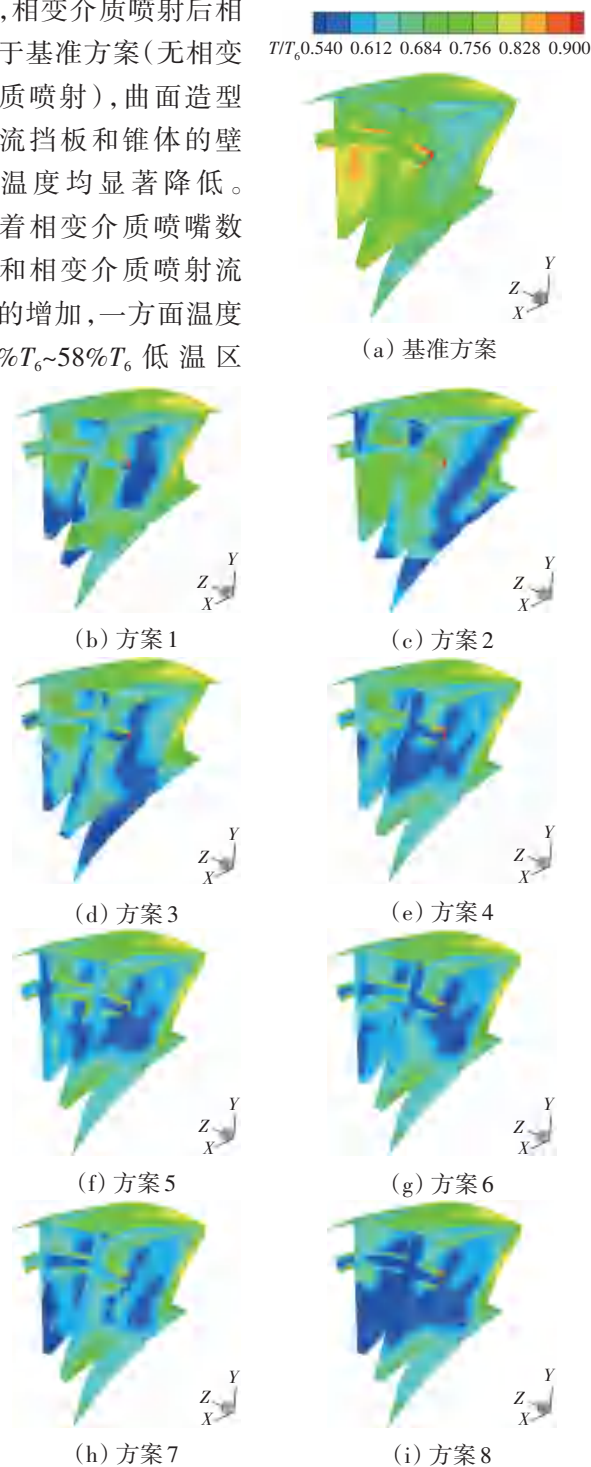


图 13 不同喷射方案曲面造型导流挡板和锥体壁温分布

域分布范围扩大;另一方面,整体壁温降低的幅度变大。这说明相变介质喷嘴数目由5增加至10,相变介质喷射总流量由 $10\% m_{16}$ 增加至 $15\% m_{16}$,相变介质对航空发动机高温部件壁温的冷却降温效果增加。

不同相变介质喷射方案的曲面造型导流挡板和锥体平均壁温分布如图14所示。其中,相变介质喷射方案8的曲面造型导流挡板和锥体平均壁温为 $50.5\% T_6$,相比于基准方案的平均壁 $65.9\% T_6$,壁温降低23.3%,是各喷射方案中相对最优的方案,即方案8的降温幅度最大,冷却效果最好。这是因为方案8采用顺喷的喷射方向,介质的贯穿深度更大,在从喷嘴喷出后可维持较长的运动轨迹喷射距离;方案8采用每个导流挡板内布置10个

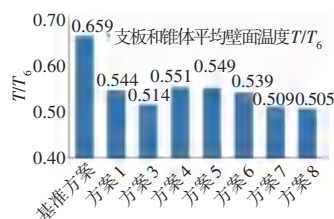


图14 不同相变介质喷射方案高温壁面壁温分布柱形

个介质喷嘴的喷射形式,在空间分布上使得介质喷射更均匀、分散;方案8介质的喷射总流量最高,因此可产生更好的降温冷却效果。

相变介质冷却后的曲面造型导流挡板和锥体平均壁温随相变介质总流量的温度变化曲线如图15所示。从图中可见,随着相变介质总流量的增加,曲面造型导流挡板和锥体被相变介质冷却后的平均壁温存在降低趋势。从曲线中初步评估结果为,当相变介质的流量 $\geq 12.5\% m_{16}$ 时,经相变介质冷却后,航空发动机高温部件曲面造型导流挡板和锥体壁面平均温度降低至 $54\% T_6$ 。当相变介质总流量 $\geq 14\% m_{16}$,再增加流量,所带来的降温收益不显著。

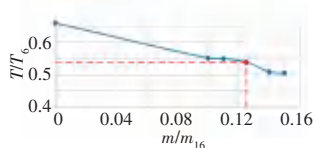


图15 冷却后平均壁温随相变介质总流量的变化

4 结论

(1)随着相变介质喷嘴数目增加,喷射相变介质整体的覆盖范围变化不大,但在空间中的分布更均匀;

(2)相比于顺流向喷射,逆流喷射的相变介质贯穿深度减小,进入到锥体内的介质减少;

(3)随着相变介质喷射流量的增加,曲面造型导流挡板和锥体壁温的降低幅度增大;

(4)根据冷却后平均壁温随相变介质总流量的变

化曲线初步评估,相变介质总流量为 $12.5\% m_{16} \sim 14\% m_{16}$,航空发动机高温部件壁面平均温度 $< 54\% T_6$,当相变介质总流量 $\geq 14\% m_{16}$,再增加流量,所带来的降温收益不显著。

参考文献:

- [1] 尚守堂,曹茂国,邓洪伟,等.航空发动机隐身技术研究及管理工作探讨[J].航空发动机,2014,40(2):6-9,18.
SHANG Shoutang, CAO Maoguo, DENG Hongwei et al. Discuss on aero-engine stealth technology research and management[J]. Aeroengine, 2014, 40(2):6-9, 18. (in Chinese)
- [2] 程荣辉,张志舒,陈仲光.第四代战斗机动力技术特征和实现途径[J].航空学报,2019,40(3):1-10.
CHENG Ronghui, ZHANG Zhishu, CHEN Zhongguang. Technical characteristics and implementation of the fourth generation jet fighter engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3):1-10. (in Chinese)
- [3] Clements T R, Graves C B. Augmentor burner: US, 5385015[P]. 1995-01-31.
- [4] Lovett J A, Brogan T P, Philippona K S, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192.
- [5] 张孝春,孙雨超,刘涛.先进航空发动机高温部件设计技术综述[J].航空发动机,2014,40(2):24-30,60.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2):24-30, 60. (in Chinese)
- [6] Jeffery A. Lovett, Tarence P. Brogan, Derk S. Philippona, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192.
- [7] Houshang B. Ebrahimi. Overview of gas turbine augmentor design, operation, and combustion oscillation[R]. AIAA-2006-4916.
- [8] Mehrdad Shahn timer, Pei-Kuan Wu, Kevin Kirkendall. Combustion instability of a diffusion flame using an integrated fuel injector/flameholder device[R]. AIAA-1998-639.
- [9] 罗一夫,刘友宏,李江宁,等.新径向冷却通道长度对气冷稳定器气动热力性能的影响研究[J].推进技术,2018,39(2):308-316.
LUO Yifu, LIU Youhong, LI Jiangning. Effects of radial cooling channel length on aero-thermodynamic performance of air cooled flameholder[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(2):308-316. (in Chinese).
- [10] 贾翔中,单勇,徐兴平,等.一体化航空发动机高温部件冷态流动特性数值研究[J].航空动力学报,2021,(7):1472-1480.
JIA Xiangzhong, SHANG Yong, XU Xingping, et al. Numerical study on cold flow characteristics of integrated afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, (7):1472-1480. (in Chinese)
- [11] 刘友宏,杜力伟.新型热混合效率公式及其在一体化航空发动机高温部件中的应用[J].推进技术,2018,39(7):1515-1522.
LIU Youhong, DU Liwei. A new thermal mixing efficiency formula and its application in integrated afterburner[J]. Journal of Propulsion

- Technology, 2018, 39(7):1515–1522. (in Chinese)
- [12] 尹成茗, 张荣春, 樊末军, 等. 一种一体化航空发动机高温部件的数值模型[J]. 航空动力学报, 2018, 32(2):470–476.
- YIN Chengming, ZHANG Rongchun, FAN Weijun, et al. Numerical simulation on a type of the integrated afterburner [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 32(2):470–476. (in Chinese)
- [13] 刘涛, 张孝春, 徐兴平. 航空发动机加力燃烧室跨流气冷稳定器流场研究[J]. 航空发动机, 2014, 40(3):29–33.
- LIU Tao, ZHANG Xiaochun, XU Xingping. Study on flowfield of air cooled flameholder for aeroengine afterburner[J]. Aeroengine, 2014, 40(3):29–33. (in Chinese)
- [14] Drost U, Bolcs A. Investigation of detailed film cooling effectiveness and heat transfer distributions on a gas turbine airfoil [R]. ASME 1998–GT–020.
- [15] Goldstein R. J, Eckert. E. R. G, Burggraf F. Effects of hole geometry and density on three dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5):595–607.
- [16] Winka J R, Anderson J B, Boyd E J, et al. Convex curvature effects on film cooling adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(6): 061015.
- [17] Pedersen D. R, Eckert. E. R. G, Goldstein R. J. Film cooling with large density differences between the mainstream and the secondary fluid measured by the heat–mass transfer analogy[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1977, 99(4):620–627.
- [18] 王旭, 张靖周, 单勇. 气膜孔排布对排气系统中心锥冷却和红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4):830–835.
- WANG Xu, ZHANG Jingzhou, SHANG Yong. Effects of film hole arrangement on central–cone cooling and infrared radiation characteristics of exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4):830–835. (in Chinese)
- [19] 卢浩浩, 吉洪湖, 王丁, 等. 部件冷却对二元俯仰矢量排气系统红外特征抑制试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9):2070–2079.
- LU Haohao, JI Honghu, WANG Ding, et al. Experiment on infrared characteristics suppression by component cooling of two–dimensional convergent–divergent vectoring nozzle exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9):2070–2079. (in Chinese)

(编辑: 孙明霞)

煤油值班火焰和组合钝体氢火焰燃烧动态特性试验

过蒙蒙¹, 霍伟业¹, 林宇震², 王柏森², 王禹澎²

(1. 北华航天工业学院 航空宇航学院, 河北廊坊 065000; 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘要: 为了探究氢燃料在加力燃烧室中的应用前景, 以氢燃料间冷发动机为研究对象, 开展了(0.2~0.64 kg/s)空气流量下, 煤油值班火焰和组合钝体氢火焰的燃烧动态特性研究。在试验过程中, 保持煤油和氢气的热功率相同, 测量了模型加力燃烧室内煤油火焰和氢火焰的动态压力信号和火焰图像信号, 利用快速傅里叶变换、经验模态分解和相空间重构对动态压力进行了分析, 同时运用本征正交分解对煤油火焰和氢气火焰的OH*图像进行了分析。结果表明: 从动压频谱分析可知, 随着空气流量的增大, 煤油燃烧动压在不断升高, 氢气燃烧动压先提高后保持稳定; 在相同工况下, 煤油的燃烧动压总是高于氢气的; 从相空间图分析可知, 煤油和氢气的相空间轨迹未形成极限环, 但大部分轨迹比较规则有序, 从而呈现间歇振荡状态; 从本征正交分解结果分析可知, 煤油和氢气火焰振荡形态随空气流量变化而发生显著变化, 氢气释热率主要受单一火焰振荡形态所主导, 而煤油释热率受多种火焰振荡形态共同作用。

关键词: 值班火焰; 钝体稳定器; 氢气燃烧; 本征正交分解; 经验模态分解; 相空间重构; 航空发动机

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.014

Experimental Investigation on the Combustion Dynamic Characteristics of Kerosene Pilot Flame and Combined Bluff-Body Hydrogen Flame

GUO Meng-meng¹, HUO Wei-ye¹, LIN Yu-zhen², WANG Bai-sen², WANG Yu-peng²

(1. School of Aeronautics and Astronautics, North China Institute of Aerospace Engineering, Langfang Hebei 065000, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To explore the application prospects of hydrogen fuel in afterburners, a hydrogen-fueled intercooled engine was selected as the research subject. The combustion dynamic characteristics of kerosene pilot flame and combined bluff-body hydrogen flame were investigated under air flow rates ranging from 0.2 to 0.64 kg/s. During the experiment, the thermal power of the kerosene flame was maintained equal to that of the hydrogen flame. The dynamic pressure and flame imaging signals of kerosene and hydrogen flames inside the model afterburner were measured. Fast Fourier Transform (FFT), Empirical Mode Decomposition (EMD), and phase space reconstruction were employed to analyze the dynamic pressure signals, while Proper Orthogonal Decomposition (POD) was used to analyze the OH* chemiluminescence images of the hydrogen flame and kerosene flame. The results indicate that, based on the analysis of the dynamic pressure spectra, as air flow increases, the kerosene combustion dynamic pressure increases continuously, whereas the hydrogen combustion initially increases before stabilizing. Under identical operating conditions, the dynamic pressure of kerosene combustion is consistently higher than that of hydrogen combustion. Phase space analysis shows that neither the kerosene flame nor the hydrogen flame forms a limit cycle, but most phase space trajectories are relatively regular and ordered, suggesting the presence of an intermittent oscillation state. POD analysis further reveals that the oscillatory structures of both flames vary significantly with air flow rate. The heat release fluctuations of the hydrogen flames are predominantly governed by a single oscillation mode, whereas the heat release fluctuations of the kerosene flames are influenced by multiple oscillation modes acting concurrently.

Key words: pilot flame; bluff-body flame stabilizer; hydrogen combustion; proper orthogonal decomposition; empirical mode decomposition; phase space reconstruction; aeroengine

收稿日期: 2025-03-10

作者简介: 过蒙蒙(1994), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 过蒙蒙, 霍伟业, 林宇震, 等. 煤油值班火焰和组合钝体氢火焰燃烧动态特性试验[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 97-105. GUO Mengmeng, HUO Weiye, LIN Yuzhen, et al. Experimental investigation on the combustion dynamic characteristics of kerosene pilot flame and combined bluff-body hydrogen flame[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 97-105.

0 引言

随着军用战斗机对飞行高度、飞行速度、巡航时间要求的不断提高,对军用航空发动机性能也提出了更高要求,即须具有更宽广的飞行高度、更宽阔的速度范围、更长的航程(“两跨一长”)[1]。这对战斗机拓宽作战半径、缩短响应时间和提高突防能力等起着至关重要的作用,是重点研究的热点领域[2]。液氢具有高质量热值和高热沉的特点,是实现战机“两跨一长”的理想潜在燃料[3]。氢燃料间冷发动机利用液氢高热沉的特点与涡轮冷却空气换热可提高循环效率,并且参与换热后的氢气进入加力燃烧室可与航空煤油共同燃烧,实现增大推力的目的[4-5]。然而,将氢气作为常规加力燃烧室的补充燃料,需要探究煤油火焰和氢火焰燃烧动态特性,如声压脉动、释热脉动和火焰振荡等。

国内外学者对氢气和煤油的燃烧特性开展了探究。Dave等[6]研究了氢气添加对煤油火焰结构的影响,表明氢气的加入显著改变了火焰的拓扑结构,从纯煤油的叶状火焰转变为混合或纯氢的单一连续旋涡火焰;Florea等[7]对加力燃烧室中的纯氢钝体火焰进行了流场测量,发现钝体火焰稳定器附近存在显著的流量变化和湍流强度,表明存在高湍流和潜在火焰不稳定性区域;Burguburu等[8]研究了氢气在部分预混和完全预混方式下,氢气富集率对煤油和空气旋流火焰的影响,发现在氢气富集率不高于7.4%时,氢气的部分预混及完全预混方式对整体火焰形状的影响较小,完全预混方式比部分预混方式产生的火焰更稳定;刘宇等[9]研究了氢气添加对煤油着火特性的影响,发现当氢气添加比小于70%时,着火延迟时间随氢气添加缓慢缩短,当氢气添加比大于90%时,着火延迟时间随氢气添加急剧缩短;Zeng等[10]研究了定容燃烧条件下,氢气添加对煤油和空气层流预混火焰的燃烧特性影响,发现随着氢气添加的比例增大,层流预混火焰燃烧速度加快。上述关于氢气在加力燃烧室中的燃烧动态特性研究仍较为匮乏,亟需进一步开展研究。

本文参考AL-31F发动机加力燃烧室的火焰稳定器,分别探究了煤油值班火焰和组合钝体氢火焰燃烧动态特性随进口空气流量(0.2~0.64 kg/s)的变化。为探究煤油值班火焰和组合钝体氢火焰共同燃烧奠定基础。

1 试验方法

1.1 钝体稳定器结构

本研究中模型燃烧室结构如图1所示,火焰稳定器结构如图2所示。矩形通道的横截面尺寸为200 mm×80 mm,进口马赫数约为0.05~0.16。

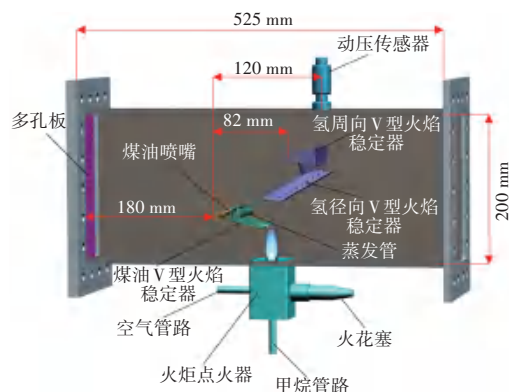


图1 模型燃烧室结构

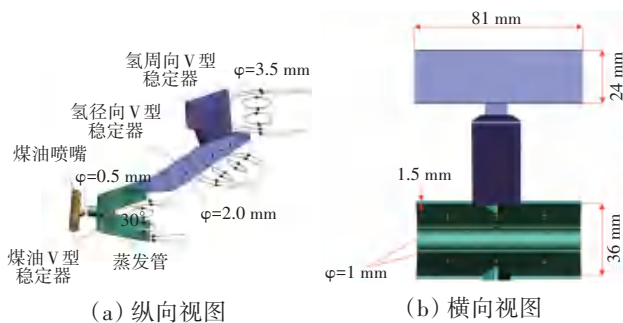


图2 火焰稳定器结构

煤油稳定器主要参考AL-31F发动机加力燃烧室中的值班稳定器,煤油从喷嘴喷出,经过蒸发管,在V型钝体后的回流区稳定燃烧。氢组合钝体稳定器包括周向稳定器和径向稳定器,其布置于值班稳定器的下游,其中径向稳定器紧贴着值班稳定器的上缘,以方便被值班火焰引燃。氢火焰稳定器喷孔均匀分布在V型钝体边缘两侧,其喷射方向均垂直于进口来流方向,有助于加强氢气和空气的掺混。在此火焰稳定器结构下,煤油和氢气燃烧方式都是扩散燃烧。本文分别研究组合钝体氢火焰和煤油值班火焰的燃烧动态特性。

1.2 试验系统

试验系统如图3所示,由空气供应系统、燃料供给系统、点火系统、数据采集系统、和高速图像采集系统组成。空气由电加热器进行加热,以达到试验所需温度。动态压力传感器布置于氢周向火焰稳定器后方,以捕捉火焰释热脉动对压力脉动的影响。模型加

力燃烧室侧壁上开设 160 mm×200 mm 的光学观察窗,使用高速相机完整捕捉煤油值班火焰和氢火焰的动态结构。

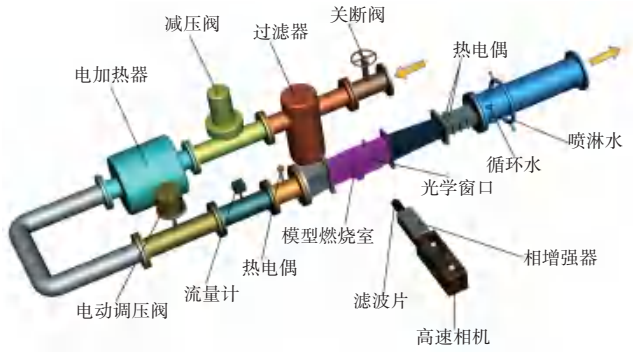


图3 试验系统

本试验采用半无限长管法测量模型加力燃烧室内的动态压力,使用 PCB Piezotronics 公司生产的 112A22 型动压传感器,其量程为 0~345 kPa,精度为 ±1%,分辨率为 0.7 Pa,采样频率为 5000 Hz,并利用循环水冷却。使用 Photron-FASTCAMS4 型的图像采集系统记录火焰图像,其由高速相机和像增强器组成,并配有波长范围为 307±5 nm 的 OH* 滤光片,用于观察氢气火焰和煤油火焰中 OH* 自由基的化学发光情况。在试验过程中,设置相机采样频率为 3600 Hz,图像分辨率为 1024 像素×1024 像素,每个工况拍摄 0.5 s,共 1800 张火焰图像。

本文的试验在常压下进行,空气流量范围为 0.2~0.64 kg/s。氢气和煤油燃烧工况见表 1。在每个空气流量下,氢气和煤油的热功率相同,当量比分别为 0.137 和 0.167。

表 1 氢气和煤油燃烧工况

工况	空气流量/ (kg/s)	环境压力/ kPa	进口空气 温度/K	出口平均 温度/K
工况 1	0.2	101	656	1070
工况 2	0.3	101	656	1070
工况 3	0.4	101	656	1070
工况 4	0.5	101	656	1070
工况 5	0.64	101	656	1070

1.3 数据处理方法介绍

1.3.1 经验模态分解

经验模态分解(Empirical Mode Decomposition, EMD)可以把原始信号分解成只包含单频信号分量的本征模态函数(Intrinsic Mode Function, IMF),每个 IMF 需要满足 2 个数学条件:(1)整段信号中极值点和过零点数目相等或者最多相差 1 个;(2)由极大值和

极小值形成的包络关于 x 轴对称^[11]。

EMD 的基本思路是用原始信号减去其上下包络的平均值来得到 $h(t)$,接着判断其是否符合 IMF 条件。再根据停止条件返回本征模态函数 $c_i(t)$ 和反应信号变化趋势的 $r(t)$,最后把 IMF 从高到低排列输出。

$$s(t) = \sum_{i=1}^M c_i(t) + r(t)$$

(1)

EMD 分解过程为:(1)寻找输入信号 $s(t)$ 的所有极值点,并采用 3 次样条插值在极大值点和极小值点构建信号的上包络 $e_{\max}(t)$ 和下包络 $e_{\min}(t)$;(2)计算上下包络的均值 $e_{\text{mean}}(t) = (e_{\max}(t) + e_{\min}(t))/2$ 和输入信号与平均包络的差值 $h(t) = s(t) - e_{\text{mean}}(t)$;(3)判断 $h(t)$ 是否满足 IMF 的条件,若 $h(t)$ 满足条件,令 $h(t) = c_i(t)$,否则返回(1);(4) $s(t) = s(t) - c_i(t)$,判断 $s(t)$ 是否为单调函数,若为单调函数,令 $r(t) = s(t)$,迭代停止,否则返回(1)^[12]。

1.3.2 相空间重构

相空间重构(Phase Space Reconstruction, PSR)是非线性时间序列分析中的一种重要技术,可以将观测的 1 维时间序列转换到高维相空间.通过观察在相空间中的轨迹变化特征,以揭示其潜在的动力学特性。

PSR 基于 Takens 定理^[13],表明可以通过合适的嵌入维数 m 来保证重构的相空间轨迹与原系统同胚。本文采用时间延迟法,通过平均互信息法(Average Mutual Information, AMI)^[14]和虚假临近法(False Nearest Neighbours, FNN)^[14]来确定延迟时间 τ 和嵌入维数 m 来重构相空间轨迹。时间延迟法的基本过程是将所测量的长度为 N 的 1 维时间序列,通过延迟时间 τ 重构为长度为 N_m 的 m 维向量。

$$\mathbf{p}'(i) = (p'_i, p'_{i+\tau}, \dots, p'_{i+\tau(m-1)})$$

$$i = 1, 2, \dots, N - \tau(m - 1)$$

(2)

式中: $\mathbf{p}'(i)$ 为试验中采集的动压时间序列; N 为采样点数; τ 为延迟时间; m 为嵌入维数; i 为时间序列。

1.3.3 本征正交分解

本征正交分解(Proper Orthogonal Decomposition, POD)的核心思想是从大量时间序列数据中,找寻最优标准正交基,把数据向正交基上投影,把原始数据转换成一系列标准正交基的线性组合,通过前几阶数据来表征动力学系统的主要特征,在协方差意义上近似还原原始数据,从而达到数据降维和简化分析的目的^[15]。其公式为

$$U(x, t) = \sum_{k=1}^M a_k(t) \varphi_k^T(x) \quad (3)$$

式中: U 为火焰图像矩阵; x 为空间坐标; t 为时间; M 为模态数; $\varphi_k(x)$ 为空间模态, 不同的空间模态是相互正交的; $a_k(t)$ 为时间模态系数; T 为转置符号。

本文所采用的是快照 POD(Snapshot POD)方法, 该方法可以大大降低计算量和存储空间, 而且计算结果精度不变^[16]。本文利用自编程序对火焰图像 POD 分解, 首先对高速相机采集的图像数据进行裁剪和标定处理, 以确定图像中像素长度和实际距离的比值。接着利用 reshape 函数按时间顺序将每张图像的 2 维灰度矩阵转换成 1 维列向量, 再把这些数据按时间顺序排列得到原始数据矩阵 S

$$S_{n \times r} = \begin{bmatrix} u_1(t_1) & u_1(t_2) & \cdots & u_1(t_r) \\ u_2(t_1) & u_2(t_2) & \cdots & u_2(t_r) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ u_n(t_1) & u_n(t_2) & \cdots & u_n(t_r) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: r 为图像的张数(维数); n 为每张图像中像素点的个数; u 为像素点的灰度大小。

为求解协方差矩阵 C , 先把 S 的每列元素值减去其均值, 即

$$u'_a(t) = u_a(t) - \bar{u}_a(t) \quad (5)$$

然后, 就可以得到矩阵 U

$$U_{n \times r} = \begin{bmatrix} u'_1(t_1) & u'_1(t_2) & \cdots & u'_1(t_r) \\ u'_2(t_1) & u'_2(t_2) & \cdots & u'_2(t_r) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ u'_n(t_1) & u'_n(t_2) & \cdots & u'_n(t_r) \end{bmatrix} \quad (6)$$

然后再求协方差矩阵 $C = U^T U$, C 的特征值是每个模态的能量大小, C 的特征向量是每个模态的时间系数 $a_k(t)$, 空间模态为协方差矩阵 U 与时间系数 $a_k(t)$ 的乘积, 然后再进行归一化操作。最后, 再根据能量的大小对模态排序, 把空间模态还原成裁剪图像上每个位置像素的亮度值。

2 结果与分析

2.1 动态压力分析

试验中采集到的动压时间序列可以经快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform, FFT)进行频谱分析和相空间重构分析, 频谱分析反映了动压在频率上的分布, 相空间重构分析能够分析动力学系统的动态特性。基于 Takens 定理的相空间重构技术通常要求输入信号无噪声干扰, 否则会对相空间轨迹造成一定干

扰。然而燃烧过程中采集到的动压信号, 通常包含燃烧噪声信号。燃烧噪声由火焰的不稳定放热波动导致的反应气体不稳定体积膨胀产生, 湍流火焰在声学上可以被视为具有不同强度和相位的单极声源的集合, 湍流脉动加剧了气体的不稳定体积膨胀^[17]。燃烧噪声表现为低振幅的宽频振荡压力, 热声振荡表现为单频周期性的压力脉动。经验模态分解可以将原始动压信号分解成一系列本征模态函数, 再对这些本征模态函数进行频谱分析, 从而把主频信号从燃烧噪声背景信号中分离出来。

本文分别以氢气燃烧工况 1 和煤油燃烧工况 1 为例, 把主频信号从原始信号中分离出来。氢气工况 1 和煤油工况 1 动压时序和频谱如图 4、5 所示, 氢气、煤油工况 1 动压 EMD 分解结果(IMF3)如图 6、7 所示。从图 4~7 中可见, 氢气和煤油工况 1 原始动压时间序列的主频分别为 109.6 Hz 和 109.1 Hz, 这与 EMD 分解后的 IMF3 的主频 110.5 Hz 和 109 Hz 相一致。因此, 可以把 IMF3 的时间序列作为除去燃烧噪声后的动压脉动, 其余氢气和煤油工况都是同样的操作从中提取燃烧压力脉动的主频信号。

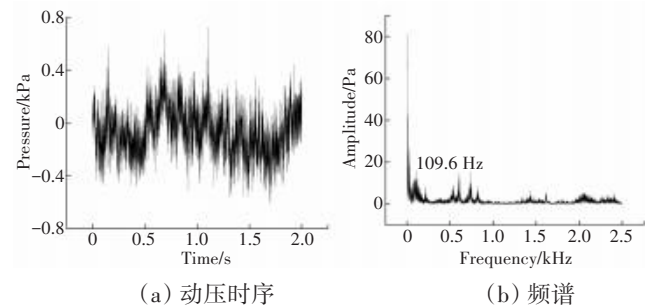


图4 氢气工况 1 动压时序和频谱

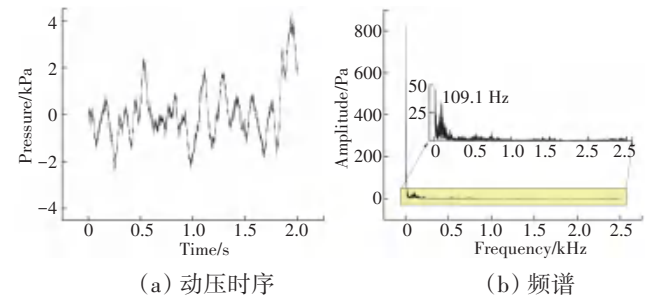
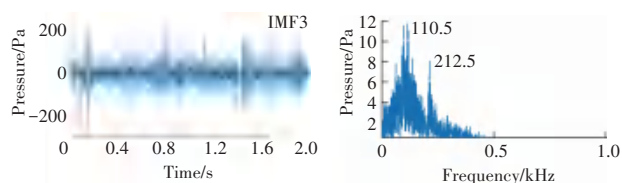


图5 煤油工况 1 动压时序和频谱

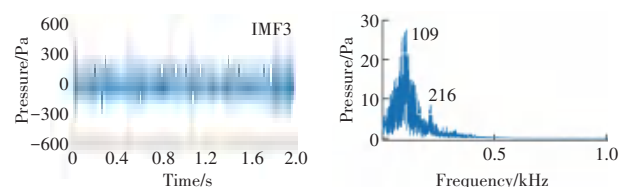
氢气、煤油工况 1~工况 5 的主频的时间序列、频谱及相空间重构如图 8、9 所示。从时域图观察, 煤油的 IMF3 动压幅值随着空气流量的提高而增大, 而氢气的 IMF3 随着空气流量先增大再保持平稳。在相同空气流量下, 煤油燃烧的压力脉动总是大于氢气燃烧的。



(a) IMF3 时序

(b) IMF3 频谱

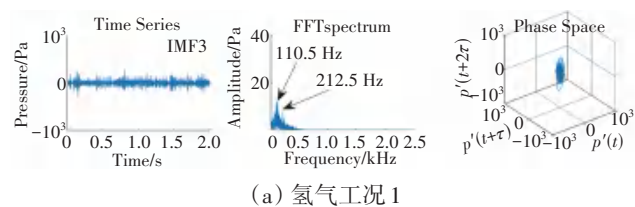
图6 氢气工况1动压EMD分解结果(IMF3)



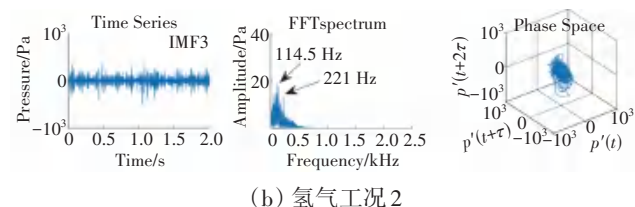
(a) IMF3 时序

(b) IMF3 频谱

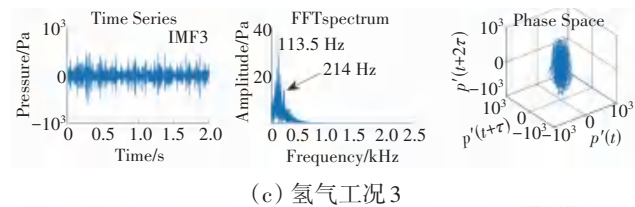
图7 煤油工况1动压EMD分解结果(IMF3)



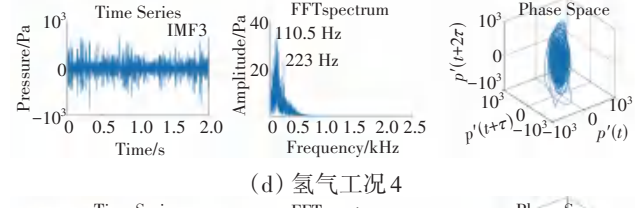
(a) 氢气工况1



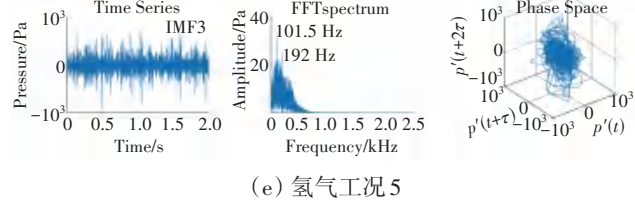
(b) 氢气工况2



(c) 氢气工况3



(d) 氢气工况4



(e) 氢气工况5

图8 氢气工况1~工况5的主频的时间序列、频谱及相空间重构

从相空间轨迹上分析,煤油和氢气时域的动压相空间轨迹都没有形成闭合的圆环,表明压力脉动都未达到极限环状态。其中,煤油工况1~5和氢气工况1~4的相空间轨迹是有规则的,这些工况处于间歇振荡状态,氢气工况5的轨迹杂乱无序,处于平稳燃烧状态。

从频谱图上分析,氢气工况1~4的主频约为110 Hz,谐频约为220 Hz,工况5的主频为101.5 Hz,谐频为192 Hz。煤油工况1~3和工况5的主频约为110 Hz,谐频约为220 Hz,工况4的主频为99 Hz,谐频为195.5 Hz。

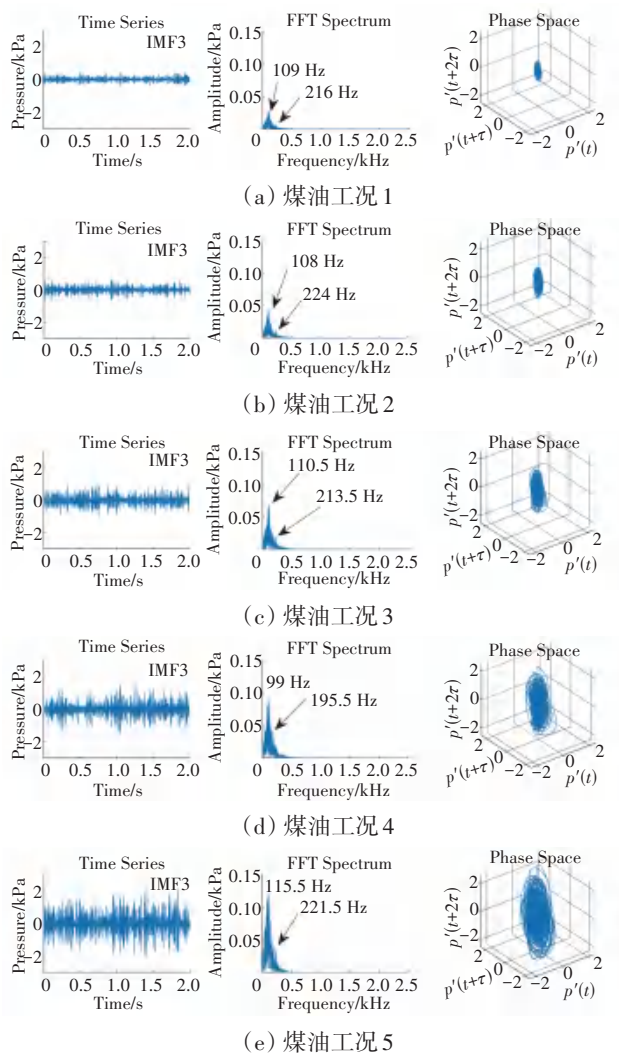


图9 煤油工况1~5的主频的时间序列、频谱及相空间重构

2.2 释热率分析

在碳氢燃料燃烧过程中,OH*和CH*自发光强度可以用来反映燃烧过程的释热率,通过火焰图像的亮度变化可以反映出热释放率的快慢^[18]。考虑到OH*和CH*在火焰分布特点不同,本试验采集煤油火焰和氢气火焰中OH*自发光情况,以比较二者之间的释热脉动差异。值得注意的是,火焰是在3维空间中,但是通常捕获的自发光信号是垂直于气流方向视线内的,因此采集的自由基的自发光信号是视线范围内的积分信号,用局部的积分信号来表示整体的热释放率。

对氢气和煤油各工况下拍摄的1800张火焰图像

进行灰度求和后,经FFT处理后可以得到工况1~5氢气和煤油释热率频谱如图10所示。从氢气的OH*频谱图中可见,工况1~4的主频均约为60 Hz,次频约为105 Hz。而工况5的主频为2 Hz,次频为76 Hz,与前4个工况有明显的差异。

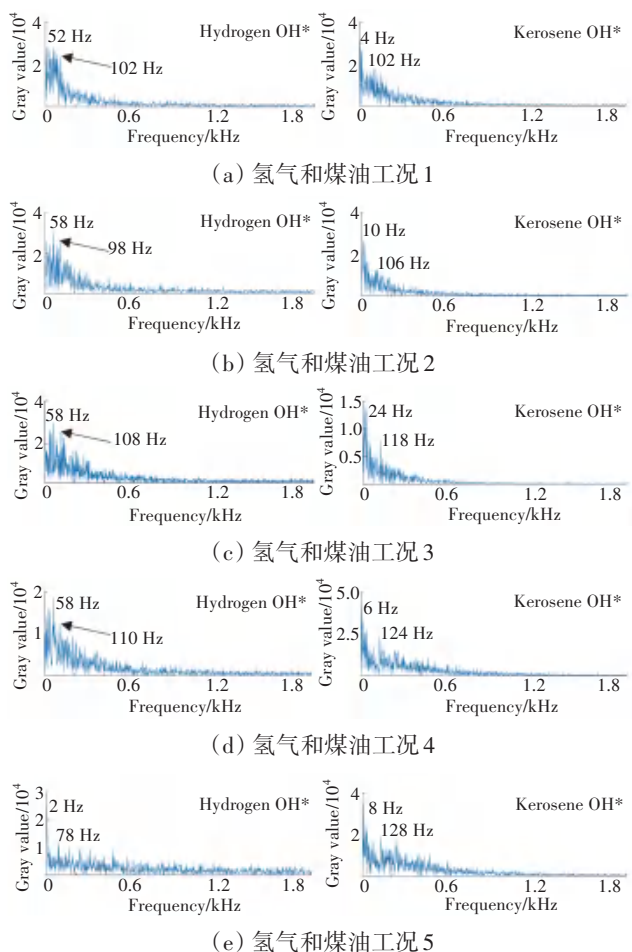


图10 工况1~5氢气和煤油释热率频谱

再结合氢气声压的相空间重构分析结果相比,虽然氢气前4个工况的相空间轨迹未形成极限环,但是其相空间轨迹比较规则。这是因为声压脉动的主频仅和释热脉动的次频相匹配。对于氢气工况5来说,其相空间轨迹比较杂乱无序,燃烧情况比较稳定,这是因为声压脉动的主频与次频和热释率的主频和次频都不相匹配。

从煤油的OH*频谱图中可见,主频均约为10 Hz,次频约为115 Hz。同样对比煤油声压的相空间重构分析结果,工况1~5的相空间轨迹比较规则,并未达到极限状态,这是因为煤油声压脉动的主频仅与释热脉动的次频相匹配。

对比每个工况下煤油和氢气动压和释热脉动,可

见二者均未发生热-声相互耦合而形成的热声振荡,只出现了由平稳燃烧向热声振荡转变的间歇振荡状态。在间歇振荡条件下,相同工况下煤油燃烧的动压脉动幅值总是高于氢气燃烧的,这应该是煤油和氢气燃烧特性的差异所导致的。氢气是气态燃料容易与空气进行掺混并且反应速度和传播较快,受压力脉动的干扰较小,而煤油是液态燃料,需要经过气化后才能燃烧,并且煤油燃烧过程相比于氢气反应过程较慢,更容易受到压力脉动的影响。

2.3 火焰图像POD结果分析

POD空间模态显示火焰空间的特征,时间系数能够显示模态的时间变化特征。通过POD空间模态分析可以得到模态的振荡情况,再对相应的时间系数做FFT处理就可以得到该模态中的火焰振荡频谱特性。

POD的空间模态通常经过伪彩色技术,把灰度图像转化成彩色图像,这样更能直观地显示出火焰的特征。颜色反映了该区域的相关程度,颜色越深表示相关程度越密切,红色区域表示某时刻自由基产生的化学发光强度增强,蓝色区域表示同时刻自由基产生的化学发光强度减弱,二者都代表自由基的波动速率,最终表示化学反应的剧烈程度,即热释放率脉动的快慢^[19]。POD的空间模态中的相关程度数据通常要经过归一化处理,这样可以消除不同模态之间由于尺度不同而产生的影响,方便更好地观察释热率变化剧烈的区域,使得不同模态之间具有可比性,从而能够准确表示出各个模态之间的变化关系。

氢气工况POD模态能量占比如图11所示,各阶模态是按照能量大小从高到低排列。从图中可见,10阶模态中前8阶模态能量占比较高,之后的模态能量占比小于2%。各工况前8阶能量占比之和约为40%,基本上可以反映出火焰振荡情况。

氢气工况1、2前8阶

POD空间模态如图12、13所示。这2种工况的前8阶模态分布基本相同:1阶模态中释热率变化强烈的区域主要分布在周向火焰稳定器和径向稳定器的后方,周向稳定器后方表现为与来流方向成一定夹角的红

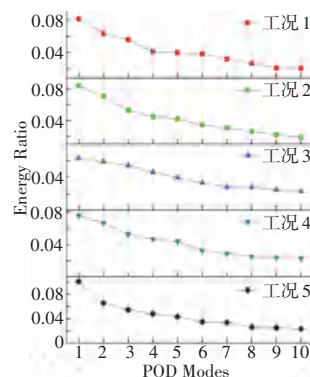


图11 氢气工况POD模态能量占比

蓝区域交替,表示火焰的纵向振荡,径向稳定器的后方表现为单独的红色或蓝色区域,表示该区域为体积收缩或膨胀导致的振荡;2阶模态中释热率变化强烈的区域主要在径向稳定器的后方,红蓝交替表示该区域和火焰的纵向振荡;3、4阶模态主要表现为周向火焰稳定器的纵向振荡,而径向火焰稳定器后面变化较弱。对于后4阶模态,轴向火焰稳定器后主要表现为火焰的纵向振荡,径向火焰稳定器开始出现连续的红蓝了交替的较大尺度涡脱落区域。

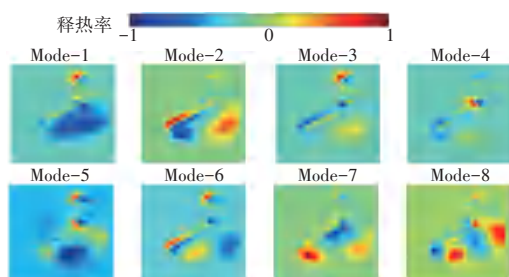


图12 氢气工况1前8阶POD空间模态

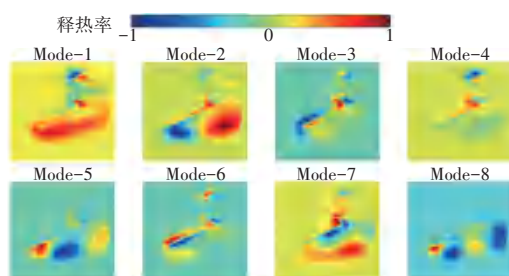


图13 氢气工况2前8阶POD空间模态

氢气工况3、4前8阶POD空间模态如图14、15所示,二者的前8阶模态分布基本相同:1阶模态主要表现为周向火焰稳定器的纵向振荡和径向火焰稳定器后的体积振荡;2阶模态主要表现为径向火焰稳定器后的纵向振荡;3、4阶模态除了有周向火焰稳定器后的纵向振荡外,还有径向火焰稳定器后连续的红蓝了交替的较大尺度涡脱落区域。对于后4阶模态,主要表现为周向火焰稳定器的纵向振荡和径向火焰稳定器后小尺度的涡脱落。

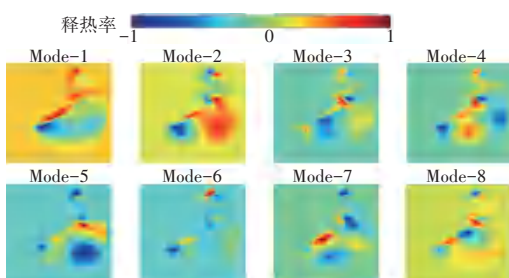


图14 氢气工况3前8阶POD空间模态

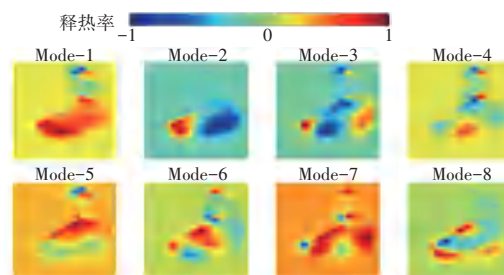


图15 氢气工况4前8阶POD空间模态

氢气工况5的POD空间模态如图16所示,其与前4个工况的模态都不相同:1阶模态表现为周向火焰稳定器后稳定燃烧状态,火焰与来流方向平行且对称地分布在稳定器外缘两侧,径向火焰稳定器表现为横向火焰振荡,之后的7阶模态,周向火焰稳定器表现为纵向火焰振荡,径向火焰稳定器表现为小尺度的涡脱落。

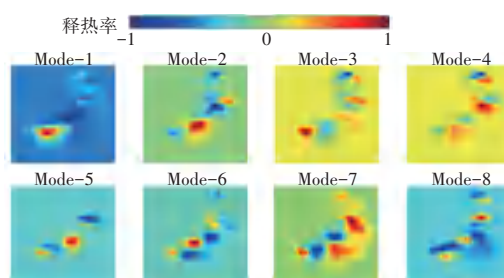


图16 氢气工况5前8阶POD空间模态

从上述分析可知,随着空气质量流量的增大,氢气的火焰振荡特性会发生变化。对于周向火焰稳定器,其后的火焰由纵向振荡主导,变成稳定燃烧主导。对于径向火焰稳定器,由纵向火焰振荡发展成较大尺度的涡脱落,再到小尺度的涡脱落。这可能是由于进口的湍流强度提高,导致径向火焰稳定器后剪切层内连续小尺度的涡脱落,此过程增强了空气与氢气的掺混,一定程度上抑制了火焰的振荡。

氢气工况1~5前2阶POD时间系数的频谱如图17所示。从图中可见,工况1~4的1阶POD时间系数的频率主要分布在0~60 Hz的低频范围内,主频没有明显的规律。对于2阶POD时间系数的频谱,工况1~4的主频或次频与相应工况的释热率的次频相接近,这说明释热率的次频主要受到径向火焰稳定器后的纵向火焰振荡影响。工况5的1阶POD时间系数的频率主频为2 Hz,这与该工况释热率的主频相对应,而并不与压力脉动的主频相同,说明释热率主要受到径向火焰稳定器的横向火焰振荡的影响。

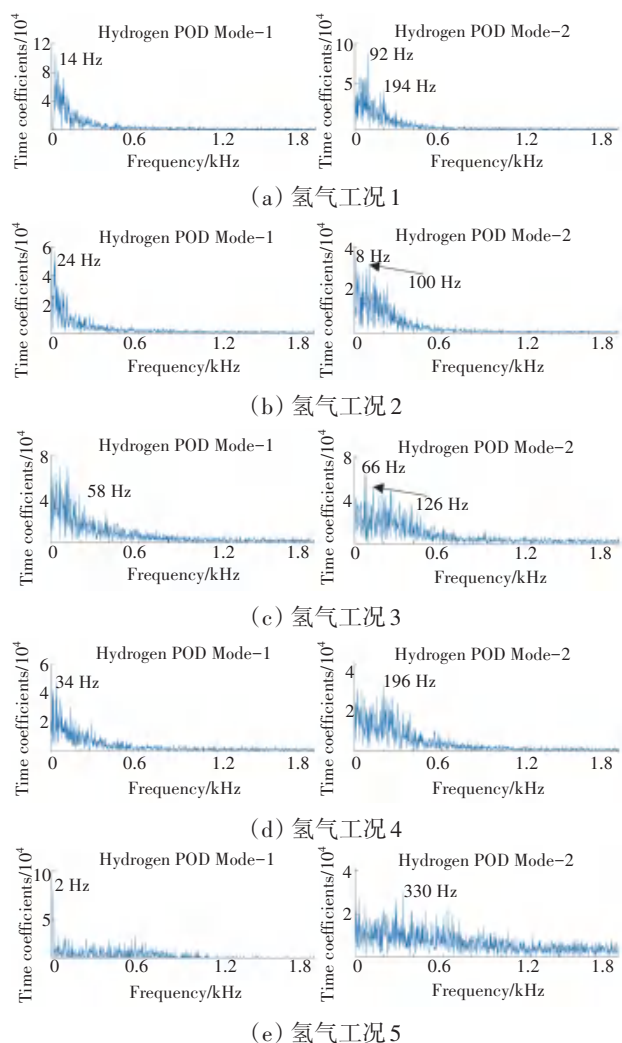


图 17 氢气工况 1~5 前 2 阶 POD 时间系数的频谱

煤油工况前 10 阶 POD 模态能量占比如图 18 所示, 同样取前 8 阶模态(模态能量占比约 60%)分析就可以反映出火焰振荡情况。

煤油工况 1~5 前 8 阶 POD 空间模态如图 19~23 所示。从图中可见, 煤油值机火焰释热率强烈变化区域主要分布在钝体稳定器后方。工况 1 的前 2 阶模态为横向火焰振荡; 工况 2 的前 3 阶模态为横向火焰振荡; 工况 3 的前 2 阶纵向火焰振荡, 3 阶为横向火焰振荡; 工况 4 的前 2 阶模态为纵向火焰振荡, 3 阶为横向火焰振荡; 工况 5 的前 2 阶模态为横向火焰振荡, 3 阶为纵向火焰振荡。各工况其余模态表现

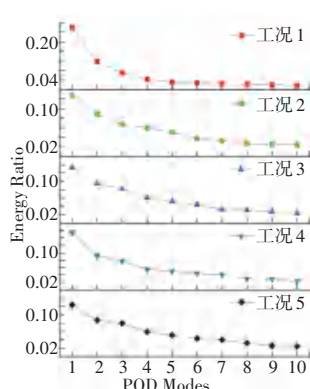


图 18 煤油工况 POD 模态能量占比

为涡脱落, 并且继续朝着下游发展。

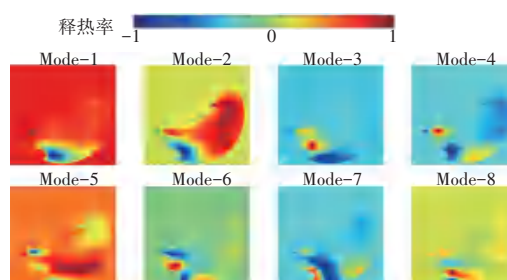


图 19 煤油工况 1 前 8 阶 POD 空间模态

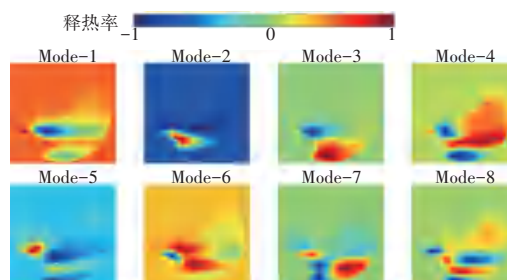


图 20 煤油工况 2 前 8 阶 POD 空间模态

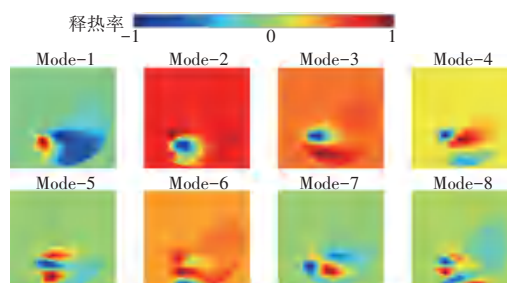


图 21 煤油工况 3 前 8 阶 POD 空间模态

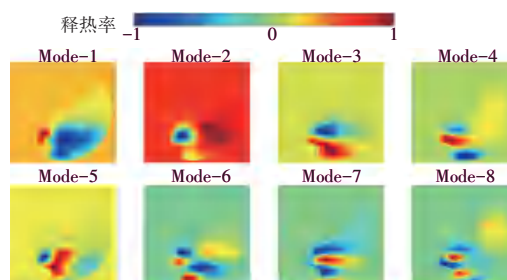


图 22 煤油工况 4 前 8 阶 POD 空间模态

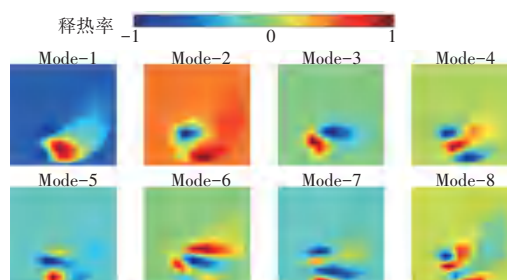


图 23 煤油工况 5 前 8 阶 POD 空间模态

通过以上对煤油工况 OH* 模态的分析可知, 随着空气流量的提高, 煤油火焰振荡特性煤油发生明显变

化。在0.2~0.3 kg/s(工况1、2)空气流量下,煤油火焰主要表现为横向振荡;在0.4~0.5 kg/s(工况3、4)空气流量下,煤油火焰主要表现为纵向振荡;在0.64 kg/s(工况5)空气流量下,煤油火焰主要表现为横向振荡。

煤油工况前8阶时间系数的主频如图24所示。从图中可见,各工况的主频都比较低,主要集中于2~40 Hz,这与释热率的主频比较接近。说明煤油燃烧过程的释热率变化是由多种火焰振荡形态相互耦合而形成的,不是由单一火焰振荡形态所主导。

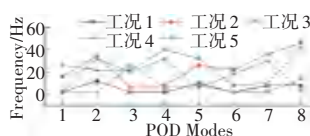


图24 煤油工况前8阶时间系数的主频

3 结论

(1)从动压的频谱可得,氢气和煤油在工况1~5条件下,随着空气流量的增大,煤油燃烧动压不断提高,氢气燃烧动压先提高后保持稳定,在相同工况下,煤油的燃烧动压总是高于氢气的。

(2)从动压的相空间轨迹分析可得,煤油和氢气的相空间轨迹未形成极限环,但是大部分轨迹比较规则有序,从而呈现间歇振荡状态。从释热率和动压频谱进一步分析可得,间歇状态是因为在煤油和氢气燃烧过程中动压主频仅和释热率的次频相匹配而形成的。

(3)从POD的空间模态分析可得,氢气火焰和煤油火焰的主要振荡形态都随进口空气流的变化而发生显著变化。对于氢气火焰,周向火焰稳定器的火焰形态由纵向振荡主导变成稳定燃烧主导,径向火焰稳定器的火焰形态由纵向火焰振荡发展成大尺度的涡脱落,再到小尺度的涡脱落;对于煤油火焰,其火焰形态由横向振荡变成纵向振荡,再到横向振荡。

(4)对POD时间系数分析可得,氢气释热率主要受单一火焰振荡形态所主导;而煤油释热率受多种火焰振荡形态共同作用。

参考文献:

- [1] Mahmood A S, Saleh F A. Flame stability in swirling and bluff-body burners: a review[J]. Journal Teknologi, 2023, 85(6): 1-15.
- [2] 刘晴, 胡斌, 赵巍, 等. 基于Damköhler数的蒸发式值班火焰稳定器贫燃边界分析方法研究[J]. 推进技术, 2024, 45(11): 103-113.
LIU Qing, HU Bin, ZHAO Wei, et al. Analysis method research on lean blowout limit of evaporative pilot flameholder based on Damköhler number[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(11): 103-113. (in Chinese)
- [3] Sürer M G, Arat H T. State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation[J]. European Mechanical Science, 2018, 2(1): 20-30.
- [4] Patrao A C, Jonsson I, Xisto C, et al. Compact heat exchangers for hydrogen-fueled aero engine intercooling and recuperation[J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 243: 122538.
- [5] 李维, 曹俊, 肖为. 氢燃料发动机技术及发展趋势[J]. 航空动力, 2022

(2): 39-42.

LI Wei, CAO Jun, XIAO Wei. Technology and development trend of hydrogen gas turbine[J]. Aerospace Power, 2022(2): 39-42. (in Chinese)

- [6] Dave K, Link S, De Domenico F, et al. Kerosene-H₂ blending effects on flame properties in a multi-fuel combustor[J]. Fuel Communications, 2025, 23: 100139.
- [7] Florean F G, Mangra A, Enache M, et al. Flow field analysis of a hydrogen-fueled flame holder using Particle Image Velocimetry (PIV)[J]. Fuels, 2025, 6(1): 20.
- [8] Burguburu J, Cabot G, Renou B, et al. Effects of H₂ enrichment on flame stability and pollutant emissions for a kerosene/air swirled flame with an aeronautical fuel injector[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2927-2935.
- [9] 刘宇, 曾文, 马洪安, 等. 氢气添加对RP-3航空煤油着火特性的影响[J]. 推进技术, 2016, 37(9): 1742-1751.
LIU Yu, ZENG Wen, MA Hongan, et al. Effects of hydrogen addition on ignition characteristics of RP-3 kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(9): 1742-1751. (in Chinese)
- [10] Zeng W, Liu J, Liu Y, et al. The effect of hydrogen addition on the combustion characteristics of RP-3 kerosene/air premixed flames[J]. Energies, 2017, 10(8): 1107.
- [11] Zeiler A, Faltermeier R, Keck I R, et al. Empirical mode decomposition—an introduction[C]//The 2010 International Joint Conference on Neural Networks (IJCNN). Barcelona: IEEE, 2010: 1-8.
- [12] Torres M E, Colominas M A, Schlotthauer G, et al. A complete ensemble empirical mode decomposition with adaptive noise[C]//2011 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP), Prague: IEEE, 2011: 4144-4147.
- [13] Takens F. Detecting strange attractors in turbulence[C]//Dynamical Systems and Turbulence Proceedings of a symposium held at the University of Warwick 1979/80. Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2006: 366-381.
- [14] Wallot S, Mønster D. Calculation of Average Mutual Information (AMI) and False-Nearest Neighbors (FNN) for the estimation of embedding parameters of multidimensional time series in matlab[J]. Frontiers in Psychology, 2018, 9: 1679.
- [15] Weiss J. A tutorial on the proper orthogonal decomposition[C]//AIAA Aviation 2019 Forum. Dallas: AIAA, 2019: 3333.
- [16] 徐凯池, 张佳琪. 流体微团作用与流动结构变化试验分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(2): 71-74.
XU Kaichi, ZHANG Jiaqi. Test analysis of fluid micelle action and flow structure change[J]. Aeroengine, 2020, 46(2): 71-74. (in Chinese)
- [17] Dowling A P, Mahmoudi Y. Combustion noise[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(1): 65-100.
- [18] Liu Y, Tan J, Wan M, et al. Quantitative measurement of OH* and CH* chemiluminescence in jet diffusion flames[J]. ACS omega, 2020, 5(26): 15922-15930.
- [19] Gadiraju S, Park S, Gomez-Ramirez D, et al. Application of proper orthogonal decomposition to high speed imaging for the study of combustion oscillations[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Charlotte: ASME, 2017: V04BT04A031.

(编辑: 兰海青)

巡航条件下横向射流强化航空发动机尾喷流 红外抑制技术

李 驰^{1,2}, 张 勃^{1,2}, 王治国^{1,2}, 吉洪湖^{1,2}, 李 伟³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 2. 江苏省航空动力系统重点实验室: 南京 210016; 3. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘要: 为了进一步探究横向射流抑制技术对巡航条件下飞机隐身性能的影响, 结合飞行器后体, 引入横向射流抑制技术, 开展了尾喷流的红外辐射特性的仿真计算, 并进一步对地面状态与巡航状态下引入横向射流后飞行器红外辐射与推力特性的变化分别进行了分析。结果表明: 横向射流入射有效抑制了尾喷流红外辐射特征。在巡航与地面状态下尾后大角度范围内, 纵向探测面最大降幅分别达到 50% 以上和 67%, 而横向探测面则分别最大降低 22.6% 和 41%; 喷管推力系数分别减小 0.03 和 0.006; 尾喷流受外流影响长度增加, 使得对应的红外抑制效果比地面状态下的减弱, 推力损失则略有增大。横向射流技术为飞行器后向大角度下红外抑制技术提供了一种主动可控, 且推力损失较小的新型抑制手段。研究成果可推广应用于各类隐身飞行器。

关键词: 横向射流; 红外抑制; 红外隐身; 后向大角度; 推力损失; 尾喷流; 航空发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.015

Aeroengine Exhaust Jet Infrared Suppression Enhanced by Transverse Jets Under Cruise Conditions

LI Chi^{1,2}, ZHANG Bo^{1,2}, WANG Zhi-guo^{1,2}, JI Hong-hu^{1,2}, LI Wei³

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

2. Jiangsu Provincial Key Laboratory of Aerospace Power System; Nanjing 210016, China;

3. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: To further investigate the impact of transverse jet-enhanced infrared (IR) suppression on aircraft stealth performance, considering the aircraft afterbody and introducing transverse jet, numerical simulations were carried out on the IR radiation characteristics of the exhaust jet under cruise conditions. Additionally, comparative analyses of IR radiation and thrust characteristics were performed for both ground and cruise conditions before and after implementing transverse jets. The results demonstrate that transverse jets significantly suppress IR radiation signatures. Specifically, within a large rearward angle range, the maximum reduction in IR intensity reaches over 50% (cruise) and 67% (ground) on the longitudinal detection plane, while reductions on the transverse plane are 22.6% and 41%, respectively. The nozzle thrust coefficient decreases by 0.03 (cruise) and 0.006 (ground). Compared to ground conditions, the length of the exhaust jet increases due to the influence of external flow under cruise conditions, resulting in a slightly weakened IR suppression effectiveness and a marginal increase in thrust loss. Transverse jet technology offers an actively controllable IR suppression method with minimal thrust loss for large rearward angles, demonstrating broad applicability for stealth aircraft.

Key words: transverse jet; infrared suppression; infrared stealth; large rearward angle; thrust loss; exhaust jet; aeroengine

0 引言

随着红外搜索与跟踪系统 (Infrared Search and Track System,IRST) 技术的飞速发展, 现代飞行器面临的战场威胁日益严峻^[1]。提高飞机的红外隐身能

力, 已成为增强其战场生存能力的关键因素之一。固定翼飞行器发动机高温部件与尾喷流是 3~5 μm 中红外波段的主要辐射来源。尽管尾喷流的绝对辐射量值可能低于高温部件, 但其具有显著的全向性辐射特征^[1], 使其极易被敌方从前向、侧向以及后向大角度范

收稿日期: 2023-05-25 基金项目: 国家级研究项目 (J2019-III-0009-0053) 资助

作者简介: 李驰 (1997), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 李驰, 张勃, 王治国, 等. 巡航条件下横向射流强化航空发动机尾喷流红外抑制技术[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 106-110. LI Chi, ZHANG Bo, WANG Zhiguo, et al. Aeroengine exhaust jet infrared suppression enhanced by transverse jets under cruise conditions[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 106-110.

围内探测与锁定,成为飞行器隐身防护的重点与难点^[1]。尾喷流的流动特性与飞行器推力紧密关联,这使得在抑制其红外辐射特征的同时,尽可能减小推力损失成为极具挑战性的技术难题^[1]。

目前矩形喷管、锯齿喷管、波瓣喷管以及小突片等^[2-4]被动式手段往往伴随着气动损失。探索主动流动控制在尾喷流红外抑制中的应用成为必然。何哲旺等^[5-6]通过系统的数值模拟与试验研究发现,在喷管下游适当位置引入横向射流(Jet in Crossflow, JiCF)能有效促进主喷流与环境的掺混,显著抑制尾喷流的红外辐射特征;朱希娟等^[7]的研究进一步指出,在亚声速条件下,引入少量的横向射流流量能有效加速喷流温度衰减,降低红外辐射强度;王飞等^[8]研究发现在与横向射流流动方向垂直的探测面上尾喷流辐射强度衰减明显,探测角度为 90° 时红外辐射强度衰减可达48%,随着2股射流流量差的减小,强化掺混与红外抑制效果逐渐增强;任超奇等^[9]探究了尾翼的干扰是有助于减小喷管阻力的,除了无尾翼模型外,尾翼错位布置的喷管-后体模型的总阻力是最小的,这主要是因为同位布置的尾翼本身会产生较大的压差阻力,后体形状对喷管-后体流场也有重要影响;周毅等^[10]研究发现空气来流参数中的温度、压力以及喷油参数中的喷孔直径、燃油压力等对穿透深度均有影响。在国外研究方面,Johari等^[11-12]深入研究了脉冲横向射流在横流中的穿透深度、流型演变及掺混特性,建立了基于冲程比和占空比的流型分类方案;Closkey等^[13]和Shapiro等^[14]的研究则表明,通过特定频率对横向射流进行主动激励,可以显著增强射流的穿透能力和扩散范围;Vermeulen等^[15]探讨了声激励对受限空间内横向射流掺混的影响;Hsu等^[16]则利用流动可视化技术研究了共振斯特劳哈数声激励下横向射流近场扩散特性的改善效果;Davitian等^[17]的研究也指出,激励效果受射流-横流吹风比和剪切层稳定性状态的影响显著。尽管上述国内外研究在探索横向射流强化掺混及其在红外抑制潜力方面取得了重要进展,但仍存在一些明显的局限性与不足:对真实巡航飞行状态下横向射流对尾喷流掺混特性、红外辐射抑制效果以及推力性能影响的研究相对缺乏;研究中采用的模型往往简化或忽略了飞行器后体结构的影响。

本文深入探究了横向射流强化掺混技术在巡航

飞行条件下对飞行器尾喷流红外辐射特征的抑制效果及其对推力性能的影响,通过高精度数值模拟方法,系统分析巡航状态与地面静态状态下,横向射流对尾喷流温度场分布、红外辐射空间特性以及喷管推力特性的影响规律。定量揭示高速外流对横向射流掺混效果及红外抑制效率的影响机制;评估横向射流技术在真实飞行环境下的红外抑制效能与推力损失特性。

1 物理模型

本文研究的横向射流入射结构如图1所示。为了突出尾喷流的影响,本文将喷管上游热部件简化为发射率为0.9的灰体。本文研究的排气系统包括轴向对称收敛喷管以及尾喷流。基准收敛喷管进口直径为260 mm,出口直径为180 mm,长度为230 mm。在其下游布置上下对称的2股扁平横向射流(图1)。横向射流管长5 mm,每个横向射流管出口面在喷管出口圆面上的跨度为 90° ,垂直为 90° ,其中尾喷流和横向射流的速度矢量分别为 V_i 和 V_j 。为了研究巡航状态下,外流对横流掺混尾喷流红外抑制效果的影响,本文进一步设计了发动机舱体,如图1(c)所示,从图中可见横向射流孔开设其尾部,包络在舱体外罩中。

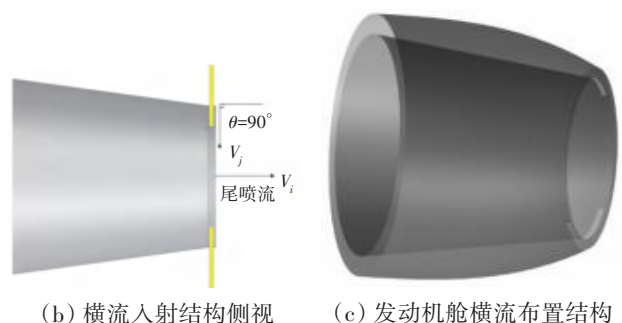


图1 横流入射结构

2 计算域与边界条件

加装后体尾喷管模型计算域如图2所示。计算域为圆柱体,直径为喷管进口直径的20倍,长度为喷管进口直径的50倍,由于远场边界距离喷管较远,故

将其设定为环境状态。另外横向射流的入射质量流量总和为0.0048 kg/s,占主流质量流量的2%。

计算边界条件见表1,来流 $Ma=0.8$ 。



图2 加装后体尾喷管模型
计算域

表1 计算域边界条件

边界条件	总压/Pa	温度/K
喷管进口	46905	809.48
横向射流进口	52147	299.94
环境状态	22700	217.00

3 网格与无关性验证

整个计算域的网格如图3所示,对喷管及其出口,尾喷流下游核心区以及后体壁面网格等流场参数变化剧烈的区域进行了局部的网格加密,以保证计算的精度。后体外壁面结构化网格如图4所示。

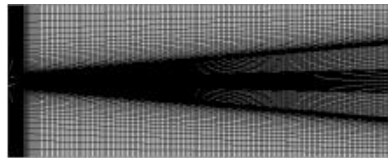


图3 计算域网格



图4 后体外壁面
结构化网格

本文主要研究巡航条件下,横向射流对尾喷流红外抑制特性的影响规律。算例参数设置见表2,其中case1与case3研究在巡航速度为 $Ma=0.8$ 时,有无横向射流对尾喷流红外抑制特征的影响,case2与case3则是用以比较巡航状态与地面状态时,横向射流对尾喷流红外抑制特征的影响。

表2 算例参数设置

编号	横向射流	Ma
Case1	无	0.8
Case2	有	0
Case3	有	0.8

在对计算域网格划分的过程中,网格无关性验证是不可或缺的。本节在加装后体喷管模型计算域200~500万均匀选取了7组网格数量,如图5所示。对case1中的流场横纵截面温度进行了计算。结果表明,当网格量在250万以上时,横纵截面流场温度逐渐趋于平缓,综合考虑计算精度和硬件资源后,本文选定的网格量在400万左右。

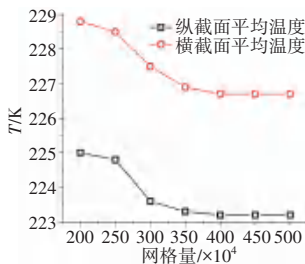


图5 加装后体喷管计算域
网格无关性验证

示,图中 β 为纵向探测面角度, α 为横向探测面角度。将垂直射流过喷管轴心的探测面定义为横向探测面,平行射流过喷管轴心的探测面定义为纵向探测面。在纵向、横向探测面上均间隔 10° 布置探测点。

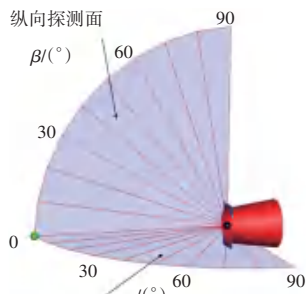
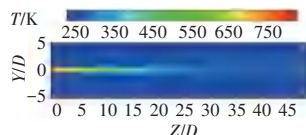


图6 红外探测点空间分布

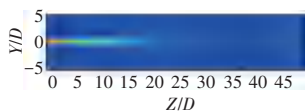
4 计算结果分析

4.1 温度场分布对比

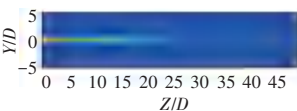
首先对不同算例的纵截面温度场进行对比分析,如图7所示。 Y 为径向长度, Z 为轴向长度, D 为尾喷管的直径。



(a) Case1 纵截面温度场



(b) Case2 纵截面温度场



(c) Case3 纵截面温度场

图7 不同算例纵截面温度场分布

对比case1与case3的纵截面温度场发现,在巡航状态下,由于上下2股横向射流对尾喷流的掺混,case3相比case1,尾喷流温度轴向衰减速度加快,高温核心区缩短。

进一步对不同算例喷口下游典型截面($Z=D$ 、 $3D$ 、 $5D$ 、 $7D$)的温度场进行分析,如图8所示。

从图8(a)中可见,Case1在巡航状态下的尾喷流轴向温度变化,在整个温度场周向对称,环境冷流不断切入主流参与掺混,促使核心区温度衰减。从图8(c)中可见,Case3在case1基础上,引入横向射流,与case1相比,其温度扩散受到横向射流的压制,高温核心区呈现明显的扁平状,掺混面积增大,温度快速衰减。从图8(b)中可见,Case2中下游截面的温度衰减与case3的趋势相同,下游截面上的温度场呈现扁平状分布,但是与case3相比,由于没有外流的引射影响,温度场径向扩散显著强于case3。说明case3巡航状态下,外流的存在使尾喷流拉长,横流强化掺混的作用减弱。

本文研究的3种状态下的喷管下游中心线温度分布如图9所示。从图中可见,case1巡航状态下的尾

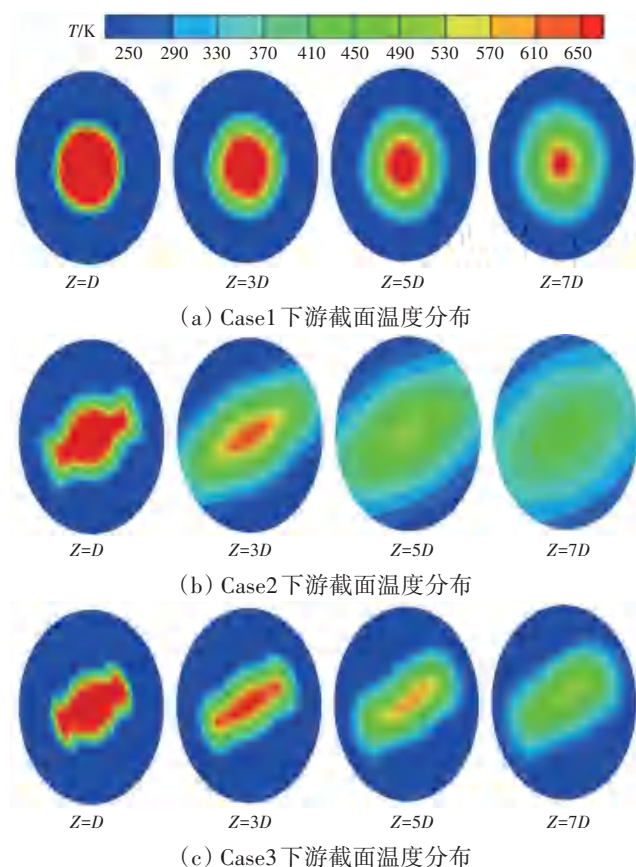


图8 各算例下游截面温度分布

喷流温度衰减最慢,在巡航状态下布置横向射流后,case3 的温度衰减增强,在下游近喷口区域尤为显著;在巡航速度为0的case2 中,横向射流显著强化了尾喷流掺混,温度衰减最快。

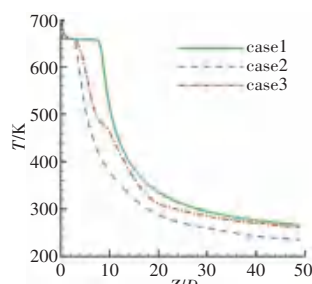


图9 3种状态下的喷管下游中心线温度分布

4.2 红外抑制特征分析

本文研究的不同算例在不同探测面上的3~5 μm 波段上红外辐射强度分布特征如图10所示,图中径向坐标 III'_0 为当前工况探测红外辐射强度与 case1

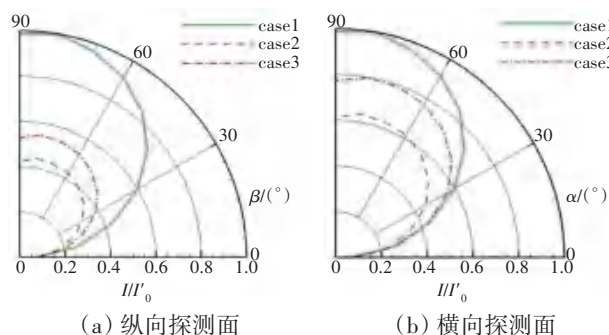


图10 红外辐射强度分布特征

最大红外辐射强度的比值。

从图中可见,case1 红外辐射强度最高,且其在横向探测面与纵向探测面(图6)上的红外辐射强度相等。而 case3 在 case1 基础上引入横向射流,使得横向、纵向探测面上的辐射强度均显著降低,在尾后大角度范围内,纵向探测面最大降幅达到50%以上,横向探测面则最大降低22.6%。在巡航速度为0的case2 中,横向射流红外抑制作用更加显著,纵向探测面上的抑制效果超过67%,在横向探测面上则超过41%。

4.3 后体阻力分析

引入横向射流后,将会对飞机后体阻力产生影响。对于收敛型飞机后体,后体阻力的产生主要是由其尾部形状所致。典型后体阻力的计算式为

$$X_b = -\int_1^2 (p - p_0) dA + X_f \quad (1)$$

式中: X_b 为发动机后体阻力;积分上限与下限2,1 分别表示后体尾部截面及最大截面; A 为各个后体截面的面积; X_f 为摩擦阻力。

模型后体阻力对比如图11所示。从图中可见,case2 中巡航速度为0,后体阻力较小。case1 巡航状态下,后体阻力升高,case3 安装横向射流后,后体阻力进一步增加。

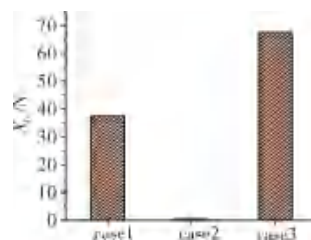


图11 后体阻力对比

为探究这一现象,对后体外壁面的压力分布进行了对比分析,后体外壁面静压分布如图12所示。压力采用无量纲化, p_0 表示环境压力。从图中可见,Case1 为地面状态,其后体外壁面大部分区域压力与环境压力相等,只在靠近尾部尾喷管出口的区域局部存在微小的压力降低。Case2 与 case3 均为典型的有飞机来流时的后体外壁面静压分布,其大部分区域壁面压力小于环境压力,只在靠近尾喷管出口附近压力身超过大气压力。因此减小后体阻力的关键在于提高后体尾部的外表面静压。通过对 case2 与 case3 的对比可知,虽然存在横向射流时的后体前部

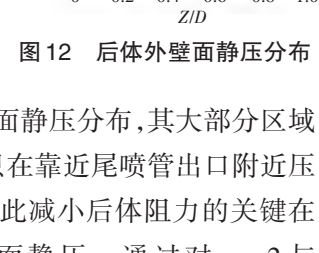


图12 后体外壁面静压分布

静压略有升高,但其后部壁面静压下降较大,这说明,由于横向射流的作用,导致后体尾部的局部压力升高,根据式(1)可知,静压降低将导致后体阻力增大,在来流均为 $Ma=0.8$ 的前提下,case2 与 case3 后体表面的摩擦阻力相差不大,因而综上所述,case3 相对 case2 的后体阻力有所增大。

4.4 尾喷管推力分析

3 种状态模型的尾喷管推力系数 C_F 为喷管实际产生的推力与相同条件下理想喷管所能产生的最大理论推力的比值,如图 13 所示。从图中可见,case1 与 case3 对比表明,在巡航状态下,引入横向射流后,尾喷管推力系数减小 0.03。case1 与 case2 对比表明,在地面状态时,引入横向射流使得推力系数减小 0.006。

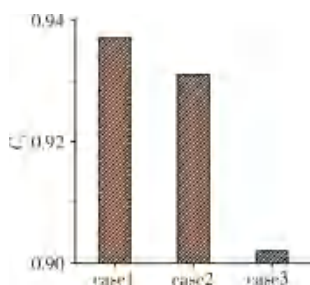


图 13 3 种状态模型的尾喷管推力系数对比

5 结论

(1) 在巡航状态下,引入横向射流显著强化了尾喷流掺混与红外抑制特征,在尾后大角度范围内,纵向探测面最大降幅达到 50% 以上,而横向探测面则最大降低 22.6%;喷管推力系数减小 0.03。

(2) 相比巡航状态,在地面状态下,引入横向射流后喷管纵向探测面上的红外抑制效果超过 67%,而在横向探测面上则超过 41%;喷管推力系数减小 0.006。

参考文献:

- [1] Rao G A, Mahulikar S P. Integrated review of stealth technology and its role in airpower[J]. Aeronautical Journal, 2002, 106(1066): 629-642.
- [2] New T H, Tay W L. Cross-stream radial fluid injection into a round jet [R]. AIAA-2004-2403.
- [3] Parviz Behrouzi, Jim McGuirk. Jet Mixing Enhancement Using Fluid Tabs[R]. AIAA-2004-2401.
- [4] 李立国, 张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 266.
LI Ligu, ZHANG Jingzhou. Jet mixer for aviation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 266. (in Chinese)
- [5] 何哲旺, 张勃, 吉洪湖, 等. 横向射流对排气系统红外辐射影响的实验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(6): 1030-1036.
HE Zhewang, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Experimental research on infrared radiation characteristics of exhaust system with jet in cross-flow injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6): 1030-1036. (in Chinese)
- [6] 何哲旺, 张勃, 吉洪湖, 等. 横流注入形式对发动机尾喷流红外辐射特性影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 337-343.
HE Zhewang, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Numerical research on infrared radiation characteristics of plume of engine influenced by cross-flow injecting forms[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 337-343. (in Chinese)
- [7] 朱希娟, 额日其太, 李家军, 等. 脉冲射流强化混合对喷流红外辐射特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(5): 551-555.
ZHU Xijuan, E Riqitai, LI Jiajun, et al. Effect of jet mixing enhancement by pulsed blowing on infrared radiation of plume[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(5): 551-555. (in Chinese)
- [8] 王飞, 张勃, 吉洪湖, 等. 几何对称横向射流射对尾喷流红外辐射特征抑制的数值研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 45-49.
WANG Fei, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Numerical investigation of infrared radiation suppression characteristics for plume with geometric symmetrical transverse jets[J]. Journal of Aeroengine, 2015, 41(2): 45-49. (in Chinese)
- [9] 任超奇, 王强, 胡海洋, 周旭. 带尾翼干扰的喷管-后体一体化流场数值模拟[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 69-74.
REN Chaoqi, WANG Qiang, HU Haiyang, et al. Integrated nozzle-afterbody flowfield simulation with empennage Interference[J]. Journal of aeroengine, 2014, 40(4): 69-74. (in Chinese)
- [10] 周毅, 何小民, 章宇轩. 高速高温空气横向射流条件下直射式喷嘴燃油轨迹研究[J]. 航空发动机, 2020, 46(1): 44-48.
ZHOU Yi, HE Xiaomin, ZHANG Yuxuan. Study on the fuel trajectory of direct jet under high-speed and high-temperature transverse jet[J]. Journal of Aeroengine, 2020, 46(1): 44-48. (in Chinese)
- [11] Johari H, Pacheco-Tougas M, Hermanson J C. Penetration and mixing of fully modulated turbulent jets in crossflow[J]. AIAA Journal, 1999, 37(7): 842-850.
- [12] Johari H. Scaling of pulsed jets in crossflow[R]. AIAA-2005-304.
- [13] Closkey R T M', King J M, Cortelezzi L, et al. The actively controlled jet in crossflow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, 452: 325-335.
- [14] Shapiro S R, King J, Closkey R T M', et al. Optimization of controlled jets in crossflow[J]. AIAA Journal, 2006, 44(6): 1292-1298.
- [15] Vermeulen P J, Chin C F, Yu W K. Mixing of an acoustically pulsed air jet with a confined crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 6(6): 777-783.
- [16] Hsu C M, Rong F H. Effects of acoustic excitation at resonance Strouhal numbers on characteristics of an elevated transverse jet[J]. Experimental Thermal & Fluid Science, 2011, 35(7): 1370-1382.
- [17] Davitian J, Hendrickson C, Getsinger D, et al. Strategic control of transverse jet shear layer instabilities[J]. AIAA Journal, 2010, 48(9): 2145-2156.

(编辑: 孙明霞)

飞机与发动机排气系统一体化模型的红外特性数值计算

马 壮¹, 吉洪湖¹, 吕明浩², 余雄庆², 张 勃¹
(南京航空航天大学 能源与动力学院¹, 航空学院²; 南京 210016)

摘要: 为了研究发动机排气系统向飞机后体传热而对飞机红外辐射特征产生的影响,建立了考虑和不考虑排气系统与飞机后体传热组合模型,通过有限体积法和反向蒙特卡罗法分别计算 2 种模型的流动传热特性和红外辐射特性。结果表明:考虑排气系统与飞机后体传热时,在竖直探测面上,3~5 μm 波段积分辐射强度在探测角 $\alpha=55^\circ$ 时增幅最大,增加了 2.97%;8~14 μm 波段积分辐射强度在 $\alpha=40^\circ$ 时增幅最大,增加了 8.9%;3~5 μm 波段积分辐射强度随着探测角增大而先提高后降低,在 $\alpha=5^\circ$ 时最高;8~14 μm 波段积分辐射强度随着探测角增大而先提高后降低,在 $\alpha=90^\circ$ 时最高;飞机表面发射率由 0.9 降低到 0.1 时,在水平探测面上, $\alpha=45^\circ$, 8~14 μm 积分辐射强度降低了 78.6%,但是 3~5 μm 波段积分辐射强度并没有降低,反而提高了 2.56%。

关键词: 飞发一体化;排气系统;红外特性;流动传热;数值计算

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.016

Numerical Study of Infrared Characteristics for Aircraft-Engine Exhaust System Integrated Model

MA Zhuang¹, JI Hong-hu¹, LYU Ming-hao², YU Xiong-qing², ZHANG Bo¹

(College of Energy and Power Engineering¹, College of Aerospace Engineering², Nanjing University of Aeronautics and Astronautics;
Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate the influence of heat transfer from the engine exhaust system to the aircraft afterbody on aircraft infrared radiation signatures, aircraft-engine exhaust system integrated models considering and not considering the heat transfer effect were established. The flow and heat transfer characteristics and infrared radiation characteristics of the two models were calculated using the finite volume method and reverse Monte Carlo method, respectively. The results show that when the heat transfer between the exhaust system and the aircraft afterbody is considered, on the vertical detection plane, the integrated radiation intensity peaks at α (detection angle) $=55^\circ$ in the 3~5 μm band, an increase of 2.97%, while the intensity peaks at $\alpha=40^\circ$ in the 8~14 μm band, an increase of 8.9%. In the 3~5 μm band, the integrated radiation intensity initially rises and then declines with the increase of detection angle, peaking at $\alpha=5^\circ$; in the 8~14 μm band, the integrated radiation intensity follows a similar trend but peaks at $\alpha=90^\circ$. When the aircraft surface emissivity decreases from 0.9 to 0.1, on the horizontal detection plane, at $\alpha=45^\circ$, the integrated radiation intensity of the 8~14 μm band decreases by 78.6%; however, the integrated radiation intensity of the 3~5 μm band does not decrease, but increases by 2.56%.

Key words: aircraft-engine integration; exhaust system; infrared characteristic; flow and heat transfer; numerical simulation

0 引言

近年来,针对作战飞行器的探测技术和导弹制导技术飞速发展,一些先进的红外探测系统的探测距离可达到几百公里^[1],对飞行器的生存与战斗能力已经构成了严重威胁。据 Morris 等^[2]的统计数据,在 20 世

纪几次局部战争中,红外制导导弹击落目标的数量与雷达制导导弹击落目标的数量之比约为 3:1。由此可见,红外制导导弹已成为当今战斗机的主要威胁之一。为了应对上述威胁,各国都十分重视红外隐身技术的研究和应用,以便有效控制武器装备的红外特征信号,以提高自身的生存能力、突防能力及作战效

收稿日期: 2023-05-25 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 马壮(1998),男,在读博士研究生。

引用格式: 马壮,吉洪湖,吕明浩,等.飞机与发动机排气系统一体化模型的红外特性数值计算[J].航空发动机,2025,51(4):111-116. MA Zhuang, JI Honghu, LYU Minghao, et al. Numerical study of infrared characteristics for aircraft-engine exhaust system integrated model[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 111-116.

能^[3-4]。典型战斗机的红外辐射特征源包括3大部分:发动机腔体热部件的辐射、尾部高温燃气喷流的辐射和机体蒙皮的辐射^[5-6]。其中,发动机腔体热部件和尾部的高温燃气喷流的辐射主要在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段,机体蒙皮的辐射主要在 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段^[7]。

研究人员对飞机与发动机的红外辐射特性做了许多研究,刘健等^[8]计算了典型飞行器装配的 0° 和 20° 几何偏转角轴对称矢量喷管红外特征分布,针对该飞行器设计了红外隐身方案,计算了采用该方案后飞行器的红外特征分布;黄伟等^[9]针对发射率和降温对发动机红外辐射特性的影响规律进行了研究;罗明东等^[10]试验研究了轴对称喷管与后机身组合结构的红外特性;王浩等^[11]通过试验研究了带气膜冷却的全遮挡导流支板对轴对称排气系统红外特征的抑制效果;Robertson^[12-13]介绍了F-117隐身战斗机采用的机翼前缘冷却技术,通过主动冷却方式将蒙皮局部高温区的热量导入机身内部降低表面温度;Mahulikar等^[14]考虑了后机身内部的排气管以及外部气流的对流和辐射耦合换热,对后机身的表面温度建立了热分析模型;Miller等^[15]通过在蒙皮上开设细密的发汗孔,通过发汗冷却的方式冷却蒙皮,降低其红外辐射强度;单勇等^[16]研究了轴对称喷管、单边膨胀喷管和开缝冷却单边膨胀喷管的排气系统与机身融合后的红外辐射特性空间分布规律。从国内外公开的文献来看,目前研究主要针对排气系统或者飞机蒙皮的红外辐射特性,而关于排气系统与飞机后体之间传热对于整机红外辐射特性的影响研究很少。

本文建立了考虑与不考虑排气系统与后体之间的传热模型,通过数值计算研究排气系统与后体之间传热对飞机红外辐射特征的影响规律。

1 物理模型与计算方法

1.1 排气系统与飞机的组合模型

本文以典型飞机布局为参考,建立了飞机与排气系统的全尺寸组合模型,如图1所示。飞机由机头、座舱盖、进气道、机身、机翼、水平尾翼、垂直尾翼等组成。排气系统由中心锥、全遮挡导流支板、火焰稳定器、隔热屏、加力筒、轴对称收扩喷管和外调节片等部件组成。本文将末级涡轮出口截面到喷管出口截面之间的飞机蒙皮称为后体蒙皮。飞机后体蒙皮与排气系统筒体壁面的壁厚均设为 $1\ \text{mm}$,在它们之间设

置冷却气流通路,在冷却通道中未考虑作动机构等部件。

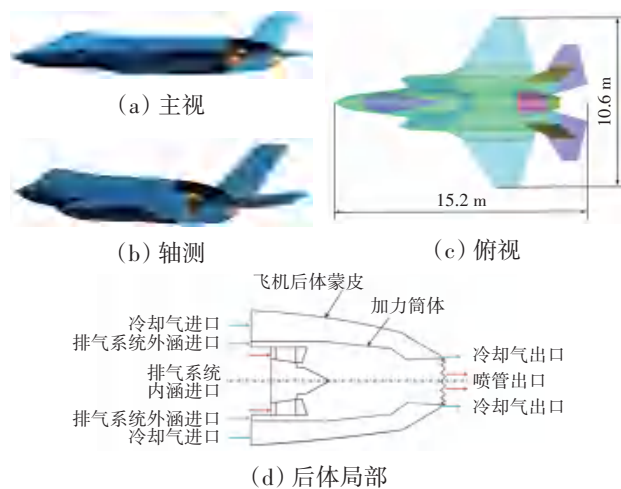


图1 飞机与排气系统的全尺寸组合模型

1.2 计算方法

1.2.1 流场计算方法

本文假设飞机内外流场均为稳态流动。采用商业软件进行流场计算,通过求解连续方程、动量守恒方程、能量守恒方程和湍流剪切输运模型(Shear Stress Transport $k-\omega$, SST $k-\omega$),获得飞机的流场分布。在计算组合模型流场时还求解了组分传输方程和辐射的离散坐标模型(Discrete Ordinates, DO)方程,以考虑排气系统内部固体部件、燃气与飞机后体蒙皮和环境气流之间的辐射传热。

1.2.2 红外辐射特征计算方法

本文采用课题组自研软件NUAA-IR进行红外辐射特征计算,通过求解辐射传输方程、辐射照度计算方程和辐射强度计算方程来获得目标的红外辐射特征;采用反向蒙特卡洛(Reverse Monte Carlo, RMC)方法求解辐射传输方程,以探测器为出发点,向飞机对探测器张成的立体角内发射若干能量射线,通过统计分析这些“反向”射线获得辐射特征,可减少计算量,大大提高计算效率。

1.3 流场计算域与边界条件

考虑排气系统与飞机后体传热的组合模型计算域如图2所示。由于带全遮挡导流支板的

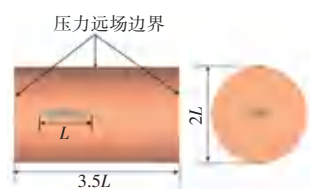


图2 组合模型计算域

排气系统在结构上是不对称的,所以要对飞机与排气

系统全尺寸模型进行计算。设整机长度为 L ,远场长度为 $3.5L$,直径为 $2L$ 。

飞机外流场计算边界条件见表 1,飞行高度为 11 km,飞行 $Ma=0.85$ 。

表 1 飞机外流场计算边界条件

边界条件	静温/K	静压/Pa	飞行马赫数 Ma
外流场压力远场边界	217	22621	0.85

进气道和排气系统及其与飞机蒙皮之间冷却通道的流场计算边界条件见表 2。进气道出口为压力出口边界条件;排气系统内涵进口为压力入口边界条

表 2 进气道和排气系统及其与飞机蒙皮之间冷却通道的流场计算边界条件

边界条件	总温/K	总压/Pa	质量分数			
			CO ₂	H ₂ O	CO	O ₂
进气道压力出口		23000(静压)	0	0	0	0.233
排气系统内涵压力入口	850	105000	0.066	0.025	0.0001	0.233
排气系统外涵压力入口	350	104000	0	0	0	0.233
排气系统与飞机蒙皮之间冷却气流压力进口	248	36702	0	0	0	0.233

1.4 流场计算网格划分与网格独立性分析

本文对飞机和排气系统 3 维模型进行网格划分,因为计算模型结构十分复杂,网格划分方式选用非结构化网格,对喷流核心区进行网格加密,对飞机与排气系统壁面采用三棱柱网格进行加密。考虑排气系统与飞机后体传热的 3 维组合模型流场对称面上的网格划分,如图 3 所示。

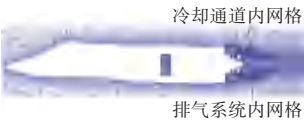


图 3 组合模型流场对称面上的网格分布

本文以不考虑排气系统与飞机后体传热组合模型的后体壁面平均温度为参考,设计了 5 套网格来进行网格独立性验证,如图 4 所示。结果表明,当网格数大于等于 990 万时,后体壁面平均温度基本稳定,不再随网格量的变化而变化。所以本文在不考虑排气系统与飞机后体传热的流场计算时选择网格数量为 990 万。

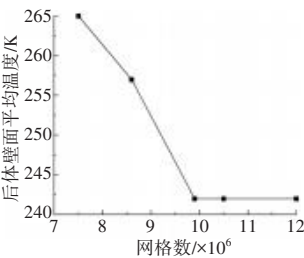


图 4 网格独立性验证

在考虑排气系统与飞机后体传热时需要在冷却通道中划分网格,根据经验网格数量取 210 万可满足计算要求,此时组合模型的总网格量为 1200 万。

1.5 红外辐射计算域、网格划分与探测面的布置

1.5.1 红外计算域

在红外辐射特征计算域,计算了水平探测面上探

件,内涵气流为燃气。表中给出了燃气组分质量分数;外涵为压力入口边界条件;考虑排气系统与飞机后体传热时,冷却通道进口为压力入口边界条件,此时有冷却空气通过,排气系统内外壁面以及飞机后体蒙皮内外壁面都设为导热、对流与辐射耦合换热边界条件;当不考虑排气系统与飞机后体传热时,冷却通道不通入冷却气,排气系统外壁面与后体蒙皮均设为绝热壁面。计算中考虑了壁面与环境的辐射传热,所有壁面发射率均设置为 0.9。

测角度 $\alpha=90^\circ$ 时,计算域长度分别为 25、35、40 m 的红外积分辐射强度值分别为 15.2017、15.7157、15.7161 W/sr,红外辐射特征计算域如图 5 所示。从图中可见,当计算域长度为 35 m 时,可认为计算域长度对红外积分辐射强度已经几乎没有影响,故选择长度 35 m、直径 2 m 的圆柱体区域为红外计算域。

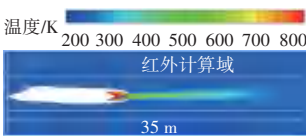


图 5 红外辐射特征计算域

1.5.2 红外计算网格划分

组合模型红外辐射特征计算网格,如图 6 所示。

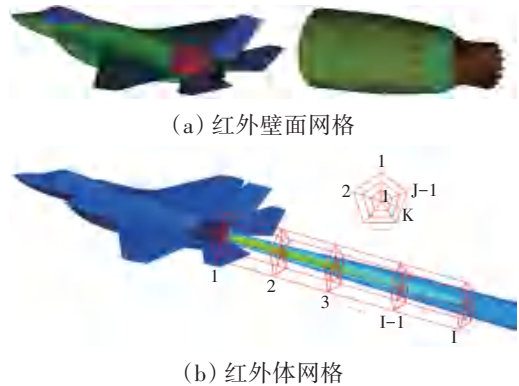


图 6 组合模型红外辐射特征计算域网格

因为三角形网格对于复杂型面有更好的适应性,所以面网格均为三角形网格,总网格量为 75000 左右。对流体域分别在轴向($I=120$)、径向($K=80$)、周向($J=50$)进行离散;红外计算所需的温度、压力和组分浓度数据均在 CFD 计算结果中提取得到。在红外特征计算

时,飞机表面和排气系统壁面发射率均设置为 0.9,壁面特性均假设为漫反射体。

1.5.3 探测点布置

组合模型分别设置水平探测面和竖直探测面,每个探测面上每隔 5° 布置 1 个探测点,定义 α 为在探测面上与飞机轴线的夹角($\alpha=0^\circ\sim 180^\circ$),探测点布置如图 7 所示。

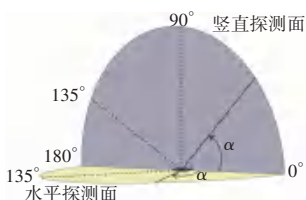


图 7 探测点布置

2 流场计算结果与分析

2.1 速度分布

2 种组合模型对称面上速度分布如图 8 所示。从图中可见,考虑排气系统与飞机后体传热时,排气系统与飞机后体蒙皮之间的气流速度很低,平均速度只有 0.15 m/s;排气系统内外涵气流进口速度也较低,但在进入喷管收缩段后,高温气流开始迅速加速,在喷管出口处马赫数达到 1.47。

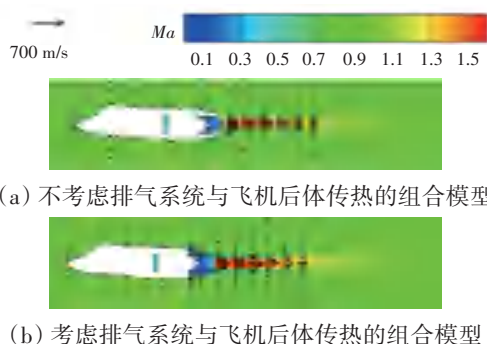


图 8 组合模型对称面上速度分布

2.2 温度分布

2 种组合模型后体对称面上温度分布如图 9 所示。从图中可见,排气系统内部为高温燃气,排气系统与蒙皮之间冷气由于受到内部高温燃气的影响,温度有所升高;排气系统内外涵气流掺混后,核心区温度很高,经过喷管后,喷流的内能转换为动能,温度降低,速度增大,随着喷流与外界气流掺混而温度不断降低。

2 种组合模型飞机蒙皮温度分布如图 10 所示。从图中可见,考虑排气系统与飞机后体传热后,后体蒙皮区域温度明显增大,相较于不考虑排气系统与飞机后体传热时,后体蒙皮的平均温度由 242.3 K 升高到 251.4 K,增幅达 3.76%,这是由于排气系统向蒙皮

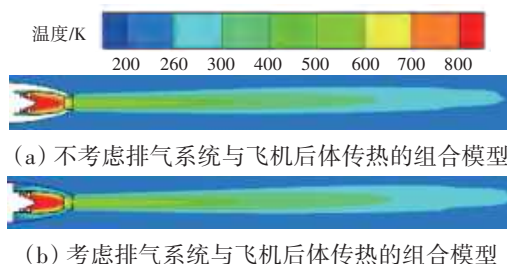


图 9 组合模型后体对称面上温度分布

传热造成的。

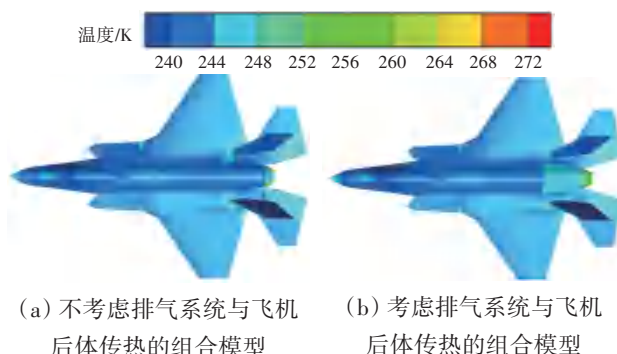


图 10 组合模型蒙皮表面温度分布

2 种组合模型排气系统内部壁面温度分布情况如图 11 所示。从图中可见,考虑排气系统与飞机后体传热时,排气系统筒体壁面平均温度有所下降,这是因为排气系统向蒙皮进行传热时带走了一部分热量。

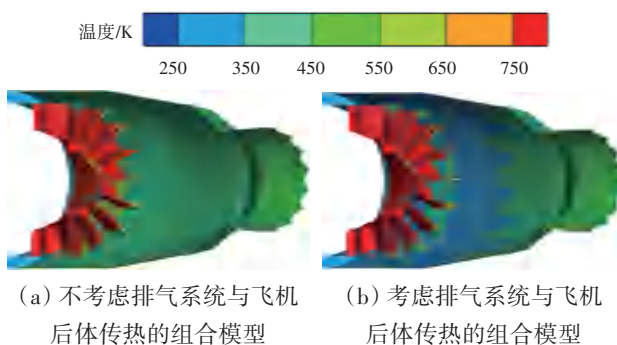
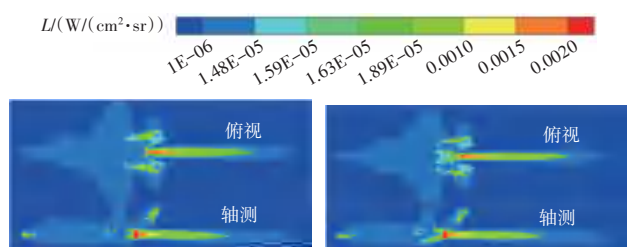


图 11 组合模型排气系统内部壁面温度分布

3 红外辐射特性计算结果与分析

3.1 辐射亮度分布

2 种组合模型的飞机表面($\varepsilon=0.9$) $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射亮度(L)分布如图 12 所示。本节中将在竖直探测面上,探测角度 $\alpha=90^\circ$ 时的观察方向称为俯视图;在水平探测面上, $\alpha=45^\circ$ 时的观察方向称为轴测图。从图中可见,考虑排气系统与飞机后体传热时,后体的辐射亮度明显增大,同时平尾、垂尾部件由于受到



(a) 不考虑排气系统与飞机后体传热的组合模型 (b) 考虑排气系统与飞机后体传热的组合模型

图12 飞机表面($\varepsilon=0.9$)3~5 μm 波段辐射亮度分布

喷流辐射的影响,其辐射亮度也有所增大。

飞机蒙皮发射率为0.1,考虑排气系统与后体传热时的3~5 μm 波段辐射亮度分布如图13所示。从图中可见,飞机垂直尾翼上辐射亮度较大。当飞机表面发射率由0.9下降到0.1时,在水平探测面上, $\alpha=45^\circ$,8~14 μm 积分辐射强度下降了78.6%,但是3~5 μm 波段积分辐射强度并没有下降,反而升高了2.6%,这说明此时蒙皮在3~5 μm 波段积分辐射强度由于反射辐射而产生的增量要大于其发射率下降导致的自身辐射的减小量。

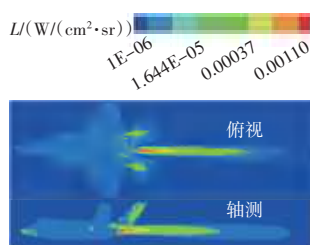
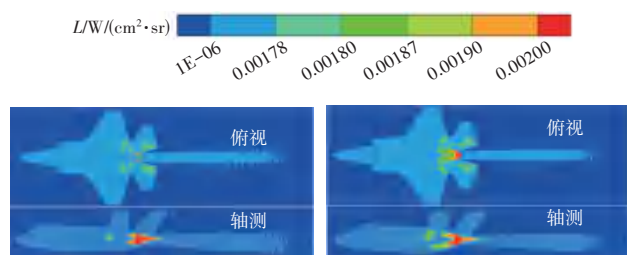


图13 飞机表面($\varepsilon=0.1$)3~5 μm 波段辐射亮度分布(考虑排气系统与飞机后体传热)

2种组合模型飞机表面($\varepsilon=0.9$)8~14 μm 波段辐射亮度如图14所示。从图中可见,考虑排气系统与飞机后体传热时,由于燃气与排气系统筒体和冷却通道中冷却气流之间的对流、辐射、导热的耦合传热,同时冷却气流与后体蒙皮和环境气流之间也存在着对流、辐射、导热的耦合传热,这使得后体蒙皮外表面的温度升高,后体的辐射亮度明显增大。



(a) 不考虑排气系统与飞机后体传热的组合模型 (b) 考虑排气系统与飞机后体传热的组合模型

图14 飞机表面($\varepsilon=0.9$)8~14 μm 波段辐射亮度(考虑排气系统与飞机后体传热)

飞机表面发射率为0.1,考虑排气系统与后体传热时的8~14 μm 波段辐射亮度分布如图15所示。从图中可见,与飞机表面发射率为0.9时相比,8~14 μm 波段辐射亮度大大下降,这是因为飞机表面发射率下降导致其自身辐射降低。

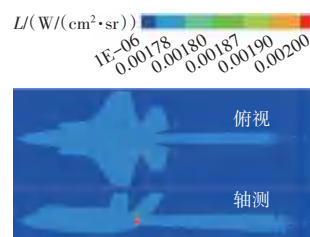
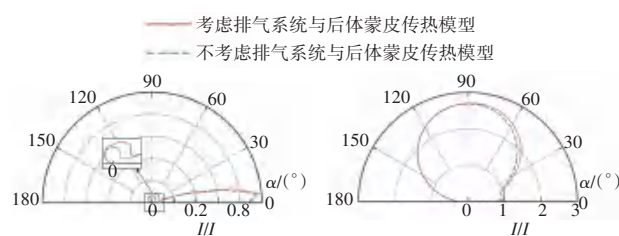


图15 飞机表面($\varepsilon=0.1$)8~14 μm 波段辐射亮度分布(考虑排气系统与飞机后体传热)

3.2 积分辐射强度分布

2种组合模型在竖直探测面上的3~5 μm 波段和8~14 μm 波段的积分辐射强度分布如图16所示, I_c 是用于无量纲化的参考值。从图中可见,在2个波段范围内考虑排气系统与飞机后体传热时的积分辐射强度都大于不考虑排气系统与飞机后体传热的组合模型,3~5 μm 波段积分辐射强度在 $\alpha=45^\circ$ 时增幅最大,增加了69.3%;8~14 μm 波段积分辐射强度在 $\alpha=40^\circ$ 时增幅最大,增加了8.9%;3~5 μm 波段内的积分辐射强度随着探测角增大而先增大后减小,在 $\alpha=5^\circ$ 时最大;8~14 μm 波段积分辐射强度随着探测角增大而先增大后减小,在 $\alpha=90^\circ$ 时最大。



(a) 3~5 μm 波段 (b) 8~14 μm 波段

图16 竖直探测面积分辐射强度分布

4 结论

(1)相较于不考虑排气系统对飞机后体传热的情况,考虑传热时飞机后体蒙皮的平均温度由242.3 K升高到251.4 K,升幅达到3.76%。

(2)考虑与不考虑排气系统对飞机后体传热时,飞行器竖直探测面内红外辐射强度的分布相近。3~5 μm 波段内的辐射强度随着探测角增大而先增大后减小,在 $\alpha=5^\circ$ 时最大,此时相较于不考虑排气系统对飞机后体传热时,考虑传热时飞机后体蒙皮辐射强度提高了3.1%;在8~14 μm 波段内,辐射强度随探测角增大而先提高后降低,在 $\alpha=90^\circ$ 时最高,此时相较于

不考虑排气系统对飞机后体传热时,考虑传热时飞机后体蒙皮辐射强度提高了0.47%。

(3)考虑排气系统与飞机后体传热时,在竖直探测面上,3~5 μm 波段在探测角 $\alpha=45^\circ$ 时增幅最大,增加了69.3%;8~14 μm 波段在 $\alpha=40^\circ$ 时增幅最大,增加了8.9%。

(4)飞机表面发射率由0.9降低到0.1时,在水平探测面上, $\alpha=45^\circ$ 、8~14 μm 积分辐射强度降低了78.6%;但是3~5 μm 波段积分辐射强度并没有降低,反而提高了2.6%,此时因反射辐射产生的增量要大于其发射率降低导致的自身辐射的减小量。

参考文献:

- [1] 桑建华.飞行器隐身技术[M].北京:航空工业出版社,2013:17-18.
SANG Jianhua.Low-observable technologies of aircraft[M].Beijing: Aviation industry Press,2013:17-18.(in Chinese)
- [2] Morris T A, Marciniak M A. Analysis of uncertainties in infrared camera measurements of a turbo-fan engine in an altitude test cell[J]. Infrared and Technology, 2006, 48(2): 130-153.
- [3] 邓洪伟,邵万仁,尚守堂.飞机/发动机一体化隐身技术初探[J].隐身技术,2010(1):13-17.
DENG Hongwei, SHAO Wanren, SHANG Shoutang. Aircraft/engine integrated stealth technology study[J]. Journal of Stealth Technology, 2010(1): 13-17.(in Chinese)
- [4] 桑建华,张勇.飞行器红外隐身技术[J].航空科学技术,2011,(5):5-7.
SANG Jianhua, ZHANG Yong. Infrared stealth technology of air vehicles [J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(5): 5-7.(in Chinese)
- [5] Mahulikar S, Rao G, Sane S. Aircraft plume infrared signature in nonafterburning mode [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2005, 9(3): 413-415.
- [6] Mahulikar S, Sane S, Gaitonde U. Numerical studies of infrared signature levels of complete aircraft [J]. Aeronautical Journal. 2001, 105, (1046): 185-192.
- [7] Mahulikar S P, Sonawane H R, Rao G A. infrared signature studies of aerospace vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences. 2007, 43 (7): 218-245.
- [8] 刘健,宫禹,吉洪湖.战斗机8~14 μm 波段红外特征及低发射率材料隐身效果[J].航空动力学报.2014,29(2):259-267.
LIU Jian, GONG Yu, JI Honghu. Fighter's infrared characteristics between 8 and 14 μm and infrared stealth effect of low emissivity materials[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 259-267. (in Chinese)
- [9] 黄伟,吉洪湖,斯仁.降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J].推进技术,2011,32(4):551-556.
HUANG Wei, JI Honghu, SI Ren. Investigation of infrared suppression of exhaust system by reducing surface temperature and emissivity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 551-556. (in Chinese)
- [10] 罗明东,吉洪湖,黄伟.轴对称喷管与后机身组合结构的红外特性实验[J].南京航空航天大学学报,2007,39(3):293-297.
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei. Experiments on infrared radiation characteristics of combination axisymmetric nozzle and aft fuselage[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(3): 293-297. (in Chinese)
- [11] 王浩,吉洪湖,桑学仪,等.全遮挡导流支板对排气系统红外特性的影响[J].航空动力学报,2020,35(10):2078-2088.
WANG Hao, JI Honghu, SANG Xueyi, et al. Effects of fully shielded guiding strut on infrared signatures of exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10): 2078-2088. (in Chinese)
- [12] Robertson J M. Boiling heat transfer with liquid nitrogen in brazed-aluminum plate-fin heat exchangers[J]. AIChE Symposium Series, 1979, 75: 151-164.
- [13] Robertson J M. The boiling characteristics of perforated plate-fin channels with liquid nitrogen in up flow[R]. New York: American Society of Mechanical Engineers, Heat Transfer Division, 1983: 35-40.
- [14] Mahulikar S P, Kolhe P S, Rao G A. Skin temperature prediction of aircraft rear fuselage with multimode thermal model[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2005, 19: 114-124.
- [15] Miller R C, Seemann R J. Infrared signature reduction of aerodynamic surfaces, US, 4991797[P] 1991-02-12.
- [16] 单勇,陈著,尚守堂,等.与飞机融合的单边膨胀喷管排气系统气动和红外辐射特征数值计算[J].航空发动机,2014,40(2):1-5.
SHAN Yong, CHEN Zhu, SHANG Shoutang, et al. Aerodynamic and infrared radiation characteristics numerical simulation on single expansion ramp nozzle within aircraft[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 1-5. (in Chinese)

(编辑:孙明霞)

发动机后向 RCS 测试低散射载体外形设计及验证

卢 婷,李岳锋,李 恒,王国洪,陈 晨,马 健
(中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

摘要:为有效抑制航空发动机外域雷达散射对发动机腔体内部雷达散射结果的影响,提高发动机后向腔体雷达散射截面测试精度,依据发动机结构构型和飞/发一体化布局特点,采用异型曲面设计方法开展基于 4 种发动机后向雷达散射截面积(RCS)测试的低散射载体外形设计及分析。完成标准低散射目标和 4 种发动机低散射载体雷达散射截面分布的数值仿真,并对枣核体及其配装发动机进行了 RCS 测试验证。结果表明:枣核体与水滴体均具有较好的低散射特性,枣核体更适用于轴对称喷管状态发动机进行界面处的一体化设计,并且枣核体及其配装发动机 RCS 测试得到在宽频段(L~Ku 波段)、广角域内($\pm 65^\circ$)的雷达散射截面较被测目标低 2 个数量级,界面处无明显散射,满足发动机雷达隐身的测试需求,可为中国发动机的 RCS 测试提供设计方法与参考。

关键词:航空发动机;后向腔体;RCS 测试;低散射载体;外形设计

中图分类号:V235.1

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.017

Design and Validation of Low Scattering Shell Shape for Aeroengine Rearward Cavity RCS Measurement

LU Ting, LI Yue-feng, LI Heng, WANG Guo-hong, CHEN Chen, MA Jian
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: To effectively suppress external radar scattering interference in engine rearward cavity RCS measurements and improve their accuracy, shape design and analysis of four low scattering shells were conducted using a freeform surface design method, tailored to engine structural configuration and the layout of airframe-engine integration. Numerical simulations were conducted to analyze the RCS distributions of the standard low-scattering target and four low-scattering shells. Among these, the spindle-shaped shell and its engine-integrated configuration underwent RCS measurement validation. The results show that both the spindle-shaped shell and the teardrop-shaped shell exhibit good low-scattering characteristics. The spindle-shaped shell is more suitable for integrated interface design of engines with axisymmetric nozzle, and the RCS of the engine with spindle-shaped shell is 2-order-of-magnitude lower than the target under test in wide bands (L to Ku-band) and wide-angle domain ($\pm 65^\circ$), with no significant junction scattering, which meets the requirements of engine RCS measurement and provides of a methodological reference for the design of low scattering shell shape for aeroengines rearward cavity RCS measurement of China.

Key words: aeroengine; rearward cavity; RCS measurement; low scattering shell; shape design

0 引言

试验测试不仅是验证电磁散射计算理论和算法最快速、直接、有效的手段,同时也为飞机/发动机提供准确的隐身性能参数。但是发动机作为飞机的动力来源,嵌入在飞机尾部,尤其对轴对称喷管发动机来说,喷管外调节片和外密封片外露于发动机尾部。发动机外壁面分布的诸多安装边端面以及凹槽、缝隙、凸台等多处曲率不连续处和表面不连续处^[1],会直

接影响发动机腔体雷达散射截面评估的准确性,尤其不同散射源之间在中低频时受到电磁耦合作用,使得外壁面不连续结构特征对发动机腔体雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS)的影响更加明显。

为降低/分离目标无效散射源对发动机腔体 RCS 的影响,国内外学者开展了大量的低散射载体设计工作^[2-3],将具有低散射特性的载体与测试目标进行一体化设计。Grygier 等^[4]采用卵形低散射载体设计方法,解决具有 S 弯进气道的发动机前向外壁面无效散射

收稿日期:2023-05-12 基金项目:国家级研究项目资助
作者简介:卢婷(1994),女,硕士,工程师。

引用格式:卢婷,李岳锋,李恒,等.发动机后向 RCS 测试低散射载体外形设计及验证[J].航空发动机,2025,51(4):117-122. LU Ting, LI Yuefeng, LI Heng, et al. Design and validation of low scattering shell shape for aeroengine rearward cavity RCS measurement[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 117-122.

源的抑制,其中进气道和载体接触处采用唇口连接结构连接;Ling等^[5]采用与上述相似的设计思路,利用常规杏核体结构作为载体,分析了腔体开口形状投影分别为圆形和矩形时的内腔 RCS 随方位角分布的规律。中国在低散射载体设计对飞行器部件 RCS 评估^[6-7]、共形天线^[8]等电磁测试领域应用较为成熟,对于发动机腔体低散射载体设计研究及应用在近几年也逐步受到重视。梁爽等^[9]研究设计了一种由平面与曲面组成的半枣核状流线体,详细分析了多个结构参数对载体 RCS 的影响,为低散射载体结构的细节设计提供依据;崔力等^[10]根据腔体目标在较大方位角内有较强散射的特点,提出了一种包覆腔体载体的设计;郭宵^[11]在对一种 SCNF 喷管电磁测试中,设计了一种木质材料支撑的六面体载体结构,其中发动机内埋在载体内部,载体表面采用了吸波尖劈及吸波平板,以降低外域雷达特征信号。

从以上研究可知,目前中国发动机低散射载体设计仍采用较为传统的外形结构,对外壁面的雷达特征信号抑制主要依靠吸波材料,使得在低频入射电磁波条件下进行的发动机腔体电磁测试中,受无效散射源的影响,测试结果误差较大,不能满足低散射特性的要求,并且无法保证测试目标的边界条件一致性和低散射性。随着发动机隐身性能的不断提高,目标外壁面的无效散射源对测试数据的影响逐渐增大,载体的处理方法本身产生的特征信号在全波段中直接与分析目标特征信号融合,无法准确评估分析结果。本文开展4种不同的低散射载体外形设计,采用多层快速多极子方法研究低散射载体的结构形式特点对 RCS 的影响,并开展对比测试,对发动机低散射载体设计方法进行验证。

1 载体外形设计

低散射载体是指使用隐身设计技术的被测试物支撑/搭载结构,通常要保证其 RCS 比被测物目标小近2个数量级^[12]。

外形结构是影响目标雷达散射截面的主要因素之一。因此为避免发动机外壁面不连续及介质突变,低散射载体采用整体外形设计,载体内部中空,发动机内埋于载体;并且载体表面光滑、连续,无缝隙及突起物。

根据能量守恒原理,降低头向电磁散射强度必然

使得其他方向的电磁散射强度提高,因此相比最简单的曲率连续球体来说,载体外形设计不能仅仅采用简单的外形形状。本文考虑发动机腔体结构特征,需要采用总体布局优化,低散射载体在发动机喷管尾部与载体连接,并且利用尖点弱散射源遮挡腔体强散射源,形成载体尾部尖锥结构,将强散射源转化为弱散射源,减少强散射源数量。同时利用载体尾部尖锥结构角度设计,改变散射回波方向,使得载体散射能量尽可能的分布在不影响发动机测试角域内。

载体中部作为包覆发动机后向部件的主要结构,需要保证足够的空间安装发动机组件。因此参考飞行器机身剖面设计,并简化外形型面,与发动机轴线垂直的载体纵截面形状结构如图1所示。其中,发动机作为多级的转静子件,圆形截面是最接近发动机外壁面形状特点的载体设计;扁平的截面形状虽然增大了水平方向测试目标的空间尺寸,但是更利于测试目标雷达散射特征信号控制^[13]。

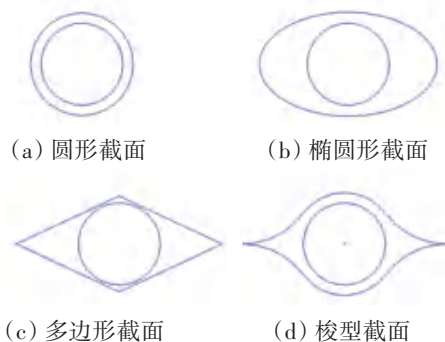


图1 载体纵截面形状结构

目标尺寸作为影响其雷达散射截面的重要因素之一,应尽可能减小载体整体尺寸。载体头部在保证无不连续特征条件下,采用球面或小曲率参数扁平设计,缩短头部长度尺寸。

发动机直接影响了飞行器被探测和锁定距离。因此低散射载体在保证减小/分离发动机外壁面无效散射源对腔体 RCS 影响的同时,也需要贴近发动机在飞行器中的边界环境,尤其载体尾部与发动机连接位置,需模拟发动机真实装机环境及边界条件。

根据上述设计原则,本文设计的4种中心对称的低散射载体结构如图2所示。其中,钻石体由8个三角形面组成;球锥体由头部的半球体、尾部的圆锥体及中间的圆柱体组成;枣核体及水滴体^[14]均采用样条曲线生成,且尾部均采用收尖设计。

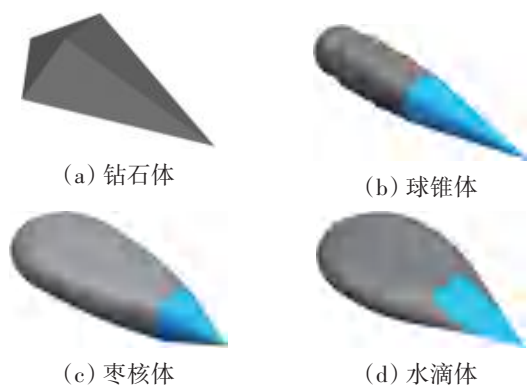


图2 低散射载体结构

2 数值研究方法

多层快速多极子法(Multi Fast Multipole Method, MLFMM)是在矩量法的基础上发展的快速算法,具有占用资源少,计算结果精确等特点,非常适合电大尺寸目标的数值分析问题。为分析数值分析算法的准确性和计算精度及本文低散射载体设计水平,采用美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)发布的标准低散射截面目标(杏核体)为基准,与文献分析结果测试结果进行对比。杏核体如图3所示。



图3 杏核体

本文综合考虑计算成本及计算精度,5种载体模型均采用MLFMM进行分析。计算目标为理想导体,入射平面波的工作频率为1 GHz,极化方式为水平极化和垂直极化,极化状态为线性。网格划分采用商用软件内置面网格剖分器,网格形状为三角形,通过网格无关性分析,得到网格尺寸采用波长的1/10,则本文分析目标网格数量在8万左右。由于目标结构对称,本文仅分析探测角每间隔 0.1° ,角域范围为 $0^\circ \sim 180^\circ$,探测角分布如图4所示。从图中可见目标单站远场RCS分布情况。本文规定电磁波沿着载体尾部尖点处垂直入射时为 0° 方向,沿着载体头部正向垂直入射时为 180° 方向。

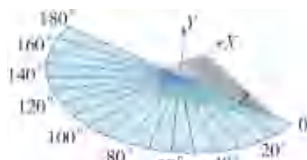


图4 探测角分布

通过数值分析,本文常规杏核体的水平和垂直极化变化规律与文献[15]基本一致,可保证算法有效性。

3 载体数值结果分析

3.1 水平极化

5种载体结构在水平极化方式下随方位角变化的RCS分布规律如图5所示。

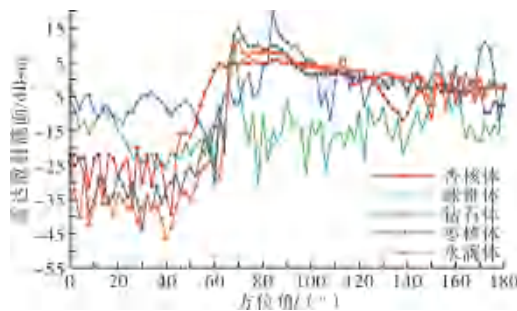


图5 5种载体结构在水平极化方式下随方位角变化的RCS分布规律

从图中可见,在水平极化方式下的杏核体结构表面光滑过渡,其RCS曲线无明显突变的尖峰值。从全角域目标低散射性分析,目标最大RCS不超过5.52 dBsm,并且随着方位角范围的不同RCS分布有较大变化,即在 $0^\circ \sim 60^\circ$ 的RCS均值仅 -16.44 m^2 ,远低于 $60^\circ \sim 180^\circ$ 范围内的雷达散射截面(-1.18 m^2)。根据电磁波散射原理,结构是影响目标RCS的关键因素之一,因此可以得到,当采用“收尖”设计时,目标RCS可以得到有效控制,并且当目标表面的曲率变化较大时,电磁波入射产生的回波方向有较大的差异,使得目标在该区域的RCS变化有较为明显的改变。

与杏核体相比,钻石体RCS分布规律有非常明显的差异,全角域内目标RCS曲线分布振荡较大,在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 的RCS明显大于 $30^\circ \sim 60^\circ$ 的雷达散射截面,并且在 $40^\circ \sim 60^\circ$ 方位角的RCS曲线变化较为平缓,仅有小幅度的上升,没有杏核体RCS曲线较为明显的增长趋势。但是,在 68° 和 152° 方位角位置处出现2个较大的峰值,分别为12.46 dBsm和8.72 dBsm。通过分析得到,钻石体结构表面的直棱边使得电磁波的回波更具有方向性,在与棱边法向相同的方向垂直入射时所产生的回波也垂直出射,从而接收到较大的雷达回波,产生波峰。

从球锥体RCS分布规律得到,由于中间段的圆柱体有台阶结构及棱边结构形式,会形成新的散射源,从而增大了一定方位角域下的雷达散射截面,在 $80^\circ \sim 90^\circ$ 产生较大值,峰值可到19.76 dBsm,远大于本文其他4种载体结构的;并且从全角域RCS大小来说,

球锥体大范围方位角角域内 RCS 均为 5 种载体中的最大,因此台阶等结构特征虽为弱散射源,但是在较低散射水平的载体设计中的 RCS 贡献较大,应避免此类结构形式的设计。

枣核体与水滴体结构较为相近,整体型面过渡光滑,无台阶、缝隙等形式,头部采用类椭圆设计,尾部采用尖点“收尖”,因此全角域 RCS 分布与杏核体类似,在 $0 \sim 60^\circ$ 方位角 RCS 远低于 $60 \sim 180^\circ$ 。并且结构上枣核体由圆锥型面过渡,而水滴体过渡形式更为光滑,采用样条曲线生成型面,因此在 $0 \sim 60^\circ$ 方位角内,2 种载体 RCS 幅值有一定差异,水滴体 RCS 均值更小。说明圆锥收尖结构虽然简单,但是在与前向型面过渡不光滑时,会影响目标后部 RCS 大小。

3.2 垂直极化

在垂直极化方式下载体 RCS 分布规律如图 6 所示。

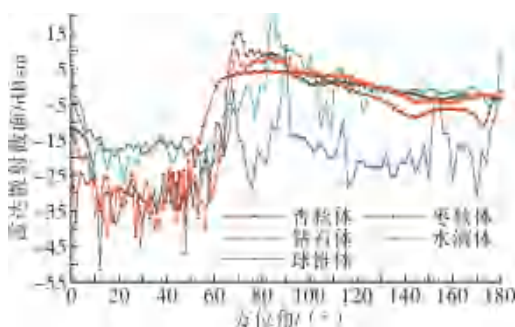


图6 在垂直极化方式下载体 RCS 分布规律

杏核体垂直极化方式的 RCS 与水平极化方式的 RCS 分布规律较为相似,但是在 $0 \sim 60^\circ$ 的 RCS 明显低于水平极化,在 180° 方位角时 RCS 曲线出现较大值。对比杏核体水平极化方式下的 RCS 曲线结果,说明同一载体模型的 RCS 分布与其入射波的极化方式有较大的关系,杏核体由于结构形式、表面光滑过渡、无台阶、缝隙等结构特征,使得不同极化方式下的 RCS 曲线差异较小。

钻石体垂直极化方式下的 RCS 曲线局部峰值区域增多,与水平极化极化方式相同均在与棱边法向相同的方位角 (68° 、 152°) 也出现了较大值外, 0° 、 180° 方位角均出现较大值,尤其是 90° 出现最大值 19.89 dBsm。由此可见,对于多边体的外域 RCS 分析,无论是水平极化还是垂直极化,当入射波方向与棱边法向相同时, RCS 的贡献均会使得 RCS 曲线产生较大值。与垂直极化方式下的杏核体 RCS 曲线对比,钻石体 0

$\sim 60^\circ$ RCS 大于杏核体, $60 \sim 180^\circ$ 曲线多个峰值大于杏核体 RCS,因此垂直极化方式下多边形体在低散射载体设计中,低散射特性仍然较差。

球锥体的垂直极化 RCS 在 $0 \sim 60^\circ$ 仍大于杏核体,且在 $80 \sim 100^\circ$ 也出现较大的局部波峰值大于杏核体的 RCS 结果。所以棱边对载体 RCS 的贡献在相同的方位角位置处均产生较大值,这与入射波的极化方式无关。

相比杏核体,垂直极化方式下的枣核体与水滴体虽然在 $0 \sim 60^\circ$ RCS 更低,但是 $60 \sim 180^\circ$ 范围内略大于杏核体。这与能量守恒原则吻合,即当一定范围的 RCS 降低时势必有其他方位角范围内的 RCS 相较之下更大。此外,与垂直极化方式下的钻石体、球锥体相同, 0° 方位角时的 RCS 曲线有较大的峰值,且水滴体大于枣核体。由此可见,载体尾部“收尖”角度对载体尾部方位角范围内的 RCS 有较大影响。因此需要采用恰当的外形设计,从而有效地将目标散射能量规避到其他非关注区域,降低目标 RCS。

3.3 RCS 均值及电磁流分布

不同载体在不同方位角范围内的 RCS 均值见表 1。从表中可见,常规杏核体及本文设计的 4 种载体结构,在 $0 \sim 60^\circ$ 方位角的载体 RCS 均远远低于 $60 \sim 180^\circ$ 。在水平极化方式下,球锥体在 $0 \sim 60^\circ$ 的 RCS 均值最大 ($>0.19 \text{ m}^2$),其次是钻石体;枣核体和水滴体低散射性最优, RCS 可降低至 0.001 m^2 量级,远小于常规杏核体及其他载体。在垂直极化方式下, $0 \sim 60^\circ$ 钻石体 RCS 均值最大为 0.16 m^2 ,球锥体与杏核体 RCS 均值在 0.01 m^2 量级,且球锥体略大;而枣核体与水滴体可达到 0.001 m^2 量级,且水滴体的 RCS 均值仅 0.004 m^2 。

表1 载体不同方位角范围的 RCS 均值 m^2

RCS	$0 \sim 60^\circ$		$60 \sim 180^\circ$	
	水平极化	垂直极化	水平极化	垂直极化
杏核体	0.02267	0.03170	0.76143	1.10879
钻石体	0.10789	0.16258	0.33303	0.46637
球锥体	0.19181	0.05969	4.36720	3.76855
枣核体	0.00199	0.00817	3.16421	2.94737
水滴体	0.00066	0.00398	2.28350	1.89961

因此,通过本文低散射载体外形设计与分析,枣核体与水滴体的 RCS 在 $0 \sim 6^\circ$ 的 2 种极化方式下均能满足低散射载体电性能设计要求,且枣核体外形型面更为简单,更适用于目前的发动机电磁测试工程

需求。

在 0° 探测角下,不同载体模型水平和垂直极化电磁流分布如图7所示。从图中可见,当电磁波照射到物体表面时,表面形成电场-磁场-电场的交替分布;当载体表面具有棱边或非光滑连续表面时会产生较大的电磁流强度,由此增大对模型的RCS的贡献。所以对于由棱边结构构成的钻石体以及具有棱边的球锥体,其电磁流相比其他模型的更大。

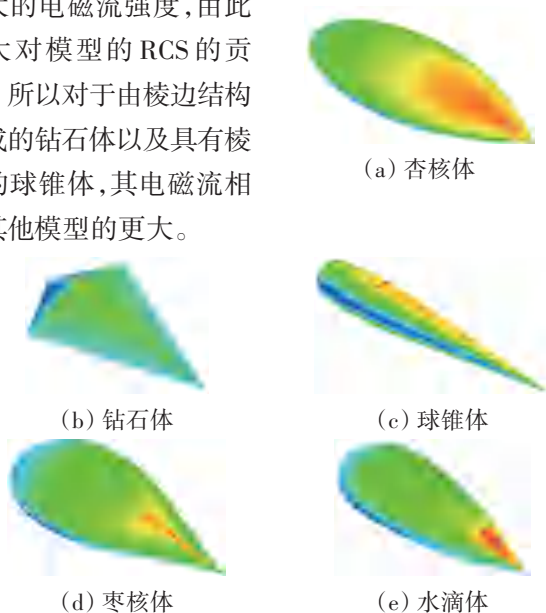


图7 垂直极化 0° 探测角载体电磁流分布

4 试验验证

综合本文设计的低散射载体电性能分析结果及工程实现成本,采用低散射性较优、空间尺寸较小的枣核体进行L~Ku频段静态远场雷达隐身测试(电磁测试)试验验证。载体采用整体设计,发动机内埋于载体并在载体尾部与载体连接;载体整体呈扁平,尾部“收尖”形状,在减小载体尺寸的同时,进一步贴近发动机在飞行器中的边界环境,模拟发动机真实装机环境,如图8所示。

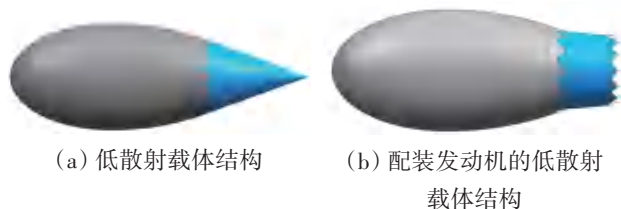


图8 枣核体结构

载体整体采用铝合金加工,载体型面连续光滑、无台阶,同时保证紧固件端头与被紧固表面平齐。其中A0状态为低散射载体状态,A状态为全尺寸配装发动机模拟件低散射载体状态。测试转台采用双支点泡沫台支撑,电磁波沿着载体尾部尖点处垂直入射

时为 0° 方向,通过转台匀速转动,得到 $-90^\circ \sim 90^\circ$ 方位角的雷达散射截面,枣核体电磁测试RCS变化规律如图9所示。

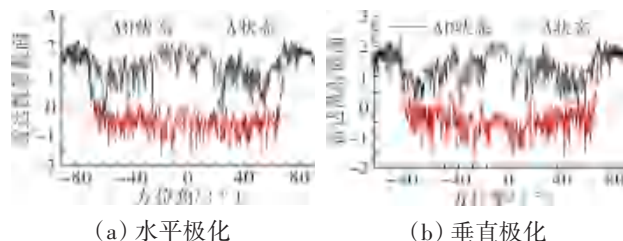


图9 枣核体电磁测试RCS变化规律

在L~Ku波段的宽频段均有A0状态RCS在 $0^\circ \sim 65^\circ$ 较低、在 $65^\circ \sim 70^\circ$ 呈现阶跃增长、在 $70^\circ \sim 90^\circ$ 衰减式震荡或小范围震荡,与前文数值分析变化规律基本一致,且2种状态的RCS均在 0° 时呈现较好的对称性。对比2个状态在 $\pm 65^\circ$ 的广角域RCS,总有A0状态RCS小于A状态2个数量级, $70^\circ \sim 90^\circ$ 与A状态RCS基本相同,得出了低散射载体X波段的RCS变化规律(图9)。

因此低散射载体在 $\pm 65^\circ$ 广角域内保证了RCS低于目标RCS2个数量级,满足低散射载体设计需求,同时相比传统外壁面无效散射源处理方法^[6],本文载体设计不仅改善了测试目标RCS曲线的对称性,还提高了多次测试时的数据一致性,为发动机电磁测试提供良好的背景环境。

5 结论

(1)载体外形设计方面,采用整体设计,发动机内埋于载体并在载体尾部与载体连接;载体整体呈扁平,尾部“收尖”形状;在尽量减小载体尺寸的同时,基于飞/发隐身一体化设计,进一步贴近发动机在飞行器中的边界环境,模拟飞机/发动机真实装机环境。

(2)载体散射特性方面,在宽频段(L~Ku波段)、广角域($-65^\circ \sim 65^\circ$)保证载体RCS低于测试目标RCS2个数量级,对于测试发动机雷达散射截面水平更低的,需要进一步降低载体雷达散射截面量级。

(3)发动机不同喷管状态的构型差异较大,因此低散射载体外形也会存在一定区别,需要根据测试发动机目标的构型和飞/发真实装机环境及界面共同确定。如本文枣核体更适用于轴对称状态发动机载体设计,水滴体更适用于二元矢量状态发动机载体设计。

参考文献:

- [1] 尚守堂,曹茂国,邓洪伟,等.航空发动机隐身技术研究及管理工作探讨[J].航空发动机,2014,40(2):6-9.
SHANG Shoutang, CAO maoguo, DENG hongwei, et al. Discusson aero-engine stealth technology research and management[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 6-9. (in Chinese)
- [2] Alex C Woo, Helen T G Wang, Michael J Schuh, et al. Benchmark radar targets for the validation of computational electromagnetics programs[J]. IEEE Antennas & Propagation Magazine, 1993, 35(1): 84-88.
- [3] 桑建华.飞行器隐身技术[M].北京:航空工业出版社,2013:33-34.
SANG Jianhua. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013: 33-34. (in Chinese)
- [4] Grygier D, Odendaal J W. RCS measurements and results of an engine-inlet system design optimization[J]. IEEE Antennas & Propagation Magazine, 2000, 42(6): 16-23.
- [5] Ling H, Lee S W, Chou R C. High-frequency RCS of open cavities with rectangular and circular cross sections[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1989, 37(5): 648-654.
- [6] 刘晓春,张庆东,张清,等.飞机部件RCS测试用载体设计技术研究[J].现代雷达,2016,38(2):90-94.
LIU Xiaochun, ZHANG Qingdong, ZHANG Qing, et al. Technical study on the design of carrier for aircraft component RCS test[J]. Modern Radar, 2016, 38(2): 90-94. (in Chinese)
- [7] 桑建华,周海.飞行器表面电磁缺陷及雷达吸波材料应用[J].航空材料学报,2003,23(2):51-55.
SANG Jianhua, ZHOU Hai. The electromagnetic discontinuities of the aircraft surface and an application of the radar absorbing materials[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2003, 23(2): 51-55. (in Chinese)
- [8] 任志刚.蒙皮天线的浅介质腔体散射特性分析[J].电讯技术,2016,56(10):1112-1118.
REN Zhigang. Scattering characteristics analysis of dielectric cavity of skin antenna[J]. Telecommunication Engineering, 2016, 56(10): 1112-1118. (in Chinese)
- [9] 梁爽,刘庆杰,聂墩,等.RCS测试中的低散射载体设计及仿真分析[J].计算机测量与控制,2017,25(8):104-107,111.
LIANG Shuang, LIU Qingjie, NIE Tun, et al. Design and simulation of low scattering carrier in RCS measurement[J]. Computer Measurement and Control, 2017, 25(8): 104-107, 111. (in Chinese)
- [10] 崔力,艾俊强,龙文刚.一种埋入式腔体的低RCS载体外形设计[J].电讯技术,2018,58(6):721-726.
CUI Li, AI Junqiang, LONG Wengang. Low RCS supporter shape design for embedded cavities[J]. Telecommunication Engineering, 2018, 58(6): 721-726. (in Chinese)
- [11] 郭宵.高性能飞行器排气系统气动/隐身综合研究[D].西安:西北工业大学,2018.
GUO Xiao. Investigation on aerodynamics/stealth of exhaust system for high-performance aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [12] 肖志河,高超,白杨,等.飞行器雷达隐身测试评估技术及发展[J].北京航空航天大学学报,2015,41(10):1873-1879.
XIAO Zhihe, GAO Chao, BAI Yang. Aircraft radar stealth test and evaluation technology and progress[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(10): 1873-1879. (in Chinese)
- [13] 刘战合,王菁,石金祥,等.飞翼布局飞行器电磁散射特性计算研究[J].科学技术与工程,2018,18(21):134-139.
LIU Zhanhe, WANG Jing, SHI Jinxiang, et al. Numerical investigation on electromagnetic scattering characteristics of flying-wing aircraft[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(21): 134-139. (in Chinese)
- [14] 李岳锋,李晓明,马健,等.一种用于装配二元喷管发动机的低散射壳体:中国,ZL201811503774.0[P].2019-04-12.
LI Yuefeng, LI Xiaoming, MA Jian, et al. A low scattering shell for the engine equipped with a binary nozzle: China, ZL201811503774.0[P]. 2019-04-12. (in Chinese)
- [15] Abhinav B, Vijay K S, Meena M L. Radar scattering analysis of surface discontinuities on very low RCS testbed[J]. Antenna Test & Measurement Society, 2018, 2(7): 1-5.
- [16] Riseborough E, Wong S K, Duff G, et al. Radar cross-section measurements of a full-scale aircraft duct/engine structure[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2006, 54(8): 2436-2441.

(编辑: 孙明霞)

运动机构摩擦系数试验表征及其阻滞力计算分析

王云雷^{1,3}, 罗 忠^{1,2,3}, 余 稀^{1,3}, 赵 江^{1,3}, 许春阳⁴

(1. 东北大学 机械工程与自动化学院, 2. 航空动力装备振动及控制教育部重点实验室: 沈阳 110819;
3. 东北大学 佛山研究生院, 广东佛山 528312; 4. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 针对航空发动机压气机静叶调节机构等典型运动机构在工作过程中摩擦系数变化不明确, 以及摩擦系数对阻滞力影响不清楚等问题, 在以旋转和往复 2 种运动方式下的材料级摩擦系数测试试验基础上, 开展摩擦系数及其对机构阻滞力影响分析。对典型运动机构实际材料开展摩擦系数测试试验, 分析影响摩擦系数的主要因素; 基于改进 Coulomb 摩擦模型对材料级摩擦系数进行表征; 将表征后的摩擦系数带入到动力学模型中进行求解计算, 分析摩擦系数对机构阻滞力的影响规律。结果表明: 平均动摩擦系数随着载荷的增大而减小, 而相对滑动速度对摩擦系数影响较小。接触面润滑条件下使平均动摩擦系数减小 35%, 动摩擦系数更加稳定; 当材料磨损达到稳定磨损阶段, 动摩擦系数减小 57%; 静叶调节机构关节轴承内外圈相对滑动速度未达到最大动摩擦临界速度, 且关节轴承摩擦所导致的阻滞力较小, 可忽略不计。

关键词: 静叶调节机构; 摩擦系数; 表征方法; 阻滞力; 压气机; 航空发动机

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.018

Experimental Characterization of Friction Coefficient for Motion Mechanism and Blocking Force Analysis

WANG Yun-lei^{1,3}, LUO Zhong^{1,2,3}, YU Xi^{1,3}, ZHAO Jiang^{1,3}, XU Chun-yang⁴

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Northeastern University,

2. Key Laboratory of Vibration and Control of Aero-Propulsion System Ministry of Education: Shenyang 110819, China;

3. Foshan Graduate School of Northeastern University, Northeastern University, Foshan Guangdong 528312, China;

4. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: For typical motion mechanisms such as the variable stator vane adjusting mechanism in aeroengine compressors, the variation in the friction coefficient during operation remains unclear, and its influence on the blocking force is not well understood. Based on material-level friction coefficient tests under rotating and reciprocating motion modes, the friction coefficient and its impact on the blocking force of the mechanism were analyzed. Friction coefficient tests were conducted on actual materials of typical motion mechanisms to identify the main factors affecting the friction coefficient; the material-level friction coefficient was characterized based on an improved Coulomb friction model, which was then incorporated into a dynamic model for computational analysis to analyze the influence of the friction coefficient on the blocking force of the mechanism. The results show that the average kinetic friction coefficient decreases with increasing load, while the relative sliding speed has little effect on the friction coefficient. In addition, under the lubricated contact surface condition, the average kinetic friction coefficient decreases by 35% and exhibits greater stability; When the material wear reaches the stable wear stage, the kinetic friction coefficient decreases by 57%; The relative sliding speed of the inner and outer rings of the joint bearing of the VSV adjusting mechanism does not reach the maximum kinetic friction critical speed, and the friction-induced blocking force is negligible.

Key words: variable stator vane adjusting mechanism; friction coefficient; characterization method; blocking force; compressor; aeroengine

0 引言

航空发动机可调静子叶片具有避免发生喘振、扩

大稳定裕度和提高气动性能的作用, 而静叶调节机构传动装置和执行装置结构复杂, 各传动件间的摩擦导致机构的实际运动不同于理想运动会产生较大的阻

收稿日期: 2023-09-10 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 王云雷(1997), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 王云雷, 罗忠, 余稀, 等. 运动机构摩擦系数试验表征及其阻滞力计算分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 123-128. WANG Yunlei, LUO Zhong, YU Xi, et al. Experimental characterization of friction coefficient for motion mechanism and blocking force analysis[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 123-128.

滞力。在静叶调节机构各构件间的摩擦导致机构阻滞力增大,并且由于摩擦磨损导致其间隙增大,影响导叶角度变化精度。但目前针对静叶调节机构真实材料的摩擦系数以及对阻滞力的影响分析研究较少,缺少通过试验实测材料摩擦系数再带到仿真计算的分析研究方法。

Marques^[1]和 Pennestri^[2]统计目前常用的摩擦模型,并将摩擦模型分为2大类,一种是基于Coulomb摩擦模型的改进,另一种是基于刚度和阻尼的摩擦模型;樊文欣等^[3]通过不同材料的摩擦试验发现,不同材料在载荷和转速变化时,摩擦系数变化规律并不相同;王龙等^[4]采用往复试验的方法发现了材料的摩擦系数随着载荷的增大而增大;马彪等^[5]通过试验数据发现,轴承钢的摩擦系数随载荷的增大而减小;邵鑫等^[6]通过改变载荷和相对滑移速度,得到了摩擦系数随着载荷和相对滑移速度的增大而减小的规律,并从载荷和实际接触面积角度解释了载荷对摩擦系数的影响;罗恒等^[7]从表面微凸体角度认为,载荷较小时试样表明存在微凸体,致使发生严重磨粒磨损,导致摩擦系数较大;王云鹏等^[8]通过试验分析得出,当载荷增大时,摩擦热导致试样表面软化,导致摩擦系数降低;王铨等^[9]通过试验表明,高载荷使试样表面熔化,融化后的材料起润滑作用,致使摩擦系数减小;许锬俊等^[10]指出Coulomb模型简化了计算,但在实际工程应用中精度不足;高华等^[11]考虑了间隙摩擦情况,采用LuGre摩擦模型和改进的接触模型证明了间隙摩擦对阻滞力的影响不可忽略;张哲等^[12]通过试验和仿真对比,得出了静叶调节机构的阻滞力主要来自于气动力引起的叶片旋转摩擦力矩。

本文通过试验测得静叶调节机构实际材料分别有无润滑摩擦条件、油润滑摩擦条件以及稳定磨损阶段3种不同条件下的摩擦系数,基于改进的Coulomb模型引入关于载荷的修正系数,完成对摩擦系数的表征,将试验数据带入Adams仿真模型,分析部件间的摩擦对驱动阻滞力的影响规律。

1 试验材料与方法

结合静叶调节机构实际情况,试验材料包括上试样和下试样2种,分别为G95Cr18和05Cr17Ni4Cu4Nb,其化学成分见表1。上试样为直径5.56 mm的小球,下试样为直径40 mm、高4 mm的圆柱。

表1 静叶调节机构实际材料的化学成分 wt %

材料名称	C	Cr	Ni	Cu	Mn
G95Cr18	0.90	17.00	0.30	0.25	0.80
05Cr17Ni4Cu4Nb	0.07	17.00	4.00	4.00	0.37

摩擦系数测试组件原理如图1所示。旋转速度、往复频率和加载载荷均可控。试验台通过加载装置将上下试样保持接触并逐渐加载到试验设定载荷,当载荷达到试验设定载荷时,在电机的带动下通过传动链或4连杆机构使上下试样发生相对运动,并且通过摩擦力矩传感器测得摩擦力矩的变化,进而得到摩擦系数的变化。

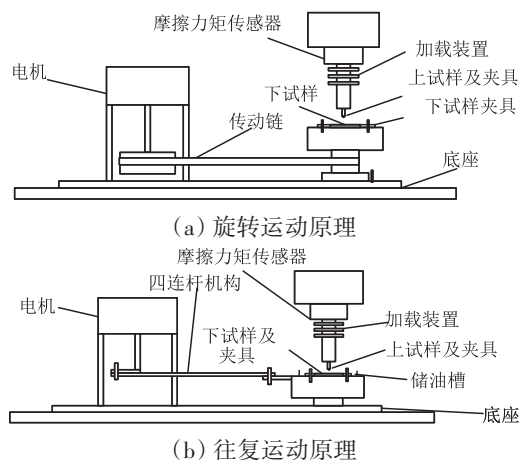


图1 摩擦系数测试组件原理

在旋转摩擦系数测试试验中,旋转速度为500 r/min;旋转半径分别为4、6、8 mm相对应的线速度分别为209、314、418 mm/s;载荷分别为40、60、80 N。在往复摩擦系数测试试验中,重点开展了无润滑和有润滑两种工况测试试验,运动频率为8.3 Hz,运动位移为0~18 mm,载荷为70 N。

2 试验结果和讨论

2.1 相对滑移速度和载荷试验结果分析

以载荷为80 N时为例,对比不同相对滑移速度下的摩擦系数随着时间的变化,如图2所示。从图中可见,摩擦系数随着试验时间经历先增大到静摩擦系数、再由于试样表面不完全光滑导致的微颗粒与摩擦副发生的磨粒磨损和黏着磨损导致的动摩擦系数减小、再达到稳定的动摩擦系数3个变化过程。

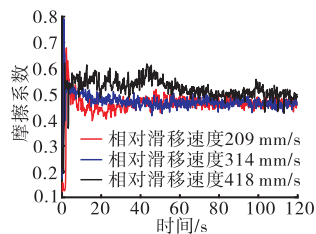


图2 不同相对滑移速度下的摩擦系数变化

试验取后 1/2 试验时间摩擦系数的平均值为平均动摩擦系数,在 3 种不同载荷下的平均动摩擦系数如图 3 所示。从图中可见,通过试验数据可以得出相对滑移速度使摩擦系数的波动在 3%~7%,滑移速度对摩擦系数有一定影响,但影响较小且没有具体的规律。

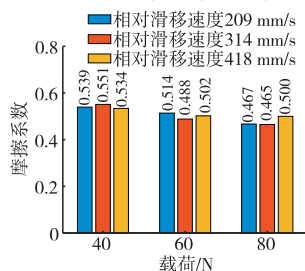


图3 不同相对滑移速度下的平均动摩擦系数

相对滑移速度为 209 mm/s 不同载荷下的摩擦系数如图 4 所示。从图中可见,在不同载荷情况下摩擦系数随着时间先增大、再减小、最后趋近于稳定。通过图像对比可知,在后 1/2 试验时间内载荷为 40 N 的摩擦系数最大,载荷 80 N 的摩擦系数最小。

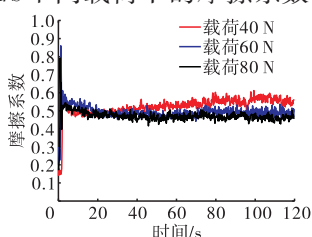


图4 相对滑移速度为 209 mm/s 不同载荷下的摩擦系数

在相对滑移速度为 209 mm/s 时平均动摩擦系数由 40 N 的 0.539 减小到 80 N 的 0.467,降低了约 13%。在相对滑移速度为 314、418 mm/s 时摩擦系数降低了约 16%、6%,不同载荷下的平均动摩擦系数如图 5 所示。所以,平均动摩擦系数随着载荷的增大而减小。

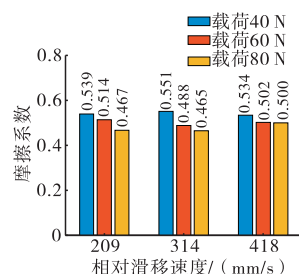


图5 不同载荷下的平均动摩擦系数

有 2 方面原因导致载荷的增大时平均动摩擦系数减小:(1)随着试验载荷的增大,使上下试样间的实际接触面积增大,然而实际接触面积与载荷的比值降低,导致摩擦系数随着载荷增大而较小^[6-7];(2)随着载荷的增大,摩擦副由于摩擦生热,导致试样表面发生软化,摩擦副双方接触表面的塑性变形抗力降低,微凸峰之间的相互阻碍作用减小,从而导致摩擦阻力降低,摩擦系数减小^[8-9]。

2.2 有无润滑摩擦试验结果对比分析

采用往复组件进行油润滑摩擦和无润滑摩擦试验摩擦系数对比,无润滑摩擦时为了减少由于磨损量大而导致的上试样接触面积增大,而使摩擦系数增大

现象的产生,将试验时间设置为 5 min。

对比油润滑和无润滑下对摩擦系数的影响如图 6 所示。从图中可见,在油润滑条件下的摩擦系数的波动更加平稳,无润滑摩擦的摩擦系数先增大、再减小、再持续增大,由于往复摩擦距离相对于滑动摩擦较小,摩擦热增多。同时由于磨损,上试样球与下试样接触面积增大,摩擦热和接触面积增大会导致黏着点数量增大,所以摩擦系数在不断上升。润滑摩擦的摩擦系数相对较小是由于摩擦副表面之间存在相对运动,润滑油被带入工件表面轮廓众多的峰谷间隙中,形成动压效应并承受部分外载荷,从而减弱了摩擦作用^[5,13]。

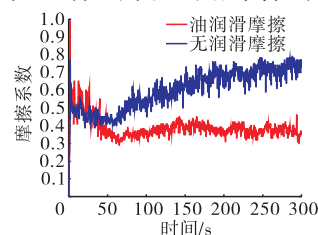


图6 润滑对摩擦系数的影响

对比润滑对摩擦系数的影响,无润滑摩擦的摩擦系数由 0.40 持续增长到 0.78,其平均动摩擦系数为 0.604,在油润滑条件下的平均动摩擦系数值为 0.390,加润滑后的平均动摩擦系数减小 35%。

2.3 磨合和稳定磨损阶段试验结果对比分析

磨合是摩擦副机加工留下的粗糙表面经过初期摩擦磨损达到动态平衡和稳定低磨损率的复杂动力学过程^[14]。摩擦副在开始运行阶段表面逐渐被磨平,真实接触面积逐渐增大,在磨合阶段中润滑性质也会发生了一系列的变化^[15]。而稳定磨损阶段形成了稳定的表面粗糙度,摩擦系数保持相对稳定。在载荷为 70 N 加油润滑条件下,对比分析磨合阶段和稳定磨损阶段的摩擦系数变化。

磨合阶段和稳定磨损阶段摩擦系数对比如图 7 所示,在磨合阶段的摩擦系数随时间延长而增大,其摩擦系数从 0.30 增大到 0.50 左右,由于在试验过程中试样以磨粒形式脱落,加大了切向力,在载荷不变的情况下,使得摩擦系数增大;往复时间过长,导致润滑油被甩出,使得润滑效果降低,致使摩擦系数增大,而达到稳定磨损阶段的摩擦系数更加稳定,其摩擦系数维持在 0.169 左右,达到稳定磨损阶段的材料摩擦系数比在磨合阶段的减小了 43%~66%。

为了分析在磨损阶段载荷对摩擦系数的影响,在润滑条件下分别加载 60、70 和 80 N 载荷。在摩擦系数测试试验达到一定时长,当加载载荷 60 N 时,摩擦系数先达到静摩擦系数,再下降、再稳定、再突然下

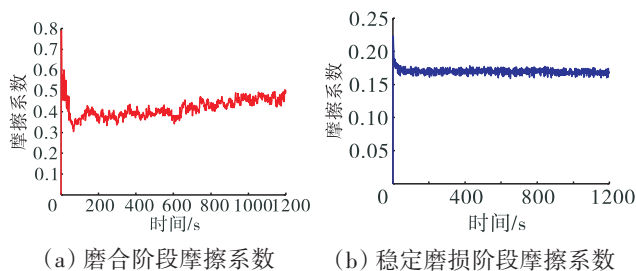


图7 磨合阶段和稳定磨损阶段摩擦系数对比

降,渡过磨合阶段,达到稳定磨损阶段,在稳定磨损阶段载荷对摩擦系数的影响如图8所示。在试样达到稳定磨损阶段后,改变加载载荷,分析在稳定磨损阶段载荷对摩擦系数的影响。

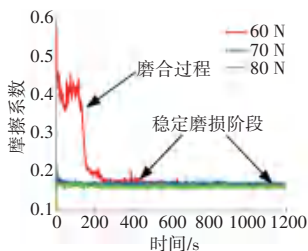


图8 在稳定磨损阶段载荷对摩擦系数的影响

从图中可见,在达到稳定磨损阶段后,静摩擦系数和动摩擦系数均大幅度下降,动摩擦系数稳定在0.170左右,约为磨合阶段平均动摩擦系数的28%,在达到稳定磨损阶段摩擦系数几乎不受载荷影响。

2.4 往复和旋转运动摩擦系数对比分析

为了对比往复和旋转运动摩擦系数变化,在载荷为70 N、转速为500 rad/min润滑摩擦条件下,往复的距离设置为8 mm,旋转运动的旋转半径设置为8 mm,试验时间均为20 min。

往复和旋转运动时

摩擦系数对比如图9所示。

从图中可见,往复运动摩擦

系数逐渐增大,旋转运动摩

擦系数更加稳定,由于旋转

组件没有储油槽,为了保证

润滑需持续添加润滑油,使

得旋转运动过程中润滑更

加充分。往复运动和旋转运动平均动摩擦系数分别为

0.415、0.453,旋转运动平均动摩擦系数相对往复运动

增大了9%。

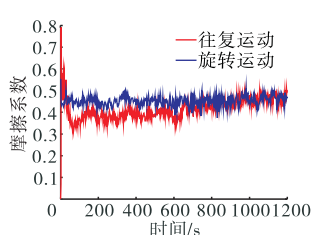


图9 往复和旋转运动时摩擦系数对比

3 摩擦系数表征

为了方便计算选择改进的Coulomb^[16]摩擦模型对摩擦系数进行表征。取摩擦开始阶段峰值静摩擦系数,后1/2试验时间的摩擦系数平均值为动摩擦系数,由于旋转运动电机在10 s内匀速达到试验设定转速,

通过电机转速和时间的关系,在试验中得到静摩擦系数对应的试验时间,可得静摩擦临界速度

$$\nu_s = \frac{2\pi n r t_1}{600} \quad (1)$$

式中: r 为旋转半径; n 为电机转速; t_1 为摩擦峰值时间。

同理得到最大动摩擦临界速度。在不同载荷和相对滑移速度下摩擦系数 μ 和相对滑移速度 v 的函数关系如图10所示。

摩擦系数是变量,与相对滑移速度存在函数关系,并且随着载荷的增大而减小,通过试验数据得出本试验材料

的动摩擦系数和载荷之间关系为 $\mu_d = 0.56e^{-0.00157F_s}$,所以摩擦系数表征为

$$\mu = \begin{cases} \mu_d \text{sign}(v) & |v_t| > v_s \\ u_s - (u_s - \mu_d) \left(\frac{|v_t| - v_s}{v_d - v_s} \right)^2 \left[3 - 2 \left(\frac{|v_t| - v_s}{v_d - v_s} \right) \right] & v_s < |v_t| < \mu_d \\ -u_s + 2u_s \left(\frac{v_t + v_s}{2v_s} \right)^2 \left(3 - \frac{v_t + v_s}{v_s} \right) & |v_t| < v_s \end{cases} \quad (2)$$

式中: μ_s 为静摩擦系数; μ_d 为动摩擦系数; v_s 为静摩擦临界速度, mm/s; v_d 为最大动摩擦临界速度, mm/s。

4 关节轴承摩擦对机构阻滞力影响分析

为确定影响摩擦系数

变化的因素,同时方便带

入到Adams仿真计算中,

需采用连续的摩擦模型。

为简化分析,选用静叶调

节机构试验模型,如图11

所示。该模型由作动筒、

外摇臂、转轴、级间拉

杆、联动环摇臂、衬套、

叶片、内机匣和外机匣

组成。其运动方式为:试

验模型由作动筒驱动,作

动筒带动转轴转动,4级

级间曲柄分别绕其轴心旋

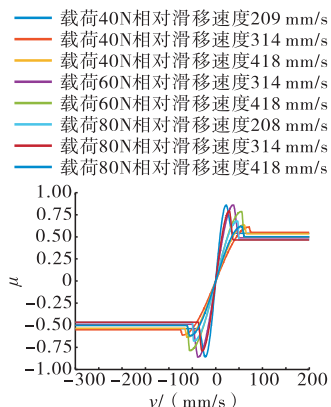
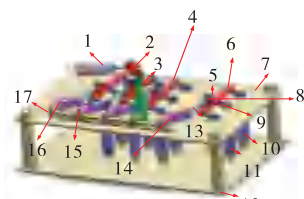
转,并且依靠级间拉杆保

持同步;通过拉杆使联动

环运动,摇臂一端与联动

环铰接,另一端与静子叶

片固定,静子叶片上下两

图10 μ 和 v 的函数关系

1-作动筒;2-外摇臂;3-转轴;4-第1级;5-联动环;6-第0级;7-外机匣;8-关节轴承;9-摇臂;10-叶片;11-衬套;12-内机匣;13-拉杆;14-级间曲柄;15-第2级;16-第3级;17-级间拉杆。

图11 静叶调节机构试验模型

该模型由作动筒驱动,作动筒带动转轴转动,4级级间曲柄分别绕其轴心旋转,并且依靠级间拉杆保持同步;通过拉杆使联动环运动,摇臂一端与联动环铰接,另一端与静子叶片固定,静子叶片上下两端分

别嵌入含有衬套的内机匣和外机匣轴孔中,通过联动环带动叶片发生转动。

静叶调节机构运动必须克服包括各个关节间摩擦阻力和静子叶片上产生的气动阻力,若作动筒油压不足,导致作动筒力量不足,使叶片转动出现停滞等重大事故。为了分析对关节轴承摩擦影响较大的内在因素是动、静摩擦系数还是动、静摩擦临界速度,分别考虑在动静摩擦情况下、只考虑静摩擦情况和只考虑动摩擦情况下摩擦系数对靠近叶片端关节轴承阻力矩和机构阻滞力的影响。同时为了对比外界条件对摩擦力的影响,在考虑动静摩擦系数情况下,分别考虑无润滑条件、油润滑条件和稳定磨损阶段下摩擦对关节轴承阻力矩和机构阻滞力的影响。

通过 Adams 仿真得到在考虑动、静摩擦系数和只考虑静摩擦系数下的摩擦力矩值重合,说明其关节轴承内外圈相对滑移速度并未达到最大动摩擦临界速度,考虑不同摩擦系数下关节轴承摩擦力矩如图 12 所示;其摩擦力矩峰值为 $0.15 \text{ N}\cdot\text{m}$,与只考虑动摩擦情况下的摩擦力矩的峰值 $0.07 \text{ N}\cdot\text{m}$,相差较多。所以在计算仿真时,只考虑动摩擦误差较大,静摩擦系数对仿真计算的影响较大。

关节轴承在 3 种不同摩擦条件下其摩擦阻力矩图像趋势相似,稳定磨损阶段摩擦系数的摩擦力矩与另外 2 种条件下摩擦力矩相差较多,如图 13 所示。由于关节轴承在运动过程中相对滑移速度并未达到最大动摩擦临界速度,并且 3 种条件下静摩擦系数相差不大。

作动筒阻滞力如图 14 所示。从图中可见,在考虑不同摩擦条件下由于摩擦导致的机构阻滞力较小,其摩擦导致的阻滞力增加的最大值为 1.13 N ,约为气动力矩阻滞力的 0.32% 。所以由于关节轴

承摩擦而导致的静叶运动机构阻滞力很小,可以在计算中忽略不计。

5 结论

(1)在无润滑条件下,平均动摩擦系数随着载荷的增大而减小,相对滑移速度对摩擦系数影响较小。

(2)相对于无润滑摩擦,油润滑使平均动摩擦系数减小了 35% ,并且使摩擦系数更加稳定;当达到磨损稳定阶段平均动摩擦系数比磨合阶段的减小 57% ,并且摩擦系数不受载荷变化的影响。

(3)通过仿真可知,静叶调节机构关节轴承其内外圈运动并未达到最大动摩擦临界速度,由于关节轴承摩擦而导致的机构阻滞力较小。

参考文献:

- [1] Marques F.A survey and comparison of several friction force models for dynamic analysis of multibody mechanical systems[J]. Nonlinear Dynamics, 2016,86(3):1407-1443.
- [2] Pennestrì E. Review and comparison of dry friction force models[J]. Nonlinear Dynamics, 2016,83(4):1785-1801.
- [3] 樊文欣,郭佩剑,原霞,等. 载荷和转速对铜合金材料摩擦磨损性能的影响[J]. 摩擦学学报,2021,41(6):1-24.
FAN Wenxin, GUO Peixia, YUAN Xia, et al. Effects of load and speed on the friction and wear properties of copper alloys[J]. Tribology, 2021,41(6):1-24. (in Chinese)
- [4] 王龙,唐修检,汪刘应,等. 20CrMnTi 钢齿轮磨削表面的摩擦磨损试验研究[J]. 工具技术,2021,55(4):69-72.
WANG Long, TANG Xiujian, WANG Liuying, et al. Experimental study on friction and wear of ground surface of 20CrMnTi steel gear[J]. Tool technology, 2021,55(4):69-72. (in Chinese)
- [5] 马彪,傅丽华,上官宝,等. GCr15 及 G20CrNi2Mo 轴承钢材料微观组织和摩擦磨损性能研究[J]. 材料导报,2021,35(16):16120-16125.
MA Biao, FU Lihua, SHANGGUAN Bao, et al. Research on microstructure and friction wear performance of GCr15 and G20CrNi2Mo bearing steel[J]. Materials Reports, 2021,35(16):16120-16125. (in Chinese)
- [6] 邵鑫,薛群基,马春林,等. 载荷、速度及环境温度对聚醚醚酮摩擦磨损性能的影响[J]. 工程塑料应用,2003(12):43-46.
SHAO Xin, XUE Qunji, MA Chunlin, et al. Influences of the load, velocity and temperature on the friction and wear properties of pesuk[J]. Application of Engineering Plastics, 2003(12):43-46. (in Chinese)
- [7] 罗恒,王优强,张平. 双液淬火下 7A09 铝合金的干滑动摩擦磨损性能[J]. 材料导报,2020,34(24):24109-24113.
LUO Heng, WANG Youqiang, ZHANG Ping. Dry sliding friction and wear properties of 7a09 aluminum alloy under double liquid quenching [J]. Materials Reports, 2020,34(24):24109-24113. (in Chinese)

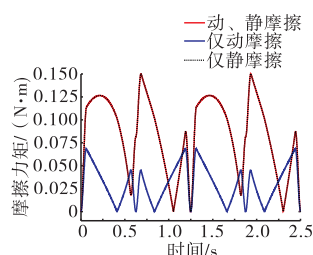


图 12 考虑不同摩擦系数下关节轴承摩擦力矩

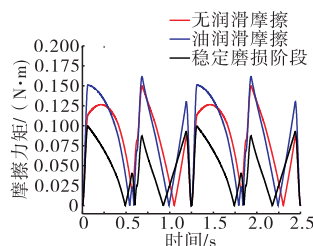


图 13 不同条件下关节轴承摩擦力矩

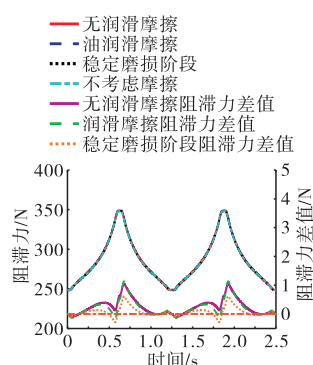


图 14 作动筒阻滞力

- [8] 王云鹏, 孙琨, 杨思泽, 等. 18Ni(300)钢高速干滑动摩擦磨损特性研究[J]. 摩擦学学报, 2017, 37(2): 218–224.
WANG Yunpeng, SUN Kun, YANG Size, et al. Friction and wear characteristics of 18Ni(300) steel at high speed dry sliding condition [J]. Tribology, 2017, 37(2): 218–224. (in Chinese)
- [9] 王铀, 苏梅, 陈赤因. 法向载荷和滑动速度对 GCr15 钢干滑动摩擦的影响[J]. 摩擦学学报, 1993(3): 263–267.
WANG You, SU Mei, CHEN Chinan. The influence of normal load and sliding speed on dry sliding friction of steel GCr15[J]. Tribology, 1993(3): 263–267. (in Chinese)
- [10] 许镔俊. 凸肩(叶冠)接触面摩擦机理及参数测定的实验研究[J]. 航空发动机, 2002(1): 26–32.
XU Ejun. Experimental investigation of friction mechanism and parameters measurement in interfaces of blade shrouds[J]. Aeroengine, 2002(1): 26–32. (in Chinese)
- [11] 高华, 翟敬宇, 张昊, 等. 考虑转动副特性的发动机静叶调节机构动态性能分析[J]. 动力学与控制学报, 2022, 20(1): 1–9.
GAO Hua, ZHAI Jingyu, ZHANG Hao, et al. Dynamic performance analysis of engine vsv adjustment mechanism considering the characteristics of revolute joint[J]. Journal of Dynamics And Control, 2022, 20(1): 1–9. (in Chinese)
- [12] 张哲, 王汉平, 孙浩然, 等. VSV 调节机构阻滞力和调节精度的归因分析[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 385–395.
ZHANG Zhe, WANG Hanping, SUN Haoran, et al. Attribution analysis of blocking force and adjustment accuracy of adjusting mechanism of variable stator vane[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 385–395. (in Chinese)
- [13] 刘义, 胡晏明. 载荷和温度对 H13 钢摩擦磨损性能的影响[J]. 热加工工艺, 2020, 49(9): 89–91.
LIU Yi, HU Yanming. Effect of load and temperature on friction and wear properties of H13 steel[J]. Hot Working Technology, 2020, 49(9): 89–91. (in Chinese)
- [14] 李和言, 马成男, 吴健鹏, 等. 铜基粉末冶金干式摩擦副磨合阶段摩擦性能研究[J]. 摩擦学学报, 2018, 38(2): 153–160.
LI Heyan, MA Chengnan, WU Jianpeng, et al. Friction performance of Cu-based powder metallurgy dryfriction pairs in running-in process [J]. Tribology, 2018, 38(2): 153–160. (in Chinese)
- [15] 李兴林, 李建平, 阮建国, 等. 国外摩擦副磨合阶段的研究[J]. 轴承, 2000(3): 43–47.
LI Xinlin, LI Jianping, RUAN Jianguo, et al. Study on the running in process of friction pairs abroad[J]. Bearing, 2000(3): 43–47. (in Chinese)
- [16] 周军生. 考虑运动副磨损间隙的柔性机构动力学与实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
ZHOU Junsheng. Study on dynamic of flexible mechanism considering joint wear clearance numerically and experimentally[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)

(编辑: 程海)

混合动力推进系统协调控制方法

龚子羿¹, 王伟², 舒泰歌³

(中国民航大学 中欧航空工程师学院¹, 安全科学与工程学院²; 天津 300300;
3. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200120)

摘要: 为了发展绿色清洁能源、提高飞机燃料效率并降低排放, 建立了混合动力推进系统(HEPS)协调控制方法。通过提出 HEPS 飞机级、系统级、部件级的运输任务指标, 分析了现有的 HEPS 架构, 建立了并联式 HEPS 的 1 维部件级模型。采用最小二乘法建立了稳态工作点的线性状态空间模型, 结合任务指标函数获取了系统可行域。基于线性状态空间的参数预测模型设立了线性二次项的目标函数, 在满足凸集假设下转化为带约束的线性规划(LP)问题, 并借助交替方向乘子(ADMM)算法求解控制输入, 实现了相同推力条件下的 HEPS 协调控制。结果表明: 在相同推力条件下, 该协调控制方法降低了系统等效燃油消耗率和发动机燃油消耗率, 且同时满足安全裕度。

关键词: 混合动力; 推进系统; 多电飞机; 协调控制; 模型预测控制; 齿轮传动涡扇发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.019

Coordinated Control Method of Hybrid Electric Propulsion System

GONG Zi-yi¹, WANG Wei², SHU Tai-ge³

(Sino-European Institute of Aviation Engineering¹, College of Safety Science and Engineering², Civil Aviation University of China:
Tianjin 300300, China; 3. COMAC Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200120, China)

Abstract: In order to develop green and clean energy, improve aircraft fuel efficiency, and reduce emissions, a coordinated control method for Hybrid Electric Propulsion Systems (HEPS) was established. By proposing HEPS transportation mission indicators at the aircraft-level, system-level, and component-level, existing HEPS architectures were analyzed, a 1-D component-level model of the parallel HEPS was established. A linear state-space model of the steady-state operating points was established using the least squares method, and the system's feasible domain was obtained by combining the task indicator function. The objective function of the linear quadratic terms was formulated based on the linear state-space parameter prediction model, which was then transformed into a Linear Programming (LP) problem with constraints under the assumption of a convex set. The coordinated control of HEPS under identical thrust conditions was realized by solving the control input with assistance of the Alternating Direction Method of Multipliers (ADMM) algorithm. The results show that the coordinated control method reduces both the system's equivalent specific fuel consumption and engine's specific fuel consumption under identical thrust conditions while satisfying the safety margin.

Key words: hybrid electric propulsion system; more electric aircraft; coordinated control; model predictive control; geared turbofan engine

0 引言

减少石化燃料消耗是目前交通运输的主要问题, 使用燃料会造成长期的环境影响, 如空气污染和温室效应^[1]。近 30 年, 航空运输碳排放已占全球碳排放量约 2.5%, 如果不加控制, 在 2050 年全世界将可能有 15% 的碳排放量来自于航空业^[2]。目前, 性能最好的

涡扇发动机只能使用燃油 40% 的潜在能量^[3]。早在 2008 年, NASA 提出了面向 2030~2034 年的 $N+3$ 概念, 提出了减少排放量超过 75%, 节能超过 70%, 减噪 71 dB 的目标^[4]。在 2019 年中国航空研究院颁布的《电动飞机发展白皮书》对中国电动飞机发展战略进行了规划^[5]。混合动力推进系统(Hybrid Electric Propulsion System, HEPS)是航空学界和工业界的新

收稿日期: 2023-10-12 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 龚子羿(1999), 男, 硕士。

引用格式: 龚子羿, 王伟, 舒泰歌. 混合动力推进系统协调控制方法[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 129-141. GONG Zi-yi, WANG Wei, SHU Tai-ge. Coordinated control method of hybrid electric propulsion system[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 129-141.

一代概念,将电力动力系统与传统的内燃机相结合,提供所需的推进动力,主要设计目标是提高发动机燃油效率^[6]。HEPS一般分为供能系统、推进系统和储能系统^[7-9],这种燃气轮机系统和电动系统的组合势必增加原有系统的复杂性,合理的控制方法变得尤为重要。如何协调燃气涡轮和电动系统,使其在安全裕度下稳定工作^[10]是HEPS研究亟需解决的问题。

主要的HEPS控制方法分为基于优化控制策略和基于规则控制。王哲等^[11]构建燃料电池/蓄电池混动系统模型,用有限状态机建能量管理模块,仿真验证了其能量管理策略可行性。Xie等^[12]结合了等效花费最小策略(Equivalent Consumption Minimization Strategy, ECMS)和模糊控制方法,解决了传统ECMS的维持电池的荷电状态(State of Charge, SOC)和用电的平衡问题;Kadri等^[13]对燃料电池和超级电容器的混动系统设计了基于转矩闭环控制的5种规则模式;Zhang等^[14]提出了一种基于最优能量管理策略(Energy Management Scheme, EMS)的模型预测控制方法(Model Predictive Control, MPC),该方法在给定飞行任务剖面下获取升力和阻力参数,导入人工神经网络(Artificial Neural Network, ANN)识别的发动机模型,达到全局近似最优控制的效果;Doff-Sotta等^[15]根据串联式和并联式混合推进系统,设计了基于交替方向乘子(Alternating Direction Method of Multipliers, ADMM)求解MPC的能量管理问题的快速求解算法,可用于实时监督式混合动力系统协调控制,并降低了计算时间复杂度;金振华等^[16]在采用动态规划算法的全局优化的不同蓄电池初始SOC输出功率变化规律的基础上,采用模糊控制的实时控制策略提高整车的燃料经济性;应天杏^[17]和朱劫成等^[18]提出基于功率需求参考电池SOC的自适应控制策略,能够发挥混合动力系统的性能潜力,达到近似最优的节能效果;胡焦英^[19]建立基于航空煤油重整的SOFC/GT模型,采用量子粒子群优化算法(Improved Quantum Particle Swarm Optimization, IQPSO)优化系统决策变量,得到变负载情况下的输出功率最佳轨迹,使发电效率提高6%。近年来学者对混合动力系统控十分的关注,但在混合动力推进系统架构下的燃油消耗率却基本没有涉及,本文针对混合动力架构下模型预测控制的燃油消耗率和有效性进行了研究和验证。

本文以先进齿轮传动涡扇(Geared Turbofan,

GTF)发动机模型为基础,对大推力并联航空混合动力系统进行初步的建模和性能仿真研究,并基于线性二次不等式目标函数,设计带保护约束的协调控制方法,并搭建仿真平台完成仿真和分析工作。

1 混合推进系统的建立

1.1 系统架构选取

在混动飞机中,主要存在3种结构:串联、并联和串并联^[20]。在串联配置中,电机连接到螺旋桨,这有助于显著降低噪声并确保在所有可能的情况下作出快速的功率响应。这种配置可以使用更广泛的内燃机,发动机的唯一任务是产生电力。而并联的机械总线可以由电机或内燃机在平行配置中驱动。内燃机和电动机通过传动系统(联轴器变速箱)在机械上相互连接。并联配置下提供了额外的推进冗余,增强了飞行的可靠性和安全性。

相比较于其它2种油-电混合动力系统,并联混合动力系统不需要对整个飞机推进系统结构作出较大调整,仅针对传统发动机进行改型,更适用于应用在传统大型飞机。

混合动力推进系统在传统发动机的基础上,增加了电动机、发电机、储能器、以及匹配齿轮箱。对于双转子齿轮涡扇发动机,其高低压转轴均安装了电动-发电一体式电机,用于从转轴上提取或施加功率。其中,提取的能量可以存储在储能器中,也可用于机载其他用电设备;在其中一只转轴的电机施加的能量可来源于储能器,也可来自于储能器连接的其他供能部件,混合动力发动机架构如图1所示。

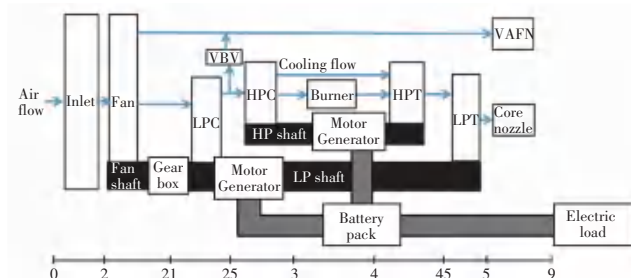


图1 混合动力发动机架构

1.2 仿真平台

本文研究的基准发动机模型是一种GTF发动机,其结构类似于具有高推力、双转子、混合排气和恒定喷管面积的PW10000-JM发动机,推力水平为133 kN^[21]。该发动机具有4级低压压气机、8级高压压气机、3级

低压涡轮和2级高压涡轮。采用成熟的热力学系统建模与分析工具箱(The Toolbox for the Modeling and Analysis of Thermodynamic Systems, T-MATS)和商业软件建1个全包线(除了起动模型)的发动机热力学模型。模型中的控制变量包括燃料流量 W_f 、可变放气活门(Variable Bleed Valve, VBV)和可变外涵尾喷口面积(Variable Area Fan Nozzle, VAFN)^[22]。整个部件级模型仿真过程遵循质量流量平衡和功率平衡的法则,每个部件根据空气动力学热力学原理进行气体参数计算。每个部件通过1组非线性方程连接,建立1组方程。采用牛顿-拉夫逊数值迭代解法来计算每个部分的工作状态参数。考虑到数字仿真的局限性,模型的简化过程以及提出的假设如下:

(1)忽略燃烧室燃烧延迟以及热惯量的影响;

(2)气体是准1维流动,即认为气体是完全气体作定常流动;

(3)忽略容积动力学影响,每个部件进出口的流量是守恒的;

(4)不考虑齿轮箱中机械因素的干扰,齿轮只有转速与扭矩传递的作用。

1.3 部件法模型建立

1.3.1 储能部件模型

储能模型以电池组模型为例,该电池组由 N 组电池包并联而成,且假设电池包的容量特性、放电特性 S_{oc} 一致,则储能系统的总输出功率 P_{req} 为

$$P_{req} = N \cdot P_{bat} \quad (1)$$

式中: P_{bat} 为每组电池输出功率, $P_{bat} > 0$ 为电池包放电输出功率, $P_{bat} < 0$ 为电池包充电接收功率。

电池包采用1维等效电路模型,其输出电流 I_{bat} 为

$$I_{bat} = \frac{U_{oc} - \sqrt{U_{oc}^2 - 4P_{bat}R_{oc}}}{2R_{oc}} \quad (2)$$

式中: U_{oc} 为电池开路电压; R_{oc} 为电池等效内阻。

电池储能部件荷电状态与电压、内阻特性如图2所示。等效内阻 R_{oc} 和输出电压 U_{oc} 可由图2插值得到。

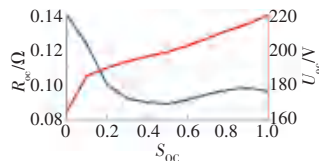


图2 电池储能部件荷电状态与电压、内阻特性

S_{oc} 可等效为电池包的输出电荷量与总电荷量之比,则在 $t_i \sim t_f$ 的时间段内,荷电状态变化量以积分形式表达为

$$\Delta S_{oc} = \int_{t_i}^{t_f} -\delta S_{oc} \cdot dt \quad (3)$$

在瞬态电流 I_{bat} 下,给定电池存储的有效电荷量 Q_{bat} ,即得到 S_{oc} 消耗率为

$$\delta S_{oc} = \frac{I_{bat}}{3600Q_{bat}} \quad (4)$$

储能系统约束主要有充放电深度约束、功率约束和电流约束

$$\begin{aligned} S_{oc, min} &\leq S_{oc} \leq S_{oc, max} \\ P_{bat, min} &\leq P_{bat} \leq P_{bat, max} \leq \frac{U_{oc}}{4R_{oc}} \\ I_{bat, min} &\leq I_{bat} \leq I_{bat, max} \end{aligned} \quad (5)$$

1.3.2 起电机模型

考虑该部件为发电和电动一体式电机,有发电和电动2种工作模式。在发电模式下,电机从传动部件提取功率,将机械能转换为电能,为储能部件充电;在电动模式下,电机从储能部件获取电能,对传动部件作用机械功。

$$\begin{aligned} P_{MG} &= P_{bat} \eta_{MG}^\alpha \\ \alpha &= \begin{cases} -1, \text{发电模式} \\ +1, \text{电动模式} \end{cases} \end{aligned} \quad (6)$$

式中: P_{MG} 为电机输出功率; η_{MG} 为电机转换效率; α 为电机工作模式系数, $\alpha=-1$ 为发电模式, $\alpha=1$ 为电动模式。

部件功率工作范围见表1。

表1 部件功率工作范围				MW
功率	电动机	发电机	发动机	电池
最小	0	0	5	0
最大	3	3	40	3

电机主要性能参数有转矩、转速、功率、效率。相对转速为

$$N_{c, motor} = \frac{N_{cur}}{N_{design}} \quad (7)$$

式中: $N_{c, motor}$ 为电机相对转速; N_{cur} 为电机实际转速; N_{design} 为设计转速。

该部件约束为加减速约束和转速约束和转矩约束

$$\begin{aligned} \dot{N}_{Motor, min} &\leq \dot{N}_{Motor} \leq \dot{N}_{Motor, max} \\ N_{Motor, min} &\leq N_{Motor} \leq N_{Motor, max} \\ \tau_{Motor, min} &\leq \tau_{Motor} \leq \tau_{Motor, max} \end{aligned} \quad (8)$$

式中: N_{Motor} 为电机实际转速; τ_{Motor} 为电机扭矩。

发电-电动一体式电机相对转速-转矩特性曲线如图3所示。

1.3.3 动力部件功率和转矩匹配模型

在转轴上,由电机、涡轮为转轴提供轴功率,压气机消耗轴功率,转轴转速和扭矩关系式为

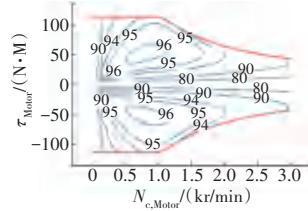


图3 发电-电动一体式电机相对转速-扭矩特性曲线

$$\frac{dN_{\text{Shaft}}}{dt} = 60 \frac{\tau_{\text{Shaft}}}{2\pi I_{\text{Shaft}}} \quad (9)$$

$$\tau_{\text{Shaft}} = C_{\text{HP2kW}} \frac{P_T + P_{\text{MG}} + P_c}{N_{\text{Shaft}}} \quad (10)$$

式中： $\frac{dN_{\text{Shaft}}}{dt}$ 为转速变化率； τ_{Shaft} 为转轴扭矩； P_T 、 P_{MG} 、 P_c 分别为涡轮、电动机、压气机的功率； N_{Shaft} 为转轴转速。

1.3.4 涡扇发动机模型

涡扇发动机主要由进气道、风扇、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管6个部件组成。发动机各部件的简化建模过程如下。

(1)进气道部件,根据流体动力学方程和流动特性,假设进气道内流动气体温度变化可忽略不计,总压出口考虑流动损失为

$$T_{t \text{ Inlet, Out}} = T_{t \text{ Inlet, In}} \quad (11)$$

$$W_{\text{Inlet, Out}} = W_{\text{Inlet, In}} \quad (12)$$

$$P_{t \text{ Inlet, Out}} = P_{t \text{ Inlet, In}} (1 - \lambda_{\text{Inlet, Loss}}) \quad (13)$$

式中： $T_{t \text{ Inlet, Out}}$ 为进气道出口总温； $T_{t \text{ Inlet, In}}$ 为进气道入口总温； $W_{\text{Inlet, Out}}$ 为进气道出口质量流量； $W_{\text{Inlet, In}}$ 为进气道入口质量流量； $P_{t \text{ Inlet, Out}}$ 为进气道出口压力； $P_{t \text{ Inlet, In}}$ 为进气道入口压力； $\lambda_{\text{Inlet, Loss}}$ 为压力损失系数。

(2)风扇部件,通过风扇特性获得转速 N_{Fan} 、压比 η_{Fan} 和总效率 $E_{\text{ff Fan}}$,压气机出口压力 $P_{t \text{ Fan, Out}}$ 为

$$P_{t \text{ Fan, Out}} = \eta_{\text{Fan}} \cdot P_{t \text{ Fan, In}} \quad (14)$$

式中： $P_{t \text{ Fan, In}}$ 为风扇入口压力。

假设气体进入风扇为等熵过程,已知进口总温 $T_{t \text{ Fan, In}}$ 和进口总焓 $h_{t \text{ Fan, In}}$,通过焓温表插值计算获得风扇出口总焓 $h_{t \text{ Fan, Out}}$,则风扇出口总温 $T_{t \text{ Fan, Out}}$ 为

$$T_{t \text{ Fan, Out}} = \varphi(h_{t \text{ Fan, Out}}, f=0) \quad (15)$$

式中： φ 为油气比、总焓与温度的关系映射, f 为油气比。

$$h_{t \text{ Fan, Out}} = \frac{h_{t \text{ Fan, Ideal, Out}} - h_{t \text{ Fan, In}}}{E_{\text{ff Fan}}} + h_{t \text{ Fan, In}} \quad (16)$$

$$W_{\text{Fan, Out}} = W_{\text{Fan, In}} \quad (17)$$

式中： $h_{t \text{ Fan, Ideal, Out}}$ 为风扇出口理想焓； $W_{\text{Fan, Out}}$ 为风扇出口

质量流量； $W_{\text{Fan, In}}$ 为风扇入口质量流量；

风扇特性如图4所示,横坐标为质量流量,纵坐标为压比。

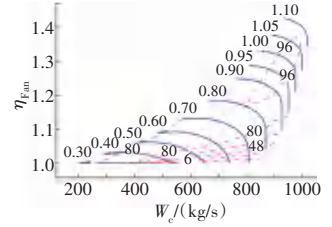


图4 风扇特性

(3)类似地,通过焓温表插值计算压气机部件出口总压 $P_{t \text{ C, Out}}$ 、总温 $T_{t \text{ C, Out}}$ 和质量流量 $W_{\text{C, Out}}$ 为

$$P_{t \text{ C, Out}} = \eta_c \cdot P_{t \text{ C, In}} \quad (18)$$

$$T_{t \text{ C, Out}} = \varphi(h_{t \text{ C, Out}}, f=0) \quad (19)$$

$$W_{\text{C, Out}} = W_{\text{C, In}} - W_{\text{bleed}} \quad (20)$$

式中： η_c 为压气机压比； $P_{t \text{ C, In}}$ 为压气机入口压力； $h_{t \text{ C, Out}}$ 为压气机出口实际总焓； $W_{\text{C, In}}$ 为压气机入口质量流量； W_{bleed} 为散热引气质量流量。

低压压气机特性如图5所示,高压压气机特性如图6所示。

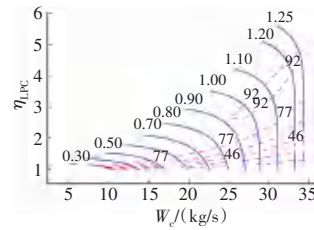


图5 低压压气机特性

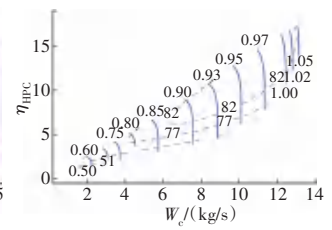


图6 高压压气机特性

压气机出口实际总焓 $h_{t \text{ C, Out}}$ 为

$$h_{t \text{ C, Out}} = \frac{h_{t \text{ C, Ideal, Out}} - h_{t \text{ C, In}}}{E_{\text{ff C}}} + h_{t \text{ C, In}} \quad (21)$$

$$P_{\text{C, Out}} = W_{\text{C, In}} (h_{t \text{ C, In}} - h_{t \text{ bleed, Out}}) C_{\text{HP2kW}} \quad (22)$$

$$\tau_{\text{C, Out}} = C_{\text{pow}} \frac{\text{Pow}_{\text{C, Out}}}{N_{\text{C}}} \quad (23)$$

式中： $h_{t \text{ C, Ideal, Out}}$ 为压气机出口理想焓； $h_{t \text{ C, In}}$ 为压气机实际入口总焓； $E_{\text{ff C}}$ 为压气机效率； $P_{\text{C, Out}}$ 为压气机出口功率； $h_{t \text{ bleed, Out}}$ 为排气总焓； C_{HP2kW} 为高压压气机特性系数； $\tau_{\text{C, Out}}$ 为压气机输出扭矩； C_{Pow} 为功率换算系数； N_{C} 为压气机转速。

(4)燃烧室的出口总压 $P_{t \text{ CC, Out}}$ 为

$$P_{t \text{ CC, Out}} = P_{t \text{ CC, In}} \cdot (1 - \lambda_{\text{CC, Loss}}) \quad (24)$$

式中： $P_{t \text{ CC, In}}$ 为燃烧室入口压力； $\lambda_{\text{CC, Loss}}$ 为压力损失系数。

则燃烧室出口总温 $T_{t \text{ CC, Out}}$,质量流量 $W_{\text{CC, Out}}$,出口总焓 $h_{t \text{ CC, Out}}$ 分别为

$$T_{t \text{ CC, Out}} = \varphi(h_{t \text{ CC, Out}}, f) \quad (25)$$

$$W_{CC,Out} = W_f + W_{CC,In} \quad (26)$$

$$h_{t,CC,Out} = \frac{W_{CC,In} \cdot h_{t,CC,In} + W_f \cdot L_{HV} \cdot E_{ff,CC}}{W_{CC,Out}} \quad (27)$$

式中: W_f 为风扇质量流量; $W_{CC,In}$ 为燃烧室入口质量流量; $h_{t,CC,In}$ 为入口总焓; L_{HV} 为燃油低热值, $E_{ff,CC}$ 为燃烧室热转换效率。

(5) 涡轮总压 $P_{t,T,Out}$ 、总温 $T_{t,T,Out}$ 和质量流量 $W_{T,Out}$ 分别为

$$P_{t,T,Out} = \frac{P_{t,T,In}}{\eta_T} \quad (28)$$

$$T_{t,T,Out} = \varphi(h_{t,T,Out}, f=0) \quad (29)$$

$$W_{T,Out} = W_{T,In} + W_{bleed,Out} \quad (30)$$

式中: $P_{t,T,In}$ 为涡轮进口压力; η_T 为涡轮压比; $h_{t,T,Out}$ 为涡轮出口总焓; $W_{T,In}$ 为涡轮入口质量流量; $W_{bleed,Out}$ 为叶片出口质量流量。

则涡轮实际出口气体总焓为散热气体总焓加上燃气经过涡轮的出口总焓为

$$h_{t,T,Out} = \frac{\left[(h_{t,T,Ideal,Out} - h_{t,T,In}) \right] W'_{T,In} + \frac{dH_{bleed,Out}}{dt}}{W_{Out}} \quad (31)$$

$$W'_{T,In} = W_{T,In} + W_{bleed} \quad (32)$$

式中: $h_{t,T,Ideal,Out}$ 为涡轮出口理想总焓; $h_{t,T,In}$ 为涡轮入口总焓; $W_{T,In}$ 为涡轮进口燃气质量流量; $E_{ff,T}$ 为涡轮功率; W_{bleed} 为散热气体质量流量; $W'_{T,In}$ 为涡轮进口质量流量; $H_{bleed,Out}$ 为排气总焓; W_{Out} 为出口质量流量。

则涡轮输出功率 $P_{T,Out}$ 和输出转矩 $\tau_{T,Out}$ 为

$$P_{T,Out} = (h_{t,T,In} - h_{t,T,Ideal,Out}) E_{ff,T} \cdot W'_{T,In} \cdot C_{HP2kW} \quad (33)$$

$$\tau_{T,Out} = C_{Pow} \frac{P_{T,Out}}{N} \quad (34)$$

(6) 收缩尾喷管部件的推力 F_g 为

$$F_g = \frac{W_{Noz,Out} \cdot V_{Noz,Out} \cdot C_{F_g}}{g} \quad (35)$$

$$V_{Noz,Out} = \sqrt{2(h_{t,Noz,In} - h_{s,Noz,In})g \cdot J_C} \quad (36)$$

式中: $W_{Noz,Out}$ 为尾喷管质量流量; $V_{Noz,Out}$ 为尾喷管流速; $h_{t,Noz,In}$ 为尾喷管进口总焓; $h_{s,Noz,In}$ 为尾喷管进口静焓; g 为重力加速度; J_C 为焦耳常数, 即 $J_C = 101.9716 \text{ m} \cdot \text{kg/kJ}$ 。

$$W_{Noz,Out} = \frac{(1 - \lambda_{Noz,Locs}) \cdot A_{Noz,Out} \cdot C_{Noz} \cdot \rho_{Noz,Out} \cdot V_{Noz,Out}}{C_{PSI}} \quad (37)$$

式中: $\lambda_{Noz,Locs}$ 为尾喷管压力损失系数; $A_{Noz,Out}$ 为尾喷管出口面积, C_{Noz} 为尾喷管出口温升系数; C_{PSI} 为单位换算系数。

则出口密度 $\rho_{Noz,Out}$ 为

$$\rho_{Noz,Out} = \frac{P_{s,Noz,Out} \cdot C_{PSI}}{R \cdot T_{s,Noz,Out} \cdot J_C} \quad (38)$$

式中: $P_{s,Noz,Out}$ 为尾喷管出口压力; $T_{s,Noz,Out}$ 为尾喷管出口温度, $C_{PSI} = 6894.75729 \text{ Pa}$; R 为气体常数。

低压涡轮特性如图7所示, 高压涡轮特性如图8所示。

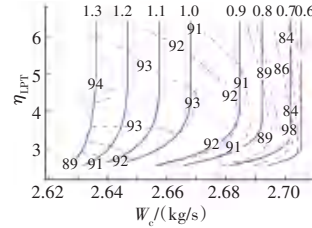


图7 低压涡轮特性

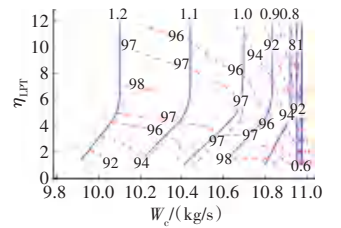


图8 高压涡轮特性

1.4 线性模型建立

对于在 t_s 的混合动力推进系统, 考虑 n 个状态构成的状态向量, $x \in \mathbb{R}^n$, m 个输入变量构成的输入向量, $u \in \mathbb{R}^m$ 以及 p 个输出变量构成的输出向量, $y \in \mathbb{R}^p$ 存在非线性关系, g, f 满足

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = g(x(t), u(t)) \\ y(t) = h(x(t), u(t)) \end{cases} \quad (39)$$

航空发动机作为非线性连续时间系统, 在工作点 $y_0 = y(t_0) = h(x(t_0), u(t_0))$ 的可行领域近似为线性连续时间系统。

$$\begin{cases} \dot{x}(t) - \dot{x}_0 = A \cdot (x(t) - x_0) + B \cdot (u(t) - u_0) \\ y(t) - y_0 = C \cdot (x(t) - x_0) + D \cdot (u(t) - u_0) \end{cases} \quad (40)$$

式中: $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $B \in \math$

$$\partial u = \begin{bmatrix} \delta W_f \\ \delta P_{req} \\ \delta P_{req} \end{bmatrix}, \partial x = \begin{bmatrix} \delta x_{N_2} \\ \delta x_{N_3} \\ \delta x_{F_g} \\ \delta x_{SM_{LPC}} \\ \delta x_{SM_{HPC}} \\ \delta x_{SM_{T_{45}}} \end{bmatrix}, \partial y = \begin{bmatrix} \delta x_{N_2} \\ \delta x_{N_3} \\ \delta x_{F_g} \\ \delta x_{SM_{LPC}} \\ \delta x_{SM_{HPC}} \\ \delta x_{T_{45}} \end{bmatrix} \quad (43)$$

将系统状态参数、状态输入参数和输出参数归一化处理

$$\delta x_{nor} = \frac{\delta x - \delta x_{min}}{\delta x_{max} - \delta x_{min}} \quad (44)$$

$$\delta u_{nor} = \frac{\delta u - \delta u_{min}}{\delta u_{max} - \delta u_{min}} \quad (45)$$

$$\delta y_{nor} = \frac{\delta y - \delta y_{min}}{\delta y_{max} - \delta y_{min}} \quad (46)$$

得到的归一化系统状态参数 x_{nor} 、状态输入参数 u_{nor} 和输出参数 y_{nor} 代入原系统状态空间方程为

$$\begin{cases} \delta \dot{x}_{nor}(t) = A_{nor} \delta x_{nor}(t) + B_{nor} \delta u_{nor}(t) \\ \delta y_{nor}(t) = C_{nor} \delta x_{nor}(t) + D_{nor} \delta u_{nor}(t) \end{cases} \quad (47)$$

1.5 线性模型验证

根据上述给出的混合动力推进系统架构,输出参数分别是燃油流量指令 W_f 、低压轴电机输出功率指令 $P_{motor,LPS}$ 、高压轴电机输出功率指令 $P_{motor,HPS}$ 类控制参数。这 3 类变量均为控制器解算的输出变量,分别控制燃油阀的输出流量、低压轴电动-发电一体机的输出功率 P_{LPS} 和高压轴电动-发电一体机的输出功率 P_{HPS} 。为实现混合动力推进系统中电动部件和燃油协调工作,需实时监测系统的状态参数 y ,该系统状态参数经由传感器采集信号采集而得,反馈给控制器,控制器解算反馈信号,计算下一步控制所需的系统输入信号。混合动力推进系统控制接口架构如图 9 所示。

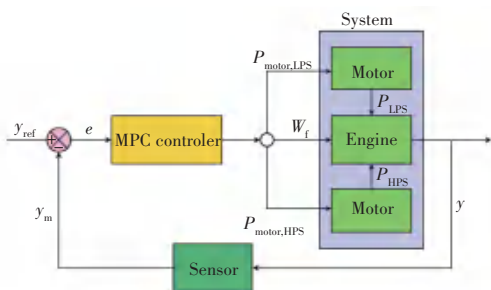


图 9 混合动力推进系统控制接口架构

采用小偏差法得到的稳态工作点下的线性状态空间矩阵建立的线性系统模型,对线性系统输入参数在第 10 s 后对双轴的电机功率和燃油设置阶跃输入,低压轴电机偏差 $\delta P_{Motor,LPS}$ 和高压轴功率偏差 $\delta P_{Motor,HPS}$ 均设置了 -100 kW ,以及 -0.01 kg/s 的燃油流量偏差 W_f ,直到 25 s 线性系统输入偏差值均阶跃回零点,线性状态空间模型输入如图 10 所示。

图 10 线性状态空间模型输入

以部件法模型输出为参考值,线性状态空间响应和参考轨迹如图 11 所示。线性模型的低压和高压压气机转速动态过程中转速跟踪良好,在达到稳态时存在较小的误差,但在允许的误差范围内。

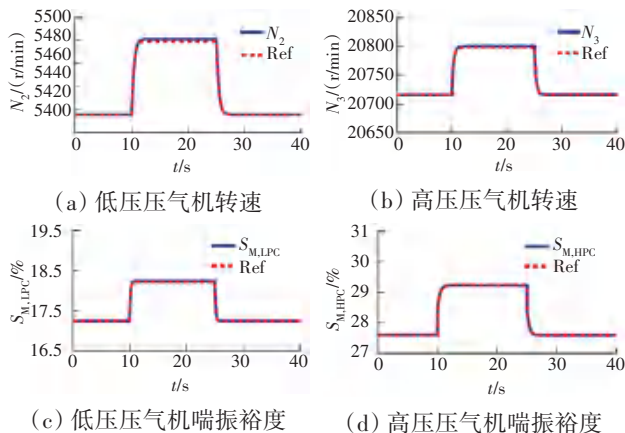


图 11 线性状态空间响应和参考轨迹

为分析多输入对线性状态空间模型的匹配性能的影响,在相同的输入下,对比线性模型与参考模型的输出,列举了双轴电机分别以发电或电动的不同形式的功率输入和燃油流量输入变化的组合,各参数控制输入见表 2。

表 2 各参数控制输入

参数	控制输入			
$W_f/(\text{kg/s})$	-0.2	-0.1	0.1	0.2
$\delta P_{Motor,LPS}/\text{kW}$	-1000	-600	600	1000
$\delta P_{Motor,HPS}/\text{kW}$	-800	-450	450	800

将表 2 控制输入逐一代入线性系统模型,采用均值归一化均方根误差 N_{RMSE} 表征线性模型输出与参考轨迹的偏差情况, $\tilde{y}_k$ 为系统输出参考值, y_k 为线性模型输出值,则 N_{RMSE} 定义为

$$N_{RMSE} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^K (x_k - \tilde{x}_k)^2}{\tilde{x}_k}} \quad (48)$$

不同控制输入下模型输出的归一化均方根误差见表 3。相比其他参数,高压、低压的喘振裕度以及 T_{45} 温度 N_{RMSE} 的波动较大,随着输入偏差的增大其跟踪性能下降程度更为明显,说明该线性模型控制输入对 3 类参数较为敏感,印证了混合动力系统的电机功率介入对喘振裕度和推力有较大影响。

表 3 不同控制输入下模型输出的归一化均方根误差

参数	$N_{\text{RMSE}}/\%$			
N_2	0.524	0.01	0.072	0.223
N_3	0.168	0.028	0.031	0.136
$S_{\text{M,LPC}}$	1.307	0.639	0.594	0.654
$S_{\text{M,HPC}}$	4.703	1.167	1.011	3.45
F_g	0.256	0.117	0.058	0.082
T_{45}	1.408	0.318	0.176	0.743

2 协调控制方法设计与分析

2.1 协调点设计

2.1.1 可行域获取与分析

对于双轴涡扇发动机,低压轴和高压轴均配置了电动机和发电机。由于电动机和发动机的功率限制以及储能设备的输入输出功率限制,混合动力系统的双轴电功率需依据当前工作状态进行择优分配。为了降低求解问题复杂度,更好地表征双轴的作动工作参数,双轴电功率分配比 γ_{Power} 为

$$\gamma_{\text{Power}} = \frac{P_{\text{HPC}}}{|P_{\text{LPC}}| + |P_{\text{HPC}}|} \quad (49)$$

式中: P_{HPC} 为高压转轴输出功率; P_{LPC} 为低压转轴的输出功率。

若已知当前电机作用在低压转轴的输出功率 P_{LPC} (正向作用为负值,反向作用为正值),给定当前双轴电功率分配比,即可求解电机作用高压转轴的输出功率 P_{HPC} 。若双轴电功率分配比为正值,从高压转轴提取功率发电;同理分配比为负值,电机驱动高压转轴,高压转载电机输出功率为

$$P_{\text{HPC}} = \begin{cases} \frac{|P_{\text{LPC}}| \gamma_{\text{Power}}}{1 - \gamma_{\text{Power}}}, & \gamma_{\text{Power}} \geq 0 \\ \frac{|P_{\text{LPC}}| \gamma_{\text{Power}}}{1 + \gamma_{\text{Power}}}, & \gamma_{\text{Power}} < 0 \end{cases} \quad (50)$$

采用模拟试车法,以推力、马赫数、高度为调度参数,双轴配置的电机功率分别以 0.2 MW 小阶跃的幅度,从 -3 ~ 3 MW 功率范围内输出。设定在一次作动循环中,低压转轴电机功率为定值,高压转轴电机功

率以阶梯变化,双转子电机功率配置的小阶跃输入如图 12 所示。

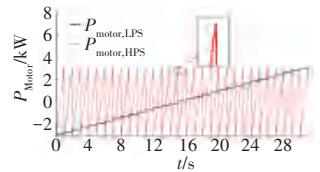


图 12 双转子电机功率配置的小阶跃输入

在双轴电分配比小于

0.5 时,低压轴电机输出正

功率的燃油流量低于提取

轴功率的,并且均低于参考值。

在双轴电功率分配比为

0.5 ~ 1.0 时,油耗相比参考值增加了约 0.1 kg/s;在

提取低压轴功率时(低压轴电机功率为正值),双轴电

功率分配比为 -1.0 ~ -0.5,只有较低的低压轴提取功

率略低于参考点。同样的,在提取高压轴功率时,燃

油流量低于参考值点主要分布在低压轴电机输出正

功率的情况内,且双轴电功率分配比需小于 0.5。由

此可见,混合动力系统要优化燃油流量达到降低燃油

消耗的目的,主要形式为电机输出正功率,也存在一

轴发电另一轴电动的工况,双轴电机小阶跃输入试车

结果如图 13 所示。

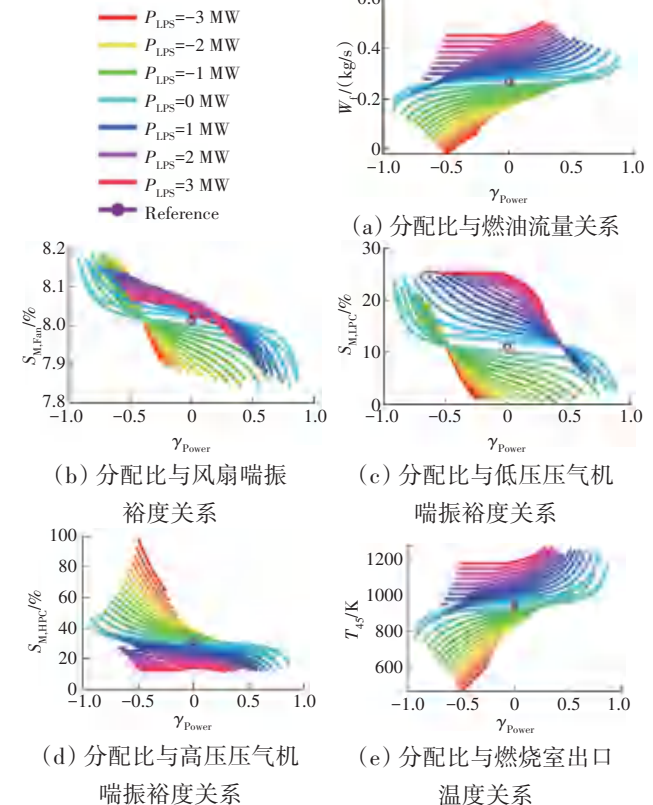


图 13 双轴电机小阶跃输入试车结果

2.1.2 最优点获取分析

在获取最优控制输入之前,需要对发动机的状态输出如喘振裕度 S_{M} 、燃烧室出口温度 T_{45} 、高低压转子转速进行约束,对其状态设定安全范围 Y_{fea} 为

$$Y_{\text{fea}} \{T_{43}, S_{\text{M,LPC}}, S_{\text{M,HPC}}, N_2, N_3\} \in \begin{cases} T_{45,\min} \leq T_{45} \leq T_{45,\max} \\ S_{\text{M,LPC},\min} \leq S_{\text{M,LPC}} \leq S_{\text{M,LPC},\max} \\ S_{\text{M,HPC},\min} \leq S_{\text{M,HPC}} \leq S_{\text{M,HPC},\max} \\ N_{2,\min} \leq N_2 \leq N_{2,\max} \\ N_{3,\min} \leq N_3 \leq N_{3,\max} \end{cases} \quad (51)$$

式中: N_2 为低压压气机转速; N_3 为高压压气机转速。

设系统状态下的控制输入存在可行域为 $U_{\text{fea}}(x)$, 该可行域 U_{fea} 满足对应的系统状态输出 y 在约束范围内, 则该状态点即为可行控制输入 U_{fea} 为

$$U_{\text{fea}} = \{UY(X, U) \in Y_{\text{fea}}\} \quad (52)$$

在可行域 U_{fea} 内选取 M 个不同配置注入的可行点 $U_{\text{fea},k}$, 则选取的可行控制输入集 $\hat{U}_\theta$ 为

$$\hat{U}_\theta = \{U_{\text{fea},1}, U_{\text{fea},2}, \dots, U_{\text{fea},M}\} \quad (53)$$

可行控制输入集 $\hat{U}_\theta$ 在状态 x 下的输出集合 $\hat{Y}_\theta$ 为

$$\hat{Y}_\theta = \begin{Bmatrix} Y(X, U_{\text{fea},1}) \\ Y(X, U_{\text{fea},2}) \\ \dots \\ Y(X, U_{\text{fea},M}) \end{Bmatrix} = \{Y_{\text{fea},1}, Y_{\text{fea},2}, \dots, Y_{\text{fea},M}\} \quad (54)$$

运输任务指标函数 $J_{\text{trans},\theta}$ 的任务指标集 $\hat{J}_{\text{trans},\theta}$ 为

$$\hat{J}_{\text{trans},\theta} = \begin{Bmatrix} J_{\text{trans}}(Y_{\text{fea},1}, U_{\text{fea},1}) \\ J_{\text{trans}}(Y_{\text{fea},2}, U_{\text{fea},2}) \\ \dots \\ J_{\text{trans}}(Y_{\text{fea},M}, U_{\text{fea},M}) \end{Bmatrix} \quad (55)$$

为达到任务指标, 实现运输高效性, 任务指标函数集内存在最小值, 该最小值对应最优控制输入, 即为最优点 $U_{\text{fea,opt}}$

$$U_{\text{fea,opt}} = \arg \left(\min_{U_{\text{fea}}} (\hat{J}_{\text{trans},\theta}) \right) \quad (56)$$

得到静止且海平面推力为 47111 N 的各参数情况如图 14 所示, 黑色虚线为不同低压轴电机输出功率下通过线性插值拟合得到的最优燃油流量曲线。在低压轴电动机作动时, 高压轴电动机也在可行范围内输出最大功率, 实现了该工况的最优燃油流量; 在低压轴发电机提取轴功率时, 高压轴电动机并非输出最大功率实现该系统最小燃油流量, 而是处于该配置下低压压气机和高压压气机的最大喘振裕度工作点内, 改善压气机的喘振裕度进而减少发动机的燃油消

耗, 也说明最优燃油流量和高低压压气机特性存在一定的协调关系。

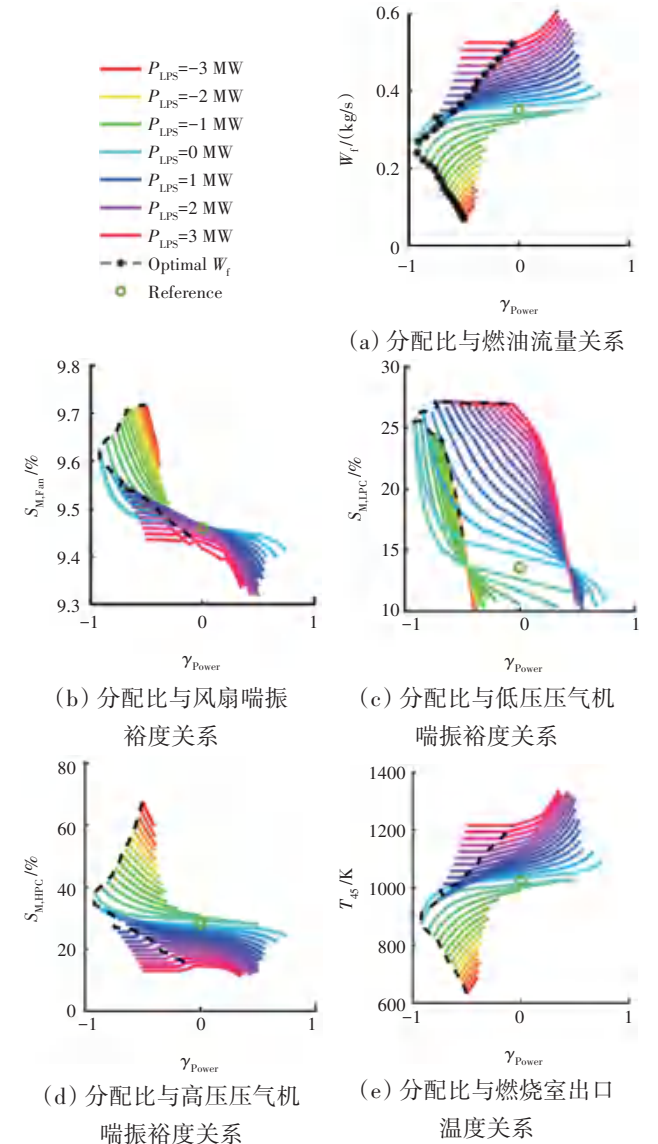


图 14 静止且海平面推力为 47111 N 的各参数情况

对于混合动力系统的 T_{45} 温度, 在双轴电功率分配比小于 0.3 时的波动变化很小。从 0.3 开始随着分配比的提高, 其温度明显升高, 在可行域内的最大增幅高达 100 K, 当前工作点的发电机提取功率对发动机涡轮前温度的影响变化范围要大于电动机作动的效果。

最优点上燃油流量主要分布在 x 轴的左半负平面内, 减少的燃油流量得益于电动机作为电动系统的主要功率输出。在低压轴电动机输出功率时, 最优点在高压轴电机可行域内的最大输出功率下获得; 而在低压轴发电时, 最优点不依赖于高压轴电动机最大输

出功率,其最优点的高压轴电动机功率随低压轴发电功率呈负相关。

对于低压轴2种工作模式,配置曲线均分别交于一点,即低压轴发电的分配比0.5和低压轴电动的分配比-0.45的喘振裕度,且与参考值相等。对于低压喘振裕度,最优点均分布在喘振裕度最大值上。静止且海平面推力不同时的各参数情况如图15、16所示。

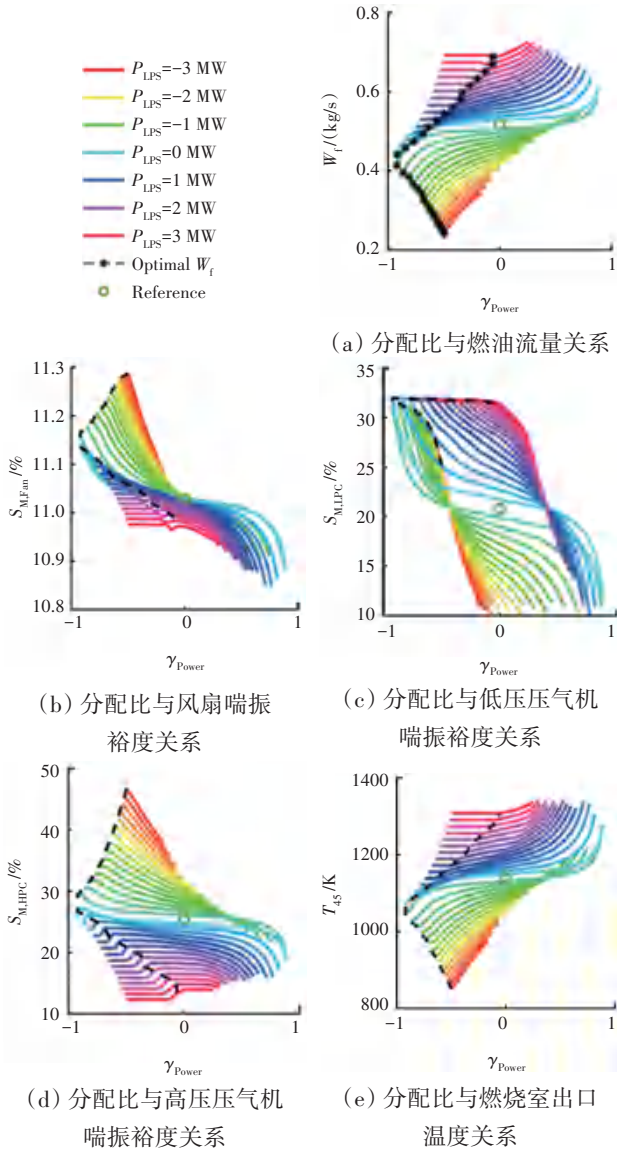


图15 静止且海平面推力为78884 N的各参数情况

2.2 基于模型预测的协调跟踪控制方法设计

工作点下的系统连续线性状态矩阵,在给定时间步长 T ,设矩阵 A 存在特征解,则存在特征矩阵 Λ 和伴随矩阵 V 满足

$$V^{-1} \Lambda V = A \quad (57)$$

采用积分法得到的离散状态空间矩阵为

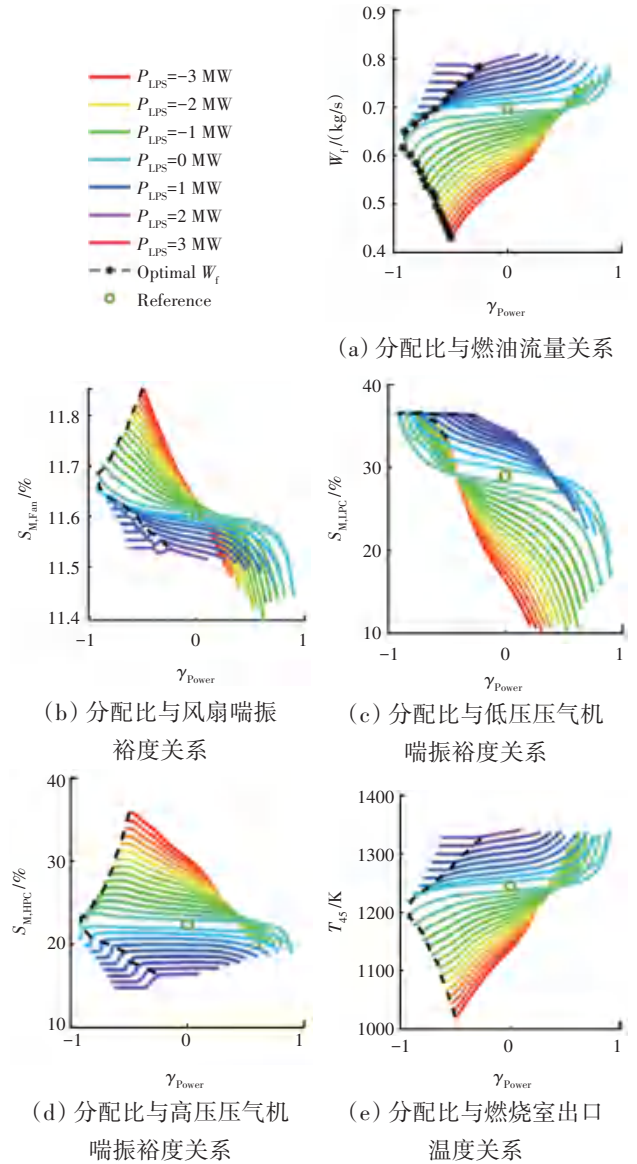


图16 静止且海平面推力为110667 N的各参数情况

$$\begin{cases} A_d = V e^{\Lambda \cdot T} V^{-1} \\ B_d = (A - I) A^{-1} B \\ C_d = C \\ D_d = D \end{cases} \quad (58)$$

式中: A_d 为离散状态下系统矩阵; B_d 为离散状态下输入矩阵; C_d 为离散状态下输出矩阵; D_d 为离散状态下直接传递矩阵。

则系统第 k 步的离散状态空间为

$$\begin{cases} \delta x_{k+1} = A_d \delta x_k + B_d \delta u_k \\ \delta y_k = C_d \delta x_k + D_d \delta u_k \end{cases} \quad (59)$$

式中: x_{k+1} 为第 $k+1$ 步状态向量; y_k 为第 k 步系统控制输出向量; x_k 为第 k 步状态向量; u_k 为第 k 步系统输入向量。

定义第 k 步的偏差为

$$\begin{aligned}\Delta x_k &= \delta x_{k+1} - \delta x_k \\ \Delta u_k &= \delta u_{k+1} - \delta u_k \\ \Delta y_k &= \delta y_{k+1} - \delta y_k\end{aligned}\quad (60)$$

将式(59)中的第 $k+1$ 步和第 k 的方程做差并用式(60)代数变换,可得

$$\begin{cases} \Delta x_{k+1} = A_d \Delta x_k + B_d \Delta u_k \\ \Delta y_k = C_d \Delta x_k + D_d \Delta u_k \end{cases}\quad (61)$$

若已知系统输出参考轨迹 y_r ,则系统初始误差 e_0 为

$$e_0 = C_d \delta x_k|_{k=0} + D_d \delta u_k|_{k=0} - y_r \quad (62)$$

则第 $k+1$ 步的误差为

$$e_{k+1} = C_d \delta x_k + D_d \delta u_k + e_k \quad (63)$$

则联立式(59)~(63),可建立如下增广矩阵

$$X_{k+1} = A_{MPC} X_k + B_{MPC} U_k \quad (64)$$

$$X_k = \begin{bmatrix} \Delta x_k \\ e_k \\ \delta x_k \\ \delta u_k \end{bmatrix}, U_k = \begin{bmatrix} \Delta W_{f,k} \\ \Delta P_{\text{motor,LPS},k} \\ \Delta P_{\text{motor,HPS},k} \end{bmatrix} \quad (65)$$

其中增广矩阵 A_{MPC} 和 B_{MPC} 为

$$A_{MPC} = \begin{bmatrix} A_d & 0 & 0 & 0 \\ C_{MPC} & I_{l \times l} & 0 & 0 \\ I_{n \times n} & 0 & I_{n \times n} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{m \times m} \end{bmatrix}, B_{MPC} = \begin{bmatrix} B_d \\ D_{MPC} \\ 0 \\ I_{m \times m} \end{bmatrix} \quad (66)$$

这里设置系统输出状态为推力、燃油流量、高低压轴电机输出功率,则矩阵 C_{MPC} 和矩阵 D_{MPC} 为

$$C_{MPC} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, D_{MPC} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (67)$$

一般,为了提高混合动力系统性能,让系统工作点往指标最优点逼近,这里引入线性二次调节(Linear Quadratic Regulator, LQR)目标优化函数 J_l

$$J_l = \sum_{k=0}^{N-1} X_{k,t}^T Q X_{k,t} + U_{k,t}^T R U_{k,t} + X_{k,t}^T|_{k=N} F X_{k,t}|_{k=N} \quad (68)$$

式中:权重矩阵 Q, R, F 为对角阵且半正定,即对于任意的和,满足

$$\begin{bmatrix} H^T Q H \\ L^T F L \\ W^T R W \end{bmatrix} \geq 0 \quad (69)$$

将上述协调问题转化为带约束的最小化问题,该问题第 k 步的解为系统控制输入 $u_{k,\text{opt}}$,求解为

$$u_{k,\text{opt}} = \arg \left(\min \sum_{k=0}^{N-1} J_l(X_{k,t}, U_{k,t}) \right) \quad (70)$$

$$\begin{aligned} X_{\min,t} &\leq X_{k,t} \leq X_{\max,t} \\ U_{\min,t} &\leq U_{k,t} \leq U_{\max,t} \end{aligned}$$

式中: $X_{k,t}$ 为第 k 步系统状态矩阵; $U_{k,t}$ 为第 k 步时的系统输入矩阵。

其二次项在预测的 N 步内的展开矩阵 P 为

$$P = \begin{bmatrix} \hat{E} & 0 & 0 \\ 0 & F & 0 \\ 0 & 0 & \hat{G} \end{bmatrix} \quad (71)$$

式中:矩阵块 $\hat{E}$ 和矩阵块 $\hat{G}$ 均为权重系数矩阵,其下标数分别对应预测步数的状态和输入权重。

$$\hat{E} = \begin{bmatrix} Q_0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & Q_1 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & Q_{N-1} \end{bmatrix}, \hat{G} = \begin{bmatrix} R_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & R_2 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & R_N \end{bmatrix} \quad (72)$$

类似地,目标函数的一次项的展开矩阵 q 可表述为

$$q = [-Q_0 \cdot x_r \quad -Q_1 \cdot x_r \quad \cdots \quad -Q_{N-1} \cdot x_r \quad -F \cdot x_r \quad 0_{1 \times N}]^T \quad (73)$$

式中: $0_{1 \times N}$ 为1行 N 列的零矩阵

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} \hat{A}_{eq} & \hat{B}_{eq} \\ \hat{A}_{ineq} & \hat{B}_{ineq} \end{bmatrix} \quad (74)$$

$$\hat{A}_{eq} = \begin{bmatrix} -I_0^{m \times m} & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ A_{MPC} & -I_1^{m \times m} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & A_{MPC} & -I_2^{m \times m} & \ddots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & A_{MPC} & -I_N^{m \times m} \end{bmatrix} \quad (75)$$

$$\hat{B}_{eq} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ B_{MPC} & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & B_{MPC} & 0 & \ddots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & B_{MPC} & 0 \end{bmatrix}$$

$$\hat{A}_{ineq} = \begin{bmatrix} I_0^{n \times n} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & I_1^{n \times n} & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & I_N^{n \times n} \end{bmatrix} \quad (76)$$

$$\hat{B}_{ineq} = \begin{bmatrix} I_1^{n \times m} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & I_2^{m \times m} & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & I_N^{m \times m} \end{bmatrix}$$

$$\hat{l} = \begin{bmatrix} X_{\min,0} \\ X_{\min,1} \\ \dots \\ X_{\min,N} \\ U_{\min,1} \\ U_{\min,2} \\ \dots \\ U_{\min,N} \end{bmatrix}, \hat{u} = \begin{bmatrix} X_{\max,0} \\ X_{\max,1} \\ \dots \\ X_{\max,N} \\ U_{\max,1} \\ U_{\max,2} \\ \dots \\ U_{\max,N} \end{bmatrix} \quad (77)$$

不等式约束可转为等式约束,其二次不等式目标优化函数矩阵为

$$\hat{J}_t = \hat{x}^T P \hat{x} + q \hat{x} \quad (78)$$

$$\hat{l} \leq \hat{A} \hat{x} \leq \hat{u}$$

要使原问题存在解,需证明原问题为凸问题,即存在 $\sigma \in \mathbb{R}$ 使得 $P + \sigma I$ 为半正定矩阵

$$P + \sigma I \geq 0 \quad (79)$$

据式(79)可将原问题转化为凸二次规划形式,借助基于交替方向乘子法(Alternating Direction Method of Multipliers, ADMM)优化算法的 OSQP 求解^[24]可求原问题的最优控制输入 u 。

2.3 基于模型预测的协调跟踪控制器仿真分析

在马赫数为0、海平面高度下,在第10 s给系统介入混合动力协调控制以维持原有推力水平,燃油阀反馈的燃油流量信号在第12 s前快速达到参考值。而高压轴电机反馈功率快速达到参考值,对应的高压转速提高。低压轴电机在第10~12 s存在功率波动,但迅速稳定到参考值,其低压轴转速响应受到电机功率发生波动。系统推力发生较小的波动,并在第10 s前达到原有推力设定水平,在大约第10.5 s处存在200 N的超调,超调率2.4%。在此过程中,低压压气机喘振裕度和高压压气机喘振裕度均增加, T_{45} 温度从原来的1140 K降低至1018 K,该系统耗油率降低了20%。控制器输入和系统仿真结果如图17所示。

从图中可见,在40 s的仿真结果中,第0~10 s和第20~30 s的各参数状态值相近。为便于分析,截取了系统第0~20 s的仿真结果导入运输指标函数中,参考值为相同工作点的传统发动机运输指标,同在第0~20 s内,混合动力系统换算转速从1528~1562 r/min,功率由原来的15586 kW提高至15900 kW,而发动机运输指标逐渐减少,在第0~20 s运输指标在发动机特性内变化如图18所示。横坐标为电机转速,纵坐标为电机功率。

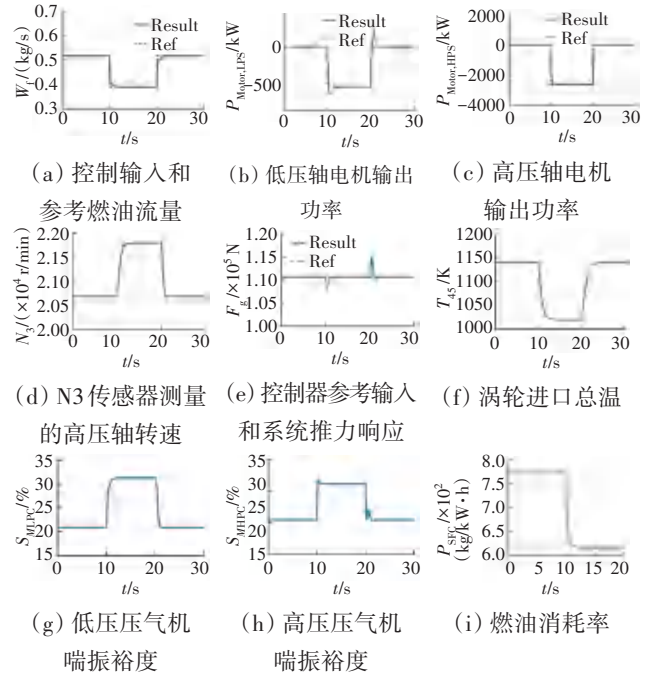


图17 控制器输入和系统仿真结果

为验证运输指标特性

变化情况,在上述仿真的第0~20 s内,蓝色曲线为图18取的发动机运输指标,橙色线为混合动力推进系统的运输指标。在第10 s前电机无功率输入,此时混合动力推进系统运输指标 J_{trans} 略高于发动机的,在第10 s后混动推进系统运输略低于纯油推进系统运输指标,但该发动机燃油消耗率降低了7.9%。在第0~20 s仿真结果和发动机运输指标如图19所示。

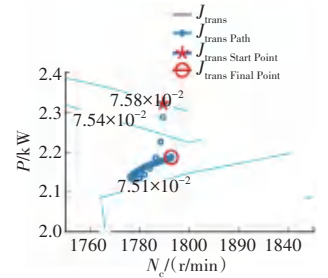


图18 在第0~20 s运输指标在发动机特性内变化

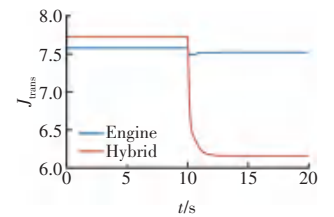


图19 在第0~20 s仿真结果和发动机运输指标

3 结论

(1)采用部件法建立1维双轴涡扇混合动力发动机模型,其高低压轴均配备了电动机和发动机。将主要部件性能参数和混合动力输入参数进行相关性分析可知,该线性模型控制输入对高压、低压的喘振裕度以及 T_{45} 温度较为敏感。

(2)采用模拟试车获取混合动力系统协调特性,

并采用 ADMM 算法输入线性预测模型获取滚动预测最优解。在相同推力条件下,该协调控制方法使系统等效燃油消耗率及发动机燃油消耗率均降低,且同时满足安全裕度。

(3)在现有模型的基础上,可以引入 NO_x 排放和噪声评估模型,评估混合动力系统的 NO_x 排放性能,以及分析噪声影响。

(4)由于电机的快速动态响应能力,在起飞过程中,飞行工况的剧变和高负载下可能会导致发动机气流受阻,发生喘振甚至回火,后续可通过电机对高低压压气机进行功率补充,让工作点远离喘振极限,以改善压气机的喘振裕度,从而提高发动机的安全性能。

参考文献:

- [1] Singh S, Jain S, Ps V, et al. Hydrogen: a sustainable fuel for future of the transport sector[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2015, 51: 623–633.
- [2] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions[M]. Washington: The National Academies Press, 2016: 122.
- [3] 张小伟. 面向 2030 年的分布式混合电推进技术[C]//2015 年第二届中国航空科学技术大会论文集. 北京: 国防工业出版社, 2015: 5.
ZHANG Xiaowei. Distributed electric propulsion technology oriented to 2030[C]//Proceedings of the 2015 Second China Aviation Science and Technology Conference. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 5. (in Chinese)
- [4] 刘勇, 朱瑜. 气候变化全球治理的新发展——国际航空业碳抵消与削减机制[J]. 北京理工大学学报(社会科学版), 2019, 21(3): 39–49.
LIU Yong, ZHU Yu. New development in global governance of climate change[J]. Journal of Beijing Institute of Technology (Social Sciences Edition), 2019, 21(3): 39–49. (in Chinese)
- [5] 孙侠生, 程文渊, 穆作栋, 等. 电动飞机发展白皮书[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 1–7.
SUN Xiasheng, CHENG Wenyuan, MU Zuodong, et al. White paper on the development of electric aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2019, 30(11): 1–7. (in Chinese)
- [6] 穆作栋, 程文渊, 宋刚. 电推进技术在航空业的应用[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 30–35.
MU Zuodong, CHENG Wenyuan, SONG Gang. Application of electric propulsion technology in aviation industry[J]. Aeronautical Science and Technology, 2019, 30(11): 30–35. (in Chinese)
- [7] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 51–67.
KONG Xianghao, ZHANG Zhouan, LU Jiawei, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 51–67. (in Chinese)
- [8] 廖忠权. 航空混合电推进系统发展研究[J]. 航空动力, 2018(2): 45–50.
LIAO Zhongquan. Research on the development of hybrid electric propulsion system[J]. Aerospace Power, 2018(2): 45–50. (in Chinese)
- [9] 王鹏, 鞠新, 郑天慧, 等. 航空混合电推进系统的发展现状及应用前景[J]. 燃气轮机试验与研究, 2021, 34(2): 52–57.
WANG Peng, JU Xin, ZHENG Tianhui, et al. Development status and future applications of hybrid electric propulsion systems[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2021, 34(2): 52–57. (in Chinese)
- [10] Bai J, Liu S, Wang W, et al. Withdrawn: study on identification method for parameter uncertain model of aero gas turbine[J]. Propulsion and Power Research, 2019, 2019(4): 1–8.
- [11] 王哲, 郭迎清. 混合动力系统建模及能量管理策略应用[J]. 航空发动机, 2019, 45(5): 7–11.
WANG Zhe, GUO Yingqing. Hybrid power system modeling and energy management strategy application[J]. Aeroengine, 2019, 45(5): 7–11. (in Chinese)
- [12] Xie Y, Savvaris A, Tsourdos A. Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 13–23.
- [13] Kadri A, Marzougui H, Aouiti A, et al. Energy management and control strategy for a DFIG wind turbine/fuel cell hybrid system with super capacitor storage system[J]. Energy, 2020, 192: 116518.
- [14] Zhang J N, Roumeliotis I, Zolotas A. Nonlinear model predictive control-based optimal energy management for hybrid electric aircraft considering aerodynamics-propulsion coupling effects[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2022, 8(2): 2640–2653.
- [15] Doff-Sotta M, Cannon M, Bacic M. Predictive energy management for hybrid electric aircraft propulsion systems[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2022, 31(2): 602–614.
- [16] 金振华, 欧阳明高, 卢青春, 等. 燃料电池混合动力系统优化控制策略[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2009, 49(2): 273–276.
JIN Zhenhua, OUYANG Minggao, LU Qingchun, et al. Optimal control strategy for a fuel cell hybrid powertrain[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2009, 49(2): 273–276. (in Chinese)
- [17] 应天杏. 基于功率需求预测的燃料电池汽车能量管理自适应控制策略研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.
YING Tianxing. Research on adaptive control strategy for energy management of fuel cell vehicle based on power demand prediction[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018. (in Chinese)
- [18] 朱劼成, 王西田, 刘时雨, 等. 微型燃气轮机直驱发电系统的控制与仿真[J]. 大电机技术, 2018(6): 42–46.
ZHU Jiecheng, WANG Xitian, LIU Shiyu, et al. Control and simulation of the direct-driven micro-turbine generation system[J]. Large Electric Machine and Hydraulic Turbine, 2018(6): 42–46. (in Chinese)
- [19] 胡焦英. 固体氧化物燃料电池混合航空动力系统能量流分析和优

化[D].南京:南京航空航天大学,2020.

HU Jiaoying.Energy flow analysis and optimization of solid oxide fuel cell hybrid aviation power system[D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2020.(in Chinese)

[20] 李龙,王鹏.混合电推进系统关键技术研究进展[J].燃气涡轮试验与研究,2021,34(3):49-53.

LI Long, WANG Peng. Development of key technologies for hybrid electric propulsion system[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2021,34(3):49-53.(in Chinese)

[21] Chapman J W, Litt J.Control design for an advanced geared turbofan engine[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta:Curran Associates, Inc.,2017:4820.

[22] Clank J T, Thomas G L.Dynamic analysis for a geared turbofan engine with variable area fan nozzle[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference.Atlanta:Curran Associates, Inc.,2017:4819.

[23] Geist M,Pietquin O.Statistically linearized recursive least squares[C]// 2010 IEEE International Workshop on Machine Learning for Signal Processing. Kittila:Curran Associates, Inc.,2010:272-276.

[24] Stellato B, Banjac G, Goulart P, et al.OSQP: an operator splitting solver for quadratic programs[J].Mathematical Programming Computation,2020,12(4):637-672.

(编辑: 兰海青, 孙明霞)

航空发动机滑油系统测试性建模与仿真优化

黄世杰¹, 蔡景¹, 张瑞²

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:为了解决传统测试性建模方法难以准确分析滑油系统这类强非线性系统信号流向的问题,开展了滑油系统测试性建模与仿真优化研究。利用 Simulink 和部件法建模构建了涡扇发动机滑油系统仿真模型,基于粒子群算法对模型进行优化和验证;分析滑油系统常见故障事件,基于正向分析和 AMESim 仿真得到故障系数并构建故障模型,根据该系统物理结构和仿真模型确定初始测点和可用测点,并进行敏感性分析;通过故障注入建立测试性数学模型,并构建测试性特性和指标对数学模型进行评价;分别从面向故障隔离和面向外场监测两方面,对测试性模型进行优化。结果表明:滑油系统仿真模型中各工作参数平均误差在 2% 左右,满足工程精度要求;通过 2 次测试性优化后,隔离率从 42.86% 增加到 85.71%,且符合主流发动机滑油参数监测类型特点,为诊断策略的制定提供基础,对滑油系统测试性设计具有较高的指导意义和参考价值。

关键词:滑油系统;仿真;相关性矩阵;测试性建模;测试性优化;航空发动机

中图分类号: V233.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.020

Testability Modeling and Simulation Optimization of Aeroengine Lubricating Oil System

HUANG Shi-jie¹, CAI Jing¹, ZHANG Rui²

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: It is difficult for traditional testability modeling methods to accurately analyze the signal flow direction of systems with strong nonlinearity, such as lubricating oil systems. In order to solve this problem, research on testability modeling and simulation optimization for lubricating oil systems was conducted. Firstly, a simulation model for the lubricating oil system of a certain type of turbofan engine was constructed with Simulink and component modeling methods, and the model was optimized and validated based on a particle swarm optimization algorithm. Secondly, common fault events of the lubricating oil system were analyzed, fault coefficients were obtained, and fault models were established based on forward analysis and AMESim simulation. Based on the physical structure and simulation model of the lubricating oil system, the initial and available test points were determined, and sensitivity analyses were conducted. Then, the testability mathematical model was established through fault injection, and testability characteristics and indicators were constructed to evaluate the testability model. Finally, the testability model was optimized from two aspects: fault isolation oriented and field monitoring oriented. The result shows that the average error of each working parameter in the simulation model of the lubricating oil system is around 2%, which meets the engineering accuracy requirements. After two rounds of testability optimizations, the isolation rate increases from 42.86% to 85.71%, which is in line with the characteristics of mainstream engine oil monitoring parameter types. This provides a basis for the development of diagnostic strategies and has high guiding significance and reference value for the testability design of lubricating oil systems.

Key words: lubricating oil system; simulation; correlation matrix; testability modeling; testability optimization; aeroengine

0 引言

发动机滑油系统具有润滑和冷却传动部件以及清洁滑油的作用,能够大大减轻传动部件的磨损,同

时带走由于磨损产生的热量与屑末,对于发动机正常运行有极其重要的作用。测试性定义为产品能及时准确地确定其状态(可工作、不可工作或性能下降),并隔离其内部故障的一种设计特性^[1]。通过测试性设

收稿日期: 2023-11-02

作者简介: 黄世杰(1998),男,硕士。

引用格式: 黄世杰,蔡景,张瑞.航空发动机滑油系统测试性建模与仿真优化[J].航空发动机,2025,51(4):142-152.HUANG Shijie, CAI Jing, ZHANG Rui. Testability modeling and simulation optimization of aeroengine lubricating oil system[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 142-152.

计,能够确定监测系统各种状态所需要参数的最小集合,测试性模型能够确定可监测参数与系统故障之间的相关性关系,进而为故障隔离提供支撑,在航空航天^[2-3]、兵工^[4]、船舶^[5]等领域具有广泛的应用。

测试性建模是使用标准化的形式对系统或设备的组成单元、信号、故障模式、测试以及相互关系进行描述的过程,典型的模型有相关性模型^[6]、结构化模型^[7]、信息流模型^[8]和多信号流模型^[9-10]。刘权利^[11]论述了相关性模型在装备测试性设计中的作用、相关性模型的原理,并介绍了建模流程;张宇等^[12]以相控阵雷达天线为分析对象,基于相关性模型对天线面阵进行测试性建模,并开展了测试性优化;李博等^[13]将装备分为部件级、子系统级、系统级等层次,从这3个层次进行测试性建模并探讨了测试性建模流程;Deb等^[14]于1995年最先提出了多信号流模型;姜鑫伟等^[15]依托商业软件,采用多信号流模型提出了基于虚拟测点的雷达天线阵测试性建模方法;Lyu等^[16]提出了一种基于多信号流图模型的可测试建模与分析方法,并以分层滤波放大器电路为对象验证了方法的有效性;Han等^[17]为了改善多信号流模型处理不确定性信息弱、故障利用率低等问题,引入贝叶斯网络建立了MSFG-BN模型。

上述测试性建模方法应用较多,国外开发了TesLab、TEAMS、eXpress等^[18]测试性建模工具,但多用于控制、电子类系统/产品,易于通过定性分析得到测点信号在系统/产品中的传输过程。而对于滑油系统这类机械液压强非线性系统,无法通过建立结构框图或信息流图来分析得到故障与测点的相关性关系。为此,陈岑^[19]以开关电源为对象,提出了多信号流图和虚拟仿真结合的分层混合测试性建模方法;吴献彪^[20]进一步讨论了仿真在机械控制系统测试性建模中的可行性,并以发动机燃油控制系统为例进行了说明。

本文在上述思路基础上,开展滑油系统测试性建模与优化方法研究,支撑诊断策略的制定,为外场中快速准确地定位隔离故障提供参考^[21],为滑油系统测试性设计提供支撑。

1 滑油系统仿真模型构建及验证

1.1 建模原理

滑油系统分开式和闭式,前者结构简单,适用于

一次使用或短时工作的高温发动机;后者结构复杂,可重复使用,多见于目前的航空发动机。以涡扇发动机全流量单回路反向循环滑油系统为对象建立仿真模型,其油路原理如图1所示。从物理结构上看,滑油系统包括通风系统、供油系统、回油系统。供油系统给轴承、齿轮等提供适宜温度的定量滑油,主要部件有滑油箱、供油泵、滑油滤、旁通活门、喷嘴等;回油系统把轴承腔、齿轮箱等中的滑油抽回滑油箱,主要部件有回油泵、油气分离器、回油滤等;通风系统把主轴承腔中密封装置泄漏的空气排出,使密封增压气流始终保持正压差,主要部件有通风器、高空活门等。为方便建模计算,将供回油系统中关于温度计算的模块独立出来,组成热力系统。

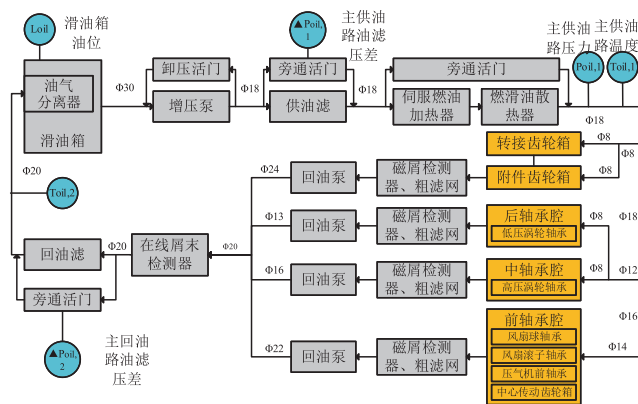


图1 发动机滑油系统油路原理

基于仿真建立测试性模型需要以高精度的仿真模型为基础进行故障注入,拟采用部件法建模分别建立滑油系统各部件的仿真模型,并根据物理结构和工作原理连接部件,设计迭代求解算法进行全系统工作参数求解。发动机滑油系统是一个关于流量-压力-温度的模型,流量特性、压力特性、换热特性的数学描述为^[22]

$$\begin{aligned} Q_i &= f_1(\Delta p_i, T_i, G_i) \\ \Delta p_i &= f_2(Q_i, p_i, T_i, G_i) \\ \Delta T_i &= f_3(Q_i, p_i, T_i, G_i) \end{aligned} \quad (1)$$

式中: Q_i 、 Δp_i 、 ΔT_i 、 p_i 、 T_i 、 G_i 分别为第*i*个部件的流量、压差、温差、入口压力、入口温度及结构参数集。

在进行滑油全系统模型求解时,需要满足流量、压力、温度平衡。基于各子系统之间的关系,按照滑油系统物理结构对各子系统进行连接,建立滑油全系统模型迭代计算流程,如图2所示。进一步,利用Simulink建模面向对象的特点,分别建立滑油系统元部件模型库、子系统模型库,最后根据全系统模型迭代计算流程图建立滑油全系统Simulink模型,如图3所示。

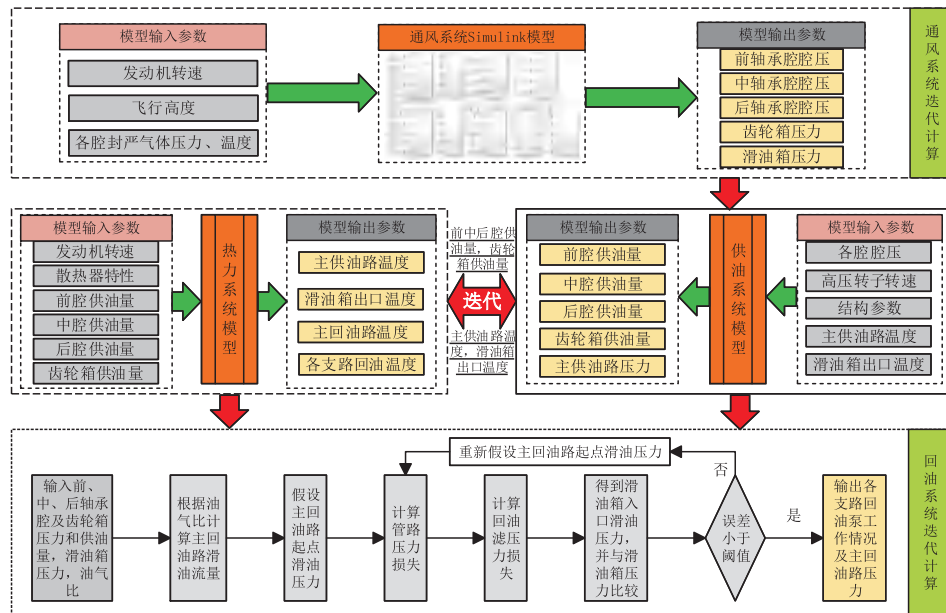


图2 滑油系统迭代计算流程

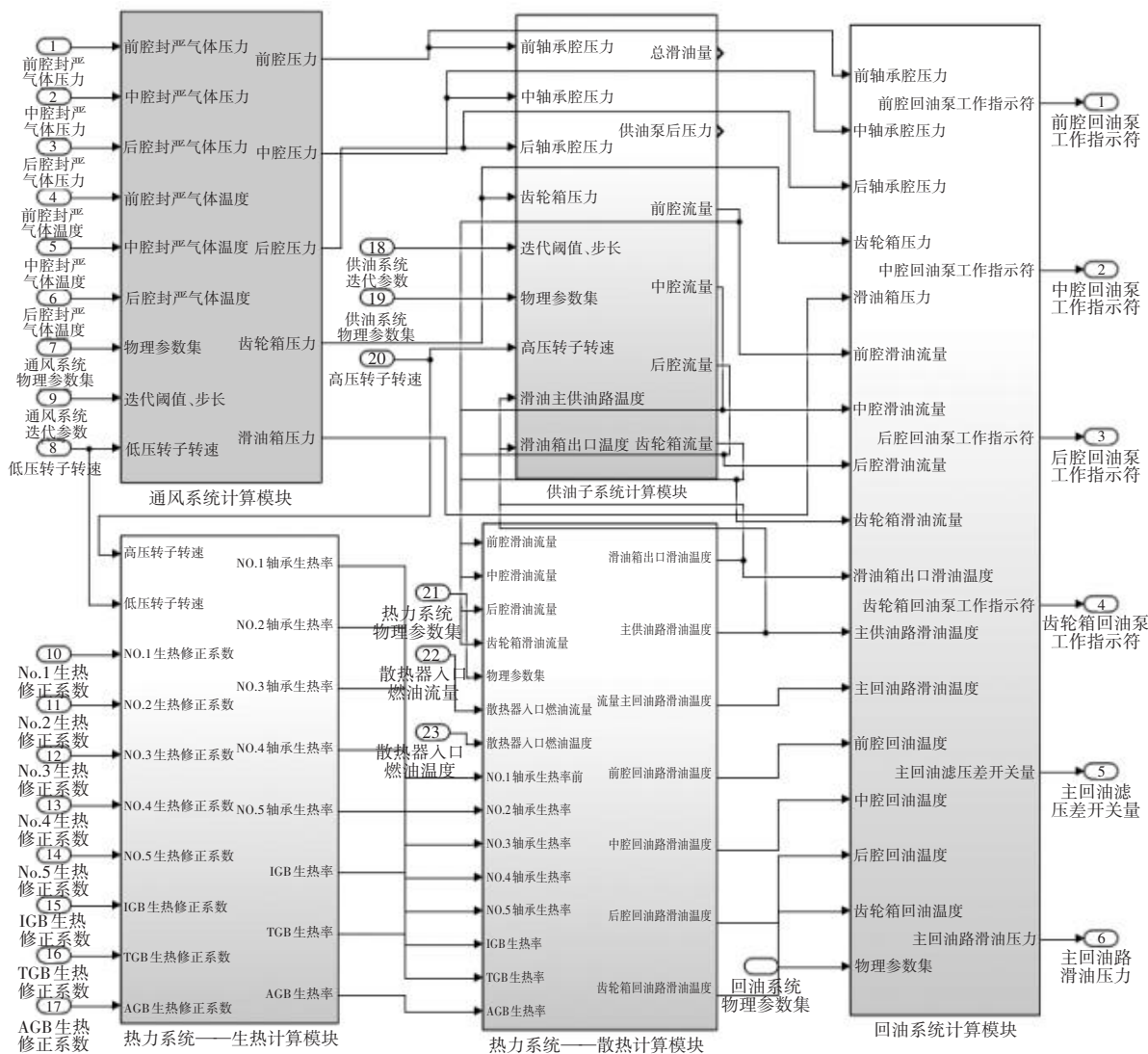


图3 滑油系统Simulink模型

1.2 典型工况下模型验证

仿真模型的准确性是开展故障注入工作的基础,因此,在建立滑油全系统模型后,需要对模型进行验证。验证方法^[23]为相同输入条件下以商业软件中相同结构的滑油系统模型工作参数计算结果为基准,对所建Simulink模型准确性进行验证,从而可以仿真计算基准模型中无法得到的工作参数(如油滤压差开关量等)。可参与验证的滑油工作参数主要有前、中、后轴承腔压力、供油量、回油温度,齿轮箱供油量、回油温度,主供、回油路温度,供油泵后压力以及滑油总供油量等。

发动机工作状况多变,选择民机中较为常用的标准起飞和最大巡航2种工况为对象,得到滑油系统各工作参数求解结果见表1。从表中可见,通风、供油系统参数求解结果准确度较高,但热力系统参数误差较大,不满足工程上对模型精度的要求。因此,采用粒子群(Particle Swarm Optimization, PSO)算法,对热力系统计算中所用经验公式进行修正。热力子系统

生热部件分别为位于前轴承腔的风扇球轴承1、风扇滚子轴承2、压气机前轴承3、中心传动齿轮箱IGB,位于中轴承腔的高压涡轮轴承4,位于后轴承腔的低压涡轮轴承5,以及位于齿轮箱的转接齿轮箱TGB和附件齿轮箱AGB。基于试验数据通过线性插值得到生热量的经验公式,设置 $k_1\sim k_8$ 修正系数对生热量进行修正

$$\begin{aligned} H_1 &= k_1 \times (0.00262 \times N_1 - 5.4) \\ H_2 &= k_2 \times (0.00515 \times N_1 - 16.23) \\ H_3 &= k_3 \times (0.003918 \times N_2 - 50.23) \\ H_4 &= k_4 \times (0.0007466 \times N_2 - 8.74) \\ H_5 &= k_5 \times (0.00077 \times N_1 - 1.706) \\ H_{\text{TGB}} &= k_6 \times (0.00027 \times N_2 - 2.253) \\ H_{\text{AGB}} &= k_7 \times (0.001204 \times N_2 - 8.276) \\ H_{\text{IGB}} &= k_8 \times (0.0008085 \times N_2 - 7.153) \end{aligned} \tag{2}$$

式中: H_x 为对应部件生热效率,kW; N_2, N_1 分别为高、低压转子转速。

表1 PSO优化前后典型工况下滑油系统工作参数结果对比

滑油系统工作参数	标准起飞工况					最大巡航工况				
	Flowmaster 基准结果	Simulink 计算结果	相对误差/ %	PSO 优化	相对误差/ %	Flowmaster 基准结果	Simulink 计算结果	相对误差/ %	PSO 优化	相对误差/ %
前轴承腔压力/kPa	147.30	147.85	0.37	147.85	0.37	49.00	50.10	2.24	50.10	2.24
中轴承腔压力/kPa	180.30	180.70	0.22	180.70	0.22	68.40	65.95	-3.58	65.95	-3.58
后轴承腔压力/kPa	177.30	177.85	0.31	177.85	0.31	66.80	64.15	-3.97	64.15	-3.97
供油泵后压力/MPa	0.55	0.57	3.64	0.56	1.82	0.42	0.44	4.76	0.43	2.38
前腔供油量/(L/min)	24.30	24.75	1.85	24.75	1.85	23.50	23.75	1.06	23.75	1.06
中腔供油量/(L/min)	3.10	3.26	5.16	3.26	5.16	2.90	3.22	11.03	3.22	11.03
后腔供油量/(L/min)	2.80	2.63	-6.07	2.62	-6.43	2.70	2.59	-4.07	2.58	-4.44
齿轮箱供油量/(L/min)	17.20	17.85	3.78	17.86	3.84	16.60	17.13	3.19	17.14	3.25
滑油总供油量/(L/min)	48.50	48.49	-0.02	48.49	-0.02	46.40	46.69	0.63	46.69	0.63
主供油路温度/℃	106.30	75.13	-29.32	105.94	-0.34	133.70	74.62	-44.19	130.64	-2.29
主回油路温度/℃	134.40	103.01	-23.36	130.39	-2.98	157.10	100.55	-36	157.11	0.01
前腔回油温度/℃	135.00	107.13	-20.64	131.31	-2.73	161.20	103.96	-35.51	161.01	-0.12
中腔回油温度/℃	138.50	106.64	-23	137.56	-0.68	159.40	101.71	-36.19	161.99	1.62
后腔回油温度/℃	118.90	88.73	-25.37	123.17	3.59	145.20	88.61	-38.97	144.65	-0.38
齿轮箱回油温度/℃	127.20	98.74	-22.37	128.87	1.31	155.80	97.40	-37.48	152.66	-2.02
平均计算误差/%			-8.99		2.11			-14.47		1.98

此外,伺服燃油加热器和燃滑油散热器的散热特性计算也基于已有试验数据进行插值,存在一定误差,设置 k_9, k_{10} 进行修正

$$\eta_{\text{heater}} = k_9 \cdot \eta_1, \eta_{\text{radiator}} = k_{10} \cdot \eta_2 \tag{3}$$

式中: $\eta_1, \eta_{\text{heater}}$ 分别为伺服燃油加热器修正前后的换热效率; $\eta_2, \eta_{\text{radiator}}$ 分别为燃滑油散热器修正前、后的换热效率。

以基准结果为目标,设置适应度函数来选择适应度最优的1组修正系数实现对模型的优化

$$F = \frac{\sum_{i=1}^n \left| \frac{T_{ci}}{T_{si}} - 1 \right|}{n} \tag{4}$$

式中: F 为粒子适应度; n 为工作参数个数; T_{ci}, T_{si} 分别为第 i 个参数的计算值和基准值。

基于 PSO 算法的基本原理,建立了滑油系统模型优化流程,如图 4 所示。通过优化得到一组最优的修正系数,代入模型后计算得到的典型工况下各工作参数求解结果见表 1,优化前后各工作参数误差变化如图 5 所示。

从图中可见,经 PSO 优化后参数误差大幅减小,2 种工况下平均误差为 2.11% 和 1.98%,满足工程上对模型准确度的要求。

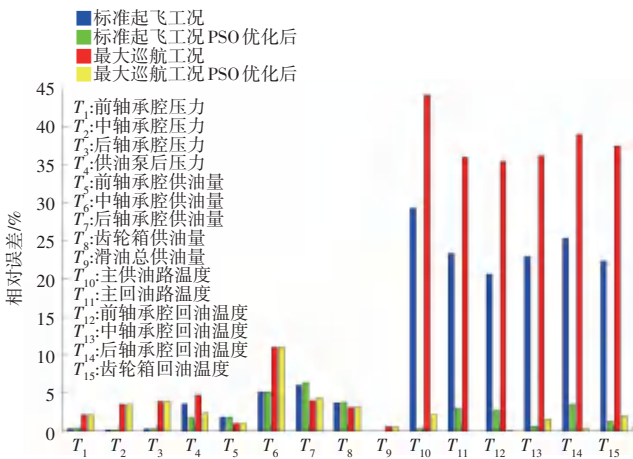


图 5 PSO 优化前后工作参数误差对比

2 基于仿真的滑油系统测试性建模

2.1 滑油系统常见故障事件及可用测点选取

模型中的可用测试点主要有:供油泵后压力,主供、回油路压力,供、回油滤压差开关量,主供、回油路温度,前、中、后腔回油温度,齿轮箱回油温度,滑油箱油位,前、中、后腔供油量,齿轮箱供油量等。根据图 1,该型发动机滑油系统的初始测点参数及其编号见表 2。

表 2 初始测点参数及其编号

测点编号	测点参数名称	测点编号	测点参数名称
T_1	主供油路压力	T_4	主回油路温度
T_2	供油滤压差开关量	T_5	滑油箱油位
T_3	主供油路温度	T_6	回油滤压差开关量

故障事件选择是开展测试性分析的关键步骤。滑油系统故障类型有滑油消耗量大、滑油压力不正常、滑油温度过高、滑油污染等,实际的滑油系统故障事件则更多。文献[23]中罗列了 46 种滑油系统故障事件,并建立了基于贝叶斯网络的故障重要度确定方法,拟从中选择重要度较高的故障事件,并结合向机务维修工程师调研的结果得到常见故障事件有:轴心通风器堵塞/损坏、滑油箱密封垫老化、滑油箱箱体出现裂纹、油气分离器损坏、供油泵泵轴断裂、供油滤堵塞、供油管路泄漏、伺服燃油加热器/燃油油散热器燃油泄漏、异物等导致的伺服燃油加热器/燃油油散热器换热效率降低、轴承腔/齿轮箱漏油、回油滤堵塞、防虹吸装置节流孔故障等。

滑油系统零部件众多,有限的测点无法对所有零部件进行监测和诊断,且密封垫、滑油箱体等部件可靠性较高或定期更换,没必要进行监测和诊断,因此,仅针对滑油系统主要部件的常见故障进行仿真和研究。防虹吸装置节流孔故障多发生在发动机过渡态,不在研究范围内。此外,由于滑油系统具有清洁滑油的作用,油液中存在屑末,易导致滑油喷嘴堵塞。而在位置上齿轮箱距离供油滤较近,滑油清洁度较高,中、后轴承腔滑油流量较小,喷嘴堵塞故障仅考虑前腔喷嘴堵塞事件。综上所述,拟选取的滑油系统常见故障事件及其编号见表 3。

2.2 故障注入方式确定

2.2.1 基于正向分析的故障系数确定

故障正向分析是由已知故障推理未知故障在某些参数上的表现,基于滑油系统工作原理分析未知故障可能引起某些参数的变化规律,通过仿真、试验、理论计算等方式确定参数变化量(即故障系数)。部分故障正向分析如下:

(1)油气分离器损坏会导致回油油气分离效果变差,大量空气混入滑油箱,油气比降低,滑油箱油位升高。另外,混入气体的滑油会导致泵的容积效率降低,进而影响供油泵后压力。针对该故障,设置供油泵容积效率降低 10% 和油气比降低 5% 来建立故障模型^[23-25]。

(2)供油泵从滑油箱中抽取滑油并增压输送到各轴承腔和齿轮箱。一旦发生故障,不能保证滑油的供应,滑油流量急剧下降,会造成极其严重的后果。考虑到该故障的严重程度,设置供油泵容积效率降低

表 3 滑油系统常见故障注入方式

编号	故障事件	故障注入方式
F_1	主供油管路漏油	流量降低 5%、压力减小 3%
F_2	油气分离器损坏	容积效率降低 10%、油气比降低 5%
F_3	供油泵故障	泵容积效率降低 90%
F_4	供油滤堵塞	回油油滤流阻增大为原来的 10 倍
F_5	伺服燃油加热器燃油泄漏	流量增大 10%、换热效率降低 10%
F_6	燃滑油散热器燃油泄漏	流量增大 5%、换热效率降低 10%
F_7	伺服燃油加热器换热效率降低	换热系数降低 15%
F_8	燃滑油散热器换热效率降低	换热系数减小 15%
F_9	回油滤堵塞	回油油滤流阻增大为原来的 10 倍
F_{10}	前轴承腔漏油	流量减小 10%、腔压减小 10%
F_{11}	齿轮箱漏油	流量减小 10%、腔压减小 10%
F_{12}	前轴承腔喷嘴堵塞	喷嘴流量系数减小 20%
F_{13}	中轴承腔漏油	流量减小 10%、腔压减小 15%
F_{14}	后轴承腔漏油	流量减小 10%、腔压减小 15%

90% 来建立故障模型^[23-25]。

(3) 伺服燃油加热器和燃滑油散热器作为主要的散热部件,具有冷却滑油的作用。当发生燃油泄漏时,由于伺服燃油加热器和燃滑油散热器中燃油压力高于滑油管路中滑油的压力,燃油会流入滑油中,导致供油路滑油流量增大,供油压力升高,换热效率降低。在供油泵正常工作的前提下,燃油的混入会使滑油箱油位急剧升高。针对燃油泄漏这 2 个故障,设置出口流量分别增大 10% 和 5%,以及换热效率降低 10% 来建立故障模型^[23-25]。

(4) 目前发动机使用的散热器多为管壳式散热器,在 1 个圆形外壳中装有多个平行管道,冷热流体流过管程和壳程,通过热传递和热对流实现换热。当散热器表面被污垢沾染或者内部管路出现堵塞时,会导致换热效率降低。针对换热效率降低这 2 个故障,设置换热系数降低 15% 来建立故障模型。

(5) 引起轴承腔漏油的原因有:压气机引气压力较低,不能起到封严的效果;轴承腔积油较多导致漏油等。轴承腔漏油会使回油量减少,影响滑油箱油位;另外,由于存在泄漏点,轴承腔腔压会有一定程度的降低^[26]。针对 4 种漏油故障,设置各腔滑油流量降

低 10% 来模拟故障发生。由于正常工作时前轴承腔、齿轮箱腔压低,设置腔压降低系数为 10%;中、后轴承腔腔压高,设置腔压降低系数为 15%。

(6) 由于喷嘴孔径较小,一旦发生堵塞,喷嘴流量系数会大幅降低。一般流量系数取值为 0.65~0.85^[27],建模时统一取喷嘴流量系数均为 0.8。取堵塞时流量系数低于 0.65 时故障发生, $(0.8-0.65)/0.8\times100\%=18.75\%$,取整为 20%,即将喷嘴流量系数降低 20% 来模拟前轴承腔喷嘴堵塞。

(7) 滑油滤故障主要包括供油滤堵塞、回油滤堵塞 2 种故障事件,二者工作原理相似。油滤流阻损失计算式^[27]为

$$\Delta P = \Delta P_1 + \Delta P_2 = \frac{\rho}{2} K' \xi_1 V^2 + \frac{\rho}{2} \xi_2 V^2 \quad (5)$$

式中: K' 为雷诺数影响修正系数; V 为网全部面积上的液流速度; ρ 为滑油密度; ξ_2 为壳体进口处局部阻力系数; ξ_1 为滤芯阻力系数

$$\xi_1 = 1.3 \times \left(1 - \frac{F_0}{F}\right) + \left(\frac{F}{F_0} - 1\right)^2 \quad (6)$$

式中: F_0 为网孔截面积; F 为网全部面积。

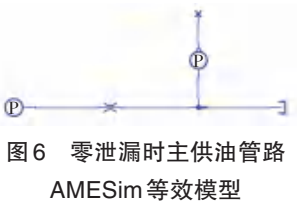
一般情况下,滤芯网通孔占比约为 90%。当油滤发生堵塞时,滤芯网通孔占比降低,从而导致阻力系数增大, ΔP 增大。向航空公司维修工程师调研主流涡扇发动机 CFM56-5B 的飞机维修手册 (Aircraft Maintenance Manual, AMM),得知油滤压差指示开关的阈值为 0.2~0.228 MPa;在仿真模型中,油滤正常工作时压差约为 0.037 MPa。拟将油滤压力损失增大 10 倍来模拟滑油滤堵塞故障以实现基于模型的故障注入,这与文献[23]中注入油滤堵塞故障时设置的故障系数相近,且保证可诊断出滑油滤堵塞故障的发生。

2.2.2 基于 AMESim 仿真的故障系数确定

利用 AMESim 建立主供油管路模型,通过添加泄漏源仿真得到管路泄露时各参数相较于正常情况下的变化系数,进而确定主供油管路漏油的故障系数,实现在 Simulink 模型中的故障注入。

首先,在 AMESim 中模拟供油子系统的正常运行,零泄漏时主供油管路 AMESim 等效模型如图 6 所示。

在 AMESim 中设置压力源、节流孔、油箱、泄漏源、传感器,并将它们连接



成一个简单的油路流通系统。根据管路泄漏故障模拟方法^[28],结合模型仿真结果设置边界条件,调整节流孔孔径来模拟供油滤。当存在管路泄漏时,管路内为滑油压力,管路外为当地大气压,因此用 pressuresource 元件替换 hydraulicplug 元件,并设置压力为 0.1 MPa。滑油系统中的管路泄漏往往是以裂纹或松动形式出现,在模型中将其等效为直径 1.5 mm、长度 5 mm 的管道,一端与三通接口相连,一端通大气,存在泄漏时管路 AMESim 模型如图 7 所示。

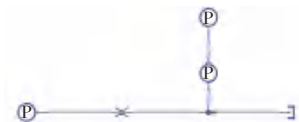


图 7 存在泄漏时管路 AMESim 模型

仿真得到泄漏前、后及泄漏点滑油流量如图 8 所示。因此,在利用 Simulink 进行故障注入时,设置流量损失系数为 5% 进行故障模型建立。

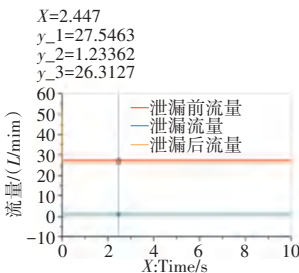


图 8 泄漏前、后及泄漏点流量对比

由于裂纹或松动导致的滑油泄漏无法在 AMESim 中进行仿真,前文所述用等效孔代替管路泄漏可以反映泄漏时的流量特性,无法反映压力特性。拟将其简化,泄漏时管路压力减小 3%。综上所述,所有常见故障的注入方式见表 3。

2.3 可用测点参数敏感性分析

滑油系统模型工作参数主要为压力、温度、流量、油位类参数。通过对滑油系统注入故障仿真,在故障状态下,虽然绝大多数参数均会偏离正常值,但偏离程度有一定的差异。以 F_{12} 故障为例,在故障系数逐渐增大过程中,各可用测点参数变化率随故障系数的变化如图 9 所示。

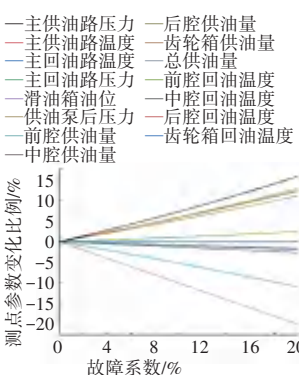


图 9 可用测点参数变化率随故障系数的变化

从图中可见,部分参数随着故障程度的加重发生了较大偏移,也有部分参数变化量较小。测点对故障的相关性可以通过注入故障后参数变化的程度来进行衡量,一旦变化程度超过了阈值,就可以被检测出

来,对应相关性矩阵中的元素 1。这个阈值就是参数的敏感性范围,一般可以基于不同类别传感器的精度进行设定,具体如下:

(1)压力类参数。滑油压力传感器的类型主要有压电、应变片和压阻传感器等,主要供应商有 EATON、Honeywell、Sensata 等,查询其官网各种航空用滑油压力类传感器,测量精度大多在 0.8%~1.5% FS(Full Scale,满量程)之间。飞机维护规程中关于滑油压力值与发动机工作状态之间关系为:发动机规定滑油压力最低为 0.08 MPa(转速低于 3500 r/min)、最高为 0.7 MPa,正常范围为 0.2 MPa ~0.5 MPa^[29]。压力、温度类参数的敏感性波动范围见表 4。

表 4 压力、温度类参数的敏感性波动范围

测点参数	波动范围	测点参数	波动范围
主供油路压力/kPa	±5.6	前腔回油温度/℃	±2
主回油路压力/kPa	±5.6	中腔回油温度/℃	±2
供油泵后压力/kPa	±5.6	后腔回油温度/℃	±2
主供油路温度/℃	±2	齿轮箱回油温度/℃	±2
主回油路温度/℃	±2		

(2)温度类参数。工程实践中,在发动机上安装铂电阻温度传感器对滑油温度进行实时监控。发动机上温度传感器类型主要有热电偶、热敏电阻和红外线传感器等,其中热电偶传感器较为常用;供应商主要有 ROSEMOUNT、NORWICH、Omega 等,查询其官网各种航空类滑油温度类传感器,取滑油温度类参数敏感性波动范围为±2℃(表 4)。

(3)液位类参数。常见的油位传感器类型包括浮子式、电容式和超声波传感器等,主要生产厂家有 MEGGITT、ROHR 等。一般滑油油位传感器测量精度在±0.5%~±1%之间。当滑油系统正常工作时,滑油箱油位为 74.3957 mm,取油位传感器测量精度为±0.5%,即液位敏感性波动范围为±3.5 mm,油位、流量类测点敏感性分析结果见表 5。

表 5 油位、流量类测点敏感性分析结果

测点参数	工作范围	波动范围
滑油箱油位/mm	74.3957	±3.5
前腔供油量/(L/min)	0~25	0.5
中腔供油量/(L/min)	0~3	0.06
后腔供油量/(L/min)	0~3	0.06
齿轮箱供油量/(L/min)	0~18	0.36
总供油量/(L/min)	0~50	1

(4)流量类参数。滑油流量传感器类型有涡轮式、轮盘式、磁敏电阻式、超声波、热敏电阻式流量传感器等,生产商主要有 Omron、Burkert、Rosemount、Schneider 等。一般流量传感器的测量精度在 $\pm 1\%$ 左右,但在滑油系统中,由于管路中存在空气,影响流量的测量,取流量传感器测量精度为 $\pm 2\%$ (表5)。

2.4 典型工况下滑油系统测试性建模与分析

2.4.1 测试性特性与指标

“故障-测试”相关性矩阵(简称 D 矩阵),即测试性数学模型,描述了故障与测试点之间的逻辑关系,是一个仅包含0和1的布尔型矩阵

$$D = \begin{matrix} & T_1 & T_2 & \cdots & T_j \\ \begin{matrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_i \end{matrix} & \begin{bmatrix} ft_{11} & ft_{12} & \cdots & ft_{1j} \\ ft_{21} & ft_{22} & \cdots & ft_{2j} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ ft_{i1} & ft_{i2} & \cdots & ft_{ij} \end{bmatrix} \end{matrix} \quad (7)$$

式中: ft_{ij} 为布尔值, $ft_{ij} = 1$ 表示测试点 T_j 可以检测和隔离故障 F_i , $ft_{ij} = 0$ 则表示不能。

D 矩阵是系统固有测试性分析的核心,其主要特性包括:

(1)不可检测故障。指所有测试点均无法检测的故障,反映了当前系统故障自我检测能力,在 D 矩阵中表现为故障所在行为全0行。

(2)故障模糊组。指有2个或2个以上故障具有相同的特征,反映了当前系统故障的隔离与定位能力,在 D 矩阵中表现为各故障所在行元素完全相同。

(3)无效参数。指测试点对已注入的故障没有检测能力,反映了测点对系统故障检测和隔离的贡献率,在 D 矩阵中表现为测点所在列为全0列。

(4)冗余参数。冗余参数集合中测点数量为2个或2个以上,且集合内测点参数对所有故障具有相同的检测能力,一定程度上表征了监测资源的重复。在 D 矩阵中表现为各测点所在列元素完全相同。

另外,在完美测试假设下,系统测试性水平可以通过故障检测率和故障隔离率表征,其数学表达为

$$R_{FD} = \frac{N_D}{N_T} \times 100\%, R_{FI} = \frac{N_I}{N_D} \times 100\% \quad (8)$$

式中: R_{FD} 为故障检测率; R_{FI} 为故障隔离率; N_D 为规定时间和条件下可以检测到的故障数量; N_I 为在规定的条件下隔离到指定模糊集的故障数量; N_F 为故障总数。

2.4.2 测试性模型构建

基于仿真的滑油系统测试性建模流程如图10所示。通过依次向模型中注入故障 $F_1 \sim F_{14}$,并结合前述设置的各初始测点的敏感性波动范围,得到相关性矩阵,即测试性数学模型。在测试性建模时仅以标准起飞工况为例进行说明,标准起飞工况下 D 矩阵见表6。

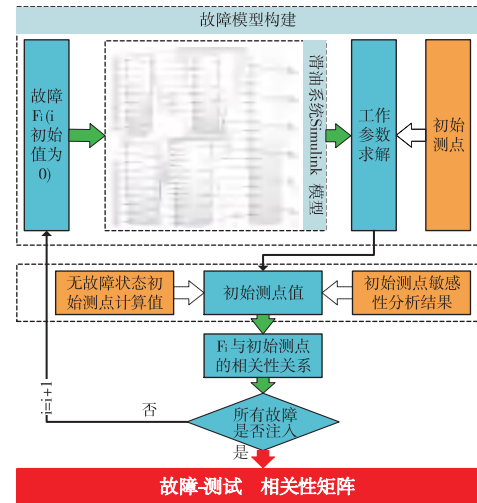


图10 基于仿真的测试性建模流程

表6 标准起飞工况下 D 矩阵

	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6
F_1	1	0	0	0	1	0
F_2	1	0	0	1	1	0
F_3	1	0	1	1	0	0
F_4	0	1	0	0	0	0
F_5	1	0	1	1	1	0
F_6	1	0	1	0	1	0
F_7	0	0	1	1	0	0
F_8	0	0	1	1	0	0
F_9	0	0	0	0	0	1
F_{10}	1	0	0	0	1	0
F_{11}	1	0	0	0	1	0
F_{12}	1	0	0	0	1	0
F_{13}	0	0	0	0	1	0
F_{14}	0	0	0	0	1	0

表6中“ F_i ”表示第 i 个故障事件, $F_1 \sim F_{14}$ 对应故障见表3;“ T_j ”表示第 j 个测试点, $T_1 \sim T_6$ 对应参数见表2;“1”表示该测点可以检测到该故障,“0”表示检测不到。

对 D 矩阵进行测试性分析,结果见表7。从表中可见,该工况下不存在不可检测故障、无效参数和冗余参数,故障隔离率为42.86%。可见当前滑油系统

存在较多故障模糊组,虽然对于所研究故障均可检测,但无法准确隔离,因此需要进行测试性优化,以提高故障隔离率。

表7 D矩阵优化前测试性分析结果

测试性特性与指标	分析结果
不可检测故障	0
故障模糊组	$3([F_{13} F_{14}], [F_7 F_8], [F_1 F_{10} F_{11} F_{12}])$
无效参数	0
冗余参数	0
$R_{FD}/\%$	100
$R_{FI}/\%$	42.86

3 滑油系统测试性优化

3.1 面向故障隔离的测试性优化

面向故障隔离的测试性优化是在初始测试点的基础上,从系统可用测试点中选择尽可能少的测点,获得尽可能高的系统检测隔离率。

滑油系统的主要功用是润滑和冷却。在设计时必须保证滑油持续不断地向轴承、齿轮输送,因此设置主供油路流量测点参数来保证对供油的监测;另外,滑油系统设计时还需要避免由于轴承腔内滑油过热结焦导致堵塞、阻碍传热引起着火,合理分配各路滑油流量使回油温度尽可能低,可以通过监测各回油路滑油温度来监测滑油对轴承、齿轮等部件的冷却程度。由于前腔和齿轮箱包含对多个支承和传动部件的润滑和冷却,因此设置前腔回油温度和齿轮箱回油温度来对这2条支路的滑油温度进行监测;此外,对比中、后轴承腔回油温度和供油量,发现中轴承腔供油量多但回油温度高,说明中腔润滑的高压涡轮轴承生热量更高,更需被监测,故选择中腔回油温度作为测点。综上所述,从可用测点中选择主供油路流量、前腔回油温度、中腔回油温度、齿轮箱回油温度等参数进行优化,编号分别为 $T_7 \sim T_{10}$,得到标准起飞工况下测试性矩阵见表8。

进一步,得到标准起飞工况下的固有测试性分析结果,见表9。从表中可见,通过此步优化后,故障模糊组数量大幅降低,隔离率从42.86%提高到85.71%,体现了优化对系统固有测试性的改善,为后期测试性设计提供参考和支撑。

表8 面向故障隔离优化后的D矩阵

	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8	T_9	T_{10}
F_1	1	0	0	0	1	0	1	0	0	0
F_2	1	0	0	1	1	0	1	1	1	1
F_3	1	0	1	1	0	0	1	1	1	1
F_4	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
F_5	1	0	1	1	1	0	1	1	1	1
F_6	1	0	1	0	1	0	1	0	0	0
F_7	0	0	1	1	0	0	0	1	1	1
F_8	0	0	1	1	0	0	0	1	1	1
F_9	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
F_{10}	1	0	0	0	1	0	0	1	0	0
F_{11}	1	0	0	0	1	0	0	0	0	1
F_{12}	1	0	0	0	1	0	0	1	1	1
F_{13}	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0
F_{14}	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0

表9 面向故障隔离和外场监测的测试性优化后分析结果

测试性特性与指标	面向故障隔离优化后	面向外场监测优化后
不可检测故障	0	0
故障模糊组	1([7 8])	1([7 8])
无效参数	0	0
冗余参数	0	0
$R_{FD}/\%$	100	100
$R_{FI}/\%$	85.71	85.71

3.2 面向外场监测的测试性优化

面向故障隔离进行测试性优化时选择可用测试点位是基于仿真模型中的可用测点,通过分析模糊组故障特征以及滑油系统关注点,增加尽可能少的测点实现对模糊组故障的隔离。但在实际中由于发动机内部的高度集成与耦合,模型中可用的测点不一定具备可用性,进而会降低分析结果对测试性设计的指导意义。

通过调研某航空公司A320机队列装的CFM56、V2500系列发动机AMM手册,查询并向其可靠性工程师咨询2型发动机滑油监测参数类型与相关资料,2种类型发动机滑油系统监测传感器的相关信息见表10。从表中可见,滑油监测参数主要有油位/量、温度、压力(低压力)等类型,没有流量类参数。

在面向故障隔离进行测试性优化时,增加的“主供油路流量”参数在外场监测中没有相关类型的传感

表 10 CFM56 与 V2500 发动机滑油系统监测参数相关资料

发动机	参数 类型	IPC 标号	件号	部件名	FIN 号	供应商
CFM56	油量/位	030	74-110-1	TRANSMITTER-OIL QTY POST SB RA32079-9 PRE SB RA32079-9	4002EN	MEGGITT
		030A	74-110-3	TRANSMITTER-OIL QTY POST SPIB CFM01253MW1 POST SB RA32079-9	4002EN	MEGGITT
		030B	74-110-4	TRANSMITTER-OIL QTY PRE SPIB CFM01253MW1	4002EN	MEGGITT
		030C	74-110-10	TRANSMITTER-OIL QTY POST SPIB CFM01253MW1	4002EN	ROHR
	温度	020	102-00090	SENSOR	4004EN	NORWICH
		010	TC201-00	SENSOR-TEMPOIL PRE SB 79-0019	-	AUXITROL SA
		010A	TC201-01	SENSOR-TEMPOIL POST SB 79-0019	-	AUXITROL SA
	压力	050	41SG381-1	TRANSMITTER-OIL PRESSURE	4003EN	EATON
	低压力	050	45D32	SWITCH-LOW OIL		QRP
	V2500	油量/位	030	76-167-2	TRANSMITT ER-OIL QUA NTITY PRE SBE79-0065	4002EN
030A			76-167-4	TRANSMITTER-OIL POST SB E79-0065PRE SBE70-0965	4002EN	MEGGITT
030B			76-167-10	TRANSMITT ER-OIL POST SB E70-0965ALT PN A BOVE	4002EN	ROHR
温度		010	56B98	THERMOCOUPLE-OIL SCAV TEMP	4004EN	ROSEMOUNT
压力		020	41SG240-1	TRANSMITTER-OIL PRESS DIFF PRE SBE 70-0956.	4003EN	EATON
		020A	41SG240-4	TRANSMITTER-OIL PRESS DIFF POST SB E70-0956	4003EN	EATON
低压力		040	21SN04-275A	SWITCH	4000EN	EATON

器,加装新型传感器代价较大。拟将该可用参数去掉,得到的新 D 矩阵见表 11。

表 11 面向外场监测优化后的 D 矩阵

	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_8	T_9	T_{10}
F_1	1	0	0	0	1	0	0	0	0
F_2	1	0	0	1	1	0	1	1	1
F_3	1	0	1	1	0	0	1	1	1
F_4	0	1	0	0	0	0	0	0	0
F_5	1	0	1	1	1	0	1	1	1
F_6	1	0	1	0	1	0	0	0	0
F_7	0	0	1	1	0	0	1	1	1
F_8	0	0	1	1	0	0	1	1	1
F_9	0	0	0	0	0	1	0	0	0
F_{10}	1	0	0	0	1	0	1	0	0
F_{11}	1	0	0	0	1	0	0	0	1
F_{12}	1	0	0	0	1	0	1	1	1
F_{13}	0	0	0	0	1	0	0	1	0
F_{14}	0	0	0	0	1	0	0	0	0

对其进行测试性分析,得到 2 次优化的分析结果(表 9)。从表中可见,将主供油路流量测点去掉后,虽然故障模糊组依然存在,故障检测隔离率没有降低,但结果更加贴合实际,对于测试性设计具有实际的参考与指导意义。

4 结论

(1)利用商业软件建立了滑油系统仿真模型,开

展标准起飞和最大巡航典型工况下的求解,基于 PSO 算法对模型进行优化,工作参数平均求解误差分别从 -8.99% 和 -14.47% 降低到 2.11% 和 1.98%,满足工程精度要求。

(2)选择滑油系统常见故障事件,基于正向分析和 AMESim 仿真确定故障系数;结合仿真模型和物理结构,选择初始测点和可用测点,并开展敏感性分析;基于故障注入建立测试性模型,并建立了测试性评价特性和指标。

(3)开展了面向故障隔离和外场监测的测试性优化,故障模糊组数量减少 2 个,隔离率从 42.86% 提高到 85.71%,结果符合主流发动机滑油参数监测类型特点,对于测试性设计具有较大的指导意义和参考价值。

参考文献:

[1] 中国人民解放军总装备部.可靠性维修性保障性术语:GJB 451A-2005[S].北京:国防工业出版社,2005:3.
General Armaments Department of the People's Liberation Army. Reliability, maintainability and supportability terms: GJB 451A-2005[S]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005:3. (in Chinese)

[2] Su Y, Chen H C, Gu C X, et al. Aircraft system state recognition and fault prediction based on a test diagnostic model[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021(1207):012025.

[3] Xu Z H, Zhang Y F, Han X Y, et al. Real time aerospace control fault diagnosis system based on testability model[C]//2022 China Automation Congress(CAC).Xiamen: IEEE, 2022: 10054888.

[4] Li T M, Si X S, Yang Z H, et al. NHPP testability growth model consid-

- ering testability growth effort, rectifying delay, and imperfect correction[J].IEEE Access, 2020, 8: 9072–9083.
- [5] Wu Q, Qian W, Xu Y C, et al. Research on testability design and evaluation method for ship electromechanical equipment[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1650(2): 022105.
- [6] 杨新星, 秦赞, 奚俊, 等. 基于多信号相关性模型的TMAS测试性建模仿真分析技术[J]. 雷达与对抗, 2021, 41(1): 1–6, 11.
YANG Xinxing, QIN Yun, XI Jun, et al. TMAS testability modeling and simulation technology based on multi-signal correlation model[J]. Radar & ECM, 2021, 41(1): 1–6, 11. (in Chinese)
- [7] 张宇, 程中华, 连光耀, 等. 基于解释结构模型的装备测试性影响因素分析方法[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(12): 64–69, 77.
ZHANG Yu, CHENG Zhonghua, LIAN Guangyao, et al. Analysis method of influencing factors of equipment testability based on interpretive structure model[J]. Computer Measurement & Control, 2022, 30(12): 64–69, 77. (in Chinese)
- [8] Liu X B. Research of test modeling and analyzing of warship power system[C]//3rd IEEE International Conference on Computer and Communications. Chengdu: IEEE, 2018: 2822–2826.
- [9] Peng D, Yang C, Sun P, et al. Testability modelling and optimization technology of ship electrical equipment based on multi-signal flow diagram[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021, 1043(2): 022057.
- [10] Wu Y, Yu J S, Tang D Y, et al. A hierarchical testability analysis method for reusable liquid rocket engines based on multi-signal flow model[C]//2020 15th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Kristiansand: IEEE, 2020: 9248150.
- [11] 刘权利. 关于装备测试性设计中相关性模型的研究[J]. 装备维修技术, 2023(1): 62–65.
LIU Quanli. Research of correlation model in the design of equipment testability[J]. Equipment Technology, 2023(1): 62–65. (in Chinese)
- [12] 张宇, 赵宁, 唐环, 等. 某相控阵雷达天线测试性建模与指标优化研究[J]. 雷达与对抗, 2023, 43(2): 39–44.
ZHANG Yu, ZHAO Ning, TANG Huan, et al. Research on testability modeling and specification optimization of a phased-array radar antenna[J]. Radar & ECM, 2023, 43(2): 39–44. (in Chinese)
- [13] 李博, 谭斌. 装备测试性设计与诊断策略优化技术研究[J]. 中国新技术新产品, 2020(17): 44–45.
LI Bo, TAN Bin. Research on optimization technology of equipment testability design and diagnosis strategy[J]. New Technology & New Products of China, 2020(17): 44–45. (in Chinese)
- [14] Deb S, Pattipati K R, Raghavan V, et al. Multi-signal flow graphs: a novel approach for system testability analysis and fault diagnosis[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1995, 10(5): 14–25.
- [15] 姜鑫伟, 郑元珠, 宋常浩, 等. 基于虚拟测点的雷达测试性建模技术研究[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(9): 254–260.
JIANG Xinwei, ZHENG Yuanzhu, SONG Changhao, et al. Research on testability modeling of radar based on virtual measuring point[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(9): 254–260. (in Chinese)
- [16] Lyu D J, Wu H H, Qiu G W, et al. Testability modeling and analysis of layered system based on multi signal flow graph[C]//2021 IEEE Asia-Pacific Conference on Image Processing, Electronics and Computers (IPEC). Dalian: IEEE, 2021: 9421259.
- [17] Han L, Shi X J, Zhai Y Y, et al. Testability modeling method based on MSFG-BN composite model[C]//5th International Conference on Automation, Control and Robotics Engineering (CACRE 2020). Dalian: IEEE, 2020: 9230143.
- [18] Pattipati K R, Deb S, Dontamsetty M, et al. Start: system testability analysis and research tool[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1991, 6(1): 13–20.
- [19] 陈岑. 开关电源测试性设计与故障诊断研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
CHEN Cen. Research on testability design and fault diagnosis for switched mode power supply[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021. (in Chinese)
- [20] 吴献彪. 航空发动机燃油控制系统仿真建模与测试性设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
WU Xianbiao. Simulation modeling and testability design of aero-engine fuel control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [21] 郝春生, 秦月. 航空发动机故障诊断及测试流程分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(3): 71–74.
HAO Chunsheng, QIN Yue. Fault diagnosis methods and testing procedure of aeroengine[J]. Aeroengine, 2014, 40(3): 71–74. (in Chinese)
- [22] 闫星辉, 郭迎清, 殷锴, 等. 基于MATLAB/Simulink的滑油系统建模仿真与优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 740–748.
YAN Xinghui, GUO Yingqing, YIN Kai, et al. Modeling simulation and optimization of oil system based on MATLAB/ simulink[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 740–748. (in Chinese)
- [23] 闫星辉. 民用涡扇发动机滑油系统建模仿真与故障诊断[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
YAN Xinghui. Modeling, Simulation and fault diagnosis of civil turbofan engine oil system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [24] 朱永新. 基于改进支持向量机的航空发动机滑油系统故障诊断研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
ZHU Yongxin. Research on fault diagnosis of aero-engine oil system based on improved support vector machine[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020. (in Chinese)
- [25] Peng Q, Guo Y Q, Sun H. Modeling and fault diagnosis of aero-engine lubricating oil system[C]//Proceedings of the 37th Chinese Control Conference. Wuhan: IEEE, 2018: 5907–5912.
- [26] 谷智赢, 李国权, 郁丽, 等. 一种解决低转速下漏油的流量管理阀[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2136–2141.
GU Zhiying, LI Guoquan, YU Li, et al. An oil flow management valve for solving oil leakage at low rotating speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2136–2141. (in Chinese)
- [27] 林基恕. 航空发动机设计手册: 传动及润滑系统(第12册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 459–518.
LIN Jishu. Aeroengine design manual: transmission and lubrication system volume 12[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 459–518. (in Chinese)
- [28] 白杰, 朱永新, 何文博, 等. 基于AMESim的某型航空发动机滑油供油系统故障模拟[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(9): 3784–3789.
BAI Jie, ZHU Yongxin, HE Wenbo, et al. Fault simulation of a certain type of aeroengine lubricating oil supply system based on AMESim[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(9): 3784–3789. (in Chinese)
- [29] 任鑫欣, 张椿善. 通用航空发动机滑油系统及其压力标定[J]. 中国科技信息, 2018(18): 36–37.
REN Xinxin, ZHANG Dongshan. Oil system of general aviation engine and its pressure calibration[J]. China Science and Technology Information, 2018(18): 36–37. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)

小涵道比涡扇发动机整机超温试验关键技术分析

柳国印, 高磊, 陈泽华, 闫卫青, 张帅
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 针对中国军标超温试验的完成标准及双转子发动机超温试验的难点, 以小涵道比涡扇发动机为基础, 对超温试验中涡轮前温度的监测方法、影响因素及发动机组合调整方法、验证实施、试验设备等关键技术开展研究。基于发动机特性及控制规律, 在常温进气温度条件下仅通过一般方法调整发动机, 无法达到超温试验要求; 而通过合理地制定试验程序和步骤, 采用提高进气温度、增加喷管喉道面积及压气机进口导叶角度的发动机组合调整方案具有可行性。经发动机试验验证, 结果表明: 采用上述组合调整方案, 1 级转子涡轮前温度和涡轮后排气温度线性关系较好, 涡轮后排气温度径向 5 点测量方案合理, 进口温场周向不均匀度满足要求, 最大为 0.254%, 发动机整机超温试验结果满足国军标的完成标准要求。

关键词: 超温试验; 小涵道比涡扇发动机; 发动机组合调整; 涡轮前温度; 涡轮后排气温度

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.021

Key Technique Analysis of Whole Engine Overtemperature Test of Low-Bypass Turbofan Engine

LIU Guo-yin, GAO Lei, CHEN Ze-hua, YAN Wei-qing, ZHANG Shuai
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shengyang 110015, China)

Abstract: In view of the completion criteria of overtemperature test in national military standard and the difficulties in overtemperature test for twin-spool engines, based on low-bypass turbofan engine, key technologies such as monitoring methods, influencing factors, combined engine adjusting methods, verification implementation, and testing equipment for turbine inlet temperature in overtemperature test were studied. Based on the characteristics and control schedule of the engine, it is impossible to meet the requirements of the overtemperature test by only adjusting the engine through conventional methods under ambient inlet air temperature conditions. By formulating appropriate test procedures and steps, it is feasible to apply a combined engine adjusting method by increasing the inlet air temperature, nozzle throat area, and compressor inlet guide vane angle. The results of engine verification test show that: by using the above combined engine adjusting scheme, the linear relationship between the inlet temperature of the first stage turbine rotor and the turbine exhaust gas temperature is good, the radial 5-point measurement scheme of the turbine exhaust gas temperature is reasonable, the circumferential non-uniformity of the inlet temperature field meets the requirements, with a maximum of 0.254%, and the results of the whole engine overtemperature test meet the requirements of the national military standard.

Key words: overtemperature test; low-bypass turbofan engine; combined adjusting scheme; turbine inlet temperature; turbine exhaust gas temperature

0 引言

对于新研制的航空涡喷涡扇发动机, 在飞行前规定试验和定型的结构试验中, 为了验证结构完整性, 需进行超温试验验证发动机旋转件的结构完整性, 供发动机热端部件结构强度设计借鉴。在发动机使用过程中, 由于控制系统失灵或其他原因可导致热端部件温度超过最高允许的燃气温度, 而超温试验能为发

动机在超温后是否继续使用提供依据, 极大地提高配装单发飞机的发动机使用安全性。整机超温试验是发动机型号研制过程中的一项重要考核试验, 技术难度高、风险大、调整困难^[1]。

针对航空发动机整机超温试验技术, 国内虽然开展过相关的研究, 但研究资料较少。孙万峰等^[2]针对涡喷发动机超温试车技术开展相关研究, 给出了实现超温试车的可能方案, 并根据型号特点制定了最佳实

收稿日期: 2023-08-30 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 柳国印(1991), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 柳国印, 高磊, 陈泽华, 等. 小涵道比涡扇发动机整机超温试验关键技术分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 153-160. LIU Guoyin, GAO Lei, CHEN Zehua, et al. Key technique analysis of whole engine overtemperature test of low-bypass turbofan engine[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 153-160.

施方案;赵勇等^[3]针对超温试验中涡轮前温度测量及表征等技术问题,建立了高压涡轮前温度与气路参数的热力学关系,给出了高压涡轮前温度估计的方法,进而推导出高压涡轮前温度的6个估计模型;王军等^[4]采用了测试误差小、辨识精度高的高导前缘穿孔安装热电偶技术方案及高导流量连续、主燃烧室有效热值法迭代求解涡轮前温度的模型辨识方法,对进行涡轮前温度的控制具有重要意义;张树林等^[5-7]针对涡轮前温度场、燃烧室与涡轮出口温度的计算和应用开展相关研究,得到涡轮前温度场等参数的计算方法,具有很高的工程应用价值;李富亮等^[8-10]针对航空发动机研制过程中高温测量问题,开展了高温测量系统及测量方法等研究,给出发动机测量现状及高温测量的可行性方案。

本文针对开展的大推力小涵道比涡扇发动机(以下简称“发动机”)整机超温试验,开展实现发动机超温状态的影响因素、关键参数 T_{41} 的监测、超温试验方案选择、整机超温试验程序等关键技术研究,得出发动机超温试验的方法。

1 超温试验的完成标准及难点

1.1 超温试验完成标准

超温试验对燃气温度的要求是“超过第1级涡轮转子进口稳态最高允许燃气温度45℃以上,且在允许的最高稳态转速下持续工作5 min,发动机零件尺寸应在允许的范围内且无破坏的迹象^[11],即认为超温试验完成”。该试验主要针对发动机热端部件考核,为结构强度设计提供试验验证。

1.2 超温试验难点

超温试验要求双转子发动机 n_1 、 n_2 和 T_{41} 3个参数同时达到超温试车目标值并持续工作5 min(T_{41} 为第1级涡轮转子进口温度,K; n_2 、 n_1 分别为高、低压转子相对转速,%)。对于双转子涡扇发动机 n_1 、 n_2 和 T_{41} 的变化,不仅与发动机油门有关,且与发动机进口温度 T_1 、高压压气机进口导叶角度 α_2 、高压涡轮导向器喉部截面积 A_{m0} 、喷管喉道面积 A_8 有关,因此试验要求 n_1 、 n_2 和 T_{41} 3个参数同时达到超温试车的要求是很难的技术问题,通过一般的调整方法难以达到要求^[2]。

发动机要完成超温试验,其 T_{41} 比设计值高约为70 K, n_2 、 n_1 比设计点高约为4%~4.5%,发动机此时的热负荷、离心负荷和气动负荷比设计点大很多,是风

险非常大的试验。

2 超温试验技术

2.1 T_{41} 监测方法

发动机的部件组成及测量截面如图1所示。

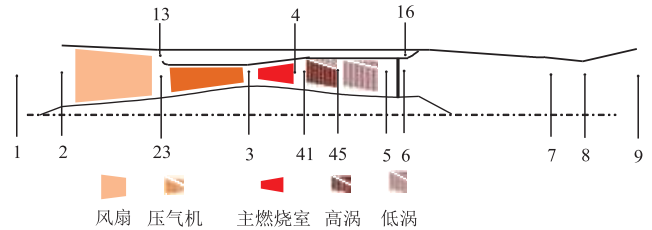


图1 发动机的部件组成测量截面

由于该型发动机涡轮前温度较高,在高温、高速、振动的环境下测量 T_{41} 温度,目前中国的技术手段尚有欠缺^[9-10,12]。对于超温试验,安装 T_{41} 测量受感部会破坏发动机原有结构,对被考核的热端部件增加了额外的风险,但低压涡轮后排气温度 T_6 是可测量项。因此,应用发动机能量守恒原理,本文建立了 T_6 与 T_{41} 热力学理论关系模型^[13],

当发动机进口温度 T_1 一定时,由高压涡轮做功平衡可得

$$\bar{C}_{P,TH} \cdot (T_{41} - T_{45}) = \bar{C}_{P,TH} \cdot T_{41} \left[1 - \frac{1}{\pi_{TH}^{\frac{\kappa_4 - 1}{\kappa_4}}} \right] \eta_{TH} \quad (1)$$

将式(1)化简可得

$$T_{41} = \frac{T_{45}}{1 - \delta_1} \quad (2)$$

$$\text{其中 } \delta_1 = \left[1 - \frac{1}{\pi_{HL}^{\frac{\kappa_{41} - 1}{\kappa_{41}}} \right] \eta_{TH}$$

由低压涡轮做功平衡可得

$$\bar{C}_{P,TL} \cdot (T_{45} - T_6) = \bar{C}_{P,TL} T_{45} \left[1 - \frac{1}{\pi_{TL}^{\frac{\kappa_{45} - 1}{\kappa_{45}}} \right] \eta_{TL} \quad (3)$$

式中: $\bar{C}_{P,TH}$ 、 $\bar{C}_{P,TL}$ 分别为高、低压部件比热; π_{TH} 、 π_{TL} 分别为高、低压部件落压比; η_{TH} 、 η_{TL} 分别为高、低压部件效率。

将式(3)进一步简化为

$$T_{45} = \frac{T_6}{1 - \delta_2} \quad (4)$$

$$\text{其中 } \delta_2 = \left[1 - \frac{1}{\pi_{TL}^{\frac{\kappa_{45} - 1}{\kappa_{45}}} \right] \eta_{TL}$$

将式(4)代入式(2)可得

$$k_{cw} = \frac{T_{41}}{T_6} = \frac{1}{(1 - \delta_1) \cdot (1 - \delta_2)}$$
 (5)

式中: k_{cw} 为超温状态下温度比值。

通过式(5)可知, k_{cw} 与高、低压涡轮的膨胀比 π 有关,而发动机喷口面积 A_8 直接影响发动机的涡轮膨胀比 π 的变化,当喷口面积一定时,相同发动机状态下的 k_{cw} 也相对固定。因此,当发动机稳定工作时, T_{41} 和 T_6 线性关系较好。在确定超温试验方案后,通过试验数据修正相应模型,获取 T_{41} 满足试验要求时对应的 T_6 ,在试验时采用 T_6 值进行超温判断。

2.2 低压涡轮后排气温度 T_6 测量方案

准确评估超温状态下 T_6 ,提高 T_{41} 监测的准确性,是超温试验的关键点。本文在型号应用 T_6 周向测量位置耙布局(如图2所示)较为成熟的情况下,采用 T_6 径向向5点与8点的测量方式, T_6 截面测量要求见表1。通过 T_6 径向向5点与8点的温度测量结果对比,获得6截面温度径向分布。 T_6 径向单点均为等环面设计,由先周向再径向算术平均的方法得到 $T_6^{[14]}$ 。

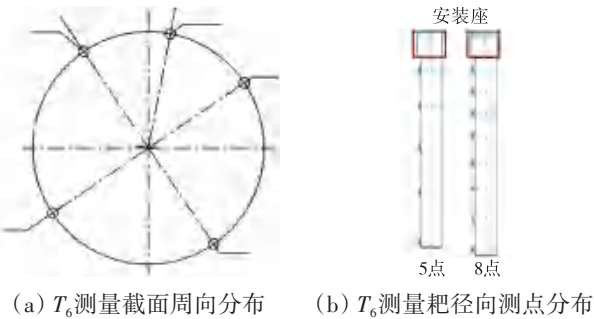


图2 T_6 截面测量耙布局(顺航向)

表1 T_6 截面测量要求

名称	符号	单位	支和点	测量精度	备注
低压涡轮后 排气温度	T_6	$^{\circ}\text{C}$	5×5、 5×8	±5 $^{\circ}\text{C}$	径向等环面分布

2.3 超温试验发动机组合调整方法

对于双转子涡扇发动机而言,不同的调整因素对发动机的性能影响不同。

2.3.1 发动机油门调整影响

发动机以调节 n_1 为主控制规律,与油门PLA线性相关,在标准大气条件下发动机的特性如图3所示,图中 Δ 表示相对量。当上推PLA至 n_1 达到超温状态时,若要实现 n_2 和 T_{41} 均能

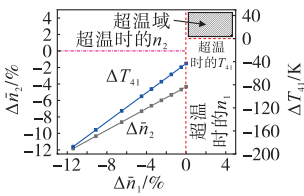


图3 发动机特性

达到超温目标,此时的 n_1 和 T_{41} 会远超过发动机极限值。可见仅通过上推调整油门,增加燃油的方式无法满足超温试验 n_1 、 n_2 和 T_{41} 同时达到目标的要求。

2.3.2 A_8 调整影响

根据发动机前期调试经验,当控制发动机 n_1 不变时,调节 A_8 的大小可调整低压涡轮转子的膨胀比,从而达到调节 n_2 和 T_{41} ,如图4、5所示。从图中可见, A_8 调整对 T_{41} 的影响主要是高、低压转速转差变化引起的。

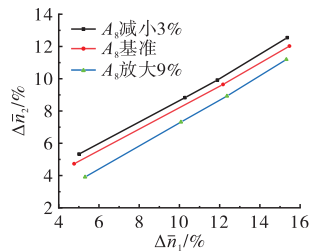


图4 A_8 调整对发动机转差影响

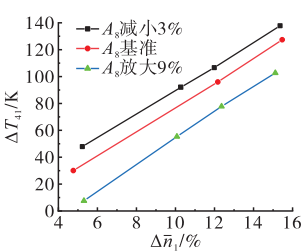


图5 A_8 调整对 T_{41} 影响

2.3.3 a_2 调整影响

调节 a_2 角度(文中 α 表示角度增大)可调节发动机转差,当 a_2 角度增大时 n_2 增加,但不会引起 T_{41} 变化,如图6、7所示。

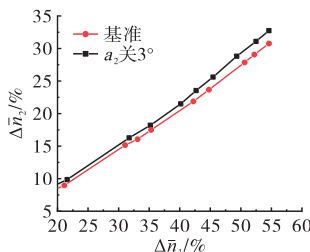


图6 a_2 关时的转差特性

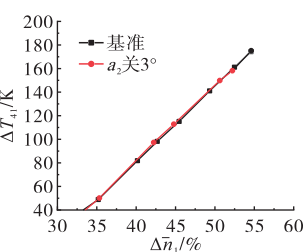


图7 a_2 关时 T_{41} 变化趋势

2.3.4 功率提取与引起的影响

采用成熟的计算软件进行分析,当 T_{41} 一定时,功率提取、引气量、 A_8 和 a_2 调整量对发动机 n_1 、 n_2 转速和 T_6 的影响,其中 $T_{41,c}$ 为超温目标值见表2。从表中可见,在同等 T_{41} 下,增加提取功率和引气量会引起 n_1 、 n_2 同时下降,可见这2种措施均不能满足超温的要求。

2.3.5 发动机进口温度 T_1 的影响

典型发动机控制规律如图8所示。从图中可见,随着发动机进口温度 T_1 升高,在当前温度下的 n_1 、 n_2 转速增大、 T_6 增高, T_{41} 也增高。当 $T_{41,c}$ 目标值相同时,随着 T_1 的升高, n_1 、 n_2 也相应升高,发动机更易达到超温状态,如图9所示。

在等 $T_{41,c}$ 及不调整各参数条件下, T_1 每升高10 K,

表 2 等 T_{41} 下调整措施对性能的影响

措施	T_{41}	$\Delta n_1/\%$	$\Delta n_2/\%$
a_2 (关 2°)	$T_{41,c}$	-0.22	+0.42
A_8 (放大 1%)	$T_{41,c}$	+0.16	
功率提取 (加 100 kW)	$T_{41,c}$	-0.25	-0.35
引气 (加 1%)	$T_{41,c}$	-0.65	-0.25

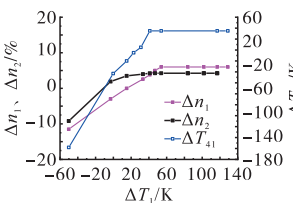


图 8 典型控制规律

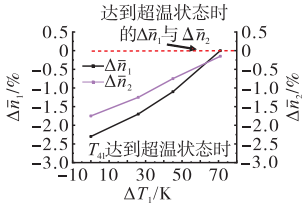


图 9 等 $T_{41,c}$ 时 ΔT_1 与转速的关系

n_1 、 n_2 分别增加 0.1%、0.3%，见表 3。

表 3 等 T_{41} 下温度对各参数的影响

进口温度	T_{41}	$\Delta n_1/\%$	$\Delta n_2/\%$
T_1 (每 +10 K)	$T_{41,c}$	+0.1	+0.3

2.4 发动机超温试验方案的确定

根据多因素调整对发动机影响的研究可知,在常温进气条件下仅通过上推调整油门,增加燃油的方式无法满足超温试验 n_1 、 n_2 和 T_{41} 同时达到目标的要求。结合表 2 分析可知,采取提高 T_1 、放大 A_8 和 a_2 关角度的措施,可匹配出合适的 n_1 、 n_2 和 T_{41} 同时至超温目标值。因此本文采用提高 T_1 与 A_8 和 a_2 组合调整的方式开展了发动机超温试验。提高 T_1 的可行性研究如下:

从方案 1~4 可见,随着 T_1 的升高,当 n_1 、 n_2 、 T_{41} 均达到超温试车目标要求值时, a_2 和 A_8 的调整量逐渐减小如图 10 所示。等 T_{41} 下不同方案的组合调整量见表 4。

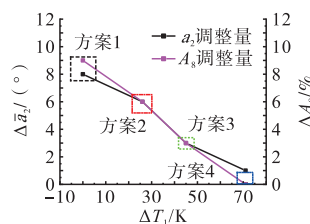


图 10 不同 T_1 下的调整量

表 4 等 T_{41} 下不同方案的组合调整量

方案	$\Delta T_1/\text{K}$	T_{41}	A_8 调整量/%	a_2 调整量/ $^\circ$
1	0	$T_{41,c}$	+9	+8
2	25.2	$T_{41,c}$	+6	+6
3	45.0	$T_{41,c}$	+3	+3
4	72.3	$T_{41,c}$	0	+1

由于超温试验状态不在发动机使用工况包线内,无法对实际进口环境进行准确模拟。针对 4 个方案,对涡轮叶片的基体温度、压气机的高周疲劳裂纹等影响的分析,是超温试验方案选择的重点。基于方案

1~4,在超温状态时高压涡轮冷却气温度升高,高压涡轮的基体温度也会升高并接近极限值如图 11 所示。结合实际工况, a_2 关角度会导致压气机抽吸能力变强、气动负荷增大,同时可能出现叶片高周疲劳裂纹等问题,额外增大了超温试验风险。因此,选择方案时 a_2 关角度应尽量小,可减小压气机气动负荷,给高压涡轮基体温度留一定的裕度。

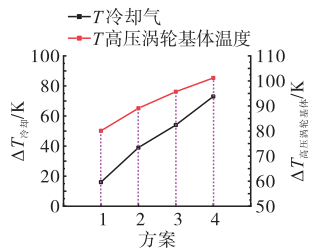


图 11 冷却气及高压涡轮基体温度对比

考虑核心机在高负荷条件下,前期 a_2 关角度量的验证情况、高压涡轮的基体温度裕度及超温状态下喷管部件的变形等综合工况因素,最终选择方案 3 开展本次超温试验。

3 试验设备

3.1 提高 T_1 的试验设备

T_1 试验设备如图 12 所示。从图中可见,该设备主要由供气、排气管道、稳压箱、蜂窝、整流网、进气道等组成,其具有高温气流量调节、发动机进口温度调节、整流稳压等功能。

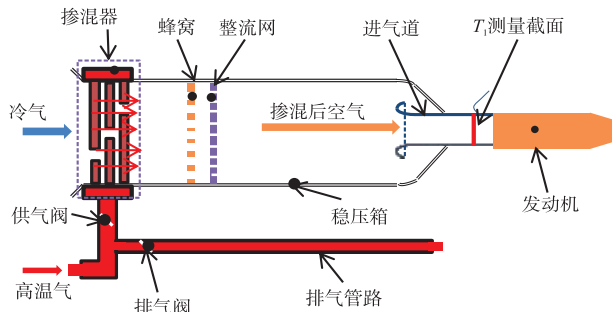


图 12 T_1 试验设备

在试验过程中,调节热空气的供应量,冷空气通过掺混器轴向进入掺混器与热空气进行掺混,组合调整供气阀和排气阀的开度,满足发动机进口所需温度 T_1 。为提高发动机进口温度场的均匀性,掺混器采用环形喷嘴周向交叉均布喷射高温空气的结构设计,经验证掺混效果较好。

3.2 发动机进口温度场均匀性

3.2.1 进口温度场测量

由于 T_1 的变化对发动机 n_1 、 n_2 及 T_{41} 等参数的影响较大,因此该方案的超温试验对 T_1 的测量精度与温场

的均匀性(用温度场周向不均匀度 $\Delta \bar{T}_2$ 表征)要求较高。经过性能分析计算当 T_1 的波动量 $\leq \pm 1^\circ\text{C}$ 、 $\Delta \bar{T}_2 \leq 0.5\%$ 时,对超温试验结果的影响可接受。根据发动机进口气动截面的确定原则,在距发动机进口前 $0.2d$ 处布置 64 个 T_1 总温测点(如图 13 所示),用于测量发动机进口气流的温度及温场均匀性的评估,测量方案见表 5。

图 13 T_1 温度测量耙

表5 T_1 测量方案

参数	截面	单位	支和点	测量精度	布置方式
T_1	发动机进口	℃	8×8	±1 ℃	周向 均布 径向等环面

3.2.2 温度场周向不均度计算方法

在超温试验中,针对发动机进口温度场均匀性的评估,采用中国军标中的温度场周向不均匀度 $\Delta\bar{T}_2$ 进行表征^[15-16]。 $\Delta\bar{T}_2$ 定义为高温区平均温度与面平均温度的相对增量

$$\Delta \bar{T}_2 = \frac{T_{\text{HAV}} - T_{2\text{FAV}}}{T_{2\text{FAV}}} \quad (6)$$

式中: T_{HAV} 为高温区内气流温度的平均值, K; $T_{2\text{FAV}}$ 为进口截面平均温度, K。

4 试验验证实施

根据超温试验方案3,为获得组合调整对发动机的实际影响,确定试验的实施的3个步骤如下。

4.1 稳态性能试验

稳定性能试验程序如图 14 所示。从图中可见, 为获得当发动机进口温度 $\Delta T_1=45^\circ\text{C}$ 时, 发动机在基准(代表不作调整)、 A_s 放

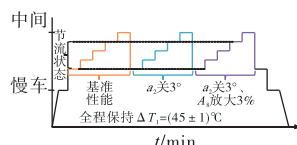


图 14 稳态性能试验程序

大、 a_2 关角度 3 种状态下的性能,评估 A_8 放大、 a_2 偏关对发动机转差、 T_6 温度的影响。根据试验结果及时修正试验方案中的 A_8 、 a_2 调整量,同时确定当 $\Delta T_1=45^\circ\text{C}$ 时,发动机进口温场的 $\Delta \bar{T}_2$ 能否满足要求。结合开展 T_6 排气温度场测量,得到在 A_8 、 a_2 调整下,发动机排气的主流区是否偏移。因此按照程序(图 14),先在 5 支

5点的 T_6 传感器下进行试验,然后更换在5支8点的传感器进行第2次试验。试验后应用成熟方法对 T_6 截面的温度进行数据有效性判别,确保所有测点均有效时,分析 T_6 截面温度场的变化,确定超温试验时最优的 T_6 径向分布形式。

4.2 预试验

预试验程序如图 15 所示。根据步骤 1 结果, 预估得到发动机超温状态下最佳的 A_8 、 a_2 组合调整量, 按照程序 (图 15) 进行超温状态预试验, 其中在超温状态工作 30 s, 判断调整方案能否满足超温试验 n_1 、 n_2 及 T_{41} 的要求。若不满足超温状态要求, 再次按程序 (图 14) 进行组合调整。

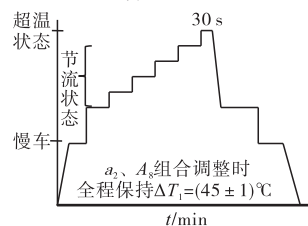


图 15 预试验程序

4.3 超温试验

当步骤2满足超温目标要求时,开展整机超温试验程序如图16所示,确保满足整机超温目标要求下运转时间不小于5 min,超温试验完成后分解检查发动机,检验超温试验结果的符合性。

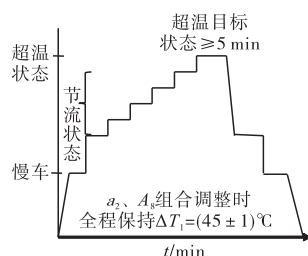


图 16 超温试验程序

5 试验验证结果分析

5.1 T_6 温度场情况

通过2次相同程序的稳态性能试验,得出5点和

8点 T_6 测量方式的对比结果如图 17 所示。从图中可见,在相同发动机工作状态下径向 5 点较 8 点测得的 T_6 平均值高约 10 K。

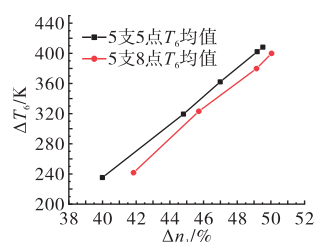


图17 不同径向分布 T_6 平均值
对比

因为径向 8 点分布的 T_6 受感部略长,首尾 2 个测

点不在主流区内,该处易受结构壁面、封严气等因素影响,温度测的偏低,进而会造成单支径向平均值低;而径向5点 T_6 分布于主流区,2种方式下测得主流区的 T_6 高值基本相当,相同发动机状态下径向5点 T_6 测得的平均温度值更高,如图18所示。因此,超温试验选用径向5点 T_6 更能客观表达温度场,有利于试验风险

的控制。

在等 n_1 条件下,放大 A_8 会导致发动机 T_6 降低,这与图4预测表现相同,但不会导致 T_6 主燃气流沿径向移动,因此通过 T_6 径向5点测量方式获得的平均温度值不随 A_8 的调整发生改变,如图19所示。由图7结论可知,在等 n_1 下 a_2 的调整不会导致 T_{41} 的改变,因此在该方案下的 T_6 温度不影响 T_{41} 的监测。

5.2 T_6 与 T_{41} 的关系

根据稳态性能试验和预试验数据,应用性能评估模型计算得出,当发动机稳定状态工作时, A_8 基准与放大3%下 ΔT_{41} 与 ΔT_6 对应线性关系较好,如图20所示。由于低压涡轮起初不临界,当 A_8 不变时,低压涡轮膨胀比随转速升高而增大, ΔK_{cw} 会适当减小;当发动机状态继续升高时,低压涡轮处于临界状态,膨胀比相对固定,由式(5)计算得到的 ΔK_{cw} 不再发生变化。 ΔK_{cw} 随着发动机状态的升高略有减小,在基准 A_8 下,当 Δn_2 达到-1.95%时, ΔK_{cw} 基本固定,波动量小于0.5%,如图21所示。从图中可见,放大 A_8 会延迟低压涡轮处于临界状态的时机,当 Δn_2 达到-0.27%时, ΔK_{cw} 基本固定为0.9532。因此在超温试验时可采用 T_6 反算得到 T_{41} 的方法进行超温判断。

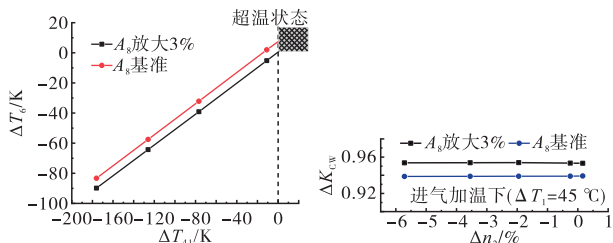


图20 A_8 基准与放大3%下 ΔT_{41} 与 ΔT_6 对应关系

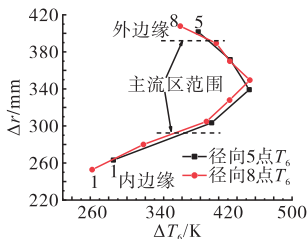


图18 相同发动机状态不同径向分布的 T_6 温度对比

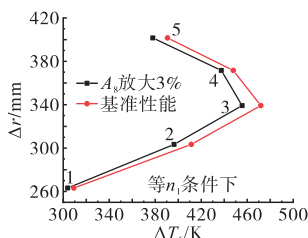


图19 在等 n_1 条件下 A_8 调整对 T_6 径向分布的影响

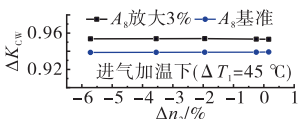


图21 A_8 基准与放大3%时 ΔK_{cw} 随发动机状态变化

5.3 组合调整对发动机的影响

通过稳态性能试验,分别得到 A_8 放大3%和 a_2 关3°。下发动机转差、 T_6 温度相对于基准状态的变化值,该变化值与预估值基本一致。通过开展 A_8 放大3%和 a_2 关

3°。组合调整下的试验,试验数据预测分析结果如图22、23所示。相同 Δn_1 时组合调整相较于基准状态,发动机能更早进入超温运转。在组合调整和基准2种状态下,当 $\Delta T_1=45^\circ\text{C}$ 进气加温时,通过增加燃油均能实现发动机超温状态。但相对基准状态,组合调整下发动机达到超温状态时 Δn_1 和 Δn_2 降低,发动机气动负荷更小,减小了发动机超温试验时带来额外的风险。

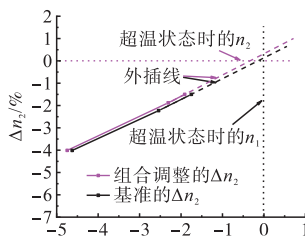


图22 组合调整下的转速预估

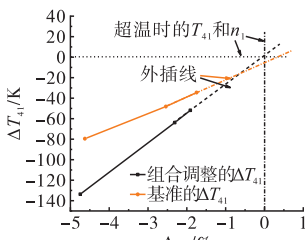


图23 组合调整与基准状态时 ΔT_{41} 的预测

采用 A_8 放大3%和 a_2 关3°。的组合调整方式,能实现发动机转速 n_1 、 n_2 和 T_{41} 同时达到超温域,预试验结果如图24所示。发动机工作比较稳定。

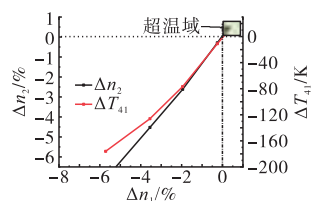


图24 预试验结果

5.4 进口温度场均匀性

由步骤1得到通过多个节流稳定状态的验证, ΔT_1 波动量均能保持在 $\pm 0.8^\circ\text{C}$ 以内,在达到超温状态并稳定过程中, ΔT_1 波动量在 $\pm 0.6^\circ\text{C}$ 以内,能满足超温试验对 ΔT_1 控制精度的要求。当发动机超温状态在30 s内,发动机进口 $\Delta \bar{T}_2$ 波动较为平稳,最大为0.254%,满足超温试验 $\Delta \bar{T}_2 \leq 0.5\%$ 的要求,如图25所示。当 $\Delta \bar{T}_2$ 最大时的发动机进口温度场较为均匀,如图26所示。发动机进口温场条件能满足试验要求。

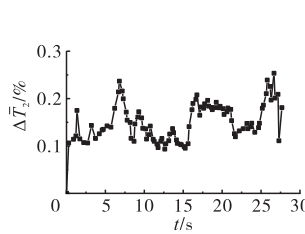


图25 发动机进口温度场不均匀度 $\Delta \bar{T}_2$ 变化

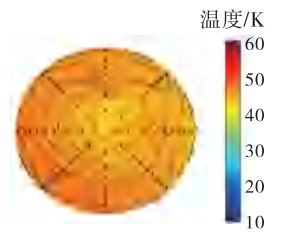


图26 $\Delta \bar{T}_2$ 最大时进口温度场分布

5.5 发动机超温试验验证

按照步骤3的试验程序,缓慢上推油门杆,发动机能顺利到达超温状态 ($\Delta n_1 \geq 0$, $\Delta n_2 \geq 0$, $\Delta T_{41} \geq 0$),在整个超温试验过程中, ΔT_{41} 、 Δn_1 、 Δn_2 保持较为稳定,如图

27所示。当 Δn_1 略有下降时,这与发动机持续高状态运转逐步达到热平衡有关。

发动机在超温状态稳定持续工作时间 ≥ 5 min,满足超温试验的指标要求。试验后分解发动机,各部件完好,在分解检查标准范围内,全面达到了超温试验的完成标准。

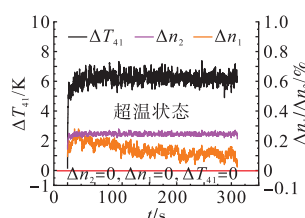


图27 发动机超温状态保持过程

6 结论

(1)径向5点 T_6 测量方案更能测得6截面主流区温度,测得的平均温度值更高,更能客观表征 T_{41} 温度,有利于试验风险的控制。试验数据及成熟的性能评估模型计算表明, T_{41} 和 T_6 线性关系较好,用 T_6 反算能达到对超温试验 T_{41} 监控的目的。

(2)采用进气加温的方式,能够满足超温试验对进口温场均匀性要求, ΔT_1 实际控制精度在 $\pm 0.6^\circ\text{C}$ 以内, $\Delta \bar{T}_2$ 最大为0.254%,满足超温试验 $\Delta \bar{T}_2 \leq 1\%$ 的要求。

(3)通过多因素组合调整,表明在方案中 A_8 和 a_2 调整对发动机状态的影响预估较为准确, A_8 放大并不会造成6截面温度场的径向移动,该试验方案可操作性强。

(4)试验验证表明,在提高进气温度 T_1 条件下,采用配合 A_8 和 a_2 的组合调整的试验方法,发动机在整个超温过程中 ΔT_{41} 、 Δn_2 、 Δn_1 状态保持较好,试验结果能满足超温试验的完成标准,可供其他发动机整机超温试验参考。

参考文献:

- [1] 陈益林. 航空发动机试车工艺[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2010:129-131.
CHEN Yilin. Aeroengine test process[M]. Beijing: Beihang University Press,2010:129-131. (in Chinese)
- [2] 孙万峰,蒋一鹤,张昭兴. 某型涡喷发动机超温试车技术研究[J]. 航空发动机,1996,12(2):13-22.
SUN Wanfeng, JIANG Yihe, ZHANG Zhaoxing. Research on over-temperature test technology of a turbojet engine[J]. Aeroengine, 1996, 12(2):13-22. (in Chinese)
- [3] 赵勇,李本威,宋汉强,等. 涡扇发动机高压涡轮前温度组合估计方法[J]. 航空动力学报,2016,31(12):3026-3033.
ZHAO Yong, LI Benwei, SONG Hanqiang, et al. Assembled method for estimation of turbofan engine high pressure turbine inlet temperature [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12):3026-3033. (in Chinese)
- [4] 王军,闫久坤. 涡扇发动机涡轮前温度测量与模型辨识[J]. 燃气涡轮试验与研究,2014,27(3):49-53.
WANG Jun, YAN Jiukun. Measurement and model identification of turbine inlet temperature for a turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(3):49-53. (in Chinese)
- [5] 张树林,杨宝兴,王洪斌,等. 航空发动机涡轮前温度场数据分析方法[J]. 航空发动机,2007,33(3):23-26.
ZHANG Shulin, YANG Baoxing, WANG Hongbin, et al. Analysis method of aero-engine turbine inlet temperature field data [J]. Aeroengine, 2007, 33(3):23-26. (in Chinese)
- [6] 雷勇,苗永蕊,杜忠华. 某型发动机燃烧室出口温度计算方法分析及应用[J]. 航空发动机,2009,35(5):1-3.
LEI Yong, MIAO Yongrui, DU Zhonghua. Calculation method analysis and application of combustor outlet temperature for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(5):1-3. (in Chinese)
- [7] 富丽新,张宝诚,赵春伟. 航空发动机燃烧室和涡轮出口滞止温度相关的研究[J]. 航空动力学报,1996,11(2):202-204.
FU Lixin, ZHANG Baocheng, ZHAO Chunwei. Relationship of turbine-outlet temperature to combustor-outlet temperature in aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(2):202-204. (in Chinese)
- [8] 李富亮,雷勇. 航空发动机全流程参数试验中温度和压力测量综述[J]. 机械设计与制造,2010,12(3):255-256.
LI Fuliang, LEI Yong. Review on the measurement of temperature and pressure in aero-engine station parameters test[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010, 12(3):255-256. (in Chinese)
- [9] 杨永军. 温度测量技术现状和发展概述[J]. 计测技术,2009,29(4):62-65.
YANG Yongjun. Overview of current situation and development of temperature measurement technology[J]. Metrology and Measurement Technology, 2009, 29(4):62-65. (in Chinese)
- [10] 杨永军,蔡静,赵俭. 航空发动机研制高温测量技术探讨[J]. 计测技术,2008,28(S1):46-51.
YANG Yongjun, CAI Jing, ZHAO Jian. Discussion on high temperature measurement technology of aeroengine development[J]. Metrology and Measurement Technology, 2008, 28(S1):46-51. (in Chinese)
- [11] 中国人民解放军总装备部. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范: GJB 241A-2010 [S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2010:75-77.
The General Reserve Department of PLA. General specification for aviation turbojet and turbofan engines: GJB 241A-2010[S]. Beijing: General Armament Department Military Logo Publishing and Distribution Department, 2010:75-77. (in Chinese)
- [12] 芦静华,杜海辉,赵博. 高温测量系统研究[J]. 计测技术,2008,28(S1):13-21.

- LU Jinghua, DU Haihui, ZHAO Bo. Research on high temperature measurement system[J]. Metrology and Measurement Technology, 2008, 28(S1): 13-21. (in Chinese)
- [13] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 346-366.
- LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aero-engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 346-366. (in Chinese)
- [14] 杨训, 张灿. 某型航空发动机涡轮后排气温度场测量[J]. 计算机测量与控制, 2013, 21(2): 333-335.
- YANG Xun, ZHANG Can. Measurement for temperature field of turbine outlet of some aeroengine[J]. Computer Measurement and Control, 2013, 21(2): 333-335. (in Chinese)
- [15] 张天飞, 叶巍, 陆德雨, 等. 某型涡扇发动机进口温度畸变的稳定性评定试验技术研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 783-787.
- ZHANG Tianfei, YE Wei, LU Deyu, et al. Stability assessment test technology of a turbofan engine inlet temperature distortion [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 783-787. (in Chinese)
- [16] 中国国防科学技术工业委员会. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口温度畸变评定指南: GJB/Z 211-2002[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 2002: 2-7.
- China Commission of Science Technology and Industry for National Defense. Guidelines for evaluating inlet temperature distortion of aerospace turbojet and turbofan engines: GJB/Z 211-2002 [S]. Beijing: Military Standard Publishing and Distribution Department of Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2002: 2-7. (in Chinese)

(编辑: 贺红井)

一种发动机冗余结构支撑梁载荷标定试验方法

田常棵, 苏 军, 李 岩, 刘亮亮, 安中彦, 吴法勇
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 航空发动机冗余结构支撑梁在实际工作中承受 Y 、 Z 平面载荷, 为测量载荷大小和方向, 对其进行了基于应变法的载荷标定试验。采用弯矩应变桥的贴片方式, 通过分析 Y 、 Z 向加载时应变片的应变-载荷曲线特征, 得到了合适的应变桥路及载荷标定曲线, 并采用系数矩阵法求解 Y 、 Z 向组合加载时的载荷, 分析了载荷标定精度。结果表明: 试验数据具有较好的重复性, 应变片的应变-载荷曲线普遍存在非线性现象, 通过多个应变片合理组桥可得到线性曲线; 在采用系数矩阵法求解 Y 、 Z 向载荷时, 相较于单个应变片, 将多个应变片组桥后的计算值作为标定数据具有更高的精度, 其相对误差在 $\pm 5\%$ 以内, 其绝对误差在 ± 1 kN 以内, 具备工程应用价值。

关键词: 冗余结构; 支撑梁; 安装节; 载荷标定; 应变法; 航空发动机

中图分类号: V216.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.022

A Load Calibration Test Method for Aeroengine Supporting Beam with Redundant Structures

TIAN Chang-ke, SU Jun, LI Yan, LIU Liang-liang, AN Zhong-yan, WU Fa-yong
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The supporting beam with redundant structures of an aeroengine bears Y 、 Z plane loads in service. To measure the magnitude and direction of these loads, calibration tests based on strain measurement were conducted. By adopting a bending moment strain gauge bridge configuration and analyzing the strain-load curve characteristics of the strain gauges in the Y and Z directions, the appropriate strain gauge bridge circuits and load calibration curves were obtained. The combined load in the Y and Z directions was solved by using the coefficient matrix method, and the load calibration accuracy was analysed. The results show that the test data exhibit good repeatability, and the strain-load curves generally display nonlinear behavior. However, linear strain-load curves can be achieved by reasonably combining multiple strain gauges into a bridge circuit. When using coefficient matrix method to calculate the loads in Y and Z direction, taking the calculated values obtained from combining multiple strain gauges into a bridge circuit as the calibration data yield higher accuracy compared to using a single strain gauge, with its relative error within $\pm 5\%$, and absolute error within ± 1 kN, demonstrating significant value for engineering applications.

Key words: redundant structure; supporting beam; mount; load calibration; strain method; aeroengine

0 引言

飞行推力是考核航空发动机和飞机性能的重要技术指标, 目前发动机飞行推力测量方法主要分为总体性能法和应变测量法。总体性能法测试参数多, 测量难度大^[1-2]; 应变测量法则没有这样的缺点, 但需根据发动机安装节的结构特点, 布置合理的应变计测点, 建立合适的推力-应变标定曲线^[3]。

国内外对使用应变测量法进行发动机推力载荷

标定工作已有较多研究。Madhusudan^[4]和 Marek^[5]采用应变测量法对推力销和拉杆进行了载荷标定, 并测量了发动机的矢量推力; Agard^[6]编制了基于推力销应变法的发动机推力直接测量技术试验标准, 促进了应变测量法在推力直接测量中的应用; 刘涛等^[7]、雷晓波等^[8-9]使用剪力全桥对推力销进行了载荷标定, 通过地面标定试验获得推力销应变-推力之间的标定方程, 并开展了安装节推力测量地面台架和飞行试验; 雷晓波等^[10-11]、郭海东等^[12]分别利用剪力应变桥和弯矩应

收稿日期: 2023-05-22 基金项目: 航空动力基础研究项目资助
作者简介: 田常棵(1991), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 田常棵, 苏军, 李岩, 等. 一种发动机冗余结构支撑梁载荷标定试验方法[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 161-167. TIAN Changke, SU Jun, LI Yan, et al. A load calibration test method for aeroengine supporting beam with redundant structures[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 161-167.

变桥对推力销的水平推力进行了载荷标定,标定曲线具有良好的线性度和重复性,从应变数值大小来看2种桥路均具有工程实用性,但从误差分析来看弯矩应变桥更好;黄祎丰等^[13]在安装结构的主要承力构件上进行了载荷标定,标定误差均在2%以内;针对影响推力销载荷标定精度的其他因素,文敏等^[14]探究了不同类型作用力(推力&重力)对剪力桥的影响规律,与仿真结果基本相同;张强^[15]采用应变测量法获得了不同过载和安装节间隙下的推力载荷标定方程,指出当飞行过载超过 $2g$ 时,需要根据实际的过载系数和安装间隙对主安装节推力进行修正。上述研究对象均为一体式安装节结构,其应变片的应变-载荷曲线基本为线性,目前对于分体式冗余安装节结构的载荷标定技术研究较少,其在受力时具有接触非线性,应变片的应变-载荷曲线呈非线性,导致现有载荷标定方法对其适用性较差,需要构建适用于冗余推力销结构的载荷标定方法。

本文提出一种冗余型支撑梁结构载荷标定试验方法,分析单独 Y 向、 Z 向载荷下的载荷-应变曲线特征,依据其曲线特征确定合适的应变桥路和载荷标定曲线,并对 Y 、 Z 方向组合加载时的载荷进行求解。

1 支撑梁载荷标定方案

1.1 支撑梁受力分析

发动机为机翼下吊装安装方式(即翼吊式),发动机前、后安装节连接结构如图1所示。在前安装节

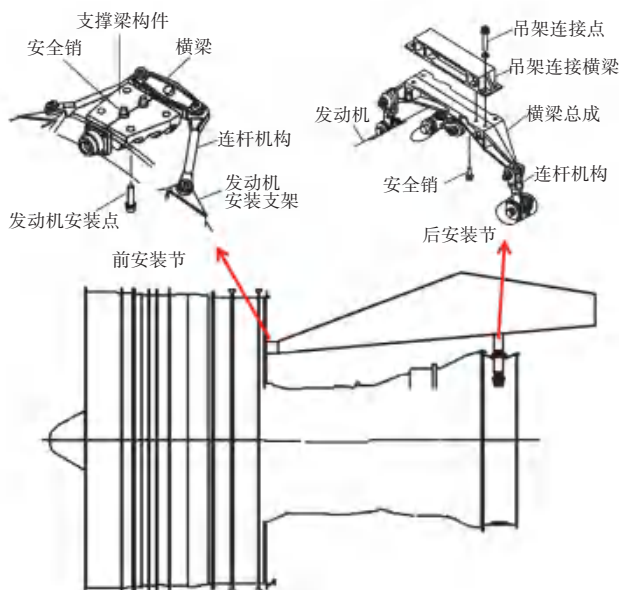


图1 发动机前、后安装节连接结构^[16-17]

左、右连杆机构正常工作时,前、后安装节平面受力如图2所示。前安装节左、右连杆机构(图2中1、3)承受沿推力拉杆方向的力 F_1 ,且大小相等;前安装节支撑梁球头(图2中2)承受侧向力 F_{2Y} 和垂向力 F_{2Z} ,后安装节连杆机构(图2中4、5、6)承受沿拉杆方向的力 F_4 、 F_5 、 F_6 。

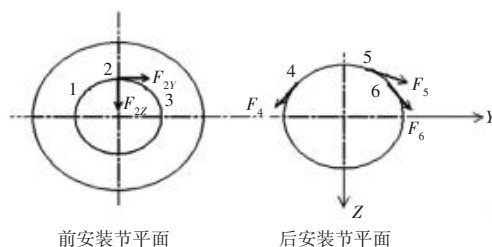


图2 前、后安装节平面受力(后视顺航向)

由于在前安装节左、右连杆机构正常工作时,前安装节支撑梁球头(图2中2)承受侧向力 F_{2Y} 和垂向力 F_{2Z} ,因此支撑梁的载荷标定过程为:建立应变数据与 Y 向、 Z 向载荷之间的标定曲线,并根据标定曲线求解支撑梁实际工作时 Y 、 Z 平面上的载荷大小和方向。

1.2 支撑梁应变片布置及试验方案

冗余型支撑梁结构如图3所示。从图中可见,试验件为冗余型结构,由左支撑梁、右支撑梁、连接二者的固定螺钉及球头止动板组成,支撑梁头部采用安装关节轴承,并通过球头止动板固定关节轴承,在前安装节正常工作时,支撑梁头部承受由发动机传递来的 Y 向载荷和 Z 向载荷。



图3 冗余型支撑梁结构

支撑梁为 Y 向对称、 Z 向不对称的冗余型结构,在 Y 向施加载荷时,支撑梁为由左、右支撑梁通过螺钉连接在一起的组合梁结构,由于其结构复杂、接触面多,左、右支撑梁中性面的位置难以确定,并且可能中性面的位置会随载荷的大小而变化。由于支撑梁 Y 向加载时中性面位置不确定性和 Z 向结构的不对称,因此相比于剪力应变桥的组桥方式,采用弯矩应变桥的应变片粘贴方案更适合载荷的标定。

支撑梁前端的应变片粘贴位置如图4所示。从图中可见,沿着靠近支撑梁头部的锥形面上粘贴了10个应变计,其粘贴位置为:对安装梁圆形后端倒角后侧进行了12均等分,其上端为0点钟方向(此位置不粘贴应变片),下端为6点钟方向(此位置不粘贴应变片),从0点钟位置顺时针方向开始编号,依次为1、

2、3、4、5、7、8、9、10、11,应变片粘贴方向与其钟点时间指针方向相同。



图4 支撑梁前端的应变片粘贴位置

支撑梁载荷标定试验方案及试验现场照片如图5所示。支撑梁通过螺钉固定在固定板上,其头部装有关节轴承及球头止动板,载荷加载单元可对支撑梁头部施加Y、Z方向载荷。



图5 支撑梁载荷标定试验方案及试验现场照片

2 应变数据重复性分析

能否将应变标定数据应用于载荷标定,还应该考虑多次加载过程中应变片的应变-载荷曲线重复性是否良好的问题。重复性是指在相同试验条件下多次测量数据的一致性,可采用相对标准偏差进行评估,当相对标准偏差较小时,重复性较好。相对标准偏差(Relative Standard Deviation, RSD, 定义为 R_{SD})为

$$R_{SD} = \frac{S}{\bar{x}} \times 100\% \quad (1)$$

式中: S 为样本标准偏差; $\bar{x}$ 为样本平均值。

+Y向3次重复加载时,应变片2、4、5、7、8、10的应变数据随载荷的变化曲线如图6所示。从图中可见,3次重复加载的载荷-应变曲线基本重合,其在100 kN载荷下的应变值相对标准偏差均在1.5%以内,具有较好的重复性,均可作为载荷标定曲线。

-Y向进行了4次重复加载,应变片5、8的应变数据随载荷的变化曲线如图7所示。从图中可见,在第1次加载时,-Y向载荷加载到-100 kN;第2次加载时,载荷加载到-180 kN,可以发现前2次的重复加载在0

~-100 kN 载荷段的载荷-应变曲线基本重合,在-100 kN载荷下的应变值相对标准偏差均在1%以内,具有较好的重复性。在第2次加载时,当载荷超过-100 kN后,应变-载荷曲线产生了较明显非线性现象(图7),可能是应变片粘贴处的材料到达屈服状态或左、右支撑梁发生了错动导致受力状态发生改变,这也导致了第3、4次的重复加载曲线与第2次有了明显的差异,但同时也可以发现,第3、4次的载荷-应变曲线也基本重合,其应变数据的相对标准偏差均在1%以内,具有很好的重复性。由于第1、2次的载荷-应变曲线具有较好的重复性,第3、4次的载荷-应变曲线也具有较好的重复性,因此均可以作为载荷标定曲线,其区别在于当承受载荷未超越

过-100 kN时,应使用前2次的载荷-应变曲线作为标定曲线,而当承受载荷超越-100 kN后,应重新进行标定。本文仅分析了其载荷未超越-100 kN时的载荷-应变曲线。

+Z向、-Z向均进行了3次重复加载,应变片2、4、5、7、8、10的应变数据随载荷的变化曲线如图8所示。从图中可见,3次重复加载的载荷-应变曲线基本重合,在80 kN、-80 kN载荷下的应变值相对标准偏差

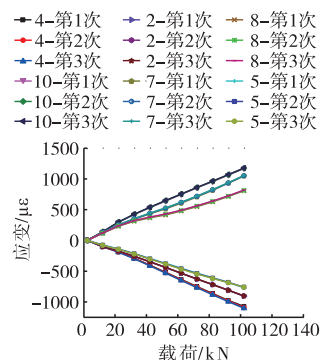


图6 +Y向应变数据随载荷的变化曲线

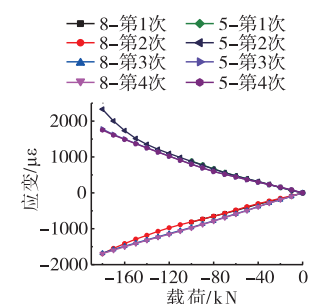
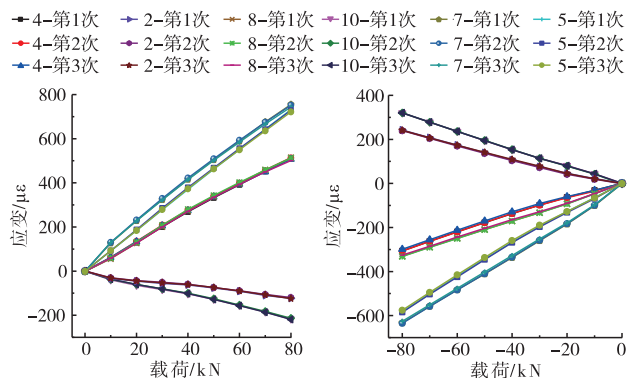


图7 -Y向应变数据随载荷的变化曲线



(a) +Z向稳定性曲线 (b) -Z向稳定性曲线
图8 +Z、-Z向应变数据随载荷的变化曲线

均在2%以内,具有较好的重复性,可作为载荷标定曲线。

Y、Z向组合加载时均进行了3次重复加载,某次组合加载时应变片2、4、5、7、8、10的应变数据随载荷的变化曲线如图9所示。从图中可见,3次重复加载的载荷-应变曲线基本重合,在80 kN载荷下的应变值相对标准偏差均在2%以内,具有较好的重复性,

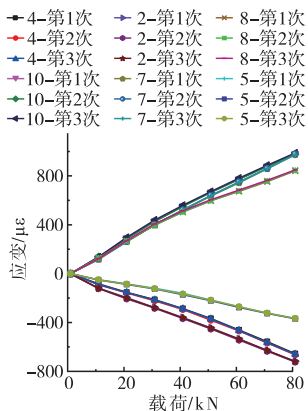


图9 Y、Z向组合加载时应变可作为数值分析曲线。

图9 Y、Z向组合加载时应变数据随载荷的变化曲线

3 Y、Z方向组合载荷标定方法

在Y、Z方向组合加载过程中,可将Y、Z方向载荷分解为Y向、Z向的分载荷,应变片的应变值也可以认为是由Y向、Z向分载荷交互影响产生的。在依据单独Y向、Z向加载时的试验数据对Y、Z方向组合加载得到的应变数据进行载荷求解的过程中,可通过在载荷与应变之间建立系数矩阵,根据应变求解载荷。在确定载荷和应变输出之间为线性的情况下,载荷和应变输出的关系可通过系数矩阵表示为

$$\vec{F} = \vec{A} \cdot \vec{E} \quad (2)$$

在本试验中,可令

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} F_{Y,1} & \cdots & F_{Y,n} \\ F_{Z,1} & \cdots & F_{Z,n} \end{bmatrix}, \vec{A} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \end{bmatrix}, \vec{E} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{Y,1} & \cdots & \varepsilon_{Y,n} \\ \varepsilon_{Z,1} & \cdots & \varepsilon_{Z,n} \\ \varepsilon_{0,1} & \cdots & \varepsilon_{0,n} \end{bmatrix}$$

式中: $F_{Y,i}$ 、 $F_{Z,i}$ 为第*i*次加载时Y、Z向分载荷; a_{ij} 为系数矩阵待定系数; $\varepsilon_{Y,i}$ 、 $\varepsilon_{Z,i}$ 为代表Y向、Z向分载荷特征的第*i*次加载时载荷标定应变值; $\varepsilon_{0,n}$ 为常数项,可令 $\varepsilon_{0,n} = 1$ 。

根据式(2)将试验数据采用最小二乘法对 $\vec{F}$ 与 $\vec{E}$ 进行多元线性回归,估算系数矩阵为

$$\vec{A} = \vec{F}\vec{E}^T(\vec{E}\vec{E}^T)^{-1} \quad (3)$$

设 ε_Y 、 ε_Z 为代表Y向、Z向分载荷特征的载荷标定应变值的意义为:在Y、Z组合加载过程中,Y、Z向分载荷与应变片测量值之间存在交互影响,其交互影响程度较高时容易导致载荷标定精度较低,因此可选择代表某分载荷特征的应变值作为此分载荷的载荷标定应变值,如 ε_Y 为代表Y向分载荷特征的载荷标定应

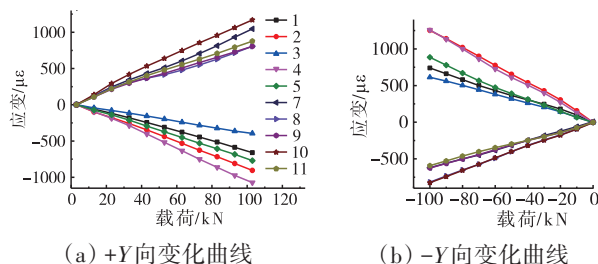
变值,其受Y向载荷影响明显,受Z向载荷影响不明显,从而使其与Z向载荷的交互影响程度较低,提高载荷标定精度。

同时也应指出,在使用系数矩阵法进行载荷标定时, ε_Y 、 ε_Z 的选取不仅要考虑其与分载荷的交互影响程度, ε_Y 、 ε_Z 与Y、Z向分载荷之间的线性程度也会影响载荷标定精度,当其线性程度较好时,其载荷标定精度较高。

理论上认为,每个应变片的测量值或多个应变片组桥后的计算值均可作为 ε_Y 、 ε_Z ,但各应变片测量值或计算值与Y、Z向分载荷之间的交互影响程度、线性程度的差异,会使得其载荷标定精度也存在差异,因此, ε_Y 、 ε_Z 的选取要同时考虑这两方面因素。 ε_Y 、 ε_Z 的选取可通过分析Y向、Z向单独加载时的应变数据分析得到,为提高载荷标定精度,在兼顾交互影响程度的情况下,本文分析了随Y向、Z向载荷变化而线性程度较好的单应变片测量值及线性程度较好的多个应变片组桥后的计算值分别作为 ε_Y 、 ε_Z ,对比分析得到更高精度的载荷标定方法。

3.1 Y向单独加载时应变数据分析

+Y向、-Y向加载时的应变-载荷曲线如图10所示。从图中可见,大多数应变片的应变-载荷曲线存在非线性现象,由于Y向加载时试验数据重复性好,且非线性段主要存在于小载荷区域,故此非线性现象可认为是由接触非线性造成的。+Y向加载时,仅应变片3具有较好的线性特征,-Y向加载时,仅应变片3、7、8、9、10具有较好的线性特征,因此应变片3的应变值可作为单应变片测量值的 ε_Y 候选项,是否确定让其作为 ε_Y ,还应考虑其随Z向载荷变化时的线性程度。



(a) +Y向变化曲线

(b) -Y向变化曲线

图10 +Y、-Y向加载时应变随载荷的变化曲线

也可以通过多个应变片组桥计算得到线性应变-载荷标定曲线。根据应变-载荷曲线特征(图10),对一些应变片进行2个应变片组桥或4个应变片组桥,发现一些应变片组桥后的计算值具有较好的线性,应

变片值组合随Y向载荷的变化曲线如图11所示。从图中可见,如7-4、7+11-1-5、7+10-2-4等,均可作为多个应变片组桥后计算值的 ε_Y 候选项,是否确定让其作为 ε_Y ,还应考虑其随Z向载荷变化时的线性程度。

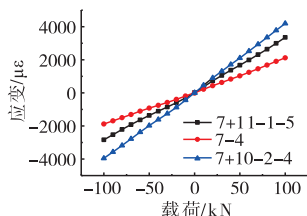
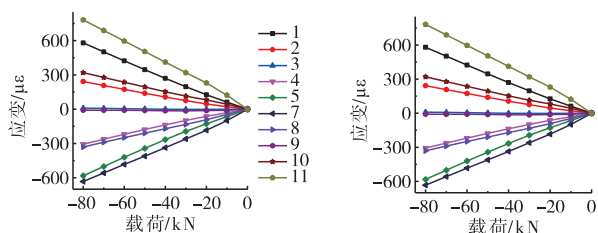


图11 应变片值组合随Y向载荷的变化曲线

3.2 Z向单独加载时应变数据分析

+Z向、-Z向加载时的应变-载荷曲线如图12所示。从图中可见,大多数应变片的应变-载荷曲线具有明显的非线性,其非线性段主要出现在-20~20 kN的载荷段,而当载荷绝对值大于20 kN后,应变随载荷的变化曲线多数是线性很好的线性段。在全载荷段内,+Z向加载时,仅应变片1、5具有较好的线性特征,-Z向加载时,仅应变片1、10具有较好的线性特征,因此应变片1的应变值可作为单应变片测量值 ε_Z 的候选项,是否确定让其作为 ε_Z ,还应考虑其随Y向载荷变化时的线性程度。



(a) +Z向变化曲线

(b) -Z向变化曲线

图12 +Z、-Z向加载时应变随载荷的变化曲线

为了减小非线性段的影响,可以使2个或多个应变片组桥,使组桥的计算值为全载荷加载区间的线性段。根据应变-载荷曲线特征(图12),发现一些应变片组桥后的计算值具有较好的线性,应变片值组合随Z向载荷的变化曲线如图13所示。从图中可见,如1+11、1-5、5+7-1-11等,均可作为多个应变片组桥后计算值的 ε_Z 候选项,是否确定让其作为 ε_Z ,还应考虑其随Y向载荷变化时的线性程度。

3.3 Y、Z方向组合加载时载荷标定精度验证

当使用线性较好的单应变片测量值作为 ε_Y 、 ε_Z 时,应变片1、3测量值随Y向、Z向载荷的变化曲线如图14所示。从图中可见,

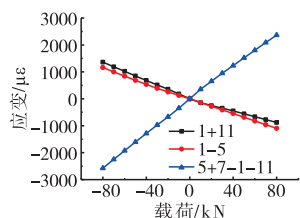
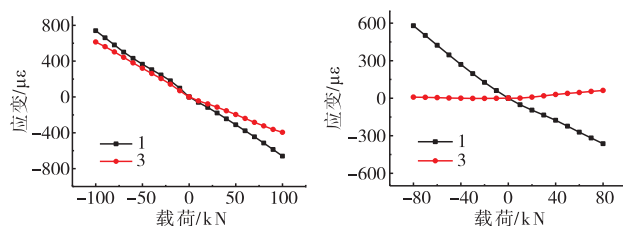


图13 应变片值组合随Z向载荷的变化曲线

应变片1、3测量值随Y向、Z向载荷的变化基本呈线性,因此可令应变片3测量值作为 ε_Y 、应变片1测量值作为 ε_Z 。由于曲线载荷为0 kN处存在拐点,因此根据式(3)和Y向、Z向载荷的正负得到4组待定系数 a_{ij} ,载荷标定过程中根据载荷的正负使用相应的系数矩阵,使计算到的试验载荷正负与使用的系数矩阵对应。

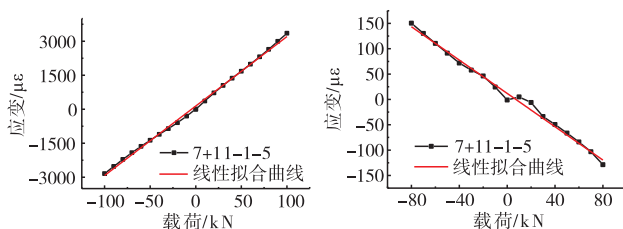


(a) 随Y向载荷变化曲线

(b) 随Z向载荷变化曲线

图14 应变片1、3随Y向、Z向载荷的变化曲线

当使用线性较好的多个应变片组桥后的计算值作为 ε_Y 、 ε_Z 时,经过对比分析不同 ε_Y 、 ε_Z 候选项分别随Y向、Z向载荷变化的线性程度后,可选取应变片组桥方式7+11-1-5计算值作为 ε_Y 、应变片组桥方式5+7-1-11计算值作为 ε_Z 。 $\varepsilon_Y=7+11-1-5$ 随Y向、Z向载荷变化曲线如图15所示。从图中可见, $\varepsilon_Y=7+11-1-5$ 随Y向载荷-100~100 kN变化时,其应变值范围为-2800~3300 $\mu\varepsilon$,且具有较好的线性,其随Z向载荷为-80~80 kN变化时,曲线也基本呈线性,可作为线性处理,其应变值范围仅为-128~150 $\mu\varepsilon$,受Z向载荷的影响程度较小。



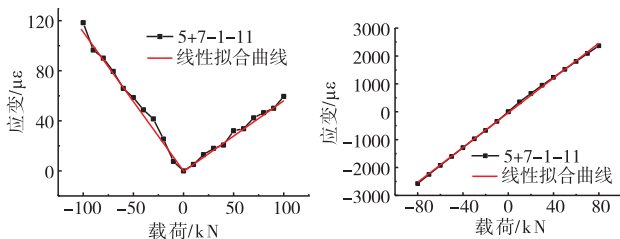
(a) 随Y向载荷变化曲线

(b) 随Z向载荷变化曲线

图15 $\varepsilon_Y=7+11-1-5$ 计算值随Y向、Z向载荷的变化曲线

$\varepsilon_Z=5+7-1-11$ 随Y向、Z向载荷变化曲线如图16所示。从图中可见, $\varepsilon_Z=5+7-1-11$ 随Z向载荷-80~80 kN变化时,其应变值范围为-2600~2600 $\mu\varepsilon$,且具有较好的线性,其随Y向载荷为-100~100 kN变化时,应变值范围仅为0~118 $\mu\varepsilon$,受Y向载荷的影响程度较小。由于 $\varepsilon_Z=5+7-1-11$ 随Y向载荷变化曲线在载荷为0 kN处存在拐点,可将其作为分段线性函数处理,并分别求取系数矩阵待定系数 a_{ij} 。

为了验证随Y向、Z向载荷变化而线性程度较好



(a) 随Y向载荷变化曲线 (b) 随Z向载荷变化曲线

图16 $\varepsilon_z=5+7-1-11$ 计算值随Y向、Z向载荷的变化曲线

的单应变片测量值、线性程度较好的多个应变片组桥后的计算值分别作为 ε_Y 、 ε_Z 时,哪一种方法具有更高的载荷标定精度,进行了Y、Z向组合加载试验,组合加载试验载荷与根据式(2)计算出的载荷对比见表1。从表中可见,采用单应变片测量值作为标定数据时,其载荷计算值与试验值的相对误差绝对值在10%以内;采用多个应变片组桥后的计算值作为标定数据时,其载荷计算值与试验值的相对误差绝对值在5%以内,具有更高的载荷标定精度,且其 F_Y 、 F_Z 绝对误差均在1 kN以内,满足工程使用需求。

表1 Y、Z方向组合加载试验载荷与测试载荷对比

组合加载载荷 试验值/kN		单应变片测量值作为 标定数据的计算载荷/ kN		多个应变片测量值加 减作为标定数据的 计算载荷/kN	
F_Y	F_Z	F_Y	F_Z	F_Y	F_Z
-58.60	-12.91	-60.69 (3.57%)	-14.14 (9.52%)	-59.52 (1.57%)	-13.24 (2.56%)
-45.28	-39.36	-46.23 (2.10%)	-40.17 (4.07%)	-46.01 (1.61%)	-40.51 (2.41%)
-29.30	-6.45	-31.44 (7.30%)	-7.07 (9.61%)	-30.07 (2.63%)	-6.70 (3.88%)
-22.64	-19.68	-23.83 (5.25%)	-21.11 (4.07%)	-23.56 (4.06%)	-20.08 (2.03%)
22.64	19.68	22.21 (1.90%)	21.05 (6.96%)	23.28 (2.83%)	20.32 (3.25%)
29.30	6.45	29.02 (0.96%)	7.06 (9.46%)	29.75 (1.54%)	6.77 (4.96%)
45.28	39.36	44.68 (1.33%)	40.96 (4.07%)	46.24 (2.12%)	39.99 (1.60%)
58.60	12.91	57.41 (2.03%)	13.97 (8.21%)	59.33 (1.25%)	13.07 (1.24%)

注:括号内数值表示载荷计算值与试验值的相对误差绝对值。

另外,采用多个应变片组桥后的计算值作为标定数据比采用单应变片测量值作为标定数据具有更高载荷标定精度的一个重要原因是:在冗余安装梁结构中,单应变片测量值容易随载荷产生非线性变化,即使找到其在某一方向载荷作用下为线性变化,也会容易在组合加载中受其他方向载荷的交互影响而产生非线性,导致其按线性分析方法求解时具有较大相对

误差;而多个应变片组桥后,其应变-载荷曲线不仅随Y、Z单向载荷基本呈线性,在组合加载中其应变-载荷曲线也基本呈线性,因此具有更高的载荷标定精度。

4 结论

(1)Y向、Z向及Y、Z方向组合加载时多次加载的应变-载荷曲线均具有很好的重复性,保证了数值分析的可靠性。

(2)单个应变片的应变-载荷曲线普遍具有非线性特征,可通过多个应变片组桥的方法获得线性较好的应变-载荷曲线,并可作为载荷标定曲线。

(3)相较于采用单应变片测量值作为标定数据,采用多个应变片组桥后的计算值作为标定数据时的相对误差绝对值在5%以内,绝对误差在1 kN以内,具有更高的载荷标定精度,具备工程应用价值。

参考文献:

- [1] 高阳,王朝蓬,屈霖云,等.某型大涵道比涡扇发动机飞行推力确定方法研究[J].航空发动机,2011,12(4):46-49.
- [2] GAO Yang, WANG Zhaopeng, QU Jiyun, et al. Study of in-flight thrust determination method for a high bypass turbofan engine[J]. Aeroengine, 2011, 12(4):46-49. (in Chinese)
- [3] 松鹤龄.航空发动机推力的测量和确定方法[J].航空动力学报,1997,12(4):389-392.
- [4] SONG Heling. Measurement and determination of aeroengine thrust[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4):389-392. (in Chinese)
- [5] 张强波,张强,吕美茜,等.发动机推力销推力校准试验研究[J].机械研究与应用,2020,33(1):61-64.
- [6] ZHANG Qiangbo, ZHANG Qiang, LV Meiqian, et al. Research on thrust calibration test of engine thrust pin[J]. Mechanical Research & Application, 2020, 33(1):61-64. (in Chinese)
- [7] Madhusudan A P. A statistics based method for mapping flight strains to loads[R]. AIAA-2006-2005.
- [8] Marek H. Possibilities and methods of in-flight loading measurement[J]. Aviation, 2012, 16(2):47-50.
- [9] Agard T W. In-flight thrust determination[R]. SAE AIR1703A.
- [10] 刘涛,雷晓波,薛文鹏.发动机整机鸟撞试验推力销瞬态规律研究[J].航空发动机,2019,45(4):53-56.
- [11] LIU Tao, LEI Xiaobo, XUE Wenpeng. Transient regular study on thrust pin in bird impact test of aeroengine[J]. Aeroengine, 2019, 45(4):53-56. (in Chinese)
- [12] 雷晓波,张强,文敏,等.航空发动机安装节推力测量技术与试验[J].航空学报,2017,38(12):21-28.
- [13] LEI Xiaobo, ZHANG Qiang, WEN Min, et al. Mount thrust measurement technique for aero-engines and its tests[J]. Acta Aeronautica et

- Astronautica Sinica, 2017, 38(12): 21–28. (in Chinese)
- [9] 雷晓波, 李密, 张强, 等. 航空发动机推力直接测量飞行试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1631–1638.
- LEI Xiaobo, LI Mi, ZHANG Qiang, et al. Direct thrust measurement flight test of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1631–1638. (in Chinese)
- [10] 雷晓波, 张强, 张永峰. 航空发动机推力销载荷计算及应变分析[J]. 机械研究与应用, 2014, 27(4): 32–34.
- LEI Xiaobo, ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng. Load calculation and strain analysis for aero-engine thrust pin[J]. Mechanical Research & Application, 2014, 27(4): 32–34. (in Chinese)
- [11] 雷晓波, 张强, 刘涛. 基于剪力桥路建立不同载荷与应变的力学方程[J]. 现代机械, 2015, 1: 54–57.
- LEI Xiaobo, ZHANG Qiang, LIU Tao. Mechanics equations of different loads and strains based on shear strain bridge[J]. Modern Machinery, 2015, 1: 54–57. (in Chinese)
- [12] 郭海东, 张强, 张永峰, 等. 航空发动机推力销水平推力校准试验技术研究[J]. 机械研究与应用, 2014, 27(5): 38–40, 48.
- GUO Haidong, ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng, et al. Research on horizontal thrust calibration test technology for aero-engine thrust pin [J]. Mechanical Research & Application, 2014, 27(5): 38–40, 48. (in Chinese)
- [13] 黄伟丰, 刘克格, 闫楚良, 等. 基于安装结构实测发动机推力的载荷标定方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2941–2948.
- HUANG Yifeng, LIU Kege, YAN Chuliang, et al. Method of loading calibration for actual measurement of aero-engine thrust based on installation structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2941–2948. (in Chinese)
- [14] 文敏, 解梦涛, 张强, 等. 基于推力销应变计改装的发动机推力测量方案与推力销校准试验研究[J]. 机械研究与应用, 2016, 29(6): 93–96.
- WEN Min, XIE Mengtao, ZHANG Qiang, et al. Thrust measurement of aero-engine based on strain gauge modification and calibration test of thrust pin[J]. Mechanical Research & Application, 2016, 29(6): 93–96. (in Chinese)
- [15] 张强. 飞行过载及安装间隙对主安装节推力测量的影响[J]. 航空发动机, 2020, 46(3): 35–39.
- ZHANG Qiang. Influence of flight overload and installation clearance on thrust measurement of mounts[J]. Aeroengine, 2020, 46(3): 35–39. (in Chinese)
- [16] 赵秀峰, 谭申刚, 沈威, 等. 翼吊式发动机安装设计综述[J]. 航空工程进展, 2013, 4(3): 268–273.
- ZHAO Xiufeng, TAN Shengang, SHEN Wei, et al. A review on the installation design of wing-mounted engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(3): 268–273. (in Chinese)
- [17] 许飞, 贺尔铭, 李景旭. 翼吊发动机安装结构等效建模及其隔振设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1905–1912.
- XU Fei, HE Erming, LI Jingxu. Equivalent modeling and vibration isolation design of wing-mounted engine structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1905–1912. (in Chinese)

(编辑: 孙明霞)

低压涡轮叶片耐磨层对锯齿冠掉块的影响分析

李 青¹, 张银东², 靳 力¹, 尤宏德¹, 马世岩¹, 王 全¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 中国航发沈阳黎明发动机(集团)有限责任公司, 沈阳 110043)

摘要: 针对发动机试验后低压涡轮叶片锯齿冠出现掉块故障, 利用视频显微镜、扫描电镜和能谱分析等方法对掉块断口进行宏、微观分析, 明确了掉块断口均为疲劳断口, 源区位于啮合面耐磨层或焊接熔合区靠近流道面一侧; 通过对模拟试验件开展力学性能测试, 证明锯齿冠发生掉块主要与堆焊耐磨层及焊接熔合区降低锯齿冠 R 根部承载能力有关; 强度分析表明, 堆焊耐磨层及焊接熔合区与应力集中区域重叠或相近; 对锯齿冠耐磨层横、纵剖面形貌检查发现, 耐磨层及焊接熔合区的流道面侧(疲劳源区位置)更靠近锯齿冠应力集中区, 验收标准规定在锯齿冠上表面进行耐磨层长度检验不能准确表征耐磨层长度, 因此耐磨层焊接长度应是锯齿冠设计过程中需要考虑的重要参数之一。

关键词: 低压涡轮叶片; 锯齿冠; 疲劳断裂; 掉块; 应力集中; 航空发动机

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.04.023

Effect Analysis of Wear-Resistant Coating on Broken-off Fragment of Z-notch Tip Shroud of Low Pressure Turbine Blade

LI Qing¹, ZHANG Yin-dong², JIN Li¹, YOU Hong-de¹, MA Shi-yan¹, WANG Quan¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. AECC Shenyang Liming Aero-engine Co., Ltd., Shenyang 110043, China)

Abstract: In response to the broken-off fragment faults of the Z-notch tip shroud of low pressure turbine blades after the engine test, macroscopic and microscopic analyses were conducted on the fracture surfaces using methods such as video microscopy, scanning electron microscopy, and energy spectrum analysis. It was determined that all fracture surfaces where fragments broke off from the blades exhibited fatigue characteristics, with initiation zones located either at the meshing surface of the wear-resistant coating or the welding fusion zone near the gas path side. Mechanical property testing of the simulation specimen revealed that the broken-off of the Z-notch tip shroud fragment is mainly related to the reduced load-bearing capacity at the Z-notch tip shroud root (R -region) caused by the wear-resistant overlay and welding fusion zone. Strength analysis demonstrated that stress concentration zones overlap with or close to the wear-resistant overlay and weld fusion zone. The transverse and longitudinal profile morphology inspection of the wear-resistant coating of the Z-notch tip shroud shows that the gas path side of the wear-resistant coating and welding fusion zone (where fatigue initiation occurred) is closer to the stress concentration zone of the Z-notch tip shroud. The acceptance criteria stipulate that the length of the wear-resistant coating inspected on the upper surface of the Z-notch tip shroud cannot accurately characterize the length of the wear-resistant coating. Therefore, the length of the welding area of wear-resistant coating must be considered as one of the key parameters in the design process of the Z-notch tip shroud.

Key words: low pressure turbine blade; Z-notch tip shroud; fatigue fracture; broken-off fragment; stress concentration; aeroengine

0 引言

涡轮叶片作为航空发动机关键部件, 长期受高温和复杂的应力应变等恶劣的工况环境的影响^[1-3]。为了提高涡轮叶片的工作效率, 减少因燃气泄漏造成的

效率降低, 低压涡轮叶片一般设计成带冠结构。为解决涡轮叶片的振动问题, 增加涡轮叶片的刚性和提高抗高周疲劳能力, 常采用锯齿形预扭冠(简称锯齿冠)设计。其主要是通过相邻叶片的锯齿冠抵紧, 减少叶片的扭曲变形和弯曲变形, 以提高叶片的固有振动频

收稿日期: 2023-08-29 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 李青(1982), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 李青, 张银东, 靳力, 等. 低压涡轮叶片耐磨层对锯齿冠掉块的影响分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(4): 168-174. LI Qing, ZHANG Yindong, JIN Li, et al. Effect analysis of wear-resistant coating on broken-off fragment of z-notch tip shroud of low pressure turbine blade[J]. Aeroengine, 2025, 51(4): 168-174.

率;同时通过相邻锯齿冠间的摩擦吸收振动能量,降低发动机在工作时涡轮叶片的振动应力^[4-5]。为提高锯齿冠啮合面处的高温耐磨损性能,采用大气等离子喷涂、微束氩弧堆焊和激光熔覆等工艺,在锯齿冠啮合面涂敷 CoCrMo、CoCrW 或 K4208 合金等耐磨材料。

目前,国外在涡轮锯齿冠方面的技术研究已成熟。美国 PW 公司于 1956 年率先使用带冠涡轮叶片^[6];随后,欧洲等国研制生产的先进发动机涡轮叶片也大多采用锯齿冠结构^[7]。中国在 20 世纪 90 年代改进研制的发动机低压涡轮叶片也开始采用锯齿冠结构,但尚未形成完整、系统的设计理论和可靠的设计方法^[6,8-9]。锯齿冠设计的成功与否直接影响叶片的强度、振动、可靠性、寿命乃至飞机的安全。锯齿冠啮合面的装配挤压应力和工作状态下挤压应力是影响涡轮叶片振动特性和强度的关键因素;同时偏转角、预扭角等结构特征值也是影响强度、寿命的重要因素。黄庆南等^[5]、李文明^[6]对锯齿冠的关键设计参数进行了深入研究,指出了锯齿冠工作面最佳预扭紧度的计算、选取及耐磨材料的选用等锯齿冠设计的技术难点;丛佩红等^[10]研究了锯齿形叶冠紧度的最佳选择方法,并研究了在温度、离心力及气动载荷作用下的涡轮转子叶片锯齿冠接触面紧度的选择和挤压应力的计算方法;洪杰等^[11-12]针对实际问题,通过建立 3 维模型探讨了锯齿冠结构参数与安装状态力学性能及锯齿冠接触状态与工作面磨损之间的关系,提出了基于接触状态的锯齿冠预扭设计理论,并开展了锯齿冠阻尼评估与改进设计研究工作。但中国在锯齿冠损伤模式分析方面,包括由于加工精度、棱边未倒圆抛光等问题引起的锯齿冠工作面磨损和掉块模式分析^[9]、锯齿冠啮合脱开模式分析^[13]的研究甚少。

为进一步完善中国锯齿冠损伤模式的分析,针对在发动机试验过程中氩弧堆焊 CoCrMo 材料的锯齿冠掉块的故障,开展掉块断口的宏微观观察、金相及能谱分析、力学性能测试、强度分析。

1 耐磨层因素

涡轮叶片锯齿冠掉块部位宏观形貌如图 1 所示。

从图中可见,掉块位于锯齿冠转接 *R* 处,掉块尺寸大致为 6 mm×6 mm×8 mm,掉块位置如图 1(b) 所示。断口宏观形貌如图 2 所示。从图中可见,断面存

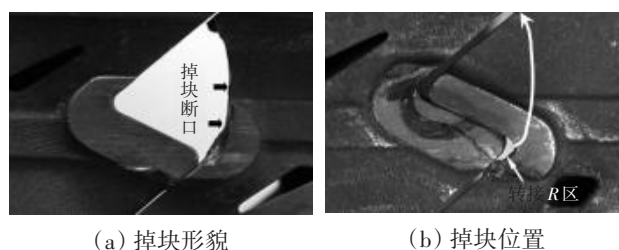


图 1 锯齿冠掉块部位宏观形貌

在明显的疲劳弧线特征,表明掉块断口为疲劳断口。根据疲劳弧线的收敛方向判断,掉块起源于锯齿冠转接 *R* 部位啮合面与叶片流道面的交角处。



图 2 掉块断口宏观形貌

掉块断口背散射低倍形貌如图 3(a) 所示,疲劳源区呈白亮色,能谱分析表明白亮区为锯齿冠耐磨层 CoCrMo;放大观察,源区未见冶金及焊接缺陷,如图 3(b) 所示。

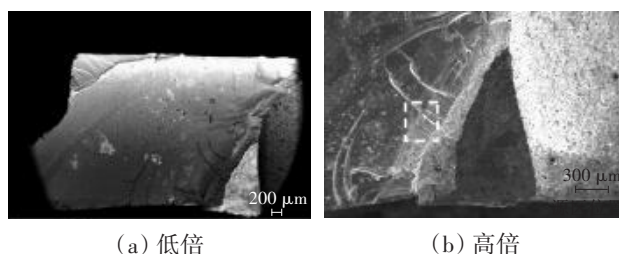


图 3 掉块断口形貌

红色方框区的断口疲劳扩展区微观形貌如图 4 所示。从图中可见明显的疲劳条带形微观形貌特征,进一步表明该掉块断口为疲劳断口。疲劳源区附近表面微观形貌如图 5 所示。从图中可见明显的堆焊焊接痕迹。

图 4 疲劳扩展区微观形貌

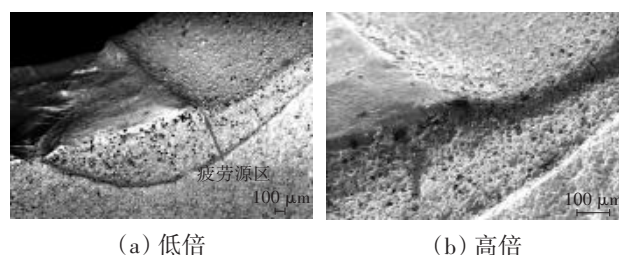


图 5 疲劳源区附近表面微观形貌

在同台份发动机随机选取 1 片锯齿冠存在裂纹的叶片,将耐磨层沿流道面侧制样,发现焊接熔合区存在由于焊接所致的等轴晶晶粒;裂纹起始于耐磨

层,穿过耐磨层后沿等轴晶晶界开裂,如图 6 所示。

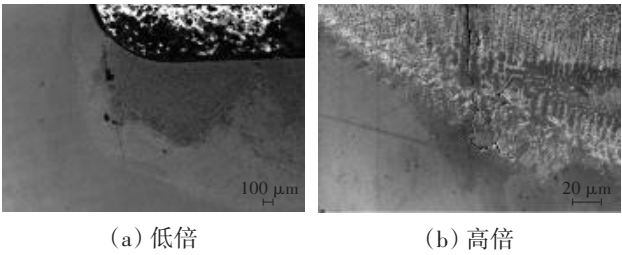


图 6 锯齿冠裂纹流道面侧组织形貌

对叶片基体及耐磨层进行能谱分析,主要合金元素含量均符合标准要求。远离焊接区的基体组织 γ' 相保持原有的立方化形态,未见明显超温现象;耐磨层焊接热影响区的 γ' 相为完全固溶态组织, γ' 相尺寸明显小于远离焊接区的基体组织,如图 7 所示。主要由于一次 γ' 相完全固溶后重新析出二次 γ' 相所致。

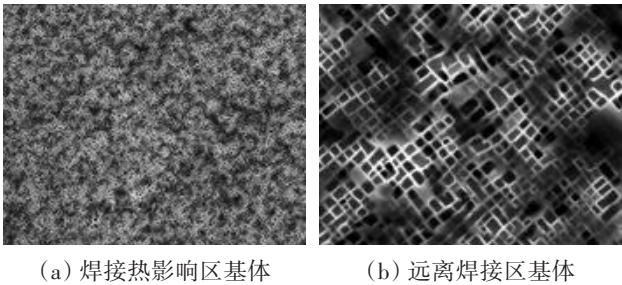


图 7 焊接热影响区和正常基体组织形貌

对标准热处理状态试样进行固溶加淬火处理,模拟叶片热影响区组织,将标准热处理态试样加热至 1315℃,保温 2 h 后,分别采用水冷和空冷方式进行冷却,2 个模拟试样组织如图 8 所示。从图中可见,经过淬火后的试样析出小尺寸的二次 γ' 相,使热影响区基体 γ' 相尺寸变小与焊接过程中的焊接热输入有关。

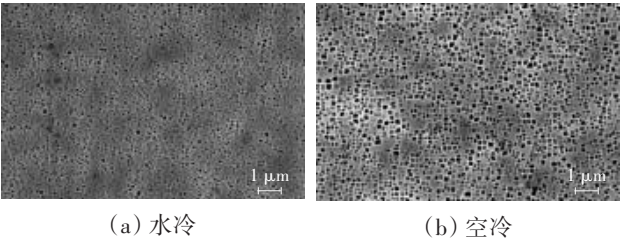


图 8 模拟件组织形貌

分别测试 2 种淬火后试样在 980℃下的力学性能,结果见表 1、2。从表中可见,经过淬火热处理的模拟试样持久性能与标准热处理状态的叶片材料的疲劳特性有一定程度下降,拉伸性能与标准^[14]基本相当,表明焊接热影响区的叶片基体性能降低不是锯齿冠发生掉块的主要原因。

表 1 模拟试样 980℃/250 MPa 持久性能测试结果

热处理条件	寿命	$\delta/\%$	$\psi/\%$
1315℃/2 h 水冷	200 h25 min	34.36	42.58
1315℃/2 h 空冷	210 h25 min	43.60	41.48
热处理态标准 ^[14]	275 h	30.00	31.40

表 2 模拟试样 980℃拉伸性能测试结果

热处理条件	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\delta/\%$	$\psi/\%$
1315℃/2 h 水冷	852	748	29.6	49.6
1315℃/2 h 空冷	855	725	31.0	50.2
热处理态标准 ^[14]	800	680	27.0	34.0

在 2 mm 厚的合金板表面(表面经过磨加工)氩弧堆焊 CoCrMo 耐磨层,焊接后将厚度多余部分从堆焊面去除(保持 1mm 厚)。测试了模拟试样高温拉伸和持久性能,其结果见表 3。从表中可见,在 850℃下拉伸强度变化不大,而持久性能大幅下降。

表 3 1 mm 厚 DD6 板状小试样力学性能测试结果

测试项目	测试条件	测试结果			
		标准热处理状态下的合金板	表面堆焊过 CoCrMo 的合金板		
拉伸性能	850℃/ σ_b	1090 MPa	1100 MPa	1010 MPa	920 MPa
持久性能	900℃/400 MPa	372 h	472 h	134 h	139 h
	850℃/600 MPa	113 h	139 h	70 h	20 min

将标准热处理态试样加工成 2 mm 厚的板材,采用 CoCrMo 氩弧堆焊制成对接接头,再加工成 1mm 厚板状拉伸试样,测试 CoCrMo 堆焊的对接接头在 900℃下的拉伸强度和持久性能,试验结果见表 4,试样断裂均位于焊接接头。

表 4 CoCrMo 氩弧堆焊对接接头力学性能测试结果

测试项目	测试条件	测试结果		
		试件 1	试件 2	试件 3
拉伸性能	900℃/ σ_b	520 MPa	510 MPa	365 MPa
持久性能	900℃/400 MPa	38 h 20 min	62 h	20 h 30 min

从表 3 中可见,CoCrMo 堆焊层的力学性能明显不如叶片材料的。对力学试样进行宏、微观观察,发现试样从 CoCrMo 堆焊层先产生裂纹,裂纹穿过堆焊层后伸入叶片材料基体,最终发生断裂如图 9 所示。因此

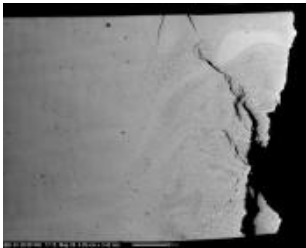


图 9 900℃持久试样断口附近组织

叶片锯齿冠掉块的主要原因是耐磨层焊接过长伸入到锯齿冠转接 R ,降低了该处的承载能力,其力学性能无法满足叶片该部位的强度需求。

2 焊接熔合区因素

为加强锯齿冠转接 R 角位置的承载能力,应限定耐磨层的焊接长度,将耐磨层焊接起始位置设计为距转接 R 与啮合面的切点保持一定距离。实施后使锯齿冠掉块概率明显下降,但仍存在个别叶片锯齿冠发生掉块。

改进后的涡轮叶片锯齿冠掉块部位宏观形貌如图 10 所示。从图中可见,掉块位于锯齿冠的转接 R 处与啮合面切点位置附近。锯齿冠掉块断口低倍微观形貌如图 11 所示。

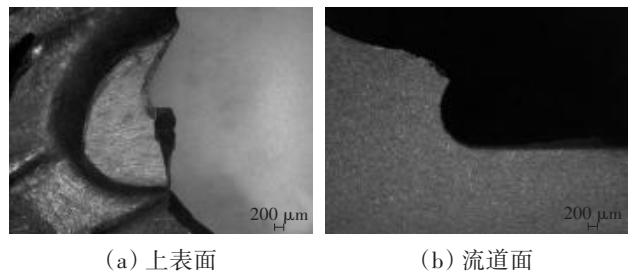


图 10 锯齿冠掉块部位宏观形貌

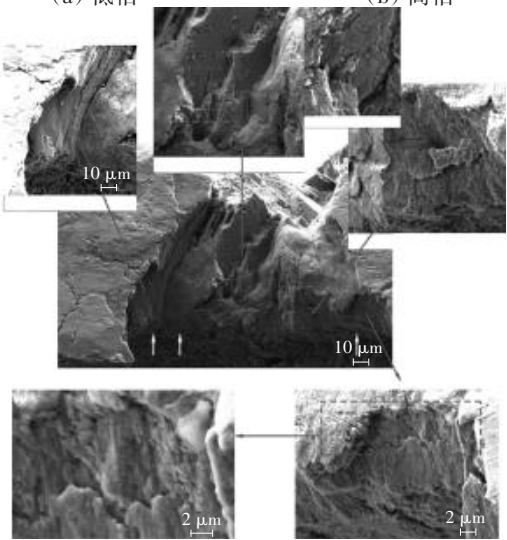
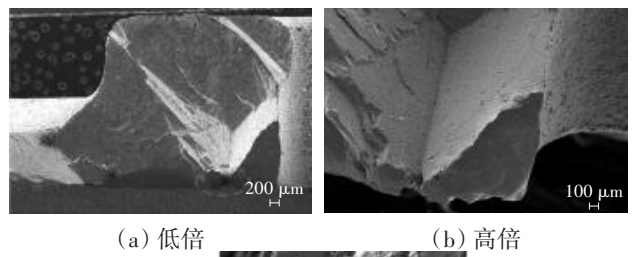


图 11 锯齿冠掉块断口形貌

从图中可见,断面可见疲劳弧线特征,表明该断口为疲劳断口,断裂起源于锯齿冠流道面表面,呈小线源特征,具体位置如图 11(c)中白色箭头所示。

将掉块断口沿流道面一侧制样,试样宏观形貌如图 12 所示。从图中可见,源区位置存在黑色异常区域,在扫描电镜下观察,该黑色区域具有明显的由于焊接产生的枝晶特征。对黑色区域不同位置进行能谱分析如图 13 所示。通过 Ni、Co、Cr 和 Mo 等不同元素的质量变化见表 5,从表中结果对比可知,掉块断口的源区位于耐磨层焊接熔合区。

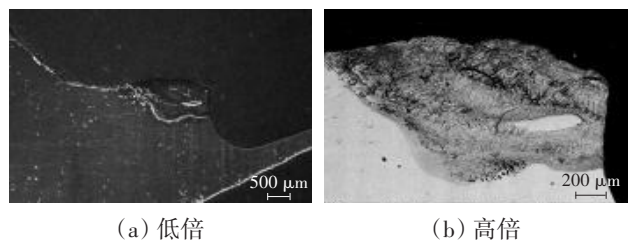


图 12 源区位置组织形貌

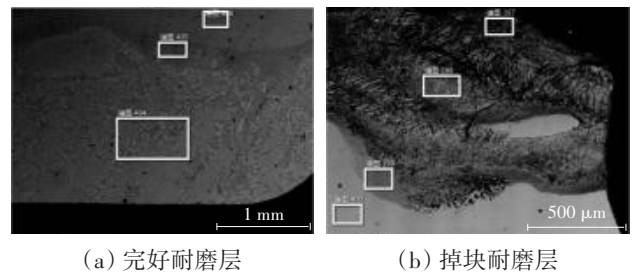


图 13 能谱分析取样位置

表5 能谱分析结果对比							wt/%
元素	完好耐磨层			掉块耐磨层			
	谱图 404	谱图 405	谱图 406	谱图 397	谱图 398	谱图 399	谱图 400
O	0.6	1.4	1.8	2.9	0.7	0.2	0.2
Al	0.9	2.8	5.2	1.7	1.5	5.3	5.2
Si	2.9	1.6		0.9	1.5	0.2	
Cr	15.8	10.3	4.9	8.7	9.7	6.2	5.0
Fe	0.8	0.4	0.2	0.4	0.7	0.1	0.1
Co	42.6	25.3	9.8	22.9	26.2	16.7	9.6
Ni	10.9	34.9	60.7	39.1	32.3	54.1	61.8
Nb		0.6	1.0	0.5	0.7	0.4	1.1
Mo	23.3	12.1	2.45	8.6	15.1	3.8	2.1
Ta	1.1	5.0	7.4	7.1	5.5	5.7	6.9
W	1.2	5.8	6.7	7.23	6.2	7.3	8.1

耐磨层焊接熔合区存在来源于基体的 Ni 元素,是叶片基体和耐磨层元素的混合区,其力学性能同样不如叶片基体的。

通过对叶片锯齿冠部位的强度计算发现:(1)由

于锯齿冠啮合面与转接 R 处为几何外形突变部位,转接 R 处存在应力集中,在啮合面挤压力和锯齿冠离心力作用下,会产生较大的应力;(2)由于盆、背锯齿冠质量分布以及型面的差异,盆、背转接 R 部位的应力存在差异,盆侧应力略高于背侧,如图14所示;(3)实际制造加工的叶片存在啮合面尺寸超差等问题,如果锯齿冠啮合面发生局部啮合,会进一步造成转接 R 处的应力升高,如图15所示。

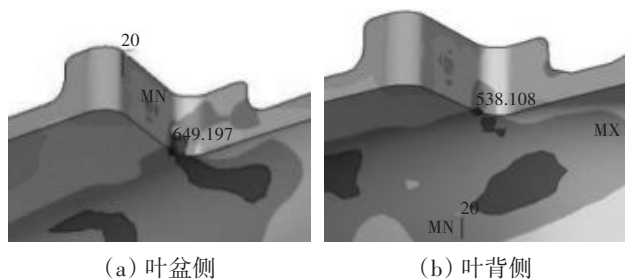


图14 锯齿冠主应力分布

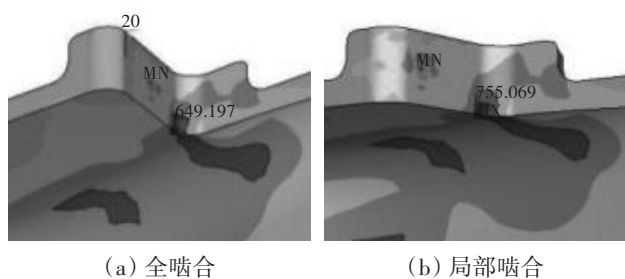


图15 不同加载条件下锯齿冠叶盆侧最大主应力分布变化

以转接 R 与啮合面的切点为坐标原点,沿啮合面长度方向提取振动应力和静应力,绘制应力变化曲线,如图16所示。从图中可见,锯齿冠转接 R 位置应力急剧升高,力学性能较差的CoCrMo耐磨层进入转接 R 位置会发生疲劳破坏;改进后的锯齿冠虽距切点位置有一定距离,但应力呈斜线下降趋势,较短的距离能降低的应力幅度有限。因此,距离转接 R 较近、力学性能较差的焊接熔合区位置则是最易发生疲劳开裂的位置。

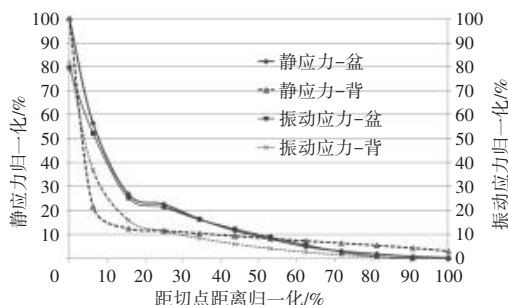


图16 啮合面长度方向应力变化曲线

3 焊接熔合线因素

涡轮叶片锯齿冠掉块多起源于啮合面与叶片流道面的交角处,除了源区位置主应力相对较大外(图14),还与制造工艺相关。

毛坯件锯齿冠在上表面一侧存在加工余量,流道面一侧无加工余量。毛坯件锯齿冠堆焊CoCrMo宏观形貌如图17所示。沿图17(b)中红色虚线纵剖,可见耐磨层焊接过程会对叶片基体产生“溶蚀^[15]”,导致耐磨层的焊接熔合线呈“抛物线”状,如图18所示。

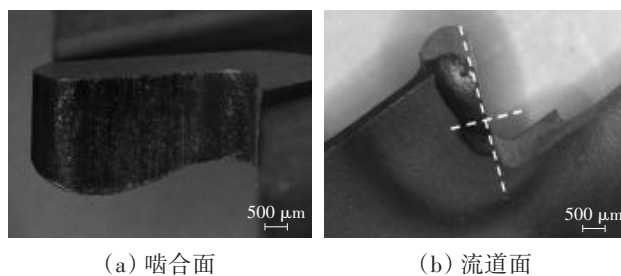


图17 毛坯件锯齿冠堆焊CoCrMo宏观形貌

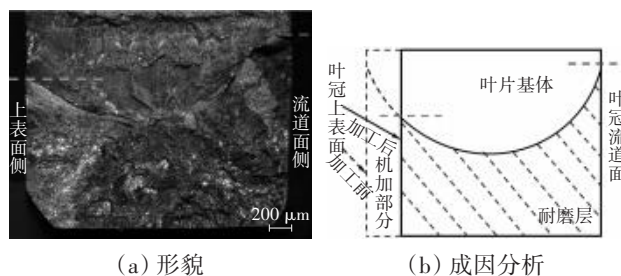


图18 锯齿冠耐磨层纵剖面形貌

由于后续的机械加工,锯齿冠上表面的熔合线会远离转接 R 处;流道面侧无加工余量,其焊接熔合线距应力集中区更近(图18(b))。沿图17(b)中白色虚线横剖,结果进一步证明流道面侧的焊接熔合线更接近于转接 R 处,如图19所示。

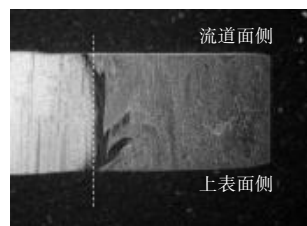
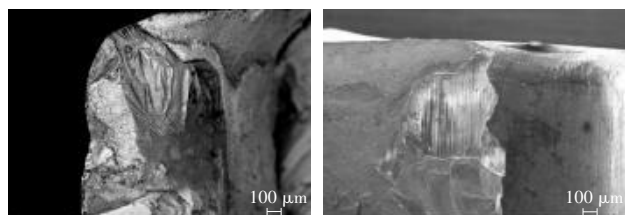


图19 锯齿冠耐磨层横剖形貌

4 分析与讨论

综上所述,锯齿冠掉块是由于堆焊耐磨层或耐磨层熔合区与锯齿冠转接 R 附近应力集中区重合,而堆焊耐磨层或耐磨层熔合区材料疲劳特性不如叶片基体材料,导致了锯齿冠发生掉块。在焊接过程中耐磨层内部的焊接缺陷也是锯齿冠产生裂纹或掉块不容忽视的原因之一。焊接缺陷的存在会诱发锯齿冠过

早发生掉块或裂纹故障。通常焊接缺陷断口表面呈熔融状原始焊接形貌,没有机械载荷导致的断裂形貌,如果基体与耐磨层焊接界面处存在未焊合现象,断口表面或对偶面一侧呈原始机加痕迹特征,使一侧呈熔融状形貌,如图20所示。除预防未焊合的原始缺陷外,也需控制由于焊接及磨削产生的热应力裂纹,残余应力和时效组织应力叠加产生的延迟裂纹^[16]。因此,在堆焊CoCrMo前增加对基体的预热(>900℃)处理可有效减少焊接裂纹的发生^[17]。



(a) 熔融特征

(b) 原始机加痕迹

图20 锯齿冠焊接原始缺陷形貌

(1)焊接方面:锯齿冠耐磨层采用微束氩弧堆焊焊接。其中焊料的原始碳质量^[18]、焊接过程中的过热度及焊后热处理^[19]等因素均会影响CoCrMo合金的力学性能。堆焊焊接是一种变向的铸造过程。焊丝成分波动、焊接起弧和停留时间引起不同的热输入,不同的焊接习惯等会引起耐磨层合金的力学性能波动。在堆焊过程中熔化叶片基体体积不同,导致耐磨层与叶片基体结合区的成分产生偏差,从而加剧锯齿冠耐磨层合金的力学性能波动,如:在起弧过程中先熔基体再熔焊料;或基体和焊料一起熔;或熔基体使用的时间等因素,都会对锯齿冠耐磨层力学性能产生影响,导致耐磨层的力学性能发生波动。

(2)加工方面:涡轮叶片叶身为精铸成型,无加工余量。锯齿冠上表面存在加工余量,通过加工工艺分析可知锯齿冠上表面一侧的耐磨层比流道面一侧的耐磨层远离转接 R 处,因此控制耐磨层长度时应以流道面一侧的耐磨层熔合线为准。在耐磨层焊接中缺陷不可避免,除了工艺严格控制外,应对可能超出设计预期的结果有所考虑。

CoCrMo材料主要应用于焊接裂纹不敏感的高温合金^[17],CoCrMo延展性较低,合金中含有较多的脆硬相,力学试验表明其承载能力明显低于叶片材料的。强度分析表明锯齿冠啮合面与非啮合面转接 R 处靠近流道面侧的应力较大,耐磨层一旦存在该区域,就会降低该处的承载能力,在振动应力作用下萌生疲劳

裂纹并快速扩展。耐磨层的焊接熔合区为耐磨层与叶片基体元素互溶区,同样会降低锯齿冠的承载能力。强度分析表明:沿啮合面长度方向,应力会随着距转接 R 与啮合面切点位置长度的增加而降低。因此,控制耐磨层长度与锯齿冠应力集中位置的匹配是叶片锯齿冠设计过程中重要设计参数之一。

在涡轮锯齿冠啮合面增加耐磨层可提高锯齿冠啮合面的摩擦磨损性能,由于耐磨层材料本身的固有特性、焊接工艺等问题,也会导致锯齿冠力学性能下降的问题,加大了锯齿冠的设计难度。硬质涂层材料的耐磨性主要与材料的屈服强度和弹性模量相关^[20],即

$$E_{pp} = \frac{1}{2} \times \frac{\sigma^2}{E} \approx \frac{1}{18} \times \frac{H^2}{E} \quad (1)$$

式中: E_{pp} 为材料的弹性能密度; σ 为屈服强度; E 为弹性模量; H 为硬度。 E_{pp} 越高,材料的耐磨性能越好。

随着材料的改进,尤其出现了屈服强度等力学性能显著提升的单晶合金,能否取消或缩短锯齿冠耐磨层长度也是有待于探索的问题。

5 结论及建议

(1)锯齿冠涡轮叶片叶冠掉块的主要原因是:力学性能不如单晶合金的焊接耐磨层及焊接熔合区与锯齿冠转接 R 附近的应力集中区域重叠或相近,导致锯齿冠 R 根部承载能力降低,在振动应力作用下发生掉块;

(2)锯齿冠耐磨层堆焊工艺的不稳定、堆焊耐磨层内部的原始焊接缺陷也是影响锯齿冠耐磨层疲劳性能的影响因素;

建议在锯齿冠设计过程中考虑耐磨层焊接长度与应力集中位置的有效匹配,在生产验收过程中应选择合适的耐磨层长度检验标准,确保其与应力集中区的间隔距离;建议开展涡轮叶片锯齿冠缩短或取消耐磨层焊接设计的可行性分析。

参考文献:

- [1] Madhavan S, Jain R, Sujatha C, et al. Vibration based damage detection of rotor blades in a gas turbine engine[J]. Engineering Failure Analysis, 2014, 46: 26–39.
- [2] Peetermans S, Lehmann E H. Simultaneous neutron transmission and diffraction imaging investigations of single crystal nickel-based superalloy turbine blades[J]. NDT and E International: Independent Nondestructive Testing and Evaluation, 2016, 79: 109–113.

- [3] Wang R, Jiang K, Jing F, et al. Thermomechanical fatigue failure investigation on a single crystal nickel superalloy turbine blade[J]. Engineering Failure Analysis, 2016, 66: 284–295.
- [4] 樊江, 曾维维, 王荣桥, 等. 涡轮叶冠的优化设计技术研究[J]. 机械设计与制造, 2011, (4): 44–46.
- FAN Jiang, ZENG Weiwei, WANG Rongqiao, et al. Research on design and optimization of the turbine blade shroud[J]. Machinery Design and Manufacture, 2011, (4): 44–46. (in Chinese)
- [5] 黄庆南, 刘春华, 杨养花, 等. 涡轮叶片锯齿冠结构设计的实践与思考[J]. 航空发动机, 2008, 34(2): 13–16.
- HUANG Qingnan, LIU Chunhua, YANG Yanghua, et al. Practice and reflection of saw tooth shaped shroud structural design for turbine blade[J]. Aeroengine, 2008, 34(2): 13–16. (in Chinese)
- [6] 李文明. 锯齿冠的结构特征与设计[J]. 航空发动机, 2009, 35(1): 17–21.
- LI Wenming. Structural characteristics and design of saw tooth shaped shroud[J]. Aeroengine, 2009, 35(1): 17–21. (in Chinese)
- [7] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册: 第10册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 8–14.
- Aero-engine Design Manual Chief Editorial Board. Aero-engine design manual: book 10[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 8–14. (in Chinese)
- [8] 何榜. 带锯齿冠涡轮叶片振动特性分析及结构优化设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- HE Bang. Research on dynamic characteristic and structural optimization design of turbine blade with zigzag-shroud[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [9] 孟景非, 黄庆南, 赵光电, 等. 某型发动机新件涡轮叶片锯齿冠掉块故障分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 17–22.
- MENG Jingfei, HUANG Qingnan, ZHAO Guangdian, et al. Failure analysis of turbine blade shroud loss for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 17–22. (in Chinese)
- [10] 丛佩红, 张连祥, 刘廷毅. 航空发动机涡轮转子叶片锯齿形叶冠紧度的最佳选择[J]. 航空发动机, 2000, 26(4): 9–12.
- CONG Peihong, ZHANG Lianxiang, LIU Tingyi. The best tightness of saw tooth shaped shroud for aeroengine turbine blade[J]. Aeroengine, 2000, 26(4): 9–12. (in Chinese)
- [11] 杨鑫, 马艳红, 洪杰. 基于接触状态的锯齿冠预扭设计[J]. 航空发动机, 2008, 34(4): 11–15.
- YANG Xin, MA Yanhong, HONG Jie. Pre-twisted design of shroud at contact state[J]. Aeroengine, 2008, 34(4): 11–15. (in Chinese)
- [12] 洪杰, 杨鑫, 杨璐璐, 等. 基于接触状态分析的锯齿冠阻尼评估与改进设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5): 681–687.
- HONG Jie, YANG Xin, YANG Lulu, et al. Damping assessment and improving design of blade shrouds based on contact states[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 681–687. (in Chinese)
- [13] 杨养花, 付依顺, 刘志江. 大涵道比涡扇发动机涡轮结构设计关键技术分析[J]. 航空发动机, 2009, 35(3): 8–11.
- YANG Yanghua, FU Yishun, LIU Zhijiang. Analysis of key technologies of turbine structural design for high bypass ratio turbofan engine[J]. Aeroengine, 2009, 35(3): 8–11. (in Chinese)
- [14] 工程材料使用手册编辑委员会. 工程材料使用手册: 第3卷[M]. 2版. 北京: 中国标准出版社, 2002: 812–818.
- Editing Committee of Practical Handbook of Engineering Materials. Practical handbook of engineering materials: volume 3[M]. 2nd ed. Beijing: Standards Press of China, 2002: 812–818. (in Chinese)
- [15] 刘昌奎. 物理冶金检测技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2015: 264–267.
- LIU Changkui. Physical metallurgy and inspection technology[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2015: 264–267. (in Chinese)
- [16] 孙红梅, 陈飞, 王晓娟, 等. 航空发动机高压涡轮叶片锯齿冠焊后裂纹分析及控制[J]. 失效分析与预防, 2014, 9(3): 162–166.
- SUN Hongmei, CHEN Fei, WANG Xiaojuan, et al. Analysis and control of cracks in shroud of aero-engine high pressure turbine blade after welding[J]. Failure Analysis and Prevention, 2014, 9(3): 162–166. (in Chinese)
- [17] Keshavarz M K, Gontcharov A, Lowden P, et al. A comparison of weldability, structure, and mechanical properties of CM64 and tribaloy T-800 welds for hard-facing of turbine blades[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2020, 142(10): 101004.
- [18] 饶洋, 郑亮, 刘晓功, 等. 碳含量对CoCrMo合金显微组织和拉伸性能的影响[J]. 材料工程, 2009(5): 14–21.
- RAO Yang, ZHENG Liang, LIU Xiaogong, et al. Effects of carbon content on microstructure and tensile properties of alloy CoCrMo[J]. Journal of Materials Engineering, 2009(5): 14–21. (in Chinese)
- [19] 马秀萍, 李超. 铸造过热度和热处理对CoCrMo合金显微组织的影响[J]. 材料工程, 2014(3): 66–70.
- MA Xiuping, LI Chao. Effects of superheat temperature for casting and heat treatment on microstructure of CoCrMo alloy[J]. Journal of Materials Engineering, 2014(3): 66–70. (in Chinese)
- [20] Lu Z B, Wang L P, Zhang G A, et al. The dependence of energy dissipation on the elastic energy density of friction pairs in hard coating films[J]. Tribology Letters, 2011, 41(2): 435–438.

(编辑: 贺红井)

《航空发动机》征稿简则

1 本刊简介

《航空发动机》是由中国航空发动机集团有限公司主管、沈阳发动机研究所主办的科技期刊,定位为行业性、专业化和技术类期刊。办刊宗旨为“空、海、陆动力兼顾,重在空海;工程实践与学术研究相结合,重在工程实践”。

本刊为中文核心期刊和中国科技核心期刊,并被美国“乌利希国际期刊指南”、波兰“哥白尼索引”,中国学术期刊(光盘版)、万方数据—数字化期刊群、中文科技期刊数据库、中国核心期刊(遴选)数据库和中国学术期刊网阵等收录。

2 稿件的审核、录用和版权

2.1 本刊采用互联网在线投稿(网址:<http://www.avicaeroengine.com>),且稿件从投稿到发表整个流程通过网络在线完成,请按照网站上的投稿要求规范投稿。

2.2 编辑部在收到稿件后3个工作日内完成初审,并告知作者其稿件是否受理。对受理稿件,要求作者办理版权协议(保证不涉及国家秘密,无学术不端行为,无知识产权争议,允许本刊编辑和发表)。作者来稿时如无特别声明,即视为作者认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统交流合作时,不需再征询作者意见。在受理稿件后1个月内完成三审,并通知作者其稿件是否录用。对发表稿件,酌付一次性稿费(含网络著作权使用费),同时赠送样刊2册。

2.3 编辑部对来稿有权作必要的技术性和文字性修改。文稿自收到之日起2个月未接到录用通知的,作者有权改投他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

2.4 高创新性、具有重大学术价值论文、优秀的国际合作论文、重要基金资助论文在本刊通过三审并录用后,优先发表。

3 来稿要求和注意事项

3.1 来稿应具有科学创新性 or 技术先进性,务必论点明确,文字精练,数据可靠。每篇论文(含图、表)一般不超过10000字,必须包括(按顺序):题名、作者姓名、作者单位及邮政编码、摘要、关键词(3~8个)(以上内容要求中英文对照)、中图分类号(V类)、正文、参考文献,并注明该文属何种基金资助(并附基金号)。

3.2 题名须准确、简明,一般不超过20字。摘要具有独立引用的价值,第三人称行文,达到300字以上。研究论文摘要须含“目的、方法、结果和结论”四要素,其中“目的”简短具针对性,体现研究科学意义和价值,避免常识及与题目重复;“结果”适当详细,定量结果与定性阐述结合;“结论”概述并避免自我评价。综述摘要须含“背景—综述—结论、观点与展望”三要素,其中“背景”简略,“综述”包含全文概述、进展列述和核心研究适当详述,“结论、观点与展望”要有实质性内容。英文摘要与中文摘要意思相符,符合英文语法要求。关键词,具有规范词、主题性、代表性和检索性。

3.3 引言简要说明研究背景、存在问题和研究目的。材料与方法具有足够信息,并具重复操作性。重要结果用“原始数据”,一般性结果用“总结数据”(如平均值、标准偏差)或“转换数据”(如百分数),正确进行统计分析。结果、讨论与结论侧重点分别在于描述说明、比较阐释和论点前景。

3.4 图表具有“自明性”,一般在文中第一次提及段落插入。尽量采用彩色插图,图注清楚,同时写出图序、图题。坐标图要标清标线和标值,以及横纵坐标的量和单位;照片图要求分辨率达到300 dpi。表格采用三线表。

3.5 参考文献选用原则为充分必要、密切相关、公开出版、完整准确、亲自阅读,避免盲目多引、随意转引、过度自引、故意漏引等。采用“顺序编码制”,即按文献在文中出现先后编号和排序。著录项目完整,要给出文献类型,以及引用页码等。数量以不少于20篇为宜,中文参考文献应在该条文献下附相应的英文。

3.6 来稿要符合编辑出版标准化要求,论文编写格式、量和单位符号等必须符合国家标准的规定,外文字符要分清大小写、正斜体,上下角字符的位置高低应区别明显,易混淆的外文字母、符号书写清晰,英文缩略语可在行文中使用,但一般不用作量符号。

3.7 来稿如不符合上述要求,编辑部将先退给作者修改,合格后再送审。

JNE 航空发动机

双月刊 1975年3月创刊 第51卷第4期(总第235期) 2025年8月

主管单位:中国航空发动机集团有限公司

主办单位:中国航发沈阳发动机研究所

主 编:蔚夺魁

编辑出版:《航空发动机》编辑部

地 址:辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号 (沈阳市428信箱18号 110015)

电 话:024-24281757,24281751

传 真:024-24285673

网 址:www.avicaeroengine.com

电子邮箱:hkfdj606@163.com

发 行:《航空发动机》编辑部

印 刷:辽宁一诺广告印务有限公司

封面设计:顾鹏设计

Started in Mar. 1975 Vol.51 No.4 (Series 235) Aug. 2025

Competent Authority by Aero Engine Corporation of China

Sponsor by AECC Shenyang Engine Research Institute

Editor-in Chief YU Duo-kui

Edited and Published by Editorial Department of Aeroengine

Address by No.1 Wanlian Road, Shenhe District, Shenyang, China

P.O.Box 428-18, Shenyang 110015, China

Tel: (86-24) 24281757, 24281751

Fax: (86-24) 24285673

Web site: www.avicaeroengine.com

E-mail: hkfdj606@163.com

Distributed by Editorial Department of Aeroengine

Printed by Liaoning Yinuo Advertising Printing Co., Ltd.

Designed by Gupeng.com

刊 号: ISSN 1672-3147
CN 21-1359/V

公开发行

国内定价: 300.00 元 / 年

国外定价: 300.00 美元 / 年

ISSN 1672-3147

