

中文核心期刊 中国科技核心期刊

航空发动机

Vol.50 No.2 第50卷 第2期

AECC MAGAZINE

ISSN 1672-3147

CN 21 - 1359/V

^{對面文章} 基于航空发动机产品需求的压气机技术研究 高超声速动力能热管理技术综述 舰载全电推进系统智能燃气轮机的关键技术 及发展展望 航空发动机叶片表面损伤与检测研究进展



中国航发沈阳发动机研究所

《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	毛军逵	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
	索建秦	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	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	索建秦	高丽敏	郭迎清	黄金泉	崔海涛	梁宝逵
	梁春华	梁彩云	董 威	傅 莉	缑林峰	廖明夫	谭慧俊
	薛秀生	薛婷婷					
1-2-1-2-1-2-1-2-1-2-1-2-1-2-1-2-1-2-1-2	+ 11 -						

编辑部主任 李华文

美国空军请求获得 13 亿美元开发 NGAD 战斗机发动机

美国空军请求在未来3年内获得13亿美元,用于竞争开发下一代空中优势战斗机(NGAD)的发动机。 NGAD战斗机将取代F-22战斗机,并于2028年进行飞行试验。该发动机的研制工作已经在开展,以适应性发动机过渡计划(AETP)为基础,预计于2028年推出。AETP计划中发动机的资金将于2025财年被清零,剩余资金将转移至下一代自适应推进(NGAP)计划。

根据"先进发动机开发"计划的预算文件,在NGAP计划下为NGAD战斗机设计自适应发动机原型机。在NGAP计划下,研究人员将选择合适的自适应发动机技术,以满足NGAD战斗机的要求,同时确保适当的制造和技术准备水平。一旦完成设计工作,可以立即开始生产和试验。NGAP计划包括初始设计、初步设计、适应性原型规划、详细设计、发动机制造和发动机评估6个阶段。目前,初始和初步设计已经完成,原型机正在开发中。

NGAD 战斗机计划于 2030 年投入使用,这意味在 NGAP 计划下开发的发动机必须至少提前 2 年进行飞行试验。根据预算文件,2025 财年的计划是完成 NGAP 计划的详细设计,并过渡到原型发动机的制造和组装。

(兰海青)

航空发动机

2024 年 第 50 卷第 2 期

2024年4月

目 次

综述

基于航空发动机产品需求的压气机技术研究程荣辉	军,张 军,王 东,张学宝,张少平,曾 瑶(1)
高超声速动力能热管理技术综述	梁义强,范 宇,周建军,刘太秋(11)
舰载全电推进系统智能燃气轮机的关键技术及发展展望	张 轲,郑培英,娄方远,尹家录(22)
航空发动机叶片表面损伤与检测研究进展程亚茹	,李 湉,薛 辉,黎红英,王 丹,唐鋆磊(32)
总体设计与气动热力学	
基于循环参数分析的涡轮基组合动力系统用高速涡轮发动机构型	方案
	·杨大宇,韩 佳,刘旭阳,徐 雪,刘太秋(45)
单外涵变循环发动机变儿何特性仿真	年园伟,土奉明,朱大明(52)
燃烧、传热、传质	
适应飞机需求的进气预冷技术路线分析	张彦车,刘太秋,扈鹏飞,于学明(58)
3级旋流器各级气量变化对燃烧性能的影响	
结构、强度、振动	
止反顺序加载下安装辺螺栓顶紫力分散度的数值模拟与试验验证	
PCHOC 数士混怂舟结构描述供应共小列始扩展注於	,田熈木,刈 圡,田 亩,竹腭召,刈仕运(//) お佐聰 担体嗟 朝廷雄 泪口左(92)
FGH96 初木	·····································
可受寻及寻叶,则卫机构采任多体切具	·····································
本丁啊应田伝的与狸风阁町万顶忉顶侧 ···································	,夕 芯, 尔荷汗, 亿丽娟, 赵八飞, 尔示锴(93) 扇田土 工皿禾 茎 恝 丁小飞 本会抽(101)
天加小十阕「GII 反动机构」示机瞬心响应力彻即相信,)	多切入,工四字,重 超,1 小飞,子主冲(101)
9771 专制	
电切然曲水亚列电机及曲径却住能数值侯拟 其于IMD与AO DNN的由众轴承劫陪诊断方注	·····································
基于飞发—休化的滑油系统热性能信直	际 石,未孕肥,子彦钺,伊乙小,种小腑(114) 公子皇 积莹辉 苇 壮 张司薇 李国权(121)
空1 C及 PRD所有面示完然住能历英 · · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	《了天,在木杆,亦一在,水可做,于 固 仅(121)
一种喷口控制的名目标约束设计方法 ······	
航空发动机燃油系统定压活门参数优化设计	王 涛,柴文伟,罗畅敏,李文强,叶志锋(134)
试验与测试	
基于光纤复合测量技术的涡轮叶片气膜孔检测	········高继昆, 闫 峰, 何小妹, 德晓薇(139)
航空发动机转子不平衡量突增的自动识别	马会防,张执南,万 召,陈亚龙,虞 磊(147)
基于轻量化 BIM 的高空台液压加载试验智能管控技术	彭晋.郭鹏飞.刁昕宇.赵万里.郭迎清(153)
航空发动机振动环境谱统计归纳方法及振动试验台复现	房剑锋(159)
机匣包容试验的叶片根部爆破飞断方法刘 闯,	张亚楠,王海舟,黄福增,陈国栋,王 全(164)
隐蔽式安装布局涡轴发动机安装损失的飞行试验	张浩,汪涛,李延希(170)
	声明:
《航空友动机》编辑安页会	本刊已许可波兰"哥白尼索引"、美国"乌利希
《航空友功机》征梮简则 封三 🌡	国际期刊指南",中国学术期刊(光盘版)电子杂志
责任编辑:兰海青	社、北京万方数据股份有限公司、重庆维普资讯有
总编辑,李华文	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。
CN21-1359/V*19/5*b*A4*1/4*zh*P*¥50.00*1200*24*2024-04 &	~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~~

AEROENGINE

Vol. 50 No. 2 April 2024

Contents

Review

Compressor Research Based on Aeroengine Product Requirements

.....CHENG Rong-hui, ZHANG Jun, WANG Dong, ZHANG Xue-bao, ZHANG Shao-ping, ZENG Yao(1) Overview of Power and Thermal Management Technology for Hypersonic Engine

LIANG Yi-qiang, FAN Yu, ZHOU Jian-jun, LIU Tai-qiu(11) Key Technologies and Development Prospects of Intelligent Gas Turbines for All-electricMarine Propulsion Systems

ZHANG Ke, ZHENG Pei-ying, LOU Fang-yuan, YIN Jia-lu(22) Research Progress on Aeroengine Blade Surface Damage and Inspection

CHENG Ya-ru, LI Tian, XUÈ Hui, LI Hong-ying, WANG Dan, TANG Jun-lei(32)

Aeroengine Design and Aerothermodynamics

Combustion, Heat and Mass Transfer

Technical Route Analysis of Intake Precooling Adapted to Aircraft Requirements

......ZHANG Yan-jun, LIU Tai-qiu, HU Peng-fei, YU Xue-ming(58) Effects of Air Flow Rate Variation in Each Stage of a Triple-stage Swirler on Combustion Performance

Structure, Strength and Vibration

Numerical Simulation and Experimental Verification of Flange Joint Bolt Preload Uniformity Under Clockwisecounterclockwise Circular Tightening Sequence

.....AI Yan-ting, TIAN Shun-mi, LIU Yu, TIAN Jing, FU Peng-zhe, LIU Shi-yun(77) Fatigue Small Crack Propagation Test of FGH96 Turbine Disc Structure Simulation Specimen

.....CAO Tie-nan, YANG Zhi-zhong, WANG Xiao-ying(88) Prediction of Damage to Fan Blade from Bird Strike Based on Response Surface Method

.....LIU Yang, LUO Zhong, ZHANG Hai-yang, SHEN Li-juan, ZHAO Feng-fei, ZHANG Zong-kai(95) Transient Response Analysis of GTF Engine Rotor System Under Sudden Unbalance

.....SHAO Zeng-de, LIAO Ming-fu, WANG Si-ji, DONG Chao, DING Xiao-fei, LI Quan-kun(101) **Power Transimission**

Numerical Simulation of Oil Immersion Cooling Performance of Electric Fuel Pump Driving Motor

.....KAN Yin-hui, YE Zhi-feng, ZHOU Li, ZHOU Tan-zhou(108) Inter-shaft Bearing Fault Diagnosis Method Based on LMD and AO-PNN

.....XU Shi, LUAN Xiao-chi, LI Yan-zheng, SHA Yun-dong, GUO Xiao-peng(114) Thermal Performance Simulation of Lubricating Oil System Based on Aircraft-engine Integration

.....LENG Zi-hao, CHENG Rong-hui, SU Zhuang, ZHANG Si-wei, LI Guo-quan(121) Sensor and Control Technology

A Constrained Multi-objective Design Method for Nozzle Control ·······HAN Yong-jian, WANG Xi(127)

Optimization Design of Constant Pressure Valve Parameters of Aeroengine Fuel System

......WANG Tao, CHAI Wen-wei, LUO Chang-min, LI Wen-qiang, YE Zhi-feng(134) Test Technology

Inspection of Turbine Blade Film Cooling Holes Based on Fiber OpticMulti-sensor Measurement Technique

......GAO Ji-kun, YAN Feng, HE Xiao-mei, DE Xiao-wei(139) Automatic Recognition for Aeroengine Rotor Unbalance Surge

Research on Fan Blade Root Explosive Cutting Method for Casing Containment TestLIU Chuang, ZHANG Ya-nan, WANG Hai-zhou, HUANG Fu-zeng, CHEN Guo-dong, WANG Quan(164)

Research on Installation Loss of Turboshaft Engine with Covert Installation LayoutZHANG Hao, WANG Tao, LI Yan-xi(170)

基于航空发动机产品需求的压气机技术研究

程荣辉¹,张 军²,王 东¹,张学宝²,张少平²,曾 瑶² (1.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015; 2.中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

摘要:压气机是航空发动机的关键核心部件,随着先进作战飞机对航空发动机需求的不断提高,快速研制全面满足发动机产品需求的压气机是工程设计人员面临的重大挑战。为保证设计的压气机全面满足发动机产品需求,介绍了先进作战飞机发动机的典型技术特点以及对压气机全面的技术需求,梳理了压气机满足发动机需求需重点考虑的影响因素,开展了宽转速范围高效率设计技术、全飞行包线高稳定裕度设计技术、高性能保持能力设计技术、高可靠叶片设计技术、高稳健压气机转子设计技术、高可 靠调节机构设计技术、高安全性以及高环境适应性设计技术研究。结果表明:基于需求的综合设计可以保证压气机的综合性能。 该研究可为设计全面满足发动机产品需求的压气机提供参考和依据。

关键词:压气机;需求;性能;可靠性;航空发动机中图分类号:V231.3文献标识码:Adoi:10.1

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.001

Compressor Research Based on Aeroengine Product Requirements

CHENG Rong-hui¹, ZHANG Jun², WANG Dong¹, ZHANG Xue-bao², ZHANG Shao-ping², ZENG Yao²

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

2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The compressor is an essential component of an aeroengine. With the increasing requirements of advanced combat aircraft on aeroengines, it is a major challenge for compressor designers to quickly develop a compressor that fully meets aeroengine product requirements. To ensure that the compressor can fully satisfy aeroengine product requirements, typical characteristics of advanced combat aircraft engines and comprehensive technical requirements for compressors are reviewed, and key influencing factors for the compressor to meet aeroengine product requirements are presented. Research of design methods was conducted, including high efficiency in wide rotational speed range, high stall margin across the full flight envelope, high performance–retention capability, highly reliable blade, highly robust compressor rotor, highly reliable blade angle adjusting mechanism, high safety, and high environment adaptability. The research shows that the requirement–based comprehensive design can ensure the comprehensive performance of the compressor, providing a reference for the design of a compressor that fully meets aeroengine product requirements.

Key words: compressor; requirement; performance; reliability; aeroengine

0 引言

航空发动机的研制过程需要全面满足用户需 求^{III}。压气机作为航空发动机的核心部件,涉及的技 术参数与性能指标众多,且要求在高温、高压、高转速 等恶劣条件下可靠运转,研制难度很大,压气机能否 全面满足发动机产品的各项需求是支撑发动机研制 成功的关键。传统的压气机设计依赖于指标、经验牵 引,无法捕获完整的压气机设计需求,存在设计需求 内容不全面、设计和验证活动不完整等问题^[2],设计的 压气机无法全面满足发动机需求。比如,部分设计工 况性能较好,而非设计工况性能较差,稳态性能满足 要求,而瞬变过程性能无法满足要求,而且通常在发 动机设计完成后的整机试验、外场试飞中才暴露,需 要花费大量人力物力来解决这些问题,导致发动机研 制周期显著延长、研制成本大幅增加,有时甚至导致 发动机方案出现大的反复,直接影响发动机的研制进 度。20世纪70年代美国在研制作战飞机发动机时^[3],

收稿日期:2024-04-09 **基金项目:**国家级研究项目资助 作者简介:程荣辉(1965),男,博士,自然科学研究员。

引用格式:程荣辉,张军,王东,等.基于航空发动机产品需求的压气机技术研究[J].航空发动机,2024,50(2):1-10.CHENG Ronghui,ZHANG Jun,WANG Dong, et al. Compressor research based on aeroengine product requirements[J].Aeroengine,2024,50(2):1-10.

过分强调发动机及各部件的高性能和轻重量需求,忽 略了其他需求。发动机在服役后,在可靠性、耐久性 和环境适应性方面暴露了大量非常严重的问题,仅压 气机部件就出现多达数百次的喘振和失速故障,严重 地影响了作战飞机的使用,曾经一度面临作战飞机停 飞的危险,后续经过十多年的不断改进,才解决所有 存在的问题和故障,发动机产品才得以定型。

随着先进作战飞机对航空发动机需求的不断提高⁴⁴以及研制周期的不断缩短,如何快速研制全面满足飞机作战需求的发动机以及各部件是设计人员面临的重大挑战。为应对这一挑战,国外各大发动机公司均建立了基于需求的发动机产品研制流程,并在F119和F135等先进发动机研制中得到成功应用¹⁵¹,中国在商用航空发动机研制中初步探索了需求管理的应用¹⁶¹,但是这些研究工作都是基于发动机需求的整机技术研究,鲜有基于发动机产品需求的压气机部件技术研究的报道。

本文梳理了满足先进发动机产品需求的压气机 设计需要重点考虑的影响因素,开展了基于发动机产 品需求的高效率、高裕度、高性能保持、高可靠性以及 高环境适应性等压气机设计技术研究,旨在为设计全 面满足发动机产品需求的压气机提供参考和依据。

1 先进作战飞机发动机的特点及对压气机的 需求

先进作战飞机的主要技术特征包括宽飞行包线、 超声速巡航能力、高机动性、大作战半径、全天候全疆 域作战能力等¹⁷⁷。典型先进作战飞机的飞行包线如图 1所示,要求发动机在各个极限区域均能稳定可靠工 作。在高空左边界,要求发动机具备良好的气动稳定 性;在高空右边界,发动机进口温度高,需要各部件在 高温条件下能够高效持久工作;在低空大表速,气动 负荷大,要求发动机具有高推力。总的来说,先进作 战飞机对发动机的需求决定了发动机具有如下主要

特点,包括宽工作包线、 高推重比、低油耗、高的 功率提取能力、高可靠 性以及高环境适应 性等。

先进作战飞机对发 动机的这些需求分解到



压气机部件上,对压气机提出了更全面的需求¹⁸¹。先 进作战飞机发动机对压气机的需求如图2所示,包括 对压气机的功能、性能、接口、结构完整性、可靠性、环 境适应性等,一共约12大类,分解到最低层级的压气 机需求可达数百条。



1.1 性能需求

压气机的性能需要满足发动机推力、耗油率等要 求且具有足够的稳定工作裕度,性能衰减慢,同时满 足其他部件的约束条件。

为保证发动机低的耗油率要求以及高温部件稳 定可靠工作,压气机需要具备高的气动效率以及较宽 的高效率区。为保证发动机在全包线稳定工作,要求 压气机各转速均具有高的稳定裕度;为避免发动机性 能衰减过快导致发动机推力、耗油率无法满足需求, 压气机以及各部件应具备较好的性能保持能力。压 气机的设计需要满足其他部件的约束条件。比如,压 气机的气动布局对发动机轴向力影响很大,为保证轴 承的可靠稳定工作,压气机设计时需要综合考虑对发 动机轴向力的影响;为满足燃烧室稳定工作的需求, 压气机出口流场均匀性和马赫数均有一定的限制条 件;为满足高温部件的冷却需求,压气机一般有引气 接口,引气处的温度和压力需要满足高温部件冷却的 需求。

1.2 结构可靠性需求

压气机结构设计,需要在能够实现气动性能设计 要求的前提下,保证发动机在整个寿命期内能够稳 定、可靠地工作。

压气机转子应具有良好的转子动力学特性,避免 整机振动大。压气机各级转、静子叶片在全工况范围 内应远离危险共振区,并具有良好的抗疲劳能力。调 节机构作为压气机的运动构件,载荷大,工作环境恶 劣,为保证压气机安全稳定地工作,要求调节机构具 有高的可靠性。大量的高等级发动机故障与压气机 相关,比如压气机钛火通常会导致整台发动机烧毁的 I类故障,压气机设计时需充分考虑防钛火技术措施。

1.3 环境适应性需求

先进作战飞机全天候和全疆域的作战需求,要求 发动机能够适应复杂环境和恶劣气候,比如湿热、霉 菌、雨、雪、冰、砂尘等,这就要求压气机需要在这些复 杂环境下能够稳定可靠地工作^[9]。

综上所述,压气机设计需要全面满足发动机产品 的需求,本文针对如下需重点考虑的技术需求开展研 究:(1)宽转速范围的高效率;(2)全飞行包线的高稳 定裕度;(3)考虑发动机轴向力的压气机气动布局; (4)高的性能保持能力;(5)良好的叶片振动特性;(6) 良好的转子动力学特性;(7)高可靠的调节机构;(8) 防钛火设计;(9)高的环境适应性。

2 考虑发动机全面需求的压气机设计技术

2.1 宽转速范围高效率设计技术

根据评估,小涵道比涡扇发动机在地面起飞和高 速巡航等高推力状态下,压气机一般工作在设计转 速,对应压气机效率每提升1%,涡轮前温度下降约 10K;在亚声速巡航工况下,压气机工作在非设计转

速(约0.9~0.95),对应压 气机效率每提高1%可使 发动机耗油率下降约 0.5%。为满足发动机不同 工况的需求,压气机需要 在宽广的转速范围内具备 较高的效率,涡扇发动机 不同换算转速的压气机效 率如图3所示。



提高多级轴流压气机气动效率以及高效率区的 技术手段主要包括:

(1)高效率叶型设计和优化,降低叶型损失,提高效率;

(2)端区损失控制,降低端区损失,提高效率;

(3)多工况的径向间隙和蓖齿间隙的匹配优化设 计,尤其应减小不同工况的间隙变化量。

在高效叶型设计方面,程荣辉等¹⁰¹开发了一种先进、实用的定制叶型技术,该叶型具有更高的临界马赫数、更大的攻角范围和更高的载荷能力。仿真分析

以及试验获取的定制叶型与其他叶型气动损失对比 如图4所示。从图中可见,定制叶型的气动损失较 小,在多级压气机中的应用表明定制叶型可提高压气 机气动效率。



为提高跨声速叶型的气动效率,通过精细化调整 叶型中弧线和叶型通道的面积变化率^[11],可降低激波

前马赫数,进而降低激波 损失。一种跨声叶型中弧 线无量纲弯角分布如图5 所示,叶型优化后的尖部 马赫数分布如图6所示。 试验验证结果表明,采用 优化的跨声速叶型使得压 气机效率提高约0.5%。





图6 叶型优化后的尖部马赫数分布

在端区流动损失控制方面,通过采用周向弯曲转 子叶片和正反曲率流道控制端区流动^[12]。周向弯曲

转子设计如图7所示。弯 曲转子和正反曲率流道对 流场的影响如图8所示。 从图中可见,改进措施可 消除根部的局部分离流动, 提高压气机的气动效率。



压气机的转子径向间隙和蓖齿间隙对压气机气 动性能影响较大,为保证较宽的转速范围内均具有高

效率,需要考虑不同转速和工况对应的压气机转子径 向间隙和蓖齿间隙的变化。通过采用结构优化以及



(b)弯曲转子以及正反曲率流道 图8 弯曲转子和正反曲率流道对流场的影响

材料优化等措施,减小不同工况对应的间隙变化量。 优化前后不同工况的间隙和气动效率对比见表1,间 隙优化减少了不同工况的间隙差值,可以保证起飞工 况效率不变的情况下提高巡航工况的气动效率。

参数	起飞	巡航	差值
优化前平均径向间隙/mm	0.2	0.4	0.2
优化后平均径向间隙/mm	0.2	0.3	0.1
优化前平均篦齿间隙/mm	0.1	0.2	0.1
优化后平均篦齿间隙/mm	0.1	0.12	0.02
改进前效率(相对值)	1.0	1.012	+1.2%
改进后效率(相对值)	1.0	1.016	+1.6%

表1 不同工况的平均径向间隙和气动效率对比

2.2 全飞行包线的高裕度设计技术

压气机的稳定裕度是保证发动机稳定工作的关 键因素。高稳定裕度设计的前提是明确最恶劣工况 的需用稳定裕度。战斗机发动机在飞行包线内高空 小表速对应的压气机进口雷诺数最低,发动机物理流 量和主机功率最小,发动机功率提取占比大,导致稳 定裕度损失最严重。同时,还有其他各项影响因素导 致稳定裕度下降。因此,高空小表速工况对压气机的 稳定裕度需求最高。评估的高压压气机高空左边界 各因素导致的裕度下降量以及总的稳定裕度需求如 图9所示,为保证发动机稳定工作,压气机的设计稳 定裕度需要大于需用稳定裕度。

高空左边界速稳定裕度影响因素11项



保证压气机具备全工况高稳定裕度的主要技术 途径是各级载荷的均衡设计以及良好的级间匹配 设计。

压气机的载荷分布对全转速稳定裕度具有重要 影响,3种典型的载荷系数分布如图10所示^[13],不同 载荷分布的全转速稳定裕度如图11所示。从图中可 见,中高转速稳定裕度高,一般会导致低转速稳定裕 度低。为保证主要工作范围转速的稳定裕度,有时候 需要牺牲部分转速的裕度。在各级负荷分配的选择 上需要找到1个合理的平衡点,使得压气机综合性能 最优,进而满足各工况的稳定裕度需求。



另一方面,良好的级间匹配是多级压气机获得高 稳定裕度的关键,在多级压气机级间匹配方面,1个 重要的技术难题是采用全3维手段评估压气机非设 计工况流场存在较大误差,非设计工况的级间匹配计 算精度偏低,甚至会产生误导^[14]。程荣辉等^[15]提出了 一种工程实用的2维计算方法,通过建立精细化的损 失模型和落后角模型,可以对压气机的级间匹配进行 详细计算。6级压气机全转速各排叶片中间叶高的 攻角随转速变化以及2维计算特性和试验特性对比 如图12、13所示。从图中可见,该方法的计算精度较 高,能够满足工程需求,并且已经在6级高压压气机 设计中得到了成功应用和验证。



2.3 考虑轴向力的压气 机气动设计技术

压气机气动布局对转 子轴向力影响很大,气动 设计时需要考虑转子轴向 力的影响,以保证轴承的 寿命。轴承所受轴向力要 满足2个约束条件:(1)在 发动机大状态时轴向力不



能过大,否则容易导致轴承过载而发生损坏;(2)在发 动机小状态时轴向力不能过小以及换向,否则轴承会 发生打滑,也会导致轴承的滑蹭损伤。

6级压气机反力度和流道对转子流道轴向力的 影响如图14、15所示。压气机反力度增大0.1,流道 内轴向力增大约2t;等反力度情况下,等外径的轴向 力比等中径和等内径大约1.5t。因此,在开展压气机 气动布局设计时应进行综合考虑,既保证气动性能满 足需求,同时保证转子的轴向力满足发动机需求。如 果在设计时忽略轴向力的影响,将会导致发动机最终 无法实现轴向平衡,进而导致整个发动机方案出现大 的调整,对发动机研制周期产生严重影响。



2.4 压气机高性能保持能力设计技术

压气机的性能保持能力主要与服役期间的径向 间隙变化和外来异物导致的叶型侵蚀磨损等相关。

径向间隙的变化主要与工况剧烈变化过程中的 转子叶尖与机匣涂层碰磨有关。提高压气机的性能 保持能力的一个重要技术途径是对压气机径向间隙 进行控制,减少过渡态过程转子叶片与机匣的磨损 量,进而减小由于碰磨导致的径向间隙增大量。6级 压气机最后1级转子的过渡态间隙仿真分析结果表 明^{116]},过渡态过程最小间隙值显著小于稳态工况的径 向间隙,R6过渡态间隙仿真分析结果如图16所示。 过渡过程径向间隙较小的主要原因在于压气机转子 构件与静子构件的热变形不协调,通过对压气机机匣 结构进行改进,在机匣上增加1个热容,延长机匣的 热变形响应时间,改善机匣和转子的热变形协调性。 机匣改进如图17所示。从图16中可见,机匣改进后 过渡过程的最小间隙与最大间隙之间的变化范围变 小,有利于降低压气机转子与机匣发生碰摩的风险和 概率,提高压气机的性能保持能力。



为降低外来异物对压气机叶型的侵蚀和磨损导 致的性能衰减,可通过对流道件进行优化降低外来异 物进入核心机(压气机)通道的概率。采用流场-砂粒 两相流仿真对压气机前的中介机匣不同分流环形状 的异物分流效果进行了评估,中介机匣的分流环优化 如图 18 所示。优化前后的内、外涵出口的砂粒流量 密度分布如图 19 所示,该值为负值,颜色越蓝表示砂 粒流量越大。从图中可见,优化后的内涵砂粒流量密

度绝对值较小,经统计在 进口流量和涵道比相同 时,进入内涵的砂粒流量 相比优化前下降约5%,进 而降低外来异物进入内涵 导致的压气机性能衰减。 -0.000e+000

-5.000e+000 -1.000e+000 -1.500e+000

2.000e+000

-2.500e+000 -3.000e+000 -3.500e+000

-4.000e+000 -4.500e+000 -5.000e+000

密度/(kg/m²·s)



(a) 优化前 (b) 优化后 图 19 中介机匣内、外涵出口的砂粒流量密度分布

2.5 高可靠叶片振动特性技术

压气机级数多,激振阶次多,且压气机叶片轻薄, 流场恶劣,工况多变,很容易诱发叶片振动问题,进而 导致叶片裂纹、掉角和断裂。据统计,航空发动机故 障中约30%与叶片振动有关^[17]。因此,压气机叶片的 振动特性设计技术是保证压气机可靠性的重要途径。 压气机叶片振动问题从激励源主要包括2个方面:整 阶次振动,一般由外界流场或温度场激励产生,振动 频率为转速频率或倍频;非整阶次振动,为叶片自身 流场不稳定诱发,为自激振动频率,与转速频率不成 整数倍关系。

2.5.1 叶片整阶次振动

工程中常采用的抑制叶片振动和提高叶片疲劳 抗力的技术措施主要包括调整叶片轴间距、调整叶 型、阻尼减振以及叶片强化处理。

6级压气机第2级静子受到的上下游转子气流激 励幅值随轴向间距变化18岁如图20所示,静子受到的气 动激励成分中下游转子影响占主导,目气流激励强度

与转静轴向间距的敏感性 随轴向间距的增大而减 弱。总的来说,压气机气 动设计既要满足压气机轴 向长度的限制条件,还需 尽量降低叶片排间的气动 激振强度。



为满足叶片的振动要求,工程上经常需要对叶片 开展调频设计。为降低6级压气机中静子叶片高阶 振动应力^[19],对静子叶片采取了增大叶型厚度和缩短

弦长的措施。调频减振设 计如图21所示,调频后高 阶频率显著提高,避开了 危险工作转速。但需要注 意,叶型加厚通常会导致 气动损失增大,叶型调频 设计时要综合考虑。

在叶片阻尼减振方 面,利用阻尼器摩擦、变 形、撞击等形式吸收和消 耗振动能量,实现阻尼减 振,可辅助解决高压压气 机静子叶片高周疲劳裂纹 失效的问题,静子内环内 部的阻尼弹簧片如图22所 示。近年来,中国开展了 部分被动阻尼的相关研 究^[20],但是被动阻尼在压 气机静子叶片上的工程应





图 22 静子内环内部的 阻尼弹簧片

用还比较少,目前技术还不成熟,是后续提高叶片抗 振能力的重点研究方向。

在加工工艺方面,可以通过提高叶片的疲劳极限 来提高叶片疲劳抗力,1个重要的技术途径是对叶片 表面进行强化处理。叶片表面处理对材料为 GH4169G的压气机转子叶片高周疲劳曲线的影响如 图 23 所示,图中横坐标为循环数,纵坐标为疲劳极限

应力,试验结果表明,采 用"喷丸+光饰"表面处 理后的叶片,疲劳强度 较未进行表面处理的叶 片疲劳强度提高了约 42%,叶片抗疲劳能力明 显提高。



2.5.2 叶片非整阶振动

曲线的影响

压气机转子叶片非整阶次振动是一种机理复杂、 产生机制尚不完全清楚的气动弹性现象。国内外多 型发动机研制过程中出现了压气机转子叶片非整阶 次振动问题[21],是先进发动机研制面临的重大技术 挑战。

在多级轴流压气机部件试验中开展了压气机非整 阶次振动研究^[22]。试验过程中观测到的叶片非整阶次 振动信号如图24所示,采用仿真分析对非整阶次振动 的流动机理、发展过程进行了详细的分析,分析认为非 整阶次振动与转子尖区气动负荷过大导致的分离流动 有关。激起非整阶次振动的尖区分离流如图25所示。 通过调节可调静子规律,降低第1级的负荷,消除非设 计工况转子尖部的分离流动,进而消除了R1存在的非 整阶异常振动。



总的来说,国内外的各型发动机存在的压气机非 整阶次振动问题基本都是在试验中发现并解决的,如 何在压气机初始设计时对非整阶次振动进行预先评 估是后续压气机研制中需要重点关注的研究方向。

2.6 高稳健性压气机转子设计技术

压气机转速高、结构复杂且轻柔,转子连接界面 多,容易诱发转子动力学及对应的振动问题,转子振 动抑制及对应的稳健性设计是保证发动机可靠工作 的重要保障。目前,针对高速柔性转子系统,其振动 抑制及动力特性稳健性设计包括3个方面:转子-支 承系统动力特性稳健设计;连接结构力学特性稳健设 计:转子平衡品质控制。

在转子-支承系统动力特性稳健设计方面,转子 结构及动力学设计时应满足以下基本要求[23]:一方 面,具有合理的几何构型,质量和刚度分布协调,提高 抗变形能力,满足转子工作转速位于弯曲振型临界转 速以下,并具有足够的安全裕度;另一方面,全转速范 围内支点动载荷控制在可接受范围,避免轴承损坏或 支承结构高周疲劳损伤等。针对转子刚度稳健性,构 建了复杂转子截面多参数等效刚度表征模型[24],通过 高压压气机转子的刚度优化设计,使得转子具有更合 理的刚度分布,转子最小等效刚度提高20%,转子最 小等效刚度优化对比如图 26 所示,有效提高了转子 抗变形能力和安全裕度。针对支点动载荷控制,建立

了耦合双转子系统支点 动载荷分析模型[25],通过 影响中介轴承载荷的参 数优化设计,有效地降 低了中介轴承载荷,能 够保证中介轴承的寿命 并满足发动机需求。



在连接结构力学特性稳健设计方面,构建以接触 应力为目标参数考虑发动机瞬变特性的连接稳健性 设计模型[26],提出连接界面稳健设计方法。连接界面

稳健设计前后对转子振动 响应的影响如图27所示, 改进后的转子振动响应降 低 60%, 有效地解决了工 作过程中连接界面状态变 的问题。



在转子平衡品质控制方面,通过基于主惯性轴偏 斜控制对压气机转子进行多层级的平衡控制[27],以提 高压气机转子平衡精度。该方法将转子平衡过程分 为单级叶盘不平衡量控制、压气机叶盘装配相位控制

和压气机转子组件不平衡 量控制3个层级,"多层级" 压气机转子平衡控制如图 28所示。在单级叶盘不平 衡量控制过程中,对小长 径比转子以控制初始不平 衡量为核心,对大长径比 冻结 {2 转子需同时控制初始不平 衡量和剩余不平衡量的大 小和相位,为组件装配和



组件平衡奠定较好的基础。压气机叶盘装配相位控 制时,小长径比和大长径比分别以不平衡量和同轴度 为优化目标进行堆叠优化,保证每级叶盘处于最佳装 配角向。压气机转子组件不平衡量控制时,在控制初 始不平衡量大小和相位的基础上,按照初始不平衡量 相位分类进行平衡修正,避免增加较多或较大的平衡 块,实现压气机转子主惯性轴偏斜的有效控制。整机 试验结果表明,采用该方法平衡的发动机振动水平较 低,表明了这种压气机转子平衡方法具有良好的 效果。

2.7 高可靠调节机构设计技术

压气机具有较复杂的调节机构,其运动副多,传 递路径长,工作环境恶劣,是压气机可靠工作的薄弱 环节,如何保证调节机构的稳定可靠工作是一项重要 技术挑战。

调节机构的可靠性和调节精度对发动机性能和

可靠性均有重要影响。国 内外的研究表明,导叶角 度对压气机叶片激振强度 产生明显的影响,进而可能 诱发叶片振动问题。多级 压气机中静子角度异常导 致的下游转子受到的强烈 流场扰动如图29所示[28]。



图 29 导叶异常对流场的 影响[28]

为提高调节结构可靠性和调节精度,将6级压气 机的调节机构作为系统对象进行综合刚度分析[29],识 别出影响调节精度的主要因素,开展了系统性的优化 设计,调节机构系统刚度改进设计如图30所示。该 优化设计提高了机构整体刚度、降低机构负载并实现 了模拟整机环境载荷的调节机构刚度试验验证,大幅 提高了调节机构的调节精度和可靠性。

2.8 压气机防钛火设计 技术



先进发动机追求高推 重比,大量采用钛合金材 料,在高温、高压、高转速 的环境下,容易诱发钛火

图 30 调节机构系统刚度 改进设计

故障,国内外多型发动机在研制和使用时出现过钛火 故障,如CF6、PW4000、F404等发动机,严重影响发动 机可靠性和安全性。防钛火设计主要通过结构选材、 间隙设计、强度振动设计等技术手段,综合降低钛-钛 直接/间接碰磨风险。

在结构及选材设计方面,在各级转子叶尖对应机 匣内侧设计钢制内衬套,并喷涂可磨削涂层,避免钛 合金转子叶片与钛机匣/金属基体发生直接接触,防 钛火结构设计如图31所示。在间隙设计方面,综合 考虑零件尺寸链、冷热态变形、极限状态载荷进行轴 径向间隙设计,确保转静子不会出现轴向碰磨和较重 的径向碰磨;在强度振动设计方面,通过叶片结构强 度、振动设计,避免转静子叶片发生断裂掉块,降低金 属碎片在转子叶片叶尖发生卡滞碰磨的风险。



图31 防钛火结构设计

尽管具有多种防钛火设计手段,但是考虑到作战 飞机的极端恶劣工作环境和工况,需要综合采取各种 手段,尽量降低发生钛火故障的可能性,保证发动机 和飞机的安全。

2.9 压气机环境适应性技术

压气机的环境适应性主要包括压气机材料本身 的环境适应性以及适应恶劣气候的吞咽能力。压气 机材料本身的环境适应性一般是通过优选材料来保 证,比如材料一般需要具备防盐雾、防湿热、防霉菌的 三防能力。对于压气机的吞咽能力需求,则需要结合 气动性能开展综合设计。

2.9.1 吞水能力

为保证发动机具备在雨、雪天气的正常工作能力, 要求压气机在吞入一定吞水量空气的情况下不发生失 速喘振。采用基于级叠加的湿压缩1维计算程序,对6 级压气机开展了吞水仿真分析,吞水对压气机性能影 响如图 32 所示。进口喷水 5% 时压气机的裕度变化 较小,能够满足发动机在 恶劣雨雪天气正常稳定工 作的需求。

2.9.2 抗异物打伤能力

在恶劣的冰雹、砂尘 天气情况下,外来物被发 动机吸入气流通道,打伤



风扇/压气机叶片,外来异物打伤情况如图 33 所示。 为保证发动机的稳定工作能力和结构完整性,压气机 需要考虑抗外物打伤能力。



图 33 外来异物打伤情况

不同前缘半径叶型的仿真分析结果表明,前缘半径越大抗外物打伤能力越强^[30],不同前缘半径R的叶 片外物打伤仿真分析如34所示。但叶型前缘半径增



图 34 不同前缘半径 R 的外物打伤仿真分析^[30]

大可能会对压气机气动性 能造成不利影响,前缘半 径增大会导致前缘吸力峰 增强,气动损失变大^[31],前 缘半径R对压气机叶型气 动损失的影响如图 35 所示。 图35



为了寻求既能保证抗

外物打伤能力,又能保证气动性能的前缘设计,在保证叶型前缘厚度的前提下,通过对前缘形状开展精细化设计^[32],可提高叶型的气动性能,曲率连续前缘的流场如图 36 所示。总的来说,目前还缺乏系统的抗外物打伤高效叶型对气动性能和强度可靠性的综合影响分析研究,是后续需要重点开展的研究工作。



3 结束语

随着先进作战飞机对航空发动机需求的不断提 升,先进航空发动机压气机的设计由性能主导转变为 基于产品需求的综合设计。本文梳理了先进发动机 产品对压气机的全面技术需求,总结了基于发动机产 品需求的压气机研制面临的关键技术挑战、技术途径 以及取得的效果,并对未来的研究趋势提出了建议, 本文的研究工作为研制全面满足先进作战飞机发动 机需求的压气机提供了技术基础,可有效支撑先进发 动机产品的研制。

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: 55-56.

CHENG Ronghui, GUI Xingmin.Design of fan and compressor of aeroengine[M].Beijing:Science Press, 2022:55-56.(in Chinese)

[2] 刘海年.以需求为牵引的航空发动机型号问题分析方法研究及应 用[J].航空动力,2021(5):43-47.

LIU Hainian. Aero engine problem analysis method based on the requirement and its application[J]. Aerospace Power, 2021(5):43-47. (in Chinese)

[3] 李伟.从F100看战斗机发动机研制思想的进步[J]. 航空科学技术, 2012(4):43-47.

LI Wei.Development thought progress of fighter engine causing by F100 [J]. Aeronautical Science and Technology, 2012 (4) : 43–47. (in Chinese)

[4] 刘永泉.国外战斗发动机的发展与研究[M].北京:航空工业出版社, 2016:1-3.

LIU Yongquan. The develpment of design of combat aircrafts aeroengines of foreign countries[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016: 1-3.(in Chinese)

[5] Christoph U, Volker S.Rolls-Royce deutschland interface management as part of requirements management[R].Britain: Rolls Royce plc, 2013.

[6] 季雁,李志敏.需求管理在民用航空发动机研制中的应用[J].航空动

力,2020(2):36-39.

JI Yan, LI Zhimin. The application of requirement management in civil aero engine[J]. Aerospace Power, 2020(2):36–39. (in Chinese)

[7] 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 charactersistics and implementation of the fourth-generation jet fighter engine[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3):1-10. (in Chinese)

[8] 罗婷婷.基于系统工程的商用航空发动机研制需求管理方法研究 [J].航空制造技术,2015(3):107-112.

LUO Tingting. System engineering-based requirement management method for commercial aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(3):107-112.(in Chinese)

[9] 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:GJB241[S].北京:国防科学技术工业委员会,1987:1-148.

PLA General Armament Department. General specification for aircraft turbojet and turbofan engine: GJB241[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 1987: 1-148. (in Chinese)

[10] 程荣辉,周拜豪,余华蔚,等.定制叶型技术及其在压气机设计中的应用[J].燃气涡轮试验与研究,2000,13(1):15-22.
 CHENG Ronghui, ZHOU Baihao, YU Huawei, et al. Application of

customized airfoil in the design of compressor[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2000, 13(1):15-22.(in Chinese)

[11] 程荣辉,李正,余华蔚.一种用于压气机转子超音速和跨音速叶型 的设计方法:中国,ZL 202310474128.0[P].2023-08-18.

CHENG Ronghui, LI Zheng, YU Huawei. A blading method for the supersonic and transonic blade profile: China, ZL 202310474128.0 [P].2023-08-18.(in Chinese)

 [12] 余华蔚,王子登,周拜豪,等,一种弯曲叶片周向积叠线参数化的 设计方法:中国,ZL201318008239.X[P].2017-01-11.
 YU Huawei,WANG Zideng,ZHOU Baihao, et al. A design method for

blade based on parameterization of the tangential bend blade profile: China, ZL201318008239.X[P].2017–01–11.(in Chinese)

[13] 程荣辉.提高压缩系统气动负荷途径探索[D].北京:北京航空航天 大学,2009.

CHENG Ronghui. Investigation on the way to increase the aerodynamic loading of the aero engine compression system[D]. Beijing:Beihang University, 2009.(in Chinese)

[14] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004,17(2):1-8.

CHENG Ronghui. Development of the design technology for axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 1-8.(in Chinese)

[15] 程荣辉, 雷丕霓, 周拜豪. 一种工程实用的多级轴流压气机特性二 维数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2007(22)6:955-960.

CHENG Ronghui, LEI Pini, ZHOU Baihao. A two dimension numerical method for multistage axial compressor performance in engineering applications[J].Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6):955-960.(in Chinese) [16] 庞燕龙,秦仕勇,陈妍妍.一种压气机过渡态叶尖间隙控制方案研究[J].燃气涡轮试验与研究,2022,35(6):34-38.

PANG Yanlong, QIN Shiyong, CHEN Yanyan. A tip clearance control method study of compressor in transient state[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2022, 35(6):34–38.(in Chinese)

- [17] 梁春华,王占学,曹茂国.F100/F110发动机与F-15/F-16战斗机使用故障的统计与分析[J].航空动力学报,2011,26(7):1575-1582.
 LIANG Chunhua, WANG Zhanxue, CAO Maoguo. Statistics and analysis of critical failures of F100/F110 engine and F15/F16 fighter during operation[J].Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7):1575-1582.(in Chinese)
- [18] 汪松柏, 张少平, 李春松. 转静轴向间距对压气机静子叶片气流激 励的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(6):9-15.

WANG Songbai, ZHANG Shaoping, LI Chunsong. Influence of rotorstator axial spacing on compressor stator blade aerodynamic excitation [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(6): 9–15. (in Chinese)

[19] 张学宝.高性能压气机静子叶片高周疲劳及其预防方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2019.

ZHANG Xuebao. The research of high cycle fatigue and its prevention of high performance compressor stator blades[D]. Beijing: Beihang University, 2019. (in Chinese)

[20] 边杰,陈运西.压气机静子叶片阻尼特性试验研究[C]//第15 届航 空发动机设计、制造与应用技术研讨会论文集.贵阳:中国科学技 术协会,2013:1-5.

BIAN Jie, CHEN Yunxi. Experimental research on damping characteristic of compressor stator vanes[C]//The 15th seminar of design, manufacture and application technology of aero-engine. Guiyang: China Association for Science and Tecnology, 2013:1-5.(in Chinese)

[21] 武卉,杨明绥,王德友.多动态参数同步测试系统构建及其应用[J]. 航空学报,2014,35(2):391-399.

WU Hui, YANG Mingsui, WANG Deyou.Constructionand application of synchronized test system of mulidynamicparameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35 (2) : 391–399. (in Chinese)

[22] 程荣辉,余华蔚,汪松柏,等.多级压气机转子负荷系数对叶片非 同步振动的影响[J].航空学报,2023,44(14):1-13.

CHENG Ronghui, YU Huawei, WANG Songbai, et al. Effect of aerodynamic loading coefficient on occurrence of non-synchronous vibration in a multi-stage compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(14); 1-13. (in Chinese)

[23] 洪杰,蒋黎明,吴法勇.多支点柔性转子系统临界转速稳健设计方法[J].航空动力学报,2019,34(3):600-607.

HONG Jie, JIANG Liming, WU Fayong. Robust design method for critical speeds of multi-supported and flexible rotor system[J].Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3):600-607.(in Chinese)

[24] 曾瑶. 涡扇发动机高压转子动力特性全局调控设计技术[R]. 成都: 四川燃气涡轮研究院, 2022. ZENG Yao. Global control design technology for high pressure rotor dynamic characteristics of turbofan engine[R]. Chengdu: Sichuan Gas Turbine Research Establishment, 2022. (in Chinese)

[25] 曾瑶,庞燕龙,雷新良.耦合双转子中介轴承载荷分析研究[J].燃气 涡轮试验与研究,2022,35(5):33-37.

ZENG Yao, PANG Yanlong, LEI Xinliang. Analysis for inter-shaft bearing load of coupled dual-rotor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2022, 35(5): 33-37.(in Chinese)

[26]曾瑶.转子连接不稳定引起的试验转子振动超限故障诊断[C]//第 十六届发动机试验与测试技术学术会.沈阳:中国航空学会动力 分会,2022:54-61.

ZENG Yao. Fault diagnosis of vibration overrun caused by unstable rotor connection[C]//16th Engine Test and Measurement Technology Conference.Shenyang: Chinese Society of Aerospace Power, 2022:54– 61.(in Chinese)

[27] 王楚君, 王东, 程荣辉. 一种减小压气机旋转惯性激励的控制方法: 中国, CN115575038B[P].2023-03-21.

WANG Chujun, WANG Dong, CHENG Ronghui. A control method of reducing the rotating inertial excitation of compressor: China, CN115575038B[P].2023-03-21(in Chinese)

[28] 汪松柏,张少平,李春松.导叶角度异常偏开对下游转子叶片气流 激励的影响[J].燃气涡轮试验与研究,2021,34(5):1-5.

WANG Songbai, ZHANG Shaoping, LI Chunsong. Influence of abnormal open of guide vane angle on downstream rotor blade aerodynamic excitation[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2021,34(5):1-5.(in Chinese)

[29] 张少平,杨川,张一彬.压气机静叶调节机构的柔性多体建模及仿 真[J].燃气涡轮试验与研究,2018,31(4):12-18.

ZHANG Shaoping, YANG Chuan, ZHANG Yibin. Modeling and simulation of the adjusting mechanism of stators through flexible multibody approach[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(4):12-18.(in Chinese)

[30] 孙护国,李永建,叶斌.前缘半径对钛合金叶片抗外物损伤能力影响的数值分析[J].航空发动机,2016,42(2):1-6.
 SUN Huguo, LI Yongjian, YE Bin. Numerical analysis of effects of

leading edge radius on resistance to foreign object damage capability of titaniumalloy blade[J].Aeroengine, 2016, 42(2):1-6.(in Chinese)

[31] 李正,余华蔚,尹红顺.椭圆前缘锐化度对亚声速压气机叶片性能 的影响[J].燃气涡轮试验与研究,2018,31(3):14-17.

LI Zheng, YU Huawei, YIN Hongshun. The influence of ellipse leading edge sharpness on the performance of subsonic compressor blade [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(3): 14–17. (in Chinese)

[32] 施恒涛,刘宝杰,于贤君. 基于多项式的曲率连续前缘造型方法 及应用[J]. 航空动力学报,2020,35(2):397-409.

SHI Hengtao, LIU Baojie, YU Xianjun.Polynomial-based continuouscurvature leading edge design method and its application[J].Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2):397-409.(in Chinese)

(编辑:兰海青)

高超声速动力能热管理技术综述

梁义强,范 宇,周建军,刘太秋 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:高超声速飞行器因良好的高速突防和快速打击能力成为重要的装备发展方向,但高超声速飞行工况的特殊性使其动力 系统对热管理和能源供给提出了严苛的需求。通过分析文献对高超声速动力的热防护、燃油热管理和进气预冷等技术进行了详 细评述。热管理对高超声速动力装置的功能和性能实现具有重要影响,但其目前在该领域研究技术的成熟度较低,飞发一体化是 解决问题的重要技术途径之一。通过文献综述对能源供给的生成及利用等技术与传统飞行器进行了对比,概述了现有高超声速 动力主要的能源供给方式的关键技术为燃油裂解气涡轮等,在此基础上总结了能热(能源与热)管理的未来发展趋势为热电转换 等,为高超声速动力能量综合能热管理技术的发展提供借鉴。

关键词:高超声速动力;能热管理;推进系统;发电技术

中图分类号:V231.1 文献标识码:A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.002

Overview of Power and Thermal Management Technology for Hypersonic Engine

LIANG Yi-qiang, FAN Yu, ZHOU Jian-jun, LIU Tai-qiu

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

Abstract: Hypersonic aircraft represents a crucial focus in equipment development, owing to their exceptional high-speed penetration and swift strike capabilities. However, stringent requirements for thermal management and power supply are imposed by hypersonic flight conditions. A comprehensive review of technologies concerning thermal protection, fuel thermal management and inlet air precooling is conducted. Thermal management significantly impacts the performance and function of hypersonic engines, but its current technical maturity level in this field is relatively low. The integration of airframe and engine is identified as one of the important approaches for addressing these challenges. A literature review was conducted to compare the generation and utilization technologies of power supply with traditional aircraft. Key technologies of primary power supply methods in existing hypersonic engines are outlined, including the fuel vapor turbine. The future developmental trends in power and thermal management are summarized, such as thermoelectric conversion, providing a reference for the development of integrated power and thermal management technologies for hypersonic engines.

Key words: hypersonic engine; power and thermal management; propulsion system; power generation technology

0 引言

未来战争要求战机在极具复杂的空天战场态势 下"快速响应、远程打击"、"先敌发现、先发制敌",形 成对敌全面压制的战略优势^[1-2]。在此背景下,高超声 速飞行器技术引发了世界各国的关注^[3-4]。高超声速 飞行器是指在大气层或临近大气层运行且速度为5 倍声速甚至更高,未来将广泛应用于远程军事打击以 及太空运输,凭其良好的威慑力和实用性逐步成为了 下一代军事领域博弈的重点武器装备之一^[5]。 近些年来,以美国为代表的国家启动了 Hyper-X、"猎鹰"发动机技术、"佩刀"发动机、"火神"等系列 研究计划,旨在突破飞行器在全空域、全速域内的推 进、气动、结构和发电等关键技术^[6-8]。高超声速动力 是飞行器实现高超声速飞行的基础,也是制约飞行器 性能提升的最主要因素^[9-10]。在完整的任务包线下, 飞行器需要完成水平起降、从零到高马赫数的宽速域 飞行、远超传统飞行器飞行区间的大空域飞行等一系 列复杂工作,当前动力系统方案存在特定的使用条件 及工况^[11],并且受限于燃烧、进气道、材料、飞发一体

收稿日期:2023-07-09 基金项目:国家级研究项目资助 作者简介:梁义强(1987),男,硕士,高级工程师。通信作者:刘太秋(1972),男,硕士,自然科学研究员。

引用格式:梁义强,范宇,周建军,等. 高超声速动力能热管理技术综述[J]. 航空发动机,2024,50(2):11-21.LIANG Yiqiang,FAN Yu,Zhou Jianjun,et al. Overview of power and thermal management technology for hypersonic engine[J].Aeroengine,2024,50(2):11-21. 化等技术,动力性能仍有很大的提升空间^[12-13]。随着 飞行马赫数的提高和飞行时间的延长,在飞行器外表 面和发动机壁面形成高温热流,在此极端热环境下, 亟待热防护技术对受热部位进行保护。在飞行器舱 内雷达、用电设备带来的废热需要热管理系统去合理 调控,以保证各部件正常工作。热防护和热管理技术 严重制约了动力性能和飞行马赫数的提高,成为了高 超声速飞行器动力发展瓶颈之一^[14-15]。此外,随着飞 机一体化趋势的发展,飞行控制单元、航电系统、起落 架系统、液压系统对能源的需求愈发强烈,同时随着 雷达、大功率激光武器的应用,甚至呈现出兆瓦级别 的能源需求。传统低速飞行器发电方式不适用于高 超声速飞行器,亟待开发适配高超声速飞行器的能源 技术^[16]。

高超声速动力、热管理、能源供给可以归结为机 载能量的有效管理及利用,合理的能热管理方式将直 接影响飞行器的功能和性能。由于高超声速工作模 式特殊导致无法直接沿用常规的能热管理方式,设计 适用的能热管理方案也成为了未来高超声速飞行器 和动力的研究重点。

本文以高超声速动力涡轮基组合循环(Turbine Based Combined Cycle,TBCC)为目标,对其热管理、能 源供给、能热综合等进行综合分析,并在此基础上展 望未来能热管理的发展趋势,以期为高超声速动力研 制提供技术支撑。

1 高超声速动力对能热的需求

高超声速飞行器由于大空域、宽速域的工作特 点,要求其动力系统的速度必须能够实现从零至规定 最高马赫数。不同马赫数、不同动力系统的比冲特 性¹⁷⁷如图1所示,包括涡轮发动机、冲压发动机、超燃

冲压发动机和火箭发动机。涡轮发动机的马赫数为0~3,对于更高马赫数的工作条件,容易因来流温度过高导致涡轮叶片损坏;冲压发动机一般在亚



声速(马赫数通常为3~ 图1 动力系统比冲特性^[17]

6);超燃冲压发动机工作马赫数则在6以上,具有良好的比冲特性。单一动力系统在执行大空域、宽速域 飞行任务时存在性能短板,无法独立实现从起飞到高 速巡航全过程。因此,组合动力技术得到了广泛的重视,主要思路是将2种或以上的动力系统通过热力循环结构布局等有机融合形成新型宽包线多模态动力,根据预先飞行工况进行划分,在每种特定飞行工况下选用合适的动力,再结合每种动力的优势,拓宽飞行器工作范围、提升平均比冲^[18-20]。

TBCC 发动机由涡轮发动机和冲压发动机/超燃 冲压发动机构成,在低马赫数下采用涡轮发动机,在 高马赫数下采用冲压/超燃冲压发动机。在马赫数为 3~4时,从涡轮模式切换至冲压/超燃冲压发动机模 式。TBCC 发动机是当前技术成熟度最高的一种动力 装置,但在低马赫数下涡轮推进切换至高马赫数冲压 推进的过渡阶段存在"推力陷阱"难题,现阶段的工作 重点在于突破模态转换、跨声速下的推阻比矛盾^[21]。

基于TBCC发动机从起动-爬升-模态转换-巡 航-返回的任务场景分析,发动机舱舱温升高、进气温 度和入口燃油温度高等成为高超声速动力面临的主 要热管理需求,这归根结底是因为高马赫数飞行时冲 压作用使得飞机环境温度大幅提高。通过对涡轮机 进气进行预冷增大涡轮机推力来解决"推力陷阱"难 题,同时,飞行器利用燃油作为冷源对航电等系统进 行散热,导致发动机入口燃油温度大幅升高为了使用 迟机利用燃油热沉导致发动机入口燃油温度大幅 提升。

在能源供给技术方面,高超声速飞行时,不能通 过提取涡轮发动机的轴功来获得能源供给用于驱动 发电机、液压泵等。对长航时高超声速飞行器的大功 率供电不能仅靠电池实现,因此,在模态转换过程及 模态转换后,飞机的能源供给成为新的技术难题。

在美国高超声速技术研究中,2014年,美国空军 实验室公布了重复使用高超声速飞行器6大关键技 术如图2所示。其中,"能源与热管理技术"是其一。



图2 美国重复使用高超声速飞行器6大关键技术

2 高超声速动力热管理技术

在长时间、高马赫数、高功率需求的工作环境下, 高超声速动力面临严重的热防护、热管理问题。随着 飞行马赫数的提高,飞行器气动加热效应愈发显著, 所承载的热负荷呈指数增长。在飞行马赫数为5时, 空气滞止温度达到1200 K,发动舱温达到573 K,而现 有发动机外部附件工作环境温度大部分在473 K以 下。因此,采取热防护措施对高温区域进行防护和满 足各部件/系统散热需求是高超声速动力的热管理的 主要内容。

热防护技术是对热量进行阻隔、削弱热量向机身 传递,最终目的是消耗热量。当前主流的热防护技术 分为主动热防护、被动热防护和半被动热防护3种形 式^[22-23]。在选取热防护技术时,需综合考虑飞行任务 包线下热环境参数、飞行时长、受热材料特性、使用成 本和防护效果。在冷却效果上,主动热防护方式效果 最佳,半被动热防护次之,被动热防护方式效果较差; 在使用成本上,从高到低依次是主动热防护、半被动 热防护、被动热防护,主动防护技术如图3所示;在工 作环境上,被动热防护方式适用于加热时间短的工作 条件,半被动热防护方式多数无法重复使用,仅限在 单次任务下使用。相比之下,主动热防护方式能够持 续使用热沉进行热防护,兼具可重复使用的优点,适 用在长时间、高热流密度的工作环境,是未来高超声 速动力热防护技术的研究重点。



图3 主动热防护技术[23]

对于发动机表面安装的燃滑油附件、外部管路 等,开展热防护是必要的,无论采取哪种热防护形式, 其本质均为保证结构在高温工作环境下可靠地工作。 发动机舱内温度控制技术综合了主动和被动热防护 2种形式来保障成附件在耐温水平的环境温度下正 常工作。目前,该项工作研究较少。刘友宏等^[24]针对 高超声速动力的外部附件开展了热环境研究,对不同 工况下不同热防护和主动冷却策略下的发动机舱环 境温度进行了仿真。其余的大部分相关的发动机舱 环境温度研究主要集中在常规飞行器。

对于高超声速飞行器,燃油更是作为最重要的热 沉实现各个部件和系统的冷却,飞机利用燃油对环控 系统、航电系统、液压系统等部件和系统进行散热。 飞机部分的燃油热管理相关研究较多,主要包括燃油 系统的建模和控制策略[25-26]。其中,徐志英等[27]以油 箱、输送燃油的各类部件及管道等组成的自供能源式 输油系统为研究对象,构建了输运网络和各部件的数 学模型,求解获得流体网络各节点的流量、压力、温度 和热损失,从而预测出主要位置和进入发动机前的燃 油温度;常士楠等[28]采用仿真软件构建了机载综合热 管理系统的稳态仿真数学模型,分析了飞行高度和马 赫数对各状态点温度的影响。热控制策略可采用系 统辨识与热载荷预测算法,于喜奎等[25]提出了基于能 量平衡与温度反馈配合的热控制模型,解决热惯性带 来的控制延迟问题,基于热沉冷却能力评估与热载荷 匹配构建的热沉调度模型,旨在合理利用各种冷源, 解决飞行后期冷源不足的问题。

此外,飞机对燃油热沉的利用使得发动机入口燃 油温度大幅升高。这降低了发动机控制系统的控制 精度和可靠性,并显著降低了滑油系统的冷却效 率^[29]。典型的燃油系统方案如图4所示,高温燃油对 液压机械装置的影响主要体现在对燃油泵特性和液 压机械装置可靠性的影响。同时,高温燃油特性改变 影响控制系统相关的密度、运动黏度、饱和蒸汽压、橡 胶相容性和热安定性等参数。



图4 燃油系统方案^[30]

在发动机燃油热管理系统的建模仿真方法方面开 展了较多的研究。苏壮等^[31]分析了滑油系统散热在不 同的热管理架构下的性能;文献[32-34]针对发动机燃 油系统,采用理论简化计算方法和软件仿真方法对燃 油温升特性进行了研究;刘友宏等^[35]针对TBCC发动机 燃油系统流动传热特性进行了联合仿真软件开发研 究,根据燃油系统的工作原理、流动传热机理,构建了 燃油系统各元组件的Flowmaster数学模型,并开展了 涡轮冲压组合发动机燃油系统温升的仿真研究^[36]。 高超声速动力燃油热管理的主要难点在于发动 机入口燃油温度提升的方案架构设计和飞发一体化 热管理研究,但是,目前尚无文献详细论述。

高超声速飞行器的航电系统、液压系统、大功率 用电设备产生的热量通过热管理系统进行转移,最终 通过燃油燃烧的形式耗散。完整的热管理过程包括 飞机和发动机的热量收集、储存、传输和耗散等。其 中,热量收集采用各式换热器,结合蒸汽循环、空气循 环,并通过自然冷却、强迫冷却和换热冷却等方式实 现;热量储存由相变材料或冷却循环实现;热量耗散 是机舱热管理系统通过热沉实现热量的消散或转移。 传统低速飞行器采用发动机引气、冲压空气以及燃油 作为热沉,而在高超声速飞行器中,仅有燃油可用于 热管理。

在飞发热管理系统级研究上,传统的高性能军用 飞机热管理系统主要是由发动机引气流经压气机涡 轮组件后制冷的冷却方式。在该热管理方式下,空气 循环系统、燃油系统、滑油系统、液压系统各自独立, 子系统间能量无法互补,在能量的使用上存在重复和 浪费现象。为了对各子系统之间进行热量的综合管 理,实现热量充分、高效利用,综合热管理系统技术是 解决该问题的重要手段^[37]。

Sprouse^[38]和Ashford等^[39]详细描述了F-22飞机先 进的环控与综合热管理系统的架构和主要功能,采用 燃油和冲压空气的热沉综合解决了各系统的散热需 求。该飞机的燃油热管理系统如图5所示,利用燃油 热管理系统将环境控制系统、液压系统、机电系统紧 密交联,各系统废热均由燃油热管理系统输送并处 理。与传统的空气制冷循环系统相比,该方式的代偿 损失显著降低。飞行器综合能量技术(Integrated Vehicle Energy Technology, INVENT) 计划^[40]进一步扩 展综合热管理技术内涵:旨在对全机能量按需、实际 工作状态进行综合管理,以实现能量利用效率最大 化。自适应动力与热管理系统(Adaptive Power Thermal Management System, APTMS)如图6所示,是 INVENT计划中重要的子系统^[41],率先在结构及功能 上综合了辅助动力系统、环境控制系统和应急动力系 统。该系统通过采取多能量自适应的组合动力装置, 能够依据实时能效需求,实现系统内引气、功率提取、 燃油、电能等多能量形式的交联和管理。此外, APTMS应用包括燃油、冲压空气和风扇涵道空气在 内的多种热沉形式,为座舱及电子舱制冷。这种多种 热沉并行工作方式,能够提升系统的热管理能力并减 少传统机载机电热管理系统对冲压换热的依赖。



图6 自适应动力与热管理系统^[41]

与传统飞行器的发展趋势一致,未来高超飞行器 热管理系统在有限空间和热沉下,也需要通过系统结 构一体化手段,紧凑系统布局、集成系统功能并降低 系统总质量。此外,需要更加注重热管理系统之间的 耦合,通过动态梯级利用热沉,采用高效换热手段,提 高热管理系统效率,实现飞发热管理一体化设计和效 能优化^[12]。

进气预冷是高超声速动力重要的热管理需求,是 提高涡轮发动机工作马赫数的有效手段之一。通过 将预冷器布置在压缩机前面,将燃料作为冷却剂可以 显著降低进入空气的温度,从而大幅降低压缩机的功 耗并提高发动机的循环效率。预冷发动机主要采用 燃油预冷方式、质量注入预压缩冷却循环方式、组合 方式、和第3流体预冷4种预冷方式。这4种冷却模 式包括9种具有代表性的预冷发动机^[42],其中, ATREX发动机和佩刀发动机是最具应用前景的组合 发动机,如图7,8所示。

"佩刀"发动机一般采用深度预冷技术,具有吸气

和火箭2种工作模式,能够极大拓宽涡轮发动机工作 马赫数上限,可实现全空域、全速域工作,是目前单级 人轨天地往返飞行器的理想选择。预冷循环发动机 引入冷却介质,系统复杂程度高,调节参数非常困难, 未来需要着重突破深度预冷、结霜控制和高效热交换 等关键技术。



3 高超声速动力能源提供技术

高超声速组合动力因严峻的飞行环境及独特的 发动机构型,在能源提供技术上与传统低速飞行器区 别很大。在冲压发动机上无旋转部件,因此无法提取 轴功率驱动电机。此外,冲压发动机在高马赫数下工 作,飞机辅助动力装置压缩机的入口温度太高,无法 获得净功率,甚至叶片容易烧蚀,难以用于高超声速 飞行器;同样,入口高温气流会破坏吸气式燃料电池 结构,降低能量转化效率,使燃料电池也很难在高超 声速飞行器上使用。空气涡轮发电方式具备较强的 发电能力,但需要热保护结构。

考虑到飞行器的热量丰富,从能量转化利用的角 度出发,探究了适用于高超声速动力的能量供给技 术,包括适用于高马赫数环境的燃油裂解气涡轮、热 电转换和热力循环发电等方案。2015年,美国空军 发布项目指南文件"长航时高超声速平台发电技术" 子项目中也指出,需要依靠高温或高速气流进行发电 提供能源,例如采用环境友好的燃料或通过热电器件 从高温气流中吸收热量。

3.1 燃油裂解气涡轮

燃油裂解气涡轮发电(Fuel Vapor Turbine, FVT) 是一种基于蓄热冷却的发电技术,如图9所示。碳氢 化合物首先由燃油泵抽出,进入冷却通道,利用燃料 自身吸热能力冷却发动机壁面,经过不断吸热过程燃 油裂解为小分子碳氢化合物并进入涡轮,在涡轮机中 膨胀作功实现发电,最后将膨胀后裂解燃料注入发动 机燃烧室。Kanda等^[43]基于上述膨胀循环理念,提出 将气态燃料涡轮方式应用于氢燃料超燃冲压发动机 中。Sforza^[44]提出以碳氢燃料为工质的半闭式朗肯循 环。在该方案中,碳氢燃料经燃油泵抽出,作为发动 机壁面的冷源,换热汽化后的碳氢燃料一部分进入燃 烧室用于燃烧反应,另一部分则推动涡轮作功,经过 涡轮冷却后的燃料流经冷凝器液化最后回到油箱。



图 9 燃油裂解气涡轮发电[45]

Li等^[45]构建描述裂解燃料膨胀特性的分析模型, 并通过试验验证了FVT的发电性能,并探究燃料温度 和压力对燃料膨胀能力的影响,表明裂解燃料的作功 能力远高于未裂解燃料的,在其仿真条件下仿真温度 超过800 K可获得正输出功。在此基础上,Li等^[46]提 出2种FVT性能改进方式并进行效果验证,其中,部 分质量流改进方法提高了系统的最大输出功率,采用 水蒸气催化方法降低了获得正输出功的燃料温度。

为评估燃气轮机驱动的发电系统性能,Zhang 等^[47]构建基于SRK状态方程的燃气轮机性能评价模 型,表明在汽轮机膨胀比为2时,烃类燃气轮机能产 生足够的动力驱动供油泵。在入口温度为100 K、汽 轮机膨胀比为5时,燃料蒸气等熵焓降超过940 kJ/ kg。

基于 FVT 技术的能源提供方式结构简单、体积紧 凑,在高超声速飞行器中具有广泛的前景。但由于燃 料质量流量有限、化学性质在高温下不稳定,同时系 统输出功率受到裂解气体成分影响极易出现波动,加 之能量转换效率不够高,制约了该系统的发展。未来 该技术的发展核心在于能量转换效率的提高。

3.2 热电转换

在飞行过程中,燃烧和空气动力学效应产生的大量热量为热电转换技术发电提供了可能。半导体温差发电技术基于热电材料的赛贝克效应,即在温度梯度下2种不同电子密度的金属导体/半导体间形成电势差,从而实现将热能到电能的转换。对比常见的热力学循环发电方式,热电转换发电机(Thermoelectric Generators,TEG)由于没有旋转部件,具有结构简单紧凑、可靠性高、无振动的优势,且能够灵活的布置,在高超声速能源供给方面具有良好应用前景。

为评估大温差条件下多级热电发电机性能, Cheng等^[48]构建了一种考虑冷、热源流动的TEG模型, 研究了最大输出功率和转换效率的影响因素,仿真结 果表明,在大温差条件下采用多级结构、先进的热电 材料能够实现18.38%的热电转化效率,TEG系统如 图 10 所示。为探究 TEG 合适的级数, Cheng 等^[49]构建 了可变级数的TEG模型,对比单极和2级TEG的热电 性能,仿真结果表明,发现2级TEG的性能更好。 Cheng 等^[50]进一步探究不同热源入口温度和温差下 TEG的性能,表明TEG的最佳级数与热源入口温度相 关,目TEG的最大功率输出和能量转换效率随热源入 口温度的升高而提高;在超过500K的大温差下,多 级 TEG 性能明显优于单级 TEG 的,并且综合考虑材 料成本等因素,4级TEG配重最优。Li等^[51]提出了一 种用于发电的集成TEG和再生冷却系统,在燃料流量 为61.69 kg/s时,输出功率为0.4 kW。



(a) 空气动力热下 TEG系统 (b) 发动机散热下 TEG系统
 图 10 TEG 系统^[50]

综上所述,采用多级结构、改进冷/热源能够提提 高 TEG 的发电能力,未来温差较大的 TEG 系统在高 超声速动力中具有广阔应用前景。但目前的 TEG 方 法受限于燃油流量、热电材料性能,以及供电能力存 在瓶颈,无法独立承担大规模能源供给任务,常与其 它发电方式组合使用,协同完成飞行器供电。

3.3 布雷顿循环发电

由于较高的功率密度、热效率以及紧凑的尺寸, 闭式布雷顿循环(Closed Brayton Cycle, CBC)引发了 诸多关注,被视作高超声速飞行器供电的可行方案之一。CBC作为一种封闭式热力学循环,在高超声速能 源供给上具有2种优势:高温气流仅作为循环工质, 降低了对热源总压力需求;以二氧化碳或者氦气作为 循环工质,对比开式循环以空气或燃料蒸汽工质,具 有更好的传热性能,有利于提高循环性能。

Qin等^[52]提出一种基于闭式热力学循环的热管理 系统,并通过将部分热量转化为电能显著降低超燃冲 压换热器再生冷却燃油流量,间接增加了54%的热 沉;Cheng等^[53]构建了闭式布雷顿循环模型,比较有限 冷源条件下氢、碳氢燃料的发电能力,表明在相同的推 进功率下,采用液氢冷却的循环温度更低,能够产生更 多的电力;在此基础上,Cheng等还提出一种闭式回热 布雷顿循环的发电及冷却一体化系统,如图11所示。 其中,氦气仅作为布雷顿循环的工质,发动机壁面冷却 由液态金属完成,燃料作为冷源经换热冷却进入燃烧 室。仿真结果表明,该方案能够满足高超声速飞行器 大功率供电和发动机冷却需求,且对推力影响小,相比 于无燃烧散热情况,比冲降低2%、推力减小2%。





超临界二氧化碳布雷顿循环是近年兴起的一种 新型热力循环方式,相比蒸汽循环,其循环效率高,系 统结构紧凑且安全稳定。针对超临界二氧化碳闭式 布雷顿循环的发电性能和结构布局等关键技术,开展 系列研究。Cheng等¹⁵⁴研究了超临界二氧化碳闭式布 雷顿循环在冷源有限条件下的发电功率,对比设计简 单回收和再压缩2种循环布局,超临界二氧化碳闭式 布雷顿循环如图12所示。仿真结果表明,由于预冷 器燃料温差变化大,简单回收布局单位燃料质量流量 发电能力高于再压缩布局的。

为进一步研究超临界二氧化碳闭式布雷顿循环 的发电和冷却性能, Miao等^[55]对比了3种典型布局下 的循环发电性能, 仿真结果表明, 对比传统再生冷却



图 12 超临界二氧化碳闭式布雷顿循环^[54]

发电系统,超临界二氧化碳闭式布雷顿循环的油耗降低 30%,功率输出为 167.9 kW。

闭式布雷顿循环的功率密度高,但功率水平受有 限冷源和高超声速飞行器循环工质加热温度的限制, 未来还需继续研究。

3.4 组合发电技术

组合发电技术将2种或者2种以上的发电系统有 机结合,充分发挥各自的发电优势,有望实现最佳的 发电性能。近年来,为进一步提高高超声速飞行器的 发电能力,诸多学者开展大量组合发电技术研究。

Dang 等¹⁵⁶将 FVT 的高功率密度特性与 CBC 系统 的高循环效率特性结合,提出一种 FVT-CBC 组合发 电冷却综合系统。FVT-CBC 联合发电系统模型如图 13 所示,碳氢化合物燃料首先在发动机壁面冷却通



道吸热裂解,裂解后的高温气体进入燃油裂解气涡轮进行膨胀发电,涡轮出口气体作为CBC系统的热源实现热能的梯级利用。为评估该系统的发电性能,构架了系统模型,并基于遗传算法研究最大电力的系统配置参数,验证了FVT-CBC联合发电系统可以为高超声速飞行器提供足够的电力。仿真结果表明,FVT-CBC组合系统的供电能力相比于CBC独立发电系统至少提高25%,经算法优化的FVT-CBC组合系统最大电功率为326.7 kW。

Guo等¹⁵⁷¹结合燃油气涡轮发电和超临界二氧化碳 闭式布雷顿循环,建立FVT超临界二氧化碳CBC联合 发电模型如图14所示。仿真对比了该系统与仅使用 燃油气涡轮的能热管理系统的发电量、热电转化效 率、对冷却通道结焦的影响,发现新型能热管理系统 能够较好满足高超声速飞行器马赫数为6~7的冷却 要求。该新型能热管理系统可利用超燃冲压发动机 的废热,发电能力和热电转化效率更高。



图 14 FVT 超临界二氧化碳 CBC 联合发电模型^[57]

为提高冷源有限下布雷顿循环的发电功率, Cheng等^[58]将液态金属磁流体发电技术和闭式布雷顿 循环发电技术结合,构建LMMHD-CBC发电系统模 型如图15所示。在该集成化发电系统模型基础上, 研究冷源温升、汽轮机入口温度对系统性能的影响, 并对比传统布雷顿循环的发电效果。仿真结果表明, 该系统在理论上可实现兆瓦级发电,单位质量燃料可 发电637.84 kW。相比传统布雷顿循环,该系统的发 电能力显著提高,达到92.44%。

Cheng 等^[59]开发了一种以低温燃料为冷源,以高



图 15 LMMHD-CBC 发电系统模型^[58]

温燃料为热源的一体化发电制冷系统,提出一种基于 CBC和TEG的组合发电机,通过扩大冷源的可用温度 范围来提高系统的发电能力。仿真结果表明,组合式 TEG-CBC发电机在提高发电能力方面有巨大潜力。 与单个CBC相比,该系统的功率提高18.2%。组合发 电机的功率增加百分比随着一次冷却器中的燃料出 口温度升高而降低。TEG-CBC联合发电模型如图16 所示。





Sun 等⁶⁰¹将燃油冷却空气涡轮和朗肯循环结合, 建立空气涡轮--朗肯循环组合发电系统如图17所示。 通过试验研究了该新型发电/冷却系统的发电和冷却 效果,结果表明,该系统比空气涡轮机发电功率提高 20.7%,且能生成质量流量为0.292 kg/s的冷却气流。

当前的组合发电技术多集中在一种热力循环搭



配其它发电方式,目的是提高有限冷源条件下热力循 环的发电功率,实现热能的梯级利用。在未来飞行器 马赫数不断提高的需求下,考虑热防护需求和热电转 化技术实现系统的发电、热防护一体化是未来发电技 术的重点研究方向。

4 总结

高超声速飞行器是未来先进飞机的发展方向,高 超声速动力及其热管理和能源供给是未来发展的重 要关键技术。介绍了高超声速组合动力的热管理和 能源供给技术的需求,并针对热管理的热防护、发动 机舱环境控制、燃油热管理、飞发一体化热管理和预 冷技术进行了分析。高超声速动力装置的能源供给 与传统飞行器的不同,单一发电方式供给能力有限, 结合多种发电方式的组合式供给技术是未来的研究 重点。为了充分提高飞行器效能,热电转化技术是未 来高超声速飞行器热管理和能源管理耦合交联实现 综合管理的重要途径。

参考文献:

[1] 孙聪.从空战制胜机理演变看未来战斗机发展趋势[J].航空学报, 2021,42(8):8-20.

SUN Cong.Development trend of future fighters: a review of evolution of winning mechanism in air combat[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8):8–20. (in Chinese)

- [2] 高为民.飞发一体化设计的关键技术[J].航空动力,2018(2):58-62.
 GAO Weiming.Key technology for aircraft/engine integration design[J].
 Aerospace Power,2018(2):58-62.(in Chinese)
- [3] 王鹏飞,罗畅,白炎.临近空间高超声速飞行器进展及防御策略分 析[J].现代防御技术,2021,49(6):22-27,48.

WANG Pengfei, LUO Chang, BAI Yan. Progress and defense strategy analysis of near-space hypersonic vehicles[J].Modern Defense Technology, 2021, 49(6):22-27, 48.(in Chinese)

[4] 王铮,邢晓露,闫天,等.高超声速飞行器突防制导的发展现状与未 来发展方向[J].飞航导弹,2021(7):18-24,67.

WANG Zheng, XING Xiaolu, YAN Tian, et al. Development status and future development direction of hypersonic vehicle penetration guidance[J].Aerospace Missiles, 2021(7):18-24,67.(in Chinese)

[5]郑建成,谭贤四,曲智国,等.高超声速飞行器防御特征与趋势[J].战 术导弹技术,2022(2):1-8,14.

ZHENG Jiancheng, TAN Xiansi, QU Zhiguo, et al. Defense characteristics and trends of hypersonic vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2022(2):1-8,14.(in Chinese)

[6] 孙聪.高超声速飞行器强度技术的现状、挑战与发展趋势[J].航空学报,2022,43(6):8-27.

SUN Cong. Development status, challenges and trends of strength technology for hypersonic vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6):8–27. (in Chinese)

[7] 李益翔.美国高超声速飞行器发展历程研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.

LI Yixiang. Research on the development history of American hypersonic vehicle[D].Harbin; Harbin Institute of Technology, 2016.(in Chinese)

[8] 周建兴,张浩成,高启滨,等.基于SABRE技术的高超声速预冷飞行 器应用分析[J].推进技术,2018,39(10):2196-2206.

ZHOU Jianxing, ZHANG Haocheng, GAO Qibin, et al. Application analysis of hypersonic precooled vehicle based on SABRE technology [J].Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2196-2206. (in Chinese)

- [9] 向先宏,钱战森.吸气式高超声速飞行器机体/推进一体化设计技术 研究进展及分类对比分析[J].推进技术,2018,39(10):2207-2218. XIANG Xianhong, QIAN Zhansen. Research progress and classification of integrated design technology for airframe/propulsion of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2207-2218.(in Chinese)
- [10] 吴颖川,贺元元,贺伟,等.吸气式高超声速飞行器机体推进一体 化技术研究进展[J].航空学报,2015,36(1):245-260.
 WU Yingchuan, HE Yuanyuan, HE Wei, et al. Research progress of airframe propulsion integration technology for air-breathing hypersonic vehicle[J].Journal of Aerospace Power,2015,36(1):245-260.(in Chinese)
- [11] 张冬青,宋文艳,柴政,等.组合循环发动机飞机/发动机性能一体 化分析[J].航空动力学报,2017,32(10):2498-2508.
 ZHANG Dongqing, SONG Wenyan, CHAI Zheng, et al. Integrated analysis of aircraft/engine performance with combined cycle engine[J]. Journal of Aerodynamics,2017,32(10):2498-2508.(in Chinese)
- [12] 林鹏, 左林玄, 王霄, 等. 未来作战飞机飞发一体化技术的思考[J]. 航空动力, 2018(2):52-57.

LIN Peng, ZUO Linxuan, WANG Xiao, et al. Thinking on the integration technology of flight and launch of future combat aircraft[J]. Aerospace Power, 2018(2):52–57.(in Chinese)

[13] 李宏新,谢业平.从航空发动机视角看飞/发一体化问题[J].航空发动机,2019,45(6):1-8.
LI Hongxin, XIE Yeping. Flight/engine integration from the perspec-

tive of aeroengine[J].Aeroengine, 2019, 45(6): 1-8.(in Chinese)

- [14] Van H A S J, Judt D M, Jafari S, et al. Aircraft thermal management: practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities[J].Progress in Aerospace Sciences, 2022, 128: 100767– 1–46.
- [15] Gong C L, Gou J J, Hu J X, et al. A novel TE-material based thermal protection structure and its performance evaluation for hypersonic flight vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 458-470.

[16] 王伟,董爱群,李丹.基于第二动力技术的TBCC综合能源展望[J]. 航空工程进展,2019,10(1):21-28.

WANG Wei, DONG Aiqun, LI Dan. TBCC integrated energy outlook based on second power technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1):21-28. (in Chinese)

[17] 左林玄,张辰琳,王霄,等.高超声速飞机动力需求探讨[J].航空学报,2021,42(8):77-93.

ZUO Linxuan, ZHANG Chenlin, WANG Xiao, et al. Discussion on dynamic requirements of hypersonic aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8):77–93.(in Chinese)

- [18] Ji Z, Zhang H, Wang B.Thermodynamic performance analysis of the rotating detonative airbreathing combined cycle engine[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 113:106694–1–17.
- [19] Wang C, Yu X, Ha C, et al. Thermodynamic analysis for a novel chemical precooling turbojet engine based on a multi-stage precoolingcompression cycle[J]. Energy, 2023, 262:125352-1-16.
- [20] Zhang T, Wang Z, Huang W, et al. An analysis tool of the rocketbased combined cycle engine and its application in the two-stage-toorbit mission[J].Energy, 2020, 193:116709-1-13.

[21] 马松,林鹏, 左林玄, 等. 并联TBCC 动力对高超声速飞行器性能的 影响[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(2):1-7.

MA Song, LIN Peng, ZUO Linxuan, et al. Effect of parallel TBCC dynamics on hypersonic vehicle performance[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(2):1–7. (in Chinese)

- [22] Wang J X, Li Y Z, liu X D, et al. Recent active thermal management technologies for the development of energy-optimized aerospace vehicles in China[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34 (2) : 1–27.
- [23] Zhu Y H, Peng W, Xu R N, et al. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(10): 1929–1953.
- [24] 刘友宏,常正则.高速飞行器发动机舱内元组件热环境研究[J].科 学技术与工程,2017,16:151-159.

LIU Youhong, CHANG Zhengze.Investigation on thermal environment of components in high speed aircraft nacelle[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(16):151-159.(in Chinese)

[25] 于喜奎,毛羽丰.高超声速飞机热管理系统控制模型构建与仿真[J].航空动力学报,2018,33(3):741-751

YU Xikui, MAO Yufeng. Research and simulation of hypersonic aircraft thermal management system and its control model [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3):741–751. (in Chinese)

[26] 薛浩,崔利,赵竞全.战斗机综合热能管理系统稳态仿真[J].飞机设计,2010,30(3):51-55.

XUE Hao, CUI Li, ZHAO Jingquan. Numerical simulation of integrated heat management system in steady working condition[J]. Aircraft Design, 2010, 30(3):51-55.(in Chinese)

[27] 徐志英, 庄达民. 飞机燃油系统热管理研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1833-1837.

XU Zhiying, ZHUANG Damin. Research of heat management foraircraft fuelsystem[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1833–1837.(in Chinese)

[28]常士楠,袁美名,袁修干.飞机机载综合热管理系统稳态仿真[J].北 京航空航天大学学报,2008,34(7):821-824.

CHANG Shinan, YUAN Meiming, YUAN Xiugan. Numerical simulation of aircraft integrated thermal management system in steady working condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronatics, 2008, 34(7):821-824. (in Chinese)

[29] 张东辉. 高温燃油对航空发动机控制系统的影响分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(1):12-16.

ZHANG Donghui. Influence of high temperature fuel on aeroengine control system[J].Aeroengine, 2013, 39(1):12-16.(in Chinese)

[30] 姚华,张天宏. 航空发动机控制系统设计技术[M]. 北京:科学出版 社,2017:117-121.

YAO Hua, ZHANG Tianhong. Control system design technology for aero-engine[M].Beijing:Science Press, 2017:117-121.(in Chinese)

[31] 苏壮,毛宏图,宋冠麟.基于热管理技术的滑油系统热分析方法[J]. 航空发动机,2016,42(2):44-50.

SU Zhuang, MAO Hongtu, SONG Guanlin.Thermal analysis method of aeroengine lubrication system based on heat management technology [J].Aeroengine, 2016, 42(2):44–50.(in Chinese)

[32] 王海鹰,杨永敏,单亚杰.航空发动机燃油系统温升特性研究[J].制造业自动化,2017,39(7):92-95.

WANG Haiying, YANG Yongmin, SHAN Yajie. Research on temperature rise characteristics of aeroengine fuel system[J]. Manufacturing Automation, 2017, 39(7):92-95.(in Chinese)

[33] 李波,张东辉,洪黎.航空发动机燃油热管理系统仿真及试验验证[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(5):29-34.

LI Bo, ZHANG Donghui, HONG Li. Simulation and experimental verification of aero-engine fuel thermal management system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(5):29-34.(in Chinese)

[34] 康思昭, 奚修智, 李波, 等. 基于 Flowmaster 的发动机燃油系统温度 仿真及分析[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 722-731.

KANG Sizhao, XI Xiuzhi, LI Bo, et al. Simulation and analysis of temperature of aviation engine fuel system based on Flowmaster software[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 722-731. (in Chinese)

[35] 刘友宏,赵晓旺.涡轮基组合循环发动机燃油系统流动传热耦合 仿真软件开发[J].推进技术,2022,43(3):1-9.
LIU You-hong, ZHAO Xiao-Wang. Development of flow and heat transfer coupling simulation software for fuel system of turbine based

combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43 $(3): 1{-}9.({\rm in\ Chinese})$

[36] 刘友宏,李甲珊,唐世建,等.涡轮冲压组合发动机燃油系统温升 仿真研究[J].推进技术,2020,41(5):984-991.

LIU Youhong, LI Jiashan, TANG Shijian, et al. Simulation of fuel system temperature rise in turbine based combined cycle engine[J].

Journal of Propulsion Technology, 2020, 41 (5) : 984-991. (in Chinese)

[37] 吕平.机载能源综合管理系统仿真研究[D]. 辽宁大连:大连理工大学,2018.

LYU Ping.Simulation research of airborne energy integrated management system [D].Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2018.(in Chinese)

- [38] Sprouse J G. F-22 environmental control thermal management fluid transport optimization[C]//26th International Conference on Environmental Systems.California:SAR, 2000:961339.
- [39] Ashford R, Brown S. F-22 Environmental Control Sytem/Thermal Management System (ECS/TMS) flight test program downloadable constants, an innovative approach[R].SAE-2000-2265.
- [40] Walters E, Amrhein M, O'Connell T, et al.INVENT modeling, simulation, analysis and optimization[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.Orlando:AIAA, 2010:287-1-11.
- [41] Roberts R A, Decker D D. Control architecture study focused on energy savings of an aircraft thermal management system[J].Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, 2013, 136 (4): 41003– 1–10.
- [42] Jian D, Zuo Q R. Key technologies for thermodynamic cycle of precooled engines: a review [J]. Acta Astronautica, 2020, 177: 299-312.
- [43] Kanda T, Masuya G, Wakamatsu Y.A comparison of scramjet engine performances among various cycles[R].AIAA-89-2676.
- [44] Sforza P. Electric power generation onboard hypersonic aircraft[R]. AIAA-2009-5119.
- [45] Li H, Qin J, Jiang Y, et al. Experimental and theoretical investigation of power generation scheme driven by thermal cracked gaseous hydrocarbon fuel for hypersonic vehicle[J]. Energy Conversion and Management, 2018, 165:334–343.
- [46] Li H, Qin J, Bao W, et al. Performance improvement of gaseous hydrocarbon fuel driven thermal power generation systems for hypersonic vehicles[J]. Energy Conversion and Management, 2019, 199:111949.
- [47] Zhang D, Qin J, Feng Y, et al.Performance evaluation of power generation system with fuel vapor turbine onboard hydrocarbon fueled scramjets[J].Energy, 2014, 77:732–741.
- [48] Cheng K, Qin J, Jiang Y, et al. Performance assessment of multi-stage thermoelectric generators on hypersonic vehicles at a large temperature difference[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 130: 1598-1609.
- [49] Cheng K, Zhang D, Qin J, et al. Performance evaluation and comparison of electricity generation systems based on single-and twostage thermoelectric generator for hypersonic vehicles[J]. Acta Astronautica, 2018, 151:15-21.
- [50] Cheng K, Qin J, Jiang Y, et al. Performance comparison of single-and

multi-stage onboard thermoelectric generators and stage number optimization at a large temperature difference[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 141:456-466.

- [51] Li X, Wang Z. Exergy analysis of integrated TEG and regenerative cooling system for power generation from the scramjet cooling heat[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 66:12–19.
- [52] Qin J, Zhou W, Bao W, et al. Thermodynamic analysis and parametric study of a closed Brayton cycle thermal management system for scramjet[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2010, 35(1): 356-364.
- [53] Cheng K, Qin J, Sun H, et al. Performance assessment of a closedrecuperative-Brayton-cycle based integrated system for power generation and engine cooling of hypersonic vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 87:278–288.
- [54] Cheng K, Qin J, Sun H, et al. Power optimization and comparison between simple recuperated and recompressing supercritical carbon dioxide closed-Brayton-cycle with finite cold source on hypersonic vehicles[J].Energy, 2019, 181:1189–1201.
- [55] Miao H, Wang Z, Niu Y. Key issues and cooling performance comparison of different closed Brayton cycle based cooling systems for

scramjet[J].Applied Thermal Engineering, 2020, 179: 115751-1-47.

- [56] Dang C, Cheng K, Fan J, et al. Performance analysis of fuel vapor turbine and closed-Brayton-cycle combined power generation system for hypersonic vehicles[J].Energy, 2023, 266:126426-1-14.
- [57] Guo L, Pang L P, Yang X D, et al. A power and thermal management system for long endurance hypersonic vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(2):29–40.
- [58] Cheng K, Wang Y, Xu J, et al. A novel liquid metal MHD enhanced closed-Brayton-cycle power generation system for hypersonic vehicles: thermodynamic analysis and performance evaluation with finite cold source[J]. Energy Conversion and Management, 2022, 268: 116068-1-13.
- [59] Cheng K, Qin J, Sun H, et al.Performance assessment of an integrated power generation and refrigeration system on hypersonic vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 89:192–203.
- [60] Sun H, Qin J, Li H, et al. Research of a combined power and cooling system based on fuel rotating cooling air turbine and organic Rankine cycle on hypersonic aircraft [J].Energy, 2019, 189:116183-1-13.

(编辑:兰海青)

舰载全电推进系统智能燃气轮机的关键技术及 发展展望

张 轲1,郑培英1,娄方远2,尹家录1

(1. 中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015; 2. 清华大学 航空发动机研究院,北京 100084)

摘要:随着对性能、运行安全和节能减排的日益重视,对燃气涡轮发动机的设计要求越来越高。在过去的10年中,智能燃气 涡轮发动机由于可以兼顾性能及可靠性而越发受到重视。通过提炼智能燃气涡轮发动机的收益及挑战,系统回顾了智能燃气涡 轮发动机涵盖的技术领域及需求。通过与航空发动机及地面燃气轮机的典型任务剖面差异进行对比,提出针对舰载燃气涡轮发 动机智能化特色需求。在此基础上,梳理出进气畸变实时监测及畸变指数评估、压缩系统喘振预警及叶片振动监测、高压涡轮自 适应热管理和高温旋转件叶尖间隙测试4项关键技术。重点讨论了每项关键技术带来的收益、国内外研究现状及实施这些技术 所面临的挑战。然而,上述关键技术的落地仍需从单一技术的成熟及完善、多维度的技术收益论证2个层次持续开展相关工作。

关键词:智能燃气轮机;舰载燃气轮机;航空发动机;先进感知与控制;全电推进

中图分类号:V233.7 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.003

Key Technologies and Development Prospects of Intelligent Gas Turbines for All–electric Marine Propulsion Systems

ZHANG Ke¹, ZHENG Pei-Ying¹, LOU Fang-yuan², YIN Jia-lu¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing,

100084, China)

Abstract: With the increasing emphasis on performance, operational safety, energy saving and emission reduction, many new challenges are being faced by the designers of gas turbine engines. In the past decade, the concept of intelligent gas turbines has received increasing attention due to their ability to balance performance and reliability. By extracting the benefits and challenges of intelligent gas turbine engines, a systematic review was conducted on the technical fields and requirements covered by intelligent gas turbine engines. By comparing the differences in typical mission profiles with aircraft engines and land-based gas turbines, intelligent requirements for marine gas turbine engines are proposed. Four key techniques are highlighted, including real-time inlet-distortion monitoring and distortion index evaluation, surge warning of compression system and blade vibration monitoring, adaptive thermal management of high-pressure turbine, and tip clearance measurement of high-temperature rotating components. The benefits of each key technology, the current research situation at home and abroad, as well as the challenges to its implementation, are discussed in detail. However, the implementation of the above-mentioned key techniques requires continued work at two levels including the maturity and development of individual technology and the multi-disciplinary interrogation of technological benefits.

Key words: intelligent gas turbine engine; marine gas turbine engine; aeroengine; advanced sensing and control; all-electric propulsion

0 引言

随着燃气涡轮发动机的不断发展,其安全性、可 靠性、经济性和环境可持续性成为关注的重点。在这

术、智能控制、大数据、人工智能等技术的不断发展,
 智能化已成为燃气涡轮发动机发展的必然趋势。
 室能燃气涡轮发动机的概念最早可追溯至21世

种情况下,发动机技术的革新势在必行,随着测试技

收稿日期:2024-03-11 **基金项目:**国家级研究项目资助 作者简介:张轲(1984),男,高级工程师。

引用格式:张轲,郑培英,娄方远,等. 舰载全电推进系统智能燃气轮机的关键技术及发展展望[J]. 航空发动机,2024,50(2):22-31.ZHANG Ke,ZHENG PeiYing,LOU Fangyuan, et al. Key technologies and development prospects of intelligent gas turbines for all-electricmarine propulsion systems[J]. Aeroengine, 2024,50(2):22-31.

纪初。2004年,北约研究与技术组织(Research and Technology Organization, RTO)成立应用运载器技术 (Applied Vehicle Technology, AVT)任务组,论证智能 燃气涡轮发动机的主要特征、当前技术状态以及未来 的技术开发需求。该工作组的工作于2008年完成, 并于2009年4月发布了阶段性调研报告[1]。报告系统 梳理了智能燃气涡轮发动机主要特征及关键技术,并 在此基础上明确了具体传感器及执行机构的技术指 标。此后,NASA和美国国防部持续开展了支持智能 航空发动机相关研究计划,总体目标为提高飞机推进 系统的性能、安全性、可靠性、可负担性/经济性和操 控性。智能发动机将具有先进的控制和健康管理能 力,能够根据当前自身运行状况结合飞行器任务需求 进行自我诊断、自我预测以及自适应优化性能。早期 的智能燃气涡轮发动机主要关注发动机传感、控制领 域的智能化。随着大数据、人工智能技术的快速发 展,针对燃气涡轮发动机"智能"的探讨更加深入。当 前对"智能"的定义通常指机器具备"感知、学习、思 考、决策、及执行"的"类"人类能力。2018年,RR公 司四发布研发智能航空发动机的愿景,随后不断丰富 和完善,将大数据分析、机器学习、数字孪生等热门技 术同燃气涡轮发动机相结合,融入燃气涡轮发动机的 工作和运维过程中。相比于21世纪初期燃气涡轮发 动机主要关注传感、控制领域的智能化,当前智能化 的维度更宽泛,更加注重依托大数据、人工智能、机器 学习形成的深度环境/态势感知能力以及超前的预 测、诊断、决策能力。此外,得益于大数据分析、机器 学习技术的高速发展,当前"智能燃气涡轮发动机"更 注重诊断预测算法及模型自我迭代演化能力。

本文通过提炼智能燃气涡轮发动机的收益及挑 战、技术领域及需求,提出针对舰载燃气涡轮发动机 智能化特色需求和关键技术,并讨论了关键技术的收 益和挑战。

1 智能燃气涡轮发动机带来的机遇及挑战

尽管智能燃气涡轮发动机的概念及涉及技术领 域不停地演变,其主要特征及目的始终是明确的。智 能燃气涡轮发动机是指能够通过感知、评估、决策、执 行、学习、预判在燃气涡轮发动机全寿命周期内实现 最优的发动机工作状态。NASA在2010年的一份报 告³¹中总结未来智能燃气涡轮发动机的主要特征为: (1)基于对当前燃气涡轮发动机运行状态的深度感知,通过主动控制提高组件及整机的性能及操控性;(2)依托大数据分析、人工智能及机器学习方法,将先进的诊断和预测技术并与控制相结合,以提高发动机运行可靠性及部件寿命;(3)在自适应容错架构中使用基于传感器、执行器、及边缘计算单元的分布式控制,提高发动机运行中的容错率及安全性。其中,智能化的前提是信息收据,智能化的基础是状态感知,

智能化的核心是数据的挖 掘、推理及决策。因此,相 比传统的燃气涡轮发动 机,数据、算法、模型是智 能燃气涡轮发动机的第二 "生命线"。智能燃气涡轮 发动机深度感知及控制流 程如图1所示。



图 1 智能燃气涡轮发动机 深度感知及控制流程

相对应地,支撑智能燃气涡轮发动机的关键技术 群主要涵盖4个领域:(1)先进测试及深度感知技术; (2)先进诊断预测算法及模型;(3)高效、鲁棒的部件 执行作动机构;(4)先进的控制架构。智能燃气涡轮 发动机不同层级内涵如图2所示。

智能燃气涡轮发动机						
主要特征	自适应优化		自	诊断	自预测	
关键技术	先进测试及深度感知技术 控制、i		控制、诊断、	预测算法及模型	作动机构	控制架构
控制架构	集中式控制架构		分布	ī式控制架构		
控制算法	数据驱动	物	理模型	人工智能	盘	几器学习
传感器/ 作动器	高温传	感器/作动	力器	高频/动	态传感器/	乍动器

图2 智能燃气涡轮发动机不同层级内涵

1.1 智能燃气涡轮发动机带来的"第二曲线"

与传统燃气涡轮发动机相比,智能化所带来的最 大的不同主要体现在在全生命周期运行阶段对传感 器、模型和算法的依赖程度。智能燃气涡轮发动机的 "第二曲线"如图3所示,对比了传统燃气涡轮发动机

与智能燃气涡轮发动机在 研制、使用阶段所需要的 传感器、模型和算法数量 演变趋势。传统燃气涡轮 发动机在研制阶段会在部 件试验、整机海平面试验、 高空模拟试验、试飞试验、



型号鉴定试验阶段布置数量巨大的传感器,用于探明 燃气涡轮发动机的部件、整机性能特性、结构完整性 等特性,并将获取的试验数据用于校准模型和算法。 而发动机一旦设计定型、生产并交付使用,将依靠少 量的传感器并结合大量经过研制阶段校准的模型、算 法用于发动机运行状态的监测及调控。因此,针对传 统燃气涡轮发动机,随着发动机进入使用阶段,存在 1对传感器数量减少而模型、算法数量增加的交叉曲 线,在本文中称为"第一曲线"。

根据上述讨论,智能燃气涡轮发动机在使用阶段 所需的传感器数量会大大增加。同时,由于传感器实 时数据量的增加以及智能发动机自预测、自诊断的主 导特征,对算法、模型数量的需求也会大大增加。因 此,形成独特的智能发动机在使用阶段所专有的"第 二曲线"。

1.2 挑战及机遇

随着燃气涡轮发动机技术发展及性能的不断提高,发动机内部工作环境越发苛刻。典型燃气涡轮发动机部件工作环境如图4所示,总结了典型燃气涡轮发动机气路中的压力和温度分布。此外,发动机在运行过程中还面临着各种挑战,例如:进气畸变及流动分离;风扇/压气机失速及喘振;燃烧不稳定性;叶盘/ 叶片颤振和高周疲劳等。由于当前发动机在役阶段缺乏对其运行状态的实时监测,为了保障发动机在极端工况下安全运行,当前燃气涡轮发动机工况点通常留有较大的安全裕度^[4],因此,浪费了相当一部分发动机的潜在可用性能。





然而,克服挑战也能带来巨大收益。智能燃气涡 轮发动机基于发动机实时运行状态感知,依托物理模 型、大数据分析、机器学习及人工智能技术,通过数据 挖掘、信息处理、决策执行、结果反馈使燃气涡轮发动 机始终处于最佳任务匹配状态,能够最大程度地挖掘 发动机部件的性能潜力。

本文主要从提高性能、运行安全性及可靠性方 面,论证燃气涡轮发动机智能化所带来的收益。智能 燃气涡轮发动机的关键技术根据其对发动机性能、运 行安全性及可靠性的影响可分为2类。第1类是通过 先进的传感和主动控制,来提高发动机和部件效率: 第2类是先进的诊断/预测算法与智能控制相结合,以 提高发动机运行安全性并延长部件寿命。

在性能提高方面,智能燃气涡轮发动机涵盖压缩 系统流动分离实时监测与抑制、高低压涡轮转子叶片 叶尖间隙实时测量与调控、高压涡轮主动冷却等技 术。这些技术能够减缓流动分离、叶尖泄露流、冷气 掺混引起的发动机性能下降。

在运行安全性方面,智能燃气涡轮发动机涵盖进 气道结冰实时监测、压缩系统流动稳定性实时监测与 调控、震荡燃烧实时监测及调控等技术。这些相关技 术能够最大程度地降低或避免发动机在运行中由于 进气道、风扇结冰造成转子动平衡破坏,压缩系统失 稳、喘振引起的发动机剧烈振动,喷火、震荡燃烧诱发 的发动机热声振荡等因素带来的运行安全风险。

在部件寿命方面,智能燃气涡轮发动机涵盖转子 叶片振动实时监测、燃烧室出口温度分布因子实时监 测及及调控、高温时寿件主动热管理等技术。这些技 术能够实时监测并调控转子及热端部件的运行状态, 延长发动机热端时寿件的寿命。

2 智能燃气涡轮发动机涵盖技术领域及需求

由于智能燃气涡轮发动机的整体技术领域过于 广泛,本文重点围绕基于当前控制架构下单一个体发 动机在运行环节中涉及的关键技术,以确保单一个体 发动机在整个生命周期内安全高效地运行,并适应不 断变化的内部及外部环境。因此,本文讨论内容不涉 及燃气涡轮发动机智能维护或"群体智能"领域的内 容。依据上述归纳出的智能燃气涡轮发动机的"自诊 断"、"自预测"、及"自适应优化"3大特征,为实现上 述目标,本文讨论内容主要围绕以下2方面:

(1)燃气涡轮发动机气路的深度感知技术,用于 精确评估发动机整机及部件性能、并做出相应调整, 提高发动机内部件匹配及整机性能;

(2)基于物理模型的数据驱动的燃气涡轮发动机 性能预测、故障诊断方法/模型。 此外,对未来可能存在的不同控制架构也进行了 简要的探讨。

2.1 深度感知及调控技术

如上所述,由于当前缺乏对燃气涡轮发动机部件 运行状态的实时掌握,为了保障发动机在极端工况下 的安全运行,当前燃气涡轮发动机工况点通常留有较 大的安全裕度,因此浪费了相当一部分发动机的潜在 可用性能。深度感知作为攻克上述难题最有前景的 技术,是通过先进测试技术及多维度数据融合算法精 确评估发动机整机及各部件运行状况并以适当的控 制动作做出反应。该技术通过改变关键部件的运行 工况可避免不稳定工况、通过调节部件的运行工况可 改变各部件的边界条件并优化部件间匹配,使燃气涡 轮发动机始终处于在最佳运行工况。根据部件可以 将针对燃气轮机气路深度感知技术及调控技术分为 进气系统流场监测及调控技术、压缩系统流动不稳定 预测及抑制技术、燃烧不稳定预测及抑制技术、以及 及基于实时状态的涡轮主动控制技术。典型燃气涡 轮发动机气路主动控制技术如图5所示。具体为:



图5 典型燃气涡轮发动机气路主动控制技术^[4]

(1)进气系统流场监测及调控技术,即进气道瞬态进气畸变监测技术。

(2)压缩系统流动不稳定预测及调控技术,包括 稳定裕度管理及喘振预警技术、风扇压气机失速抑制 技术、高负荷叶型流动分离抑制技术和叶片/叶盘振 动实时监测技术。

(3)燃烧主动控制技术,包括不稳定燃烧主动调 控技术、燃烧出口温度场主动调控技术和燃烧废气控 制技术。

(4)涡轮主动控制技术,包括高压涡轮主动冷却 技术、基于实时间隙测试技术的高低压涡轮、主动间 隙控制技术和涡轮叶片/叶盘振动实时监测技术。

此外,深度感知及调控技术是1项系统工程,典 型深度感知及调控技术流程如图6所示。从图中可 见,实现主动控制需要3个关键部件:传感器;作动机

构;控制器。进气道主动控制技术传感器及作动机构技术指标见表1,压缩系统主动控制技术传感器及作动机构技术指标见表2^[3]。相应的控制算法后续介绍。



2.2 先进诊断、预测方法及模型

当前的燃气涡轮发动机控制逻辑通常基于比例 积分方案的变体,结合限制逻辑,依据物理参数上线 调节燃料流量及阀门开度。此外,当前燃气涡轮发动 机健康监测系统是独立的、不相关的子系统的集合。 虽然这些传统的控制和诊断技术经过时间考验且可 靠,但他们的功能相对受限,无法支撑燃气涡轮发动 机智能化设定的自我诊断、自我预测、以及自适应优 化性能目标。

物理模型的数据驱动燃气涡轮发动机控制及诊断基本原理如图7所示。发动机的模型由物理模型构建,但物理模型由燃气涡轮发动机实际测量数据校准。这种基于物理的数据驱动模型最大的优势是能够高度定制化,实现"一机一模型",即发动机的模型是通用的,但每台发动机模型的具体参数是唯一的,而这些参数是由发动机在全生命周期中的累计运行工况决定的。

技术	感应变量	传感器技术指标	控制变量	作动机构技术指标
进气道主动控制	静压	带宽为0~500 Hz,精度为 ±0.1%,机匣安装	进气道几何,涡发生器 几何,射流,折板,引气	带宽为0~2kHz,主流量调节范围为0~ 2%,几何调节动态响应为0~100Hz
主动噪声抑制	脉动压力	压差量程为100 kPa,动态 响应频率>10 Hz,量程分辨率 为0.5%	蜂窝结构,声波发生器	压电振荡器存在2.5~5 mm的偏移量

表1 进气道主动控制技术传感器及作动机构技术指标

航空发动机

表2 压缩系统主动控制技术传感器及作动机构技术指标

技术	感应变量	传感器技术指标	控制变量	作动机构技术指标
失速主动抑制	静压	动态范围为35 kPa,精度为 ±0.2%,带宽为5~100 kHz,机匣 安装	射流,进口导叶 角度调节,级间引 气体	依赖失速/喘振的动态特性,最大振幅频率响应 需求为80~150 Hz,小振幅频率响应需求为500~ 600 Hz,引起量调节范围为1%~4%核心机流量
流动分离主动控制	静压	动态范围为 35 kPa,量程分辨 率为±0.5%,带宽为 20~100 kHz	射流,引气,吹 气,变几何叶片	流体振荡发生器,振荡频率为:200~300 Hz, 500 kHz~5 kHz,50 kHz~100 kHz,定常吹起量< 2% 主流,频率为1 Hz~2 Hz,记忆合金,动态响应 为1 Hz~2 Hz
叶尖间隙主动控制	间隙	量程为 2.5 mm,精度为 25 μm, 带宽为 50 kHz,机匣安装	机匣几何	机械、热力、气动作动机构,作动速度>0.1 mm/s, 带宽为1 Hz~5 Hz,最大承力为10 kN,作动量程 为3 mm,最小位移为0.02 mm



图 7 物理模型的数据驱动燃气涡轮发动机控制及 诊断基本原理^[3]

2.3 先进的控制架构

燃气涡轮发动机控制架构如图8所示。发动机 控制系统架构多采用集中式设计(图8(a))。分散的 传感器和执行机构直接与安装在发动机上全权限数 字发动机控制器(Full Authority Digital Engine Control, FADEC)相连。为了提高控制系统的可靠性,通常采 用双模冗余设计。因此,智能化所带来的传感器数量 的增加势必会导致与FADEC相连所需导线的数量和 线束重量增加,而且连接器尺寸会增加外壳尺寸。当 前,发动机的控制装置和附件系统质量占发动机总质 量的15%~20%。对航空发动机而言,质量日渐成控 制系统设计过程中的重要考量因素。



对智能航空发动机而言,如果继续采用集中式架 构,由于传感器数目增加将会进一步增大控制系统的 质量。为解决这一矛盾,分布式架构被认为是未来高 效燃气涡轮发动机尤其是航空发动机控制系统发展 的必然趋势。自21世纪初开始,美国航空航天局格 林研究中心与美国国防部等共同成立了发动机控制 工作组(Distributed Engine Controls Working Group, DECWG),开发针对未来航空发动机分布式控制的相 关技术。在分布式架构中,FADEC不再与传感器或 执行机构直接相连。取而代之的是多个相对独立的 控制节点(图8(b))。控制节点直接接收传感器信 息,依托自身的边缘计算能力或FADEC指令进行决 策,控制执行机构,并向FADEC实时更新数据。分布 式架构的核心是具有高度集成的具有边缘计算能力 的传感器及执行机构。采用分布式架构,可以大大减 小导线、线束的质量,从而减小控制系统的质量。

尽管国内外学者普遍认为燃气涡轮发动机尤其 是航空发动机控制系统由集中式架构向分布式架构 的转变,是一个必然的趋势。本文认为在未来相当长 的一段时间,在当前集中式架构控制系统上进行分布 式、模块化子控制单元的拓展,会是更加务实的方案。

3 面向舰载全电推进系统智能燃气轮机关键 技术

围绕面向舰载全电推进系统智能燃气轮机,结合 其工作特性及典型任务剖面,依据经验及认知,从任 务剖面、约束条件2个维度,对航空发动机、地面燃气 轮机、及面向舰载全电推荐系统的燃气轮机智能化需 求差异进行了对比。在此基础上提出几项收益较高、 应用前景较好的针对舰载应用的燃气轮机智能化关 键技术,并针对每项技术进行重点论述。

从任务剖面看,民用航空发动机任务剖面最为简 单,主要包括地面怠速、滑行、起飞、爬升、巡航、降落 及着陆等阶段。而现代战机追求高隐身、超机动的目 标,需要战机在高空低速、低空高速等极端场景下完 成大俯仰角、大侧滑角的空中机动动作,任务剖面复 杂,要求发动机提供更为宽广的飞行包线。地面燃气 轮机任务剖面可类比于民用航空发动机,工作特性简 单,对宽范围、变工况需求较弱。而面向舰载全电推 进系统智能燃气轮机面对突加载荷需要在短时间、宽 范围内进行工况调节,因此,对宽范围、变工况需求 较强。

从约束条件看,无论是民用航空发动机还是军用 发动机,发动机附件质量都是1个重要约束条件,对 传感器数量增加所带来的控制系统质量增大极其敏 感。对航空发动机而言,智能化的核心矛盾是智能化 带来的发动机性能、安全性、可靠性收益与智能化带 来发动机整体质量增大之间的矛盾。而燃气轮机包 括地面燃气轮机及舰船燃气轮机对控制系统质量敏 感度不高。燃气轮机更关注智能化带来的性能、安全 性、可靠性的收益与为维持全生命周期智能化所需要 的综合成本之间的矛盾。此外,相比地面燃气轮机, 海洋环境所带来的复杂进气条件(包括高盐、高湿、进 气畸变等)也是舰船燃气轮机的1个重要约束条件。

综上所述,由于地面、舰船燃气轮机与航空发动 机应用场景不同,其对智能化的需求及内涵也不尽相 同。相比于航空发动机,地面、舰船燃气轮机对传感 器数量增加所带来的附件系统质量增大相对不敏感, 更关注智能化对发动机性能、安全性、可靠性、寿命等 关键指标的提高,因此,智能燃气轮机所需关键技术 包括(传感感器、感知算法)与智能航空发动机要求也 不尽相同。针对全电推进舰载燃气轮机所面对的复 杂海洋环境及突加载荷, 梳理了4项面向智能化需求 的深度感知技术,有助于提高全电推进舰载燃气轮机 的性能、安全和可靠性。这些技术包括进气畸变实时 监测及畸变指数评估技术、压缩系统喘振预警及叶片 振动监测技术、高压涡轮自适应热管理技术、以及高 温旋转件叶尖间隙测试技术。针对每项技术,重点介 绍其带来的收益、国内外研究现状、及实施这些技术 所面临的挑战。

3.1 进气畸变实时监测及畸变指数评估技术

3.1.1 意义

面向舰载全电推进系统燃气轮机面对侧风等复 杂进气条件叠加复杂进气几何结构,会在燃气轮机进 口产生来流畸变。进气畸变包括总压畸变、总温畸变 和旋流畸变,是导致燃气轮机不稳定工作的重要原因 之一。严重的进气畸变会造成燃气轮机出现失速、喘 振甚至停车,因此,在燃气轮机设计时会预留足够的 稳定裕度,以保证其在可能遭遇的最恶劣进气畸变条 件下稳定工作。通常,为了燃气轮机的安全运行,日 常运行工况是依据最严重的进气畸变条件而设定的, 因此导致喘振裕度过于"富余",进而使得燃气轮机使 用性能受限。为解决燃气轮机性能和稳定裕度的矛 盾,畸变容限控制技术得到越来越多的重视与发展⁶⁶, 而实时获得发动机进口总压畸变强度是畸变容限控 制技术得以实现的前提。因此,开展舰载燃气轮机运 行阶段进气畸变实时监测及畸变指数评估技术具有 较高工程价值。

3.1.2 难点

当前进气畸变的试验标准及准则往往针对燃气 涡轮发动机的研制阶段。例如,美国SAE S-16委员 会公布的 AIR 1419D^[7]、AIR 5867^[8]、AIR 5856^[9]、 AIR1420C^[10]详细规定了针对燃气涡轮发动机进气总 压、总温、旋流畸变试验测量中测点数目及位置的选 择及畸变指数评估方法。中国在充分借鉴国外经验 的基础上,相继制定了GJB/Z 64A-2004^[11]、GJB/Z211-2002^[12]等关于燃气涡轮发动机总压、总温畸变的规范 指南。此外,中国科研人员针对航空发动机进气总压 畸变[13-14]、旋流畸变[15]的试验模拟技术及数据处理方 法也进行了系统、全面的总结。上述方法的局限性在 于其需要大量的探针梳及测点数据来保障畸变指数 评估的精度,因此无法应用于发动机运行阶段。例 如:针对稳态总压畸变的试验测量,美国AIR1419D及 中国的 GJB/Z 64A-2004 均推荐在 AIP 截面布置 8 支 探针梳,每支梳上等环面中心分布5个总压测点,共 计40个测点数目,如图9所示。针对动态总压测量, 美国AIR1419D同样要求8梳40测点,通常将稳态/动 态测点封装在一起(图9(b)),而中国军用标准推荐 在0.9倍相对半径处,沿周向均布6个动态总压测点 的测试方案。综上所述,舰载燃气轮机运行阶段进气 畸变实时监测及畸变指数评估技术难点在于如何基



于有限探针测点数据实现畸变指数的精确评估。

3.1.3 国内外研究现状

美国在20世纪先后开展了高集成度数字电子控 制 (High Integrated Digital Electronic Control, HIDEC)^[16-17]和高稳定性发动机控制(High Stability Engine Control, HISTEC)^[18-19]项目,探索畸变容限控制 技术在航空发动机中的应用。采用技术路线为:基于 飞行参数和有限数量壁面静压数据,对发动机进气畸 变指数进行实时评估;将进气畸变参数加入到发动机 控制参数中,基于发动机进口实时进气畸变指数实现 发动机工况点的"自适应"调节,使得发动机和飞机性 能都得到大幅提高。相较于国外,中国针对畸变容限 控制技术的研究起步较晚,近期刘旭^[20]开展了基于壁 面静压的发动机进口总压畸变重构方法研究。表明 采用神经网络方法可以较好地建立壁面稳态静压与 流场稳态总压分布的相关关系,实现通过有限壁面静 压测量数据重构稳态总压流场,重构流场高、低压区 范围、总压数值以及稳态周向畸变指数与测量流场吻 合良好。然而国内外针对舰载燃气轮机的畸变容限 控制技术都鲜有报道。

3.1.4 目标

填补当前针对舰载燃气轮机的进气畸变实时监 测及畸变指数评估技术的领域空白,支撑舰载燃气轮 机畸变容限控制技术的发展。

3.2 压缩系统喘振预警及叶片振动监测技术

3.2.1 意义

舰载全电推进系统燃气轮机面对突加载荷需要 在短时间、宽范围内进行工况调节,因此会面临更高 的压缩系统失速喘振的风险。燃气轮机压缩系统失 稳喘振不仅导致发动机性能急剧下降,还可能造成发 动机结构发生破坏、发动机停车。此外,由流动不稳 定性、流固耦合、核心机中级与级之间相互作用、所引 发的发动机叶片受迫振动及颤振是发动机叶片断裂 的主要原因。因此,开展针对舰载燃气轮机压缩系统 失稳喘振预警及叶片振动监测技术的研究对发动机 顺利研制、安全运维有重要意义。

3.2.2 难点

喘振预警的的难点主要是燃气涡轮发动机从流 动失稳、到失速团形成、再到发动机喘振时间尺度非 常短,通常在10 ms量级,燃气涡轮发动机典型进喘路 径如图10所示,而作动机构包括退喘阀、静叶调节机 构的响应时间在100 ms量级。因此,对失速先兆发现 的时效性要求极高。此外,实际工程应用中对喘振预 警的误警率、漏警率要求也极高。



图 10 燃气涡轮发动机典型进喘路径

基于传统应变片结合滑环或遥测技术的叶片振 动技术,由于应变片、滑环寿命限制无法长期应用于 发动机运行阶段。

基于叶尖定时技术的叶片振动监测技术对叶片 高模态振动测量精度较低。

3.2.3 国内外研究现状

在航空发动机喘振的提前预警方面,国际上主流的技术方案是基于壁面静压不规则波动喘振预警技术^[21-23],喘振预警技术整体发展技术路线如图11所示。其中,美国GE公司采用时域相关法^[24-25],利用"相关度量"的参数来测量壁面静压的可重复性。针对航空发动机失稳喘振前静压不规则增加,"相关度量"参数下降的特性实现对航空发动机失稳喘振的预警。英国RR公司探索"整体平均"参数来量化静压不



规则波动的强度^[26],针对压缩系统失稳喘振前静压不 规则程度的增加,实现对失稳喘振的预警。在燃气涡 轮动机叶片振动监测方面,国际上较为成熟的技术路 线是基于叶尖定时测量技术。

3.2.4 目标

针对舰载燃气轮机开展一体化的喘振预警及叶 片振动监测技术,通过采用统一类型的传感器及数据 关联性分析,构建一体化的舰载燃气轮机喘振预警及 叶片振动监测系统。

3.3 高压涡轮自适应热管理技术

3.3.1 意义

由于当前无法在燃气涡轮发动机运行阶段,实时 监测燃烧室出口温度分布因子及涡轮叶片实时温度, 为保障发动机安全运行,高压涡轮冷却流量是基于极 端恶劣工况设计的。随着发动机涡轮前温度不断的 提高,用于涡轮冷却的流量占到核心机流量的20%~ 35%,这一部分空气不参与热力循环,对核心机效率 产生巨大影响。有研究标明,冷却流量减少4%可使 燃油消耗率降低约0.45%。减少高压涡轮冷却气流 的技术路线主要包括:研发新型冷却技术(例如发汗 冷却),提高冷却效率;研发耐高温图层;开发基于燃 烧室出口温度因子,实时监测的高压涡轮自适应热管 理技术。不同技术路线对高压涡轮冷却效率提升如 图 12 所示。有研究表明,相比进一步研发新型冷却 技术(图12中长虚线)或热障涂层技术(图12中短虚 线),开发基于燃烧室出口温度因子实时监测的高压 涡轮自适应热管理技术能够带来更高的收益(图12 中"Gap"区域)。



3.3.2 难点

燃烧室出口气体温度极高,未来航空发动机燃烧 室出口温度预计超过2200 K,超出了传统的热电偶 (B型)测温范围,需要先进的测温传感器及测试 系统。

燃烧室出口温度具有强3维、强不均匀特征,包 括周向热斑及径向端壁区的温度梯度,而整机环境下 燃烧室出口受限空间内能够布置的探针数量及其受 限。因此,基于少量温度测点的燃烧室出口温度分布 精确评估非常困难。

高压涡轮导叶壁面温度精确测量困难。

3.3.3 国内外研究现状

欧美在综合高性能涡轮发动机技术(Integrated High Performance Turbine Engine Technology, IHPTET)、通用经济可承受先进涡轮发动机 (Versatile Affordable Advanced Turbine Engines, VAATE)计划、欧洲燃气涡轮发动机高温测试及高温 热管理优化项目(Accurate High-temperature Engine Aero-thermal Measurements for Gas Turbine Life Optimization Performance and Condition Monitoring, HEATTOP)支持下系统开展了高部件内主流气体温 度、壁面温度、高压涡轮先进冷却系统设计等方面的 研究,并取得了显著成果。例如,RR公司团队通过分 析先进航空发动机健康监测系统,收集瑞达7000发 动机的高温部件数据,在高级热建模技术的帮助下, 成功提高了高压涡轮热效率,开发了全新的瑞达 7000发动机耐久性改进包,提高了其耐久性,并延长 了发动机在翼时间。该耐久改进包已于2022年8月 通过认证。

3.3.4 目标

突破由于当前无法在舰载燃气轮机运行阶段实 时监测燃烧室出口温度分布因子及涡轮叶片温度温 度的瓶颈,为高压涡轮冷却优化设计及冷气量自适应 调控提供依据。

3.4 高温旋转件叶尖间隙测试技术

3.4.1 意义

涡轮机匣和转子动叶间的径向间隙会导致气动 损失,从而对涡轮性能产生负面影响。扩大该叶尖间 隙会导致涡轮效率降低,从而导致单位燃油消耗率增 加。根据工程经验,涡轮叶尖间隙每减小0.25 mm等 同于发动机排气温度降低10℃,涡轮效率提高1%。 不同部件性能提升对典型涡扇发动机耗油率提升如 图13 所示^[5]。因此,在按比例减少排放的情况下,能 使单位燃油消耗最多减少1%。由于当前控制或健康 监测系统并未实时监测发动机运行过程中热端部件 叶尖间隙变化,发动机采 ≷Cooling air Component efficiency+1% 用的主动间隙控制策略是 基于模型的开环控制方 案,然而该方案无法补偿 在发动机全生命周期中由 于叶片磨损退化导致的叶 图13 不同部件性能提升对 尖间隙扩大。 3.4.2 难点



典型涡扇发动机耗油率提升

在恶劣的工作环境下,高压涡轮温度可达到 1700℃,超出当前传感器的工作范围。

叶尖间隙信号高信噪比、宽带宽调理,叶尖间隙 信号的调理是将光、微波、电容等电磁波信号转变为 模拟电压信号的过程。传感器工作在强振动、强电磁 干扰的环境中,原始的叶尖间隙测量信号微弱且噪声 水平较高,传输线缆又引入了分布参数,进一步恶化 了信号质量。

多通道叶尖间隙信号高速采集与预处理,由于舰 载燃气轮机涡轮叶片数目众多,因此,对于每个叶片 的传感器动态响应时间仅约为5~10 us。此时,1个4 通道信号14为量化数据(14 bit)的实时数据量将大于 280 Mbit/s, 对测量系统的高速采集和预处理功能提 出了较大挑战。此外,叶尖间隙测量系统标定及系统 试验验证也存在困难。其中,针对高压涡轮应用最大 的难点是耐高温传感器的研制。

3.4.3 国内外研究现状

当前国内外都在积极开展超高温叶尖间隙传感 器的研发,并取得了一定的进展。2006年,欧洲国家 启动了HEATTOP计划,重点突破燃气涡轮发动机高 温部件叶尖间隙测量的传感材料及工艺,而中国也启 动实施了专项计划,开展叶尖间隙在线非接触测量系 统的研发。当前放电传感器最高工作温度可达 1500℃,但其只能测量所有叶片最小间隙值。光线传 感器具备测量转速区间范围宽、测量精度高、探头小 巧的优点,但同时最高工作温度为1100℃左右,且探 头容易被环境污染。电容传感器最高工作温度接近 1400℃,但抗干扰能力弱,测量精度较低,测量参数易 随环境漂移。电涡流传感器最高工作温度约为 1400℃,信号稳定,但探头尺寸大。

3.4.4 目标

突破高温环境下光纤材料热防护技术和集成化 叶尖定时技术,开发基于光纤传感器的高温旋转部件 叶片振动测试技术,在全工况包括极端使役条件下, 实现对舰载燃气轮机高温旋转件运行状态在线监测。

发展展望 4

要将所需上述技术实际应用到发动机上,仍面临 2项挑战:(1)技术层面的可行性,主要由技术成熟度 指标(Technology Readiness Level, TRL)来体现。(2)综 合收益的论证,常用的分析方法是计算客户的净现值 (Net Present Value, NPV)。下面从单一技术的成熟及 完善和多维度的技术收益论证2个维度展开讨论。

4.1 单一技术的成熟及完善

将产品、组件、设备推向成熟的过程,通常遵循 TRL定义中描述的验证流程。单一技术的成熟及完 善通常需要经过原理概念验证(TRL1~3)、部件台架 试验验证(TRL 4~5),整机试验验证(TRL 6~8),并 最终进入服役阶段。因此,单一技术的成熟及完善从 创新概念到实验室最终到装备链条较长,涉及高校、 科研机构、及原始设备制造商。为了更好的协调各个 环节,欧美分别成立的专门的针对燃气涡轮发动机的 仪器仪表委员会或工作组。例如,美国的推进仪器工 作组(Propulsion Instrumentation Working Group, PIWG)以及欧洲的燃气涡轮发动机仪器仪表委员会 (The European Virtual Institute for Gas Turbine Instrumentation, EVI-GTI)。相关委员会定期梳理有 应用潜力的先进测试技术,评估并推动技术的成熟及 完善。因此,建议中国应尽快成立专门针对燃气涡轮 发动机的测试技术及仪器仪器委员会,协调组织高 校、科研机构以及原始设备制造商,推动先进测试技 术的成熟及完善。

4.2 多维度的技术收益论证

任何先进技术应用的前提是其能够带来全生命 周期内的净收益。前期技术收益的论证通常多围绕 涡轮发动机设计工况或典型工况下的性能收益,往往 缺乏系统的全生命周期的性能收益分析。技术对运 行安全性、部件寿命提升的收益往往在前期难以论 证。此外,技术实施所带来的成本,包括采购、维修成 本,以及技术故障带来的风险难以评估。技术实施对 燃气涡轮发动机利用率、可靠性等指标的提高缺乏有 效的分析方法。因此,建议加大力度,探索多维度技 术的收益论证并逐步建立标准的分析方法及流程。

5 结束语

尽管智能化已成为燃气涡轮发动机发展的必然 趋势,但针对航空发动机、地面燃气轮机、舰载燃气轮 机的智能化需求因其任务剖面、约束条件的不同而有 所区别。针对全电推进舰载燃气轮机所面对的复杂 海洋环境及突加载荷的任务需求,其智能化所采用的 技术路径仍需要系统论证,包括核心关键技术的梳 理、单一技术的成熟及完善、及多维度的技术收益论 证。本文抛砖引玉,针对以上方面略作讨论。由于认 知、能力有限,文章不足之处还望批评指正。

参考文献:

- Culley D, Garg S, Hiller S J, et al. More intelligent gas turbine engines
 [R].TR-AVT-128.
- [2] Rolls-Royce.Rolls-Royce launches intelligent engine [EB/OL]. (2024–04–01) [2022–01–05]. https://www.rolls-royce.com/media/press-release /2018/05–02–2018-rr-launches-intelligentengine.aspx.
- [3] Garg S, Schadow K, Horn W, et al. Sensor and actuator needs for more intelligent gas turbine engines [R].NASA-TM-2010-216746.
- [4] Simon D L, Garg S, Hunter G W, et al. Sensor needs for control and health management of intelligent aircraft engines[R].NASA-TM-2004-213202.
- [5] Bock S, Horn W, Wilfert G, et al. Active core technology within the NEWAC research program for cleaner and more efficient aero engines [C]//Proceedings of the European Air and Space Conference. Berlin: ICAS,2007:1–10.
- [6] 叶巍,祝剑虹,肖大启,等.涡扇发动机进气畸变容限控制研究[J].燃 气涡轮试验与研究,2013,26(5):30-34.

YE Wei, ZHU Jianhong, XIAO Daqi, et al.Research on the inlet stability control of turbofan engine[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2013,26(5): 30-34.(in Chinese)

- [7] SAE S-16 Committee.Inlet total-pressure-distortion considerations for gas turbine engines; SAE AIR 1419D[S].USA; SAE, 2023; 28–207.
- [8] SAE S-16 Committee. Assessment of the inlet/engine total temperature distortion problem: SAE AIR 5867[S].USA: SAE, 2017:16-185.
- [9] SAE S-16 Committee. A methodology for assessing inlet swirl distortion: SAE AIR 5856[S].USA: SAE, 2017: 15–98.
- [10] SAE S-16 Committee. Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines: SAE ARP1420C[S].USA: SAE, 2017:21-108.
- [11] 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 总压畸变评定指南:GJB/Z 64A-2004[S].北京:国防科学技术工业 委员会,2004:1-65.

National Defense Science, Technology and Industry Commission. Guidelines for the assessment of total pressure distortion of aviation turbojets and turbofan engines: GJB/Z 64A-2004[S].Beijing: National Defense Science, Technology and Industry Commission, 2004: 1-65. (in Chinese)

[12] 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:国防科学技术工业 委员会,2002:1-78.

National Defense Science, Technology and Industry Commission. Assessment Guidelines of Aero-turbojet and Turbofan Engine Inlet Temperature Distortion: GJB/Z 211-2002[S]. Beijing: National Defense Science, Technology and Industry Commission, 2002: 1-78. (in Chinese)

- [13] 钟亚飞,马宏伟,李金原,等.航空发动机进气总压畸变地面试验 测试技术进展[J].航空发动机,2020,46(6):62-77.
 ZHONG Yafei, MA Hongwei, LI Jinyuan, et al. Technological progress of ground test meas-urement of aeroengine inlet total pressure distortion[J].Aeroengine,2020,46(6):62-77.(in Chinese)
- [14] 钟亚飞,马宏伟,郭君德,等.航空发动机进气总压畸变地面试验 数据处理方法综述[J].航空发动机,2021,47(1):72-85.
 ZHONG Yafei, MA Hongwei, GUO Junde, et al.Review of ground test data processing method of aeroengine inlet total pressure distortion[J]. Aeroengine,2021,47(1):72-85.(in Chinese)
- [15] 程邦勤,王加乐,冯路宁.航空发动机进气旋流畸变研究综述[J].航 空动力学报,2020,35(12):2465-2481.
 CHENG Bangqin, WANG Jiale, FENG Luning. Review of aero-engine inlet swirl distortion research[J]. Journal of Aerospace Power, 2020,35 (12):2465-2481.(in Chinese)
- [16] Yonke W A, Terrell L A, Beach P.Integrated flight/propulsion control: adaptive engine control system mode[R].AIAA-85-1425.
- [17] Myers L P, Walsh K R.Preliminary flight results of an adaptive engine control system on an F-15 airplane[R].AIAA-87-1847.
- [18] Delaat J C, Southwich R D.High-Stability-Engine Control (HISTEC) [R].AIAA-96-2586.
- [19] Orme J S, Delaat J C, Southwick R D, et al.Development and testing of a High Stability Engine Control (HISTEC) system[R]. NASA-TM-1998-206562.
- [20] 刘旭.基于壁面静压的发动机进口总压畸变重构[J]. 航空动力学 报,2023,38(6):1360-1366.

LIU Xu. Reconstruction of engine inlettotal pressure distortion based on wall static pressure[J].Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1360–1366.(in Chinese)

- [21] Lou F, Key N L. Compressor stall warning using nonlinear feature extraction algorithms[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2020, 142(12):121005.
- [22] Liao S F, Chen J Y. Time-frequency analysis of compressor rotating stall by means of wavelet transform[R].ASME 96-GT-57.
- [23] Lin F, Chen J Y, Li M L. Wavelet analysis of rotor-tip disturbances in an axial-flow compressor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (2):319 - 334.
- [24] Dhingra M, Neumeier Y, Prasad J V R.Stall and surge precursors in axial compressors[R].AIAA-2003-4425.
- [25] Dhingra M, Neumeier Y, Prasad J, et al. A stochastic model for a compressor stability measure[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(3):730 - 737.
- [26] Young A, Day I, Pullan G. Stall warning by blade pressure signature analysis[J].Journal of Turbomachinery, 2011, 135(1):011033.

(编辑:兰海青)

航空发动机叶片表面损伤与检测研究进展

程亚茹1,李 湉2,薛 辉2,黎红英2,王 丹3.4,唐鋆磊1

(1.西南石油大学化学化工学院¹,碳中和研究院⁴:成都 610500; 2.中国航发航空科技股份有限公司,成都 610503; 3.常熟理工学院 电气与自动化工程学院,江苏常熟 215500)

摘要:航空发动机叶片的工作环境极其恶劣,表面会出现各种类型的损伤。在损伤早期进行表面检测能够有效预防因损伤扩展导致的叶片失效断裂。发动机叶片表面损伤的检测和评估主要由人工操作,严重依赖工作经验,但人工检测不仅效率低下,而且检测结果容易受到人为因素的影响。为了高效、高精度地检测发动机叶片表面损伤,从叶片失效形式出发,综述了发动机叶片在停放和运行2种状态下的损伤机理,并重点阐述了涡流检测、渗透检测等常用于叶片表面损伤检测的方法。总结了基于机器视觉的检测技术,分析机器视觉检测面临数据集稀缺和单一性的挑战,认为收集大量数据并进一步完善评估标准是未来发动机叶片表面损伤检测系统研究的重点方向。

关键词:叶片损伤;无损检测;机器视觉;深度学习;航空发动机 **中图分类号:**V232.4 **文献标识码:**A **doi**:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.004

Research Progress on Aeroengine Blade Surface Damage and Inspection

CHENG Ya-ru¹, LI Tian², XUE Hui², LI Hong-ying², WANG Dan^{3,4}, TANG Jun-lei¹

(College of Chemistry and Chemical Engineering¹, Institute of Carbon Neutrality⁴, Southwest Petroleum University: Chengdu 610500, China; 2.AECC Aero Science and Technology Co., LTD., Chengdu 610503, China; 3.School of Electrical and Automation Engineering, Changshu Institute of Technology, Changshu 215500, China)

Abstract: The working environment of aeroengine blades is extremely harsh, leading to various types of surface damage. Surface inspection at the early stages of damage can effectively prevent blade failure and fracture caused by damage propagation. Currently, the inspection and evaluation of engine blade surface damage heavily rely on manual operation, which not only lacks efficiency but also suffers from susceptibility to human factors. In order to achieve efficient and accurate inspection of engine blade surface damage, from the forms of blade failure, the damage mechanisms under both non-operating and operating conditions are reviewed, with emphasis on methods commonly used in blade surface damage inspection, such as eddy current and penetration. Additionally, this paper summarizes machine vision-based inspection technology while addressing the challenge posed by dataset scarcity and singularity in machine vision applications. It is believed that collecting extensive datasets and further enhancing evaluation criteria are key directions of future research on engine blade surface damage inspection systems.

Key words: blade damage; nondestructive inspection; machine vision; deep learning; aeroengine

0 引言

航空发动机工作环境常伴随着高温、高压和高转 速等恶劣条件,作为其重要组成部分,叶片决定着发 动机是否能安全运行^[1]。在飞机起降和飞行过程中, 沙粒、冰块、鸟类或金属零件等外来异物会不可避免 地被吸入到发动机中^[2]。当风扇叶片或低压压气机叶 片遭到撞击时,在局部区域将产生复杂应力场并容易 出现裂纹和凹痕,这将严重影响发动机性能和飞行安 全^[3]。此外,采用热障涂层的涡轮叶片在高温环境下 工作时,面对热应力、离心力以及气动力等复杂的交 变载荷,涂层易剥落从而影响使用安全^[4-5]。在长时间 高负荷工作后,航空发动机叶片很容易出现腐蚀、蠕 变、机械损伤(如压伤、划伤、凹陷和撕裂)及疲劳裂纹 等多种形式的损伤^[6-7]。除了在运行期间可能造成叶 片失效之外,飞机在高湿、高温、高盐雾等停放环境下

收稿日期:2023-05-10 **基金项目:**国家级研究项目、四川省科研项目资助 作者简介:程亚茹(1999),女,在读硕士研究生。

引用格式:程亚茹,李湉,薛辉,等. 航空发动机叶片表面损伤与检测研究进展[J]. 航空发动机,2024,50(2):32-44.CHENG Yaru,LI Tian,XUE Hui,et al. Research progress on aeroengine blade surface damage and inspection[J].Aeroengine,2024,50(2):32-44.
也会使叶片遭受电化学腐蚀损害^[8]。因此,在维修期间及时准确地检测并解决这些问题,在一定程度上不仅延长了发动机的使用寿命,降低了经济成本,而且保障了人员的生命财产安全。

目前,航空发动机叶片表面损伤的无损检测技术 有多种,常用涡流检测、渗透检测和孔探检测等¹⁰,这 些技术可以对叶片的损伤位置、形状和大小进行诊 断¹⁰⁰。然而,这些方法主要依赖于人工目视检查,存 在着操作者主观性强、工作强度大以及风险因素等问 题,从而影响了叶片检测的速度和精确度¹¹¹。随着机 器视觉的迅速发展,深度神经网络在发动机叶片表面 损伤检测领域越来越受到关注,这将提高自动化程度 和检测精度。

本文总结并对比了目前常用的6种无损检测技 术和机器视觉检测技术的优缺点,综述了深度学习系 统在航空发动机叶片损伤检测中的应用,并研究多种 无损检测方法的组合使用。

1 叶片损伤形式

航空发动机的涡轮叶片和压气机叶片在运转或 停放期间,主要会遭受外来物和腐蚀介质的影响,从 而引发出多种形式的损伤。本文重点总结基于深度 学习的图像处理技术,选择了目视检查中可见的发动 机叶片损伤作为研究对象。其主要形式包括腐蚀和 机械损伤2大类。叶片损伤不仅会改变表面尺寸与 形态,还可能降低材料强度并导致发动机叶片疲劳 断裂。

1.1 腐蚀

腐蚀是基材在化学反应作用下的产物。中国沿 海地区的机场所处环境气温高、湿度大且空气中含有 大量盐分。在运行时燃油中还含有杂质硫等元素。 这些环境因素都会促进腐蚀的发生。

1.1.1 点蚀

点蚀主要源于钝化膜(厚度通常为1~3 nm)的局 部破坏^[12]。在压气机前级,叶片表面很容易达到露点 温度并析出水分^[13]。大气中的钠盐(NaCl)开始溶于 压气机叶片表面的液膜中,导致大量 Cl-离子释放。 由于氯离子具有极强侵蚀性,使金属基体被活化并引 发点蚀^[14]。此外,在重工业城市,大气中还存在 NO₂、 SO₂、Cl₂等具有腐蚀性的介质,与叶片表面的水蒸气 和氧气反应生成更具腐蚀性的酸性和活性的离子,进 一步加剧金属电化学腐蚀^[15]。通常情况下,采用铝合 金和不锈钢制成的压气机叶片材料上会发生点蚀现 象。点蚀在叶片表面上会形成小而不规则的凹陷和 孔洞,并且底部较暗。其中,某些点蚀坑深度可达0.1 ~0.2 mm。由于产生的腐蚀产物会导致涂层与基材 之间粘附力减弱或产生空隙,从而出现涂层鼓包或掉 块。因为这种损伤容易引起裂纹并导致断裂故障,所 以它是造成叶片结构失效最常见也是最灾难性原因 之一^[16]。

1.1.2 氧化

氧化是金属与大气中的氧气在高温环境下的直接反应,生成的氧化物易受应力或者涂层丢失的破坏,从而持续进行氧化过程并削弱叶片横截面^[17]。通常情况下,在高压涡轮叶片上可观察到氧化腐蚀现象。初期特征为变色,导致大部分区域呈现深褐色或灰黑色^[18]。随着氧化腐蚀程度的加深,叶片表面会出现起皱、裂纹和材料丢失等其他形态损伤。在严重氧化的区域中,尤其是叶片边缘和叶尖处容易发生折断,并造成极为严重的后果^[19]。

1.1.3 硫化

硫化是指在高温环境下,金属材料与空气中的硫 元素反应生成硫化物,从而导致叶片的材料性能下 降。硫化会引起表面凸起^[20]、变形和表面变色等。在 发动机维修过程中,这些问题可以通过孔探检测来发 现。目前的研究表明,硫化腐蚀多见于高压涡轮转子 叶片上,并且是涡轮叶片失效中最危险的类型之一。 由于初期阶段难以被察觉并且扩展速度非常快,容易 导致叶片内壁变薄、机械强度显著下降,极易引发 断裂^[21]。

1.2 机械损伤

机械损伤是外来物造成的凹坑和腐蚀坑。在高 速旋转过程中,风扇叶片和低压压气机叶片会吸入大 量空气,其中可能含有坚硬或腐蚀性物质。例如:在 飞机起降时常见砂砾、金属碎片、小石块等硬性物体。 而在高空飞行时,则主要是鸟类和冰等软性物体引起 叶片损伤^[3]。这些外来物会对叶片表面或边缘产生冲 击作用,导致出现凹坑、撕裂、缺口、卷曲变形、划痕等 不同类型的损伤^[22]。这些损伤点处还可能存在残余 应力和微裂纹。如果已经发生了机械损伤但未得到 及时修复,在高速旋转、高频振动、循环交变载荷等恶 劣条件下继续工作时,将导致叶片提前断裂^[23]。 总结了5种主要的机械损伤类型所具备的特征 与位置,并探讨了其可能带来的后果。

(1)缺口:通常由硬性物体撞击叶片边缘造成的 小而锋利的空洞,具有典型的v形底部。普遍出现在 风扇叶片和压气机转子叶片的进气边,并通过宽度和 深度进行描述。在缺口处应力集中,容易引发裂纹扩 展,从而缩短叶片寿命^[24]。

(2)撕裂:尖锐物体冲击导致材料分离,在边缘形 成不规则裂缝。这些裂缝通常很小,但严重冲击会使 其扩大。风扇叶片和压气机转子叶片的进气边经常 发生撕裂,可用裂缝长度来描述^[25]。撕裂损伤被认为 是最危险的损伤之一,具有极高危害性。

(3)划痕:由尖锐异物或砂粒冲击、操作不慎或组 装不当引起涂层或基体表面上的深浅不同的刻痕^[26]。 这种现象通常出现在风扇叶片和压气机叶片的进气 边或表面上,长度和深度可用于描述其划痕程度。划 痕底部呈细长形且比较尖锐,通常只去除少量材料。

(4)弯曲变形:鸟类碰撞通常被认为是导致大面 积弯曲变形的主要原因。然而也可能是由硬物冲击 损伤引起的小范围弯曲变形^[27]。一般发生在压气机 转子叶片的进气边、排气边以及叶尖处,并通过长度、 宽度和变形弧度进行描述。叶片变形可能引起转子 失去平衡。

(5)凹坑:经过异物冲击形成的底部小而光滑的 凹陷^[28]。材料被移位但未被去除。通常出现在风扇 叶片和压气机转子叶片的进气边和表面上,并通过宽 度和深度进行描述。

2 无损检测技术

无损检测是指在不影响被检测对象结构和使用 性能的前提下,通过材料表面和内部光、电、磁等特性 的变化进行分析和评估来发现损伤^[29],目前,无损检 测广泛应用于航空发动机叶片表面损伤的检测^[30-31]。

2.1 超声检测

航空发动机叶片的损伤尺寸通常较小,因此超声 检测一般采用超声波脉冲反射法^[32]。该方法采用超 声换能器发射声波进入到材料内部,当遇到损伤界面 和材料底部时会分别反射声波,探头接收并形成脉冲 波形。根据波形变化及材料声学特性分析出损伤位 置和大小^[33-35]。超声损伤检测的基本原理如图1 所示。 在航空发动机叶片服 役过程中,现有的超声波 脉冲反射技术主要用于检 测疲劳裂纹,属于线性超 声检测。然而,线性超声 检测对早期和中期叶片的



损伤变化不敏感^[36]。为了解决这一问题,Wang等^[37]提 出了非线性超声检测压气机叶片早期疲劳微裂纹的 方法。该方法采用接收信号的高次谐波来表征损伤, 并通过振动疲劳试验得到不同程度损伤的叶片试件。 随后,进行非线性超声检测并观察其微观结构以统计 分析材料内部微裂纹尺寸,从而得到非线性系数β和 等效裂纹尺寸经验公式。结果表明,非线性超声检测 可用于疲劳早期微裂纹的检测,但是需要注意控制探 头,避免产生高功率激励可能会进一步降低叶片结构 完整性。因此,Artur等^[38]在非线性超声技术的基础 上,采用了非接触式空气耦合超声换能器和热成像设 备相结合的方法,采用红外摄像机捕捉叶片振动摩擦 产生的热响应来检测涡轮叶片的疲劳微裂纹,并实现 高精度定位。

2.2 涡流检测

涡流检测基于电磁感应原理,利用2个反相连接 的铁磁线圈在金属工件中产生的涡流场来分析工件 表面或近表面质量^[39]。涡流的变化与金属材料的几 何尺寸和损伤形态有关^[40]。在航空发动机叶片损伤 检测中,一般选用差动式检测方法进行涡流检测,该

方法根据相同信号进行抵 消、差异信号进行叠加的 特点,能有效的抑制干扰 | 信号。涡流检测探头和试 样配置如图2所示。

励磁线圈 传感器线圈 涡流 感生涡流的磁场

图 2 涡流检测探头和 试样配置^[44]

涡流检测在手动扫查涡轮叶片这种型面复杂的 工件时,容易受到边缘效应的影响,从而产生干扰信 号。为了解决边缘效应的影响,谢建红等[41]研制了一 种7字型探头替代传统的限位工装方法,并在线圈两 侧嵌入了高强度陶瓷体以延长其使用寿命。经验证, 该探头具有操作简单、重复性好和灵敏度高等优点。 除此之外,为进一步提升涡流检测的精度和灵敏度, 在柔性涡流阵列传感器方面也进行了相关研究。Xie 等[42]设计出由64个检测探头组成的新型柔性涡流阵 列传感器,并采用灵活印刷电路板技术将激励线圈和 检测线圈蚀刻在聚酰亚胺薄膜上以达到更高空间分 辨率(0.8 mm)。试验结果表明该传感器对微裂纹非 常敏感且精确度可达0.2 mm以内。此外,还有杨戈 等^[43]开发出六自由度机器人涡流自动化检测系统来 实现无偏差地扫描叶片位置并提高检测速率(手动扫 描速率的2~3倍),尽管仍然存在改进余地但已取得 显著进展。

2.3 射线检测

射线检测是利用穿透材料的射线(X射线、γ射 线、中子射线等)在损伤部位射线强度衰减程度不 同^[45],以此来检测材料内部结构的完整性。

目前,在航空发动机涡轮叶片损伤检测领域,主 要使用胶片射线检测技术。然而,数字射线检测和计 算机断层扫描技术(Computed Tomography,CT)检测 因其近乎实时成像的特点正成为研究的重点对象^[46]。 Wang 等^[47]采用X射线数字成像系统(Digital Radiography,DR)代替传统的胶片成相来获得被测物 体的数字X射线投影图像。针对叶片形状复杂、厚度 不均匀、平板探测器尺寸有限等问题,提出了一种基 于区域分割的方法,增强了图像对比度,并提高了燃 气涡轮叶片损伤定位性能。DR测试系统的基本结构

如图 3 所示。但是 DR 仅 能生成 2 维图像结果,容易 造成漏检情况。Chen 等^[48] 也采用 X 射线数字成像技 术,设计了几个球形试样 作为辅助定位特征来获取 损伤的 3 维空间位置,并通 过 CT 验证其相对误差小 于 2%。CT 由于不受工件



材料种类和几何形状限制,分层合成3维图像,在叶 片无损检测中极具研究价值。Józef等^[49]针对飞机发 动机涡轮叶片生产过程中的制造损伤和材料偏差问 题,采用X射线计算机断层扫描系统(X-ray Computed Tomography,XCT)进行精确的3维成像,并 达到0.01 mm壁厚精度水平。除了X射线,被誉为"改 变未来世界技术"之一的太赫兹射线技术因其高穿透 性和低能性等特点与X射线相比更为安全,是一种很 有前途的无损测量技术。在最新研究中,Liu等^[50]提 出了一种采用反射式太赫兹时域光谱(Terahertz Time Domain Spectroscopy,THz-TDS)对涡轮叶片热 障涂层(Thermal Barrier Coatings, TBC)进行无损测量的方法。试验结果验证了THz-TDS无损测量对涡轮叶片热障涂层厚度的有效性。

2.4 磁粉检测

磁粉检测采用磁粉作为显示介质,对待检测的铁 磁材料进行预先磁化,在损伤处产生漏磁场后,通过

吸附磁粉并在适当光源下 观察,可以显示出表面和 近表面不连续性的位置、 大小和形态等信息,从而 实现无损检测^[51]。磁性粒 子测试如图4所示。



通常采用颗粒较小的湿法检测方法进行磁粉检 测,并考虑到压气机转子叶片曲面特性及其铁磁性, 牟立颇^[52]认为选用空气隙小的磁轭法更适合。由于 水基载液会导致叶片锈蚀问题,因此选择了油基载液 无味汽油。试验结果满足了裂纹检测要求,并为解决 工程问题提供了一定的参考。然而,在通用情况下, 对于叶片榫头、叶尖和叶根等区域效果不佳。针对这 种情况,李凌等^[53]在叶片进行周向磁化、纵向磁化基 础上,增加了榫头磁化,并根据实际情况设计专门夹 具来调整试验参数以提高叶片磁粉检测效率和质量。 虽然叶片磁粉检测的质量得到了一定提高,但是人工 检测仍然费时费力。2021年,Liu等^[54]设计了一种采 用永磁吸附爬壁机器人进行检测的涡轮叶片裂纹自 动化磁粉探伤系统,来解决传统手工操作效率低且耗 时长的问题。

2.5 渗透检测

渗透检测是指在材料表面的开口损伤处涂覆渗 透液并利用毛细管作用使

其渗入到非多孔性材料 中,通过清洗掉多余的渗 透液,再使用显像剂在材 料表面,以观察损伤形 貌^[55]。渗透检测流程如图 5所示。



在渗透检测中,一般采用荧光法来检测叶片上的 裂纹。在紫外灯照射下,裂纹会呈现黄绿色荧光^[56]。 荧光检测工艺流程包括3个关键步骤:渗透、去除和 显像。针对不同状态的叶片,选择合适的检测工艺至 关重要。为了测试装配状态下涡轮叶片的情况,在空 间有限的前提下,马建徽等^[57]选择采用溶剂去除型渗透检测和溶剂悬浮显像剂,并采取后处理措施以避免污染。通过测试结果可以得出,在装配状态下最小长度约为1.0 mm的裂纹损伤是可被发现的。此外,由于整流器故障率较低,一般很少分析。曾凤英^[58]根据试车阶段压气机整流器叶片根部裂纹的测试情况,改进了渗透时间、施加方式以及对薄壁件采用后乳化型渗透检测方法等技术来确保疲劳裂纹能够被发现。 2020年,Karatay等^[59]研究了将大肠杆菌的细菌悬浮液作为荧光渗透剂进行渗透测试,并采用标准化测试面板来评估毫米级损伤和裂纹。试验结果表明该方法不仅能有效地检查出裂纹和损伤,并且成本更低。

2.6 孔探检测

孔探检测借助工业视频内窥镜,无需拆卸发动机 内部结构即可通过小孔将探针连接到发动机中,并对 光学图像进行分析和评估,实现了航空发动机叶片表 面的无损检测^[60-61]。孔探检测实例如图6所示。





(b)管道镜图像实例

(a)管道镜检查

图6 孔探检测实例^[64]

航空发动机叶片的孔探检测依赖经验丰富的工作人员进行人工检测,针对发动机内部紧凑的结构, Yuan^[62]提出采用硬管检查高压涡轮叶片后缘,并选择 软管检查前缘以增大角度。然而,这种方法仅能够检 测叶片表面上的损伤。相比之下,Ma等^[63]研究了一 种用单个孔探图像就可以重构叶片3维形状的新方 法。在试验中成功恢复发动机具有明显特征喷嘴内 壁的3维形状,证明了该方法有效性,及其在民用航 空领域的广泛应用前景。

基于传统的损伤检测理论,尽管在航空发动机 叶片检测方面表现出良好性能,具有高灵敏度和多 样化数据获取形式,但是难以满足多种损伤的检测 需求。此外,在叶片上存在许多仅有几百微米大小 的微小损伤区域,依赖经验丰富的人工检查员进行 密集工作时容易忽略这些细微缺陷。因此迫切需要 一种可替代手动方法的机器视觉检测技术^[65]来提高 精度和效率。

3 机器视觉检测技术

机器视觉是指采用计算机和摄像机代替人眼对 目标进行识别、测量和跟踪,并通过进一步的图像预 处理使前景目标更适合于人眼观察或仪器检测^[66]。 在缺陷检测、零部件定位领域广泛采用机器视觉技 术。在航空发动机叶片检修过程中,采用机器视觉技 术提取深层特征,能够显著提高叶片检测的自动化水 平和准确性。

3.1 机器视觉系统组成

机器视觉系统由硬件和软件组成^[67]。其中,硬件 包括工业相机、镜头、图像采集卡、光源、计算机等元 素^[68]负责图像的采集。工业相机是将光信号转换为 电信号,目前主要有电荷耦合元件(Charge Coupled Device, CCD)和互补金属氧化物半导体 (Complementary Metal Oxide Semiconductor, CMOS)2 种传感器类型^[69],选择适当的工业相机对成像质量和 后续图像处理都有重要影响。镜头是将产品表面成 像于相机传感器上,因此在工业镜头选型时需要综合 考虑焦距、分辨率、工作距离等多个因素。图像采集 卡将相机捕获的图像信息转换为计算机可处理的数 据^[70]。光源是机器视觉系统中至关重要的组成部分, 适当的光源可以捕捉到高对比度和突出目标特征的 图像^[71-72]。另外,软件包括图像处理与分析2大模块: 前者通过诸如图像分割、图像增强、边缘检测等方法

以提升图像质量^[73];后者 则采用数学模型结合图 像处理技术来实现特征 提取并完成图像识别与 分析。机器视觉系统组 成如图7所示。



明白7月八°

3.2 传统图像处理技术

传统图像处理技术分为图像预处理和图像识别。 其中,通过采用人工设计的特征提取器和模板匹配算 法实现对图像进行分类的过程称为图像识别^[75]。而 在此之前,必须经过关键步骤——图像预处理,以提 高后续图像分析的准确性与可靠性^[76]。因此,在航空 发动机叶片表面进行损伤检测研究领域中,许多学者 致力于研究如何优化图像质量以达到更好的效果。 具体来说,这一研究方向主要从降噪和分割2个角度 出发。 在图像降噪方面,常采用频域处理方法。而频域 变换中傅里叶变换、离散余弦变换和小波变换等算法 是最具代表性的^[77]。尤其小波变换方法在时域和频 域都有良好的局部特征优势,正成为当前图像降噪领 域的研究热点。在航空发动机叶片加工过程中,马瑞 雪等^[78]首次提出将小波变换融入传统的控制图 (Multivariate Exponentially Weighted Moving Average, MEWMA)中,以解决由非平衡力等因素引起的叶片 不合格问题。该研究采用MEWMA监测生产过程中 产生的微小波动,并采用小波变换中的硬阈值处理方 法滤除掉高频信号,从而减少噪声干扰。小波去噪结 果如图8所示。图中,*T*°为多变量数据点与中心值之 间的偏差程度。经去噪后,数据再利用MEWMA控制 图进行监测,最终实现降低返修率和生产成本的 目标。



在航空叶片服役期间,由于航空发动机内部结构 紧凑,通常采用孔探检测技术来检测叶片损伤。然 而,孔探检测获得的图像质量往往对比度低、亮度不 高,难以识别叶片损伤。早在2006年,丁鹏等^[79]就针 对孔探图像提出了采用小波变换获取叶片不同位置 的频域特性,并结合多层小波得到多种频率的分量。 通过损伤频谱能量进行分析,实现了发动机叶片损伤 程度的检测。然而该研究未指明具体损伤类型。随 后,Qin等^[80]主要关注航空发动机涡轮叶片边缘损伤 检测。在重建过程中采用Sym4小波去嗓和软阈值滤 除噪声,并再次采用小波变换突出断层和边缘信息以 获得更好的图像特征参数。此外,袁英民等^[81]比较了 4种小波基处理信号效果后,发现Sym4小波分解、滤 躁的效果最为理想。

在图像分割领域,阈值分割和边缘检测是传统图 像处理技术中最为常见且深入研究的算法之一。对 于航空发动机叶片表面损伤检测,由于损伤目标与背 景的对比度普遍较低,因此寻找合适的阈值成为实现 叶片损伤目标与背景有效分离的前提条件。刘笃 喜⁸²¹采用自适应阈值分割算法解决了叶片裂纹图像 中灰度级不明显的问题。通过遍历整幅图像,不断迭 代逼近最佳分割阈值,从中提取到更完整的裂纹信 息。然而,李小丽等^[83]提出了一种基于阈值分割和 Grab Cut分割的图像预处理方法来处理打伤叶片上 的缺口。这2种方法结合使用可以更准确地提取出 叶片轮廓线,避免了边缘检测方法带来的误差。在进 行阈值分割之前,先使用 Grab Cut 对图像进行分割, 再采用最大类间方差法以达到最佳效果。

在航空发动机叶片领域,边缘检测显得尤为重要。因为叶片的边缘损伤是裂纹和其他灾难性故障的根源。常用于此类任务的算法包括 Roberts 算子^[84]、Sobel算子^[85]、Prewitt算子^[86]、Canny算子^[87]等4种 类型。其中,由于其较强的抗干扰能力和定位性能, Canny算子成为目前最经典的算法之一^[88]。Jonas等^[89] 主要针对高压压气机叶片上的凹痕、撕裂和缺口这3 种边缘损伤进行检测。采用 Canny 算子和轮廓追踪 算法 (Suzuki) 对预处理的图像生成感兴趣区域 (Region of Interest, ROI),输出损伤位置和大小,压气 机叶片损伤检测输出输出结果如图9所示。



尤敬业等^[90]采用Canny算子实现了航空发动机叶 片边缘和裂纹的检测。加入Canny算子后,图像中的 裂纹定位更加清晰。然而,在面对发动机叶片复杂的 曲面形状和背景时,目前还没有一种适用于所有场景 的检测算法。为此,董瑶等^[91]对Canny算子中部分梯 度非极大值点进行了2次筛选,并保留候选边缘点。 改进后的Canny算子提高了钛合金叶片边缘检测的 连续性,并实现了焊接修复过程中叶片边缘高精度 检测。

在发动机叶片损伤检测中,传统图像处理技术存 在以下难点:

(1)发动机叶片损伤类型多样,图像特征各异,因此无法采用统一的分割算法进行处理^[92]。对于不同

的损伤区域,需要选择合适的分割算法,这增加了图像分割的工作量。

(2)大多数图像分割算法都是基于目标区域和背景区域的灰度变化较大、纹理清晰的前提下进行的¹⁹³¹。然而,在发动机内部结构复杂、损伤区域和背景区域混杂且对比度低时,则会给图像分割带来极大困难。

因此,为了解决传统图像处理在损伤识别方面所 遇到的困难,可以尝试将深度学习应用于发动机叶片 损伤检测中¹⁹⁴¹。

3.3 基于深度学习的图像处理技术

随着深度学习概念的提出,循环神经网络 (Recurrent Neural Network, RNN)^[95]、卷积神经网络 (Convolutional Neural Network, CNN)^[96]等多目标检测 算法越来越受到关注,这得益于深度学习算法良好的 泛化能力和强大的自动提取特征能力^[97]。自从 AlexNet^[98]、VGG^[99]、GoogleNet^[100]、ResNet^[101]4大经典 CNN被提出以来,开创了采用深度神经网络解决图像 问题的途径,并开始广泛应用于目标检测领域。

在航空发动机叶片表面损伤检测研究中,目前广 泛采用卷积神经网络。但大多数研究关注的是在服 役过程中涡轮和压气机2类叶片损伤,而对生产加工 中的叶片进行的研究相对较少。在采用卷积神经网 络方面,残差网络ResNet因其易于优化的特点,在发 动机叶片表面损伤检测领域被频繁地作为骨干网来 提取特征。

在服役过程中, Chen等^[102]采用 ResNet 作为特征 提取网络来检测烧蚀、裂纹和涂层缺失 3 种损伤类 型,其准确度达到了 89.4%, 在 6FPS 的速度下运行。 Wong等^[103]同样采用 ResNet50 CNN 作为骨干网来提 取特征,该残差网络包含50个卷积层, 增加卷积层数 可以使网络学习到更复杂的特征并提高图像特征提 取的准确性。本研究选择基于区域的卷积神经网络 (Mask RCNN)对孔探图像进行损伤分割, 并赋予叶片 ID 以追踪连续帧以完成对高压压气机转子叶片损伤 几何形状全面评估。自动评估孔探损坏叶片工作流 程如图 10 所示。这项定量研究对于叶片损伤有重要 意义。

He等^[104]在采用ResNet101残差网络提取特征的基础上,融合了卷积块注意模块(Convolutional Block Attention Module, CBAM),设计出一种改进的



内窥镜检查 内窥镜视频输入 叶片损坏部位检测 损坏统计 图 10 自动评估孔探损坏叶片工作流程^[103]

Cascade Mask RCNN 网络模型。该模型采用 CBAM 不 断调整空间和通道 2个维度上的注意力权重,以突出 叶片受损区域。此外,多尺度训练也被应用于该模型 中,以提升其对不同尺寸叶片损伤的感知能力。该模 型可以识别航空发动机压气机叶片缺口和涂层损伤 2种类型,并定位和分割损伤区域,具有更强的识别 能力。在最新研究中,Li等^[105]设计了 SSEResnet101 模型以有效提取图像的细节特征。SSEResnet101模 型不仅在 ResNet 内部嵌入了注意力模块(Squeezeand-Excitation,SE),还在外部集成了跨阶段局部网络 (CSPNet)特征映射,形成了低层次和高层次的特征语 义信息融合,精度达到了 93.6%。此外,还有一些骨 干网借鉴了残差网络,例如 Zhang 等^[106]采用 Darknet-53 深层网络提取图像特征,进行叶片裂纹、撕裂、缺 口等5类损伤的识别。

研究发现,航空发动机叶片表面损伤通常较小, 仅占据图像的几个或数十个像素。传统特征提取网 络可能会导致漏检这些损伤。因此,设计更好的特征 提取网络已成为当前研究的趋势之一。为了获得更 有效的特征信息,一些学者已经探索出新型特征提取 框架。

Li等^[107]为了提高网络对叶片不同尺度损伤的敏 感性,设计了一种新的骨干网。该网络采用少量采样 操作方式以避免过滤小尺度损伤,并使用不同大小的 核进行特征图学习和融合,以学习到高代表性的特 征。在骨干网之后,还设计了粗分类器和精细检测 器。粗分类器用于过滤大部分背景区域,而精细检测 则实现对损伤图像的定位和分类。航空发动机叶片 表面损伤检测方法如图11所示。本研究选择发动机 叶片生产过程中凹坑、应力、划痕等5种类型的缺陷



图 11 航空发动机叶片表面损伤检测方法^[107]

进行模型评估。与经典目标检测方法相比,该方法取 得了更好的精度和效率,准确率高达93.5%。

4 检测技术探讨

4.1 检测技术分析

目前常用的6种无损检测技术主要应用于叶片 表面和近表面损伤的检测。在信号获取过程中,无损 检测易受干扰,并且需要人工评判损伤程度。机器视 觉检测包括图像处理和深度学习,其效果取决于数据 的质量与数量。本文综述的6种无损检测技术优缺 点见表1。机器视觉技术因其高精度和高速度等特 点逐渐受到学者们的关注,本文总结了机器视觉技术 的优缺点见表2。

表1 无损检测技术的优缺点

无损检测技术	优点	缺点
招吉检测	灵敏度高;穿透能力强,检测材料内部损伤;材料适用	直观性较差;要求被检测工件表面有一定的光洁度;对近表面损伤
	范围广;设备便携,操作相对安全。	不敏感;定性和定量困难。
涅泫检测	对工件表面及近表面的损伤有较高的检测灵敏度;抗	适用材料有限;不能检测材料内部损伤;很难实现损伤的定性和
114 111 122 123	干扰能力强。	定量。
射线检测	几乎适用所有材料;可直接显示损伤的位置大小,实	显示清晰度差;对人体有一定的伤害;对环境有辐射污染;成本
别线粒侧	用性高。	较高。
磁粉检测	操作简便,检测成本不高;适合检测铁磁性材料表面	要求被检测工件表面光滑;信赖检测人员的经验;检测范围小且速
122 123	及近表面损伤。	度较慢。
淡添桧测	灵敏度高,可检测微米级裂纹;操作简便,直观性好,	不适合检测多孔性疏松或表面粗糙的材料;只能检测损伤的表面分
沙 龙小亚顶	检测成本低。	布状态,很难实现损伤定量分析。
升 探检测	不需拆卸发动机,节省了大量维修时间;常检测叶片	龙蓝人工同时撮妗挥头和烩本图傍 主观田麦影响 带动强度十
扎採检测	外部烧蚀和裂纹。	队积八上四时 沐江 沐 人 阳 亚 旦 回 际, 王 枕 囚 杀 影 吧, 力 幼 强 反 八 。

表2 机器视觉检测技术的优缺点

检测方法	主流模型	优点	缺点
团桷朴珊	边缘检测、特征提取	活合小样木粉捉 質法京和简单 鱼棲树起	雪人工把取快征 迁田英国方阳 烤亩松关
图像处理	小波变换、模板匹配	但日小件平数1泊,异伝关巩间半,音怿住灯。	而八工淀圾付值,但用把回有限,相反权差。
返库兴力	AlexNet、ResNet	自动提取特征,泛化能力强,精度高,速度快,适合处	网络越深,计算越复杂,对显卡性能要求就越高;需
休度子刁	VGG GoogleNet	理高维数据 ^[108] 。	要大量数据训练。

4.2 检测技术组合使用

针对叶片复杂的曲面形状和损伤特征的多样性, 单一的检测手段无论是在数据收集还是检测方法方 面,检测精度都较低。因此,当前研究中不同技术的 组合使用成为了热点问题。例如,在借助孔探检测图 像时采用机器视觉识别损伤,以达到辅助人工检测目 标;深度学习和图像处理结合,则可以提取更有效的 特征,并在一定程度上提高损伤检测的准确性和精 度。Kim等^[109]提出了一种基于视频内窥镜的卷积神 经网络和图像处理技术的发动机叶片损伤检查方法, 以解决异物对风扇叶片和高压压气机叶片造成的损 坏问题。该方法采用内窥镜等光学设备采集叶片情 况,并通过主成分分析(Principal Component Analysis, PCA)获取特征图像,再运用尺度不变特征变换 (Scale-Invariant Feature Transform, SIFT)算法从2幅 图像中依次获取特征点,K-D树匹配最相似部分并预 处理图片得到可疑区域。接着结合卷积神经网络将 可疑区域分类为损坏和正常,每张图片的预测准确率 达92.5%,而损伤检测率则达100%。这一方法有效 地解决了目视检查中存在的工作强度大、主观性强及 风险不利等问题。Shang等¹⁶⁴提出了一种基于深度学 习的内窥镜图像处理技术,应用于航空发动机叶片原 位损伤检测。该研究采用3D打印技术制造出不同损 伤模式(如损坏、烧伤和裂纹等)的叶片并关注其浅层 纹理信息,数码相机拍摄的6个模拟损坏叶片图像如 图12所示。通过采用纹理聚焦多尺度特征融合网络 (Texture-Focus Multi-Scale Feature Fusion Network, TFNet),构建了增强型掩模 RCNN 网络,实现了对叶 片损伤模式分类、定位和区域分割3项功能。此外, 引入平衡L1损失以完善评价指标。大量试验证明该 方法在航空发动机叶片原位损伤检测中具有巨大潜力。不同模型对叶片单个损伤图像的可视化结果如图13所示。



图 13 不同模型对叶片单个损伤图像的可视化结果[64]

5 总结

(1)数据收集是未来航空发动机表面损伤检测的 发展方向之一,为了研究航空发动机叶片表面损伤智 能识别系统,需要大量的数据。然而,目前几乎没有 公开的数据集,因此数据收集变得相当困难。此外, 由于叶片损伤类型繁多且同类损伤特征不尽相同,应 该从多个角度(如光照方式和传感器等)尽可能地收 集更多的数据。

(2)损伤检测将采用多方法融合方式,包括数据 和检测技术的结合。为了提高损伤检测的准确性,通 常会在多个位置安装传感器以获取所需信息^[110]。然 而,由于多个传感器收集到的数据是不确定且可能存 在冲突,因此可以考虑采用数据融合手段(如声、电、 磁信号等与光学图像相结合)来获取更有效的数据。 此外,无损检测技术虽然精度较高但依赖人工操作效 率低,因此可借助机器视觉实现智能化检测。

(3)损伤检测需要完善评估标准,目前尚未系统 地描述叶片损伤的类型、位置、根本原因及其相互关 系。甚至在不同领域中,对于叶片损伤类型的定义也 存在分歧。由于缺乏明确的评估标准,人工检测只能 依赖经验丰富的工作人员进行判断。应该持续改进 叶片损伤评估标准,并建立强大数据库,为后续智能 识别叶片表面损伤系统研究奠定基础。

(4)由于航空发动机叶片具有结构复杂、损伤面 积小且损伤特征多样化等特点,因此深度学习技术成 为当前研究领域内备受关注的方向之一。虽然深度 学习已经在多个领域得到了广泛应用,但在发动机叶 片表面损伤检测领域仍处于起步阶段。未来需要进 一步积累数据并把握社会趋势,开展更加精确的自动 化系统设计与优化工作。

参考文献:

- [1] 许艳芝, 雷晓波, 文敏, 等. 某发动机喷管构件高温载荷测量[J]. 机 械强度, 2019, 41(3):696-701.
 - XU Yanzhi, LEI Xiaobo, WEN Min, et al. High temperature load measurement of an engine nozzle component[J]. Journal of Mechanical Strength, 2019, 41(3):696-701.(in Chinese)
- [2] Chen R, Lyu F, Li Q, et al. Failure analysis on foreign object damage of aero-engine compressor blade[C]//2009 8th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety. New York: IEEE, 2009: 1085–1088.
- [3] Yang P P, Yue W H, Li J, et al. Review of damage mechanism and protection of aero-engine blades based on impact properties[J]. Engineering Failure Analysis, 2022, 140: 106570.
- [4] Mustafa A H, Badairy H H, Mehta S. Gas turbine aero-engine first Stage Turbine Blade Failure Investigation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(5):1-4.
- [5] Rao N, Kumar N, Prasad B, et al. Failure mechanisms in turbine blades of a gas turbine Engine: an overview[J]. International Journal of Engineering Research and Development, 2014, 10(8):48–57.
- [6] Ngoret J K, Kommula V P. Monitoring material degradation in aircraft turbine blades: a comprehensive survey on current techniques[C]// Proceedings of the Sustainable Research and Innovation Conference. Kenya: JKUAT , 2022;21–29.
- [7] Madhav S, Roy M. Failure analysis of compressor blades of aero-engine
 [J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2022, 22(3): 1118– 1125.

[8] 张令波,程丛高.酸性盐雾对航空材料及结构件腐蚀影响研究[J].航空标准化与质量,2015(5):43-47. ZHANG Lingbo, CHENG Conggao.Effect of acid salt spray on corrosion of aeronautical materials and structural parts[J].Aeronautic Standardization and Quality,2015(5):43-47.(in Chinese)

- [9] Jonas A, Dirk P, Antonija M. Evaluation of Influence factors on the visual inspection performance of aircraft engine blades[J]. Aerospace, 2022,9(1):18.
- [10] Xia Y, Sheng H, Chen Z. A comprehensive review on blade damage detection and prediction[C]//2021 International Conference on Sensing, Measurement and Data Analytics in the era of Artificial Intelligence(ICSMD).Nanjing:IEEE,2021:1-6.

- [11] Jonas A, Dirk P. Comparative analysis of human operators and advanced technologies in the visual inspection of aero engine blades[J]. Applied Sciences, 2022, 12(4):2250.
- [12] Zhang B, Ma X L. A review: pitting corrosion initiation investigated by TEM[J]. Journal of Materials Science and Technology, 2019, 35(7): 1455–1465.
- [13] 刘正宇. 浅谈 GE 燃气轮机压气机叶片的腐蚀问题[J]. 燃气轮机发 电技术,2006,8(3):216-219.

LIU Zhengyu. Discussion on corrosion of GE gas turbine compressor blade[J]. Gas Turbine Power Generation Technology, 2006, 8 (3) : 216–219.(in Chinese)

[14] 霍武军,孙护国.海航发动机压气机叶片腐蚀与防护措施[J]. 航空 工程与维修,2002(6):39-41.

HUO Wujun, SUN Huguo. Corrosion and precaution for blades of aero-engine compressor in the Navy air arm[J].Aeronautical Engineering and Maintenance, 2002(6):39-41.(in Chinese)

[15]李鹏涛, 左洪福, 肖文, 等. 航空发动机叶片损伤及其修复技术研究与展望[J/OL]. 航空学报. https://link.cnki.net/urlid/11.1929.V. 20231108.1038.014

LI Pengtao, ZUO Hongfu, XIAO Wen, et al. Research and prospect of aero engine blade damage and its repair technology[J/OL]. Acta Aeronauticaet Astronautica Sinica. https://link.cnki.net/urlid/11.1929. V.20231108.1038.014(in Chinese)

- [16] Wagner K C, Byrd G D. Evaluating the effectiveness of clinical medical librarian programs: a systematic review of the literature[J]. Journal of the Medical Library Association, 2012, 100(4):14–33.
- [17] Sahu J K, Ravi K B, Das S K, et al. Isothermal high temperature low cycle fatigue behavior of Nimonic-263: Influence of type I and type II hot corrosion[J]. Materials Science and Engineering: A, 2015, 622: 131-138.
- [18] 孙睿毓,李艳明,李青,等.某航空发动机高压涡轮导向叶片高温 失效分析[J]. 风机技术,2023,65(1):87-91.
 SUN Ruiyu, LI Yanming, LI Qing, et al. High temperature failure analysis of a high pressure turbine guide blade of an aero engine[J].
 Fan technology,2023,65(1):87-91.(in Chinese)
- [19] 韩世进. 发动机高压涡轮叶片的氧化损伤分析[J]. 航空维修与工程,2022(3):26-28.

HAN Shijin. Oxidative damage analysis of engine high pressure turbine blades[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2022(3): 26–28.(in Chinese)

- [20] Aust J, Pons D. Taxonomy of gas turbine blade defects[J]. Aerospace, 2019,6(5):58.
- [21] 吴征. 波音 777飞机装载的 PW4077D 发动机高压涡轮叶片硫化腐蚀问题浅析[J]. 航空维修与工程, 2013(6):59-60.
 WU Zheng. Analysis of vulcanization corrosion of PW4077D engine high pressure turbine blade in Boeing 777 aircraft[J]. Aviation

Maintenance and Engineering, 2013(6):59-60.(in Chinese)

[22] 马超,王玉娜,武耀罡,等.航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤特征[J].航空动力学报,2017,32(5):1105-1111.
 MA Chao, WANG Yuna, WU Yaogang, et al. Impact damage

characteristics of aeroengine fan blades by hard objects[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5):1105–1111.(in Chinese)

- [23] 葛宁.发动机叶片抗外物损伤能力评估技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2012.
 - GE Ning. Research on evaluation technology of engine blade damage resistance to foreign objects[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.(in Chinese)
- [24] Witek L. Numerical stress and crack initiation analysis of the compressor blades after foreign object damage subjected to highcycle fatigue[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18 (8): 2111– 2125.
- [25] 舒畅,程铭,许煜,等. 航空发动机压气机叶片外物损伤规律研究 [J]. 机械工程学报,2019,55(13);87-94.

SHU Chang, CHENG Ming, XU Yu, et al. Study on damage law of aeroengine compressor blade[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019,55(13):87-94.(in Chinese)

[26] 易忠辉. 基于混合现实平台的发动机叶片损伤识别研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2021.

YI Zhonghui. Research on defects identification of engineblade based on mixed reality platform[D]. Guanghan: Civil AviationFlight University of China, 2021.(in Chinese)

[27] 马超,武耀罡,师利中,等.航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤的统计分析[J].航空维修与工程,2016(3):41-42.
 Ma Chao, WU Yaogang, SHI Lizhong. Statistical analysis on hard

object impact damage for aero-engine fan blade[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2016(3):41-42.(in Chinese)

SHU Chang, CHENG Ming, XU Yu. Research on blade damage of aeroengine impacted by different metal hard objects[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1):18-29.(in Chinese)

[29] 张静,农昌瑞,张海兵,等.基于深度学习的发动机叶片故障检测 技术[J].航空发动机,2022,48(1):68-75.

ZHANG Jing, NONG Changrui, ZHANG Haibing, et al. Fault detection technology of engine blade based on deep learning[J].Aeroengine, 2022,48(1):68-75.(in Chinese)

- [30] Zou F. Review of aero-engine defect detection technology[C]//2020 IEEE 4th Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference (ITNEC). New York: IEEE, 2020: 1524-1527.
- [31] 徐健.发动机叶片原位无损检测技术研究[D].辽宁大连:大连理工 大学,2016.

XU Jian. Research on situ non-destructive testing technology of engine blade[D]. Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2016.(in Chinese)

[32] 刘方芳. 基于机械手的叶片扫查超声检测技术[D]. 北京:北京理工 大学,2016.

LIU Fangfang. Blade scanning ultrasonic detection technology based on manipulator[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)

[33] 刘红妤. 基于超声波检测设备软件系统研究[J]. 应用能源技术, 2022(6):12-15.

LIU Hongyu. Research on software system based on ultrasonic testing equipment[J]. Applied Energy Technology, 2022 (6) : 12-15. (in

Chinese)

42

[34] 章学兵, 骆国防. 基于风机叶片缺陷的超声波检测方法分析[J]. 河 北电力技术, 2022, 41(1): 76-79.

ZHANG Xuebing, LUO Guofang. Analysis of ultrasonic detection method based on fan blade defect[J]. Hebei Electric Power, 2022, 41 (1):76-79.(in Chinese)

[35] 费林雁, 焦志敏. 超声波探伤在中厚板产线的研究与应用[J]. 中国 金属通报, 2020(5):271-272.

FEI Linyan, JIAO Zhimin.Research and application of ultrasonic flaw detection in production line of medium and thick plate[J]. China Metal Bulletin, 2020(5):271–272.(in Chinese)

- [36] Fierro G P M, Meo M. Residual fatigue life estimation using a nonlinear ultrasound modulation method[J]. Smart Materials and Structures, 2015, 24(2):025040.
- [37] Wang P, Wang W, Zheng S, et al. Fatigue damage evaluation of compressor blade based on nonlinear ultrasonic nondestructive testing [J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2021,9(12):1358.
- [38] Tiwari K A. Raisutis R.Refinement of defect detection in the contact and non-contact ultrasonic non-destructive testing of wind turbine blade using guided waves[J]. Procedia Structural Integrity, 2018, 13: 1566-1570.
- [39] 徐镜洲,张涵茹. 涡流检测技术在航空工业领域的应用[J]. 中阿科 技论坛,2022(8):145-149.

XU Jingzhou, ZHANG Hanru. Application of eddy current detection technology in aviation industry[J]. China-arab States Science and Technology Forum, 2022(8):145–149.(in Chinese)

[40] 杨光. 某发动机风扇转子叶片涡流检测传感器设计[J]. 新型工业 化,2021,11(12):222-225.

YANG Guang. Design of Eddy current detection sensor for rotor blade of an engine fan[J]. New industrialization, 2021, 11(12):222-225.(in Chinese)

 [41] 谢建红,袁阿琳,吴莎莎,等. 航空发动机涡轮叶片近表面缺陷的 涡流检测[J]. 无损检测,2022,44(9):13-15,21.
 XIE Jianhong, YUAN Alin, WU Shasha, et al. Eddy current detection

of near surface defects in aeroengine turbine blades[J]. Nondestructive testing, 2022, 44(9):13–15, 21.(in Chinese)

- [42] Xie R F, Chen D X, Pan M C, et al. Fatigue crack length sizing using a novel flexible eddy current sensor array[J]. Sensors(Basel), 2015, 15 (12):32138-32151.
- [43] 杨戈,王婵,张翼东,等.航空发动机涡轮叶片涡流自动化检测试验研究[J].失效分析与预防,2022,17(5):334-339.
 YANG Ge, WANG Chan, ZHANG Yidong, et al. Experimental study on automatic Eddy current testing of aeroengine turbine blades[J].
 Failure analysis and prevention,2022,17(5):334-339.(in Chinese)
- [44] Heuer H, Schulze M H, Meyendorf N. Non-Destructive Evaluation (NDE) of composites: eddy current techniques[C]//Non-destructive evaluation (NDE) of Polymer Matrix Composites. Cambridge: Woodhead publishing, 2013; 33-55.
- [45]高岩.无损检测在直升机复合材料检测中的应用[C]//2019年(第四届)中国航空科学技术大会.北京:中航出版传媒有限公司, 2019:626-629.

GAO Yan. Application of nondestructive testing in helicopter

composite testing[C]//2019 (the fourth) China Aviation Science and Technology Conference. Beijing: Avic Publishing Media Co., LTD, 2019:626-629.(in Chinese)

[46] 邬冠华,熊鸿建.中国射线检测技术现状及研究进展[J]. 仪器仪表 学报,2016,37(8):1683-1695.

WU Guanhua, XIONG Hongjian. Current status and research progress of X-ray detection technology in China[J]. Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(8): 1683–1695. (in Chinese)

- [47] Wang Y G, Li B, Chen L. Region segmentation based radiographic detection of defects for gas turbine blades[C]// 2015 IEEE International Conference on Mechatronics And Automation. New York: IEEE, 2015:1681-1685.
- [48] Chen L, Li B, Zhang L, et al.3D positioning of defects for gas turbine blades based on digital radiographic projective imaging[J].NDT and E International, 2023, 133(2):102751.
- [49] Józef B, Marek C, Artur K, et al. Exemplification of detecting gas turbine blade structure defects using the X-ray computed tomography method[J]. Aerospace, 2021,8(4):119.
- [50] Liu L, Yu H, Zheng C, et al. Nondestructive thickness measurement of thermal barrier coatings for turbine blades by terahertz time domain spectroscopy[J]. Photonics, 2023, 10(2):105.
- [51] 张成侠. 磁粉探伤在汽轮机叶片质量检测中的应用[J]. 中国新技术新产品, 2019(1):66-67.

ZHANG Chengxia. Application of magnetic particle flaw detection in turbine blade quality detection[J]. New Technology and New Products of China, 2019(1):66–67.(in Chinese)

[52] 牟立颇. 压气机转子叶片的磁粉检测[J]. 无损检测, 2014(8): 57-59.

MOU Lipo. Magnetic particle detection of compressor rotor blades[J]. Nondestructive testing, 2014(8):57-59.(in Chinese)

[53] 李凌,熊裕,周先火,等.叶片磁粉检测的技术研究[J]. 无损探伤, 2022,46(5):46-48.

LI Ling, XIONG Yu, ZHOU Xianhuo, et al. Research on magnetic particle detection technology of blade[J]. Nondestructive testing, 2022,46(5):46-48.(in Chinese)

- [54] Liu J, Yu H, Mei L, et al. Development of a new type of automatic magnetic particle inspection wall-climbing robot[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2021, 13(9):1-15.
- [55] 闫彧,纪帅帅,侯姗姗,等.奥氏体不锈钢弹簧的无损检测方法分 析[J]. 无损探伤,2022,46(3):5-9.

YAN Yu, JI Shuaishuai, HOU Shanshan, et al. Analysis of nondestructive testing methods for austenitic stainless steel springs[J]. Nondestructive testing, 2022, 46(3):5-9.(in Chinese)

[56] 唐建朝,王丹,田锦娟,等.基于机器学习的涡轮叶片荧光渗透检 测图像缺陷识别[J].信息与电脑(理论版),2022,34(10):90-93,101.

TANG Jianchao, WANG Dan, TIAN Jinjuan, et al. Image defect recognition based on machine learning for fluorescent permeation detection of turbine blades[J]. Information and computer, 2022, 34 (10):90-93,101.(in Chinese)

[57] 马建徽,杨光,刘勇. 航空发动机涡轮叶片的内窥镜荧光渗透原位 检测[J]. 无损检测,2020,42(6):50-53. MA Jianhui, YANG Guang, LIU Yong. The in-situ detection of aeroengine turbine blades by endoscopic fluorescence penetration[J]. Nondestructive Testing,2020,42(6):50-53.(in Chinese)

[58] 曾凤英. 航空发动机叶片荧光渗透检测显像方法改进[J]. 中国航 班, 2020(24):40-41.

ZENG Fengying. Improved imaging method of aero engine blade fluorescence penetration detection[J]. China Airlines, 2020(24):40– 41.(in Chinese)

- [59] Kutman M K, Muftuler F Z B, Harmansah C, et al. Use of bacteria as fluorescent penetrant for Penetrant Testing(PT)(article)[J]. Journal of Nondestructive Evaluation, 2020, 39(1):1–6.
- [60] 哈明昊, 王斌, 董建男. 孔探检测在航空发动机维护中的应用[J]. 工程技术(全文版), 2018(11): 219-221.

HA Minghao, WANG Bin, DONG Jiannan. Application of borehole detection in aero-engine maintenance[J]. Engineering Technology, 2018(11):219-221.(in Chinese)

- [61] 李续博,王文庆,王凯,等.人工智能技术在航空发动机孔探检测中的应用进展[J]. 航空工程进展,2023,14(2):12-23.
 LI Xubo, WANG Wenqing, WANG Kai, et al. Progress in the application of artificial intelligence technology to aero engine hole detection [J]. Aeronautical engineering progress, 2023, 14 (2): 12-23. (in Chinese)
- [62] Yuan Z D. Borescope inspection for HPT blade of CFM56-7B engine [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, 382(3):032008.
- [63] Ma L, Jia J, Hu Y, et al. An improved SFS method for civil aviation engine 3D borescope inspection[C]//Optical Metrology and Inspection for Industrial Applications V. Bellingham: Spie–Int Soc Optical Engineering, 2018:321–327.
- [64] Shang H B, Sun C, Liu J X, et al. Deep learning-based borescope image processing for aero-engine blade in-situ damage detection[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 123:107473.
- [65] Li X, Wang C, Ju H, et al. Surface defect detection model for aeroengine components based on improved YOLOv5[J]. Applied Sciences, 2022, 12(14):1–13.
- [66] 胡琢.飞机泊位过程建模与三维测距算法研究[D]. 沈阳:东北电力 大学,2007.

HU Zhou. Research on aircraft berth process modeling and 3D ranging algorithm[D]. Shenyang: Northeast Dianli University, 2007. (in Chinese)

- [67] Bao J M, Jing J F, Xie Y H. A defect detection system of glass tube yarn based on machine vision[J]. Journal of Industrial Textiles, 2022, 53:1–23.
- [68] Swarit A S, Aitha S K, Desai K A. Comparative assessment of common pre-trained CNNs for vision-based surface defect detection of machined components[J]. Expert Systems with Applications, 2023, 218:119623.

[69] 陈秋强.基于机器视觉定位的表壳镶钻机控制系统研究与开发 [D]. 广州:华南理工大学,2015.

CHEN Qiuqiang. Research and development of control system of watchcase insert drilling machine based on machine vision positioning [D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2015. (in Chinese)

[70] 李薇薇, 于博. 机器视觉检测系统的组成[J]. 信息系统工程, 2018(1):104.

LI Weiwei, YU Bo. The composition of machine vision inspection system[J].China CIO News, 2018(1):104.(in Chinese)

- [71] Hong W Y, Shuai H. Analysis of light source selection and lighting technology in machine vision[C]//2021 International Conference on Computer Engineering and Application (ICCEA). New York: IEEE, 2021:511-514.
- [72] 侯远韶.机器视觉系统中光源的选择[J].洛阳师范学院学报,2014 (8):45-49.

HOU Yuanshao. The choice of light source in machine vision system [J]. Journal of Luoyang Normal University, 2014 (8) : 45-49. (in Chinese)

[73]张涛,刘玉婷,杨亚宁,等.基于机器视觉的表面缺陷检测研究综述[J].科学技术与工程,2020,20(35):14366-14376.

ZHANG Tao, LIU Yuting, YANG Yaning, et al. A review of surface defect detection based on machine vision[J].Science, Technology and Engineering, 2020, 20(35):14366–14376.(in Chinese)

- [74] Xiao Z F, Wang J L, Han L, et al. Application of machine vision system in food detection[J].Frontiers in Nutrition, 2022, 9:888245.
- [75] Wang Z, Guo L, Wang S, et al. Review of random walk in image processing[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2017,26(1):17-34.
- [76] Mohan A, Poobal S.Crack detection using image processing: a critical review and analysis[J].Alexandria Engineering Journal, 2018, 57(2): 787–798.
- [77] Goyal B, Dogra A, Agrawal S, et al. Image denoising review: from classical to state-of-the-art approaches[J].Information Fusion, 2020, 55: 220-244.
- [78] 马瑞雪,张耀虎,马光辉.控制图在航空叶片加工过程中的性能研究[J].航空精密制造技术,2015(4):24-26.
 MA Ruixue,ZHANG Yaohu, MA Guanghui.Study on the performance of control chart in the machining process of aircraft blade[J].Aviation Precision Manufacturing Technology,2015(4):24-26.(in Chinese)

[79] 丁鹏,李长有,马齐爽,等.基于小波的航空发动机叶片孔探损伤 检测[J].北京航空航天大学学报,2006(12):1435-1438.
DING Peng, LI Changyou, MA Qishuang, et al. Damage detection of aero-engine blade through hole detection based on wavelet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(12):

1435-1438.(in Chinese)[80] Qin Y F, Cao J B, Cao J Q. Application of wavelet transform in image processing in aviation engine damage[J]. Applied Mechanics and

[81] 袁英民,孙金立,万钧,等.某航空发动机压气机叶片超声检测信号处理——四种典型小波基的应用比较[J].无损检测,2004(7): 332-336.

Materials, 2013(347-350): 3576-3580.

YUAN Yingmin, SUN Jinli, WAN Jun, et al. Ultrasonic detection signal processing of an aero-engine compressor blade: comparison of four typical wavelet bases[J]. Nondestructive Testing, 2004(7): 332-336.(in Chinese)

[82] 刘笃喜, 温立民, 朱名铨. 飞机发动机叶片裂纹自适应检测算法的

研究[J]. 测控技术,2007,26(6):31-33.

LIU Duxi, WEN Limin, ZHU Mingquan. Research on adaptive detection algorithm of aircraft engine blade crack[J]. Measurement and Control Technology, 2007, 26(6):31–33.(in Chinese)

[83] 李小丽,陈新波,梁德钧,等.基于图像预处理的发动机叶片掉块 损伤自动测量技术[J].推进技术,2023,44(4):220-229.
LI Xiaoli, CHEN Xinbo, LIANG Dejun, et al. Automatic measurement technology of engine blade loss damage based on image preprocessing
[J]. Advancing technology,2023,44(4):220-229.(in Chinese)

- [84] Sobel I, Feldman G. A 3x3 isotropic gradient operator for image processing[M]. New York: Wiley, 1968:271-272.
- [85] Sobel I E. Camera models and machine perception[M]. Ann Arbor: Stanford University, 1970:99.
- [86] Prewitt J. Object enhancement and extraction[J]. Picture Processing and Psychopictorics, 1970, 10(1):15–19.
- [87] Canny J. A computational approach to edge detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1986, 8 (6):679–698.
- [88] 马亚洲. 机器视觉中边缘检测算法的研究[D]. 重庆:重庆理工大学,2010.

MA Yazhou. Research on edge detection algorithm in machine vision [D]. Chongqing: Chongqing University of Technology, 2010. (in Chinese)

- [89] Aust J, Shankland S, Pons D, et al. Automated defect detection and decision-support in gas turbine blade inspection[J]. Aerospace, 2021, 8(2):30.
- [90] 尤敬业,何娟娟. 航空发动机叶片检测与裂纹分析[J]. 计测技术, 2016(A1):74-75.

YOU Jingye, HE Juanjuan. Aeroengine blade detection and crack analysis[J]. Metrology and Measurement Technology, 2016 (A1): 74–75.(in Chinese)

[91] 董瑶,李伟超,刘今越,等.用于航空发动机叶片焊接修复的改进 Canny算法[J].焊接学报,2018,39(1):37-40,130. DONG Yao,LI Weichao,LIU Jinyue, et al. Improved canny algorithm for welding repair of aero engine blades[J]. Transactions of the China

Welding Institution, 2018, 39(1): 37–40, 130.(in Chinese)

[92] 旷可嘉. 深度学习及其在航空发动机缺陷检测中的应用研究[D]. 广州:华南理工大学,2017.

KUANG Kejia. Deep learning and its application in aero-engine defect detection[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2017.(in Chinese)

[93] 张茵. 基于目标区域的图像检索技术与实现[D]. 北京:首都经济贸易大学,2008.

ZHANG Yin. The technology and realization of image retrieval based on target region[D]. Beijing: Capital University of Economics and Business, 2008. (in Chinese)

[94] Wang H W, Gao J, Wu H Q. Reliability analysis on aero-engine using Bayesian model averaging[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29 (2):305-313.

[95] Medsker L R, Jain L C. Recurrent neural networks[J]. Design and

Applications, 2001, 5:64–67.

- [96] Lecun Y, Boser B, Denker J S, et al. Backpropagation applied to handwritten zip code recognition[J]. Neural Computation, 1989, 1(4): 541-551.
- [97] Schmidhuber J. Deep learning in neural networks: an overview[J]. Neural Netw, 2015, 61:85–117.
- [98] Krizhevsky A, Sutskever I, Hintion G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[J]. Communications of the ACM, 2017,60(6):84–90.
- [99] Simonyan K, Zisserman A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[J/OL]. Computer Science. https://doi. org/10.48550/arXiv.1409.1556.
- [100] Szegedy C, Liu W, Jia Y, et al. Going deeper with convolutions (conference paper) [J]. Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2015, 7: 1–9.
- [101] He K, Zhang X, Ren S, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//2016 IEEE Conference On Computer Vision And Pattern Recognition(CVPR).New York: IEEE, 2016:770-778.
- [102] Chen L Q, Zou L, Fan C E, et al. Feature weighting network for aircraft engine defect detection[J]. International Journal of Wavelets, 2020,18(3):2050012.
- [103] Wong C Y, Seshadri P, Parks G T. Automatic borescope damage assessments for gas turbine blades via deep learning[R]. AIAA– 2021–1488.
- [104] He W, Li C, Nie X, et al. Recognition and detection of aero-engine blade damage based on Improved Cascade Mask R-CNN[J]. Applied Optics, 2021, 60(17):5124–5133.
- [105] Hu Q, Wei X, Liang X, et al. In-process vision monitoring methods for aircraft coating laser cleaning based on deep learning[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2023, 160:107291.
- [106] Zhang D, Zeng N, Lin L. Detection of blades damages in aero engine [C]//2020 Chinese Automation Congress (CAC). New York: IEEE, 2020; 6129-6134.
- [107] Li D W, Li Y D, Xie Q, et al. Tiny defect detection in high-resolution aero-engine blade images via a coarse-to-fine framework
 [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2021, 70:1–12.
- [108] 张抢强.基于分块卷积的大图像输入卷积神经网络优化[D].北京:北京邮电大学,2017.
 ZHANG Qiangqiang.Large image input convolutional neural network optimization based on block convolution[D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications,2017.(in Chinese)
- [109] Kim Y H, Lee J R. Videoscope-based inspection of turbofan engine blades using convolutional neural networks and image processing[J]. Structural Health Monitoring, 2019, 18(5-6):2020-2039.
- [110] 郭利明.图像处理及图像融合[D].西安:西北工业大学,2006. GUO Liming. Image processing and image fusion[D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University,2006.(in Chinese)

基于循环参数分析的涡轮基组合动力系统用 高速涡轮发动机构型方案

杨天宇,韩 佳,刘旭阳,徐 雪,刘太秋 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:在涡轮基组合动力系统的使用场景中,高速涡轮发动机为了实现起飞、跨声速、模态转换等状态下的性能指标,需要扩展使用速域范围,兼顾多状态推力性能,对于发动机构型和循环参数选取提出了特殊的要求。开展基于循环参数分析的高速涡轮发动机构型方案设计,通过分析高速涡轮发动机在不同速域下的使用需求,明确发动机的技术特征,并从性能、结构、技术发展趋势等多角度对高速涡轮发动机构型进行分析,针对双转子涡扇构型的高速涡轮发动机开展循环参数分析,明确压比、涵道比和涡轮前温度对发动机不同工况性能的影响。结果表明:变循环是高速涡轮发动机的理想构型方案。现阶段应基于双转子涡扇构型逐步集成变循环特征部件,并通过合理的循环参数匹配,实现高低速性能的兼顾。

关键词:临近空间高超声速;涡轮基组合循环发动机;高速涡轮发动机;构型;循环参数

中图分类号:V231.3 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.005

High-speed Turbine Engine Configuration Scheme for Turbine-Based Combine Cycle Power System Based on Cycle Parameter Analysis

YANG Tian-yu, HAN Jia, LIU Xu-yang, XU Xue, LIU Tai-qiu

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

Abstract: In the application scenarios of turbine-based combined cycle power system, high-speed turbine engines need to expand the use speed range and consider multi-state thrust performance to achieve performance measures under conditions such as takeoff, transonic, and mode transition. Special requirements are put forward for engine configuration and cycle parameter selection. The configuration scheme design for high-speed turbine engines was conducted based on cycle parameter analysis. By analyzing the usage requirements of high-speed turbine engines in different speed domains, the technical characteristics of the engine were defined, and the configuration of the high-speed turbine engine was analyzed from multiple perspectives such as performance, structure, and technology development trends. The cycle parameter analysis of the high-speed turbine engine with a twin-spool turbofan configuration was conducted to clarify the influences of pressure ratio, bypass ratio, and turbine entry temperature on engine performance under different operating conditions. The results show that the variable cycle configuration is the ideal scheme for high-speed turbine engines. At present, it is necessary to gradually integrate variable cycle characteristic components based on the twin-spool turbofan configuration, and achieve a balance between highand low-speed performance through reasonable cycle parameter matching.

Key words: near-space hypersonic; turbine based combined cycle engine; high-speed turbine engine; configuration; cycle parameter

0 引言

高超声速动力装置是实现高超声速飞行的核心, 也是目前技术发展的瓶颈^[1-2]。从可预见的技术发展 趋势看,任何单一吸气式动力装置都难以实现从亚声 速、跨声速、超声速和高超声速工作,水平起降、高超 声速装备需要组合动力已基本达成共识^[3-4]。基于涡 轮发动机、冲压发动机和火箭发动机3种基础动力装 置,根据不同飞行*Ma*需求和任务特点可形成涡轮基 组合循环发动机(Turbine-Based Combine Cycle,

收稿日期:2022-10-19 基金项目:航空动力基础研究项目资助 作者简介:杨天宇(1987),男,工程师。

引用格式:杨天宇,韩佳,刘旭阳,等. 基于循环参数分析的涡轮基组合动力系统用高速涡轮发动机构型方案[J]. 航空发动机,2024,50(2):45-51.YANG Tianyu, HAN Jia, LIU Xuyang, et al. High-speed turbine engine configuration scheme for turbine-based combine cycle power system based on cycle parameter analysis[J].Aeroengine,2024,50(2):45-51. TBCC)、火箭基组合循环发动机(Rocket-Based Combined Cycle, RBCC)和空气涡轮火箭发动机(Air-Turbo-Rocket, ATR)等多种组合方式^[5-6]。基于多种 构型的高超声速组合动力装置发展情况,从性能、可 靠性、经济性等多维度进行比较, TBCC构型具有长时 间可重复使用、吸气式高比冲、结构简单、可靠性好和 可维护性好等技术优势。

美国早在20世纪50年代就已经开始进行TBCC 动力技术探索,经过大量的研究论证确认TBCC是最 佳的吸气式推进方案,将TBCC技术列为空天技术发 展的第1位。从80年代开始,经过国家空天飞机计划 (National Airspace System Plan, NASP)、"猎鹰"组合循 环发动机技术 (Falcon Combined Cycle Engine Technology, FaCET)计划、模态转换验证计划(Modal Transition, MoTr)等诸多积累[7-8],以及大量高速涡轮 发动机(J58、RTA、MIPCC、HiSTED等)和双模态超燃 冲压发动机(X-43A、X-51A、MSCC等)技术研究计划 的积累,美国的TBCC动力研究已经步入工程化发展 阶段,典型代表为SR-72飞行器动力方案研究和先进 全状态发动机计划 (Advance Full-Speed Range Engine, AFRE)。其中, SR-72飞行器目标为装备研 制,计划于2030年服役,动力方案为Ma=6级的并联 TBCC,由高速涡轮机和双模态超燃冲压发动机组合 而成; AFRE 计划目标为 Ma=5+级全尺寸并联 TBCC 整机自由射流验证,是TBCC工程化研制的重要步骤 和标志^[9-10]。TBCC主要由涡轮发动机和冲压发动机 组合。飞机由涡轮发动机推动起飞、爬升,基于冲压 发动机起动、稳定工作的速度条件,需要涡轮机在Ma =3甚至更高的速域范围内满足推力性能和可靠性要 求[11-12]。早期,Ma=3级的涡轮发动机继承第1、2代成 熟的涡轮发动机,采用如单转子涡喷构型、低压比压 气机、连续放气循环和射流预冷等该时期典型的高 Ma特征技术,实现了从Ma从2提高至3的跨越。但 是,受温度负荷水平的限制,存在单位推力不大、高 Ma状态推力不足、耗油率较高等问题,不能适应目前 组合动力涡轮基的需求。近年来,国内外针对低速段 动力的包线拓展技术开展了广泛研究。基于现有 Ma =2的涡轮机,结合火箭辅助和进气预冷等技术,可在 短期内实现低速通道速域范围的扩展,但也带来了系 统尺寸、质量和系统复杂程度的提升。因此,开展Ma =3~4的涡轮发动机的设计研究对组合动力发展和 临近空间飞机具有极重大的意义[13]。

本文基于TBCC组合动力系统对高速涡轮机的 需求,开展高速涡轮机构型和循环参数分析,明确提 出高速涡轮机构型的发展方向和参数匹配特征。

1 TBCC组合动力系统对高速涡轮机的需求

高超声速飞机需要较大的起飞质量,以满足远航 程和有效载荷等战术、战略指标要求^[14-15]。此外,面 对更宽的速域范围,对飞机机体提出了更高的耐温需 求,导致机体结构更重,尺寸更大,对起飞推力、起飞 推重比、跨声速推力提出了更高的要求。在TBCC组 合动力系统中,涡轮发动机是起飞、跨声速阶段的工 作动力单元,因此,以大推力级、高单位推力的涡轮发 动机为基础发展组合动力是高超声速飞机动力装备 的必然选择^[16-17]。同时为了满足亚燃冲压、甚至超燃 冲压发动机的起动速度需求,涡轮发动机需要扩展使 用速域,具备在*Ma*=3~4的稳定运转能力,并满足推 力性能需求。

1.1 使用速域扩展需求

为满足 TBCC 组合动力系统模态转换的速域需求,涡轮发动机工作包线需要扩展至 Ma=3.5~4级。 发动机工作包线扩展、进口温度提升如图1 所示。从

图中可见,发动机进口温 度 由 当 前 Ma=2 级 的 120℃提升至Ma=3.5级的 460℃。进口温度大幅提 升将对发动机进气压缩部 件的气动和结构设计产生 较大影响。考虑到现阶段



风扇钛合金材料的耐温能力和强度储备,只能通过降低转速、提高轮毂比等手段予以缓解。同时,经过风扇、压气机压缩后,温度进一步升高,很快达到压缩部件末级材料的耐温极限。因此,在最高物理转速以及截面温度的限制下,高Ma工况下发动机处于较低的换算转速,方案设计应重点提升高Ma工况下的换算转速以及较低的换算转速流量。

1.2 起飞和跨声速性能需求

为满足较高飞行速度,Ma=5~7的飞机需要采用 "局部乘波体"机身和大后掠角机翼的布局形式,造成 飞机低速时升阻比较低,控制面效率低。同时,组合 动力系统径向尺寸大幅增加,进一步增加了飞行器阻 力,要求涡轮发动机具有较高的单位推力性能,飞/发 成附件也要统筹考虑以降低迎风面积,从而降低飞机

起降和跨声速的难度。涡 轮发动机跨声速推力与起 飞推力的比值如图2所示。 从图中可见,组合动力系 统对高速涡轮发动机跨声 速性能的需求高于现有第 3 代 (F110) 和 第 4 代 图2 涡轮发动机跨声速推力 (F119)涡轮发动机的。



1.3 高 Ma 性能需求

对于常规Ma=2级的涡轮发动机,在Ma=2~2.5 时,发动机已达到稳定运转的极限。而高速涡轮发动 机需要提升进气、压缩等冷端部件的耐温能力,使用 耐受更高温度的燃、滑油,并解决燃、滑油系统及承附 件的冷却和隔热问题,使发动机能够在更高的温度下 工作。

2 高速涡轮发动机构型分析

随着Ma=2级的军用涡轮发动机构型的发展,高 速涡轮发动机在不同的历史时期也出现了单转子涡 喷、双转子涡扇、双转子变循环等多种构型方案,其高 速涡轮发动机使用特点见表1。

构型	使用特点
带有级间引气功能的	在涡喷和小涵道比涡扇模态之间
单转子涡喷发动机	转换
双转子涡扇构型	在高Ma工况下,核心机限流,能够利 用转差调节和外涵保持进气流量
双转子变循环构型	在低 <i>Ma</i> 工况下,减小涵道比、增加总 压比,提高单位推力性能 在高 <i>Ma</i> 工况下,增大涵道比,提升发 动机的流通能力

表1 多种构型的高速涡轮发动机使用特点

单转子涡喷构型采用多级压气机方案,在高Ma 状态,压气机末级的堵塞现象明显。此外,单转子涡 喷构型的突出问题是如何解决长时间工作的加力燃 烧室冷却问题。J58 发动机采用了旁路放气循环设 计,利用压气机中间级放气,解决高Ma状态的流通和 加力冷却问题;双转子方案将压缩部件拆分成风扇和 高压压气机,并构建外涵道,在高Ma状态利用风扇的 高流通特性保持较高的进气流量,利用高低压转速调 节和外涵道,使大量空气绕过核心机,由外涵进入加 力燃烧室,实现流量保持的同时也解决了加力燃烧室 冷却问题:变循环构型是在常规双转子涡扇构型的基 础上增加几何可调部件,进一步扩展发动机压比和涵 道比的大范围调节,能够更好地实现飞机在不同工况 下的性能需求。上述多种构型之间的核心差异是单 转子涡喷和双转子涡扇构型对气动性能和结构设计 的影响。

2.1 气动性能对比

针对总压比为15、涡轮前温度为1800K的单转 子涡喷和双转子涡扇2种构型方案开展性能对比。 涡扇发动机涵道比为0.2~0.3,涡喷发动机旁路引气 冷量相对进气流量占比为0~10%。在地面起飞状态 下,单转子涡喷方案的起飞单位流量推力性能更好, 但压气机旁路引气冷却加力的方案将导致性能降低。 高速涡轮机地面起飞单位流量推力对比如图3所示。

从图中可见,单转子涡喷 方案的地面起飞状态引气 量超过压气机进口进气量 的5%,单位流量推力性能 低于小涵道比涡扇方案 的。同时,引气方案也对 加力燃烧室宽范围掺混设 计提出了很高的挑战。



在跨声速状态下,小涵道比双转子涡扇构型方案 与单转子涡喷构型的相当,但随着Ma的提高,涡扇构 型方案的涵道比增大,单位推力性能有降低的趋势。 在高Ma状态下,发动机性能取决于流通能力。双转 子方案具有更大的涵道比,能够实现更好的流通能

力。高Ma状态下推力性 能对比如图4所示。从图 中可见,在Ma≥3时,在相 同的限制条件下,双转子 涡扇构型的高速涡轮机具 有10%以上的推力性能 优势。



2.2 结构设计对比

从发动机外廓尺寸方面考虑,单转子方案受气动 设计的限制,流路的外廓尺寸高于双转子方案的。在 附件系统布局方面,双转子方案可以充分利用中介机 匣处流路收缩区域,缩小发动机的最大外廓尺寸空 间,相比于单转子方案,双转子方案的最大外廓尺寸

对于高Ma涡轮机设计来说,总体结构需要解决 的最主要问题是发动机内部滑油系统的热防护。对 单转子方案来说,由于转子的跨距较大,通常在高压 压气机后布置轴承,需要在主燃烧承力框架上同时解 决高温轴承腔的封严、热防护、主承力框架热变形协 调和供回油功能布置等设计问题,使得总体设计极具 挑战性;对双转子方案来说,由于气动流路较短,核心 机转子采用了1-0-1布局,避免在高温高压区域布置 轴承腔,降低了轴承腔热防护的设计难度,同时将隔 热、供回油和传力等功能解耦到高低压2个转子系 统,降低了总体的设计难度。

2.3 构型对比小结

从性能角度对比,变循环构型发动机能够更好地 兼顾低速状态的高单位推力和高速状态的高流通和 大推力,是高速涡轮发动机的理想构型方案。但考虑 到变循环构型调节结构复杂,且需要在高温环境下执 行几何调节,变循环技术成熟度和可靠性有待进一步 提高,现阶段可作为牵引性方案。对比单转子与双转 子构型,综合评估气动性能、单位迎风面积、整机尺 寸、质量、总体结构设计难度等方面,双转子涡扇构型 均有显著优势。因此,基于现有技术基础发展高速涡 轮发动机,应采用常规循环的双转子构型,逐步集成 变循环特征部件的技术路线。

3 高速涡轮机循环参数分析

3.1 约束分析

在高*Ma*状态下,进入涡轮发动机的空气已处于 高温状态,进一步压缩将受到发动机截面温度和结构 强度的限制。高速涡轮发动机关键截面主要包括发 动机进口、压缩部件出口和主燃烧室出口,通过分析 关键截面的特征参数限制,可以梳理制约高速涡轮发 动机设计的能力边界。

进口温度提升是影响推力性能的源头。Ma=3的 进口总温为328℃,Ma=3.5的进口总温为460℃。在 高温进气环境下,受耐温能力和转子强度的限制,发 动机换算转速和流量大幅降低,导致高Ma状态下的 发动机推力减小。同时,随着进气温度进一步提升, 压缩部件出口材料的耐温能力逐渐代替传统热端部 件成为发动机的耐热边界,直接影响发动机总压比的 选取。在发动机进口截面温度大幅升高的情况下,经 过压缩后温度进一步升高,达到压缩部件末级材料的 耐温极限。同时,该截面是发动机内部压力最高位 置,无法实现引气冷却,只能依靠材料的耐温能力。 考虑到现阶段压气机出口耐温能力只能通过降低设 计状态的总压比来保证发动机高速性能,而低总压比 设计将导致主燃烧室和涡轮等部件体积密度偏低,带 来低压环境下的燃烧组织以及大尺寸涡轮叶片设计 加工等难题,会对于整机径向尺寸控制产生不利 影响。

针对约束条件下的设计挑战,主要的技术措施是 采用适应高Ma性能需求的部件设计方案:采用较低 的总压比,尽量避免过早的进入压缩部件出口温度限 制;提升转子强度储备,使压缩部件能够在更宽的转 速范围内稳定工作;提升低转速性能,在换算转速较 低的情况下,使发动机仍具有较好的流通;采用先进 材料和结构设计,提升关键截面的耐温能力。

3.2 主要热力循环参数分析

涡轮/冲压组合动力系统的高速涡轮发动机在跨 声速状态和涡轮冲压模态转换状态均有较高的推力 需求。对于起飞、跨声速等低速性能,要求发动机具 有高压比、高涡轮前温度。对于扩展速域范围、提升 高Ma推力性能,则需要较低的总压比,避免过早的因 限温而导致转速下降。因此,对于宽速域使用的高速 涡轮发动机,主要循环参数选取过程中存在明显的 "跷跷板"现象,只能在保证低速性能指标的前提下, 尽量提升高Ma的性能^[18-19]。因此,高速涡轮机的循 环参数分析首先以起飞和跨声速性能目标为边界,初 步划定循环参数可行域,然后结合在高Ma状态下推 力性能需求和发动机限制条件进行在高Ma状态下的 性能评估,通过迭代逐步形成高低速性能均衡的 循环。

根据牵引性指标要求,针对常规循环的双转子涡 扇发动机构型,明确循环参数分析域,见表2。在循 环参数分析域内,内/外涵出口压力平衡P₁₆/P₆在合理 范围内¹²⁰¹,并满足地面起飞推力需求,循环参数分析 域内的方案分布如图5所示。

循环参数对地面起飞状态性能的影响趋势如图 6所示。在满足起飞推力的合理方案中,随着风扇压 比和总压比的提高均会使发动机推力增大、耗油率降 低,在相同的步长下,风扇压比的参数敏感性更强。

	衣乙	循环参数方机域	
循环参数	分析域	边界条件	步长
涵道比	0.2 ~ 1.0	高单位流量推力需求,采用小 涵道比	0.2
风扇压比	3 ~ 50	起飞、跨声速推力需求	0.5
高压压气机 压比	3~6	巡航耗油率需求;同时考虑扩 速域和高 <i>Ma</i> 性能需求,控制总 压比	0.5
燃烧室出口 温度/℃	1330~1730	考虑P ₁₆ /P ₆ 与风扇压比、涵道 比相匹配	50

任工会#4八七日

^{燃烧室出口} 温度/C 1330~1730 考虑P₁₆/P₆与风扇压比、涵道 比相匹配 50 在风扇压比一定的情况下,随着涡轮前温度提升,发 动机推力增大,耗油率提高,更高的风扇压比会使涡 轮前温度对推力的敏感性增加,对耗油率的敏感性降 低。随着涵道比的增大,发动机推力减小,耗油率降 低,而涵道比的敏感性随涡轮前温度及总压比的提高 而降低。综合上述分析,对于发动机起飞状态性能, 风扇压比的敏感性最高,为了满足高速涡轮发动机起 飞及跨声速状态的推力性能,发动机保证较高的风扇

压比,同时根据高*Ma*状态性能牵引的低总压比、大节 流比等需求,匹配其他循环参数。



在循环参数分析域内,能够根据地面起飞推力的 需求,明确风扇压比和涡轮前温度的选取方向,进一 步缩小参数选取范围。风扇压比和涡轮前温度对地 面起飞推力的影响如图7所示。从图中可见,在地面 起飞状态,为保证发动机内/外涵出口压力平衡,风扇



压比越高则需要匹配更高的涡轮前温度。在本方案 的动力指标牵引下,风扇压比需要在3.5以上,涡轮前 温度需要在1480℃以上。

参考当前较为成熟的材料和冷却技术,可以明确 最高涡轮前温度。因此,设计点涡轮前温度的选取也 决定了发动机的空/地节流比。空/地节流比主要影响 *Ma*=2~2.5范围内的发动机性能,在该范围内发动机 接近或处于最高涡轮前温度状态,低空/地节流比越 大,发动机推力性能越好。随着*Ma*的进一步提升,发 动机逐步进入高压转速限制和压气机出口温度限制, 涡轮前温度降,低空/地节流比对发动机性能的影响 逐渐减小。

总压比的选取主要影响发动机的耗油率指标。 同时,压缩部件出口截面最高温度是限制发动机高速 性能的关键限制参数。因此,总压比的选取也间接影

响高 Ma 的状态性能。在 Ma=3 时发动机的许用压 比如图 8 所示,η为压缩部 件在 Ma=3 时的总效率。 在 Ma>3 时,不同压气机出 口温度限制和压缩部件整 体效率水平决定了该状态 的许用压比。



设计点压比越高,降至许用压比所需的节流程度 越高,对应的发动机转速及流量越低。设计点压比与 *Ma*=3时节流程度影响如图9所示,*T*₃为压气机出口温 度。从图中可见,设计点压比为20的方案节流至压 比2.5,相对换算流量(节流流量/设计流量)为0.2;设

计点压比15的方案节流至 压比2.5,相对换算流量为 0.27;设计点压比10的方 案节流至压比2.5,相对换 算流量为0.4。在高*Ma*状 态下,发动机流量决定了 推力性能。因此,为追求 高流通能力,尽量选取较 低的设计点总压比。



4 结论

(1)在起飞、跨声速和低速域加速过程中,涡轮发

动机作为吸气式动力装置,比冲性能远超火箭类动力 装置的。此外,涡轮发动机具有结构相对简单、可维 护保障性好、快速反应能力强等优势。因此,基于涡 轮发动机的组合动力系统是临近空间高超声速飞机 动力系统的理想动力方案。

(2)早期的高速涡轮发动机采用了旁路放气、压 气机前后多级静子调节等技术。随着涡扇及变循环 技术的发展,利用双转子构型结合高流通风扇和多外 涵技术,可实现流量调节的技术提升和简化,变循环 将是高速涡轮发动机的理想构型方案。

(3) 在组合动力系统中,涡轮发动机的使用速域 需求扩展至 Ma=4级。同时,兼顾组合动力系统跨声 速和模态转换2种状态的推力性能需求,高 Ma 气动 热及其引起的高低速性能平衡设计是高速涡轮机设 计的核心技术挑战。

(4)经过综合分析发现,高速涡轮发动机需采用 较低的总压比保证高Ma性能,同时,需要匹配较高的 风扇压比和涡轮前温度保证起飞和跨声速推力性能, 但会造成核心机负载较轻。因此,空气系统设计是后 续方案设计的主要挑战。

参考文献:

- [1] Surzhikov S T. Calculated analysis of experimental data on the aerothermodynamics of the hypersonic aircraft HIFiRE-1[J]. Doklady Physics, 2020, 65(11):400-404.
- [2] Chen Z, Huang F, Jin X H, et al. A novel light-weight aerodynamic design for the wings of hypersonic vehicles cruising in the upper atmosphere[J].Aerospace Science and Technology, 2021, 109:106418– 1–11.
- [3] 尹泽勇, 蔚夺魁, 徐雪. 高速涡轮基推进系统的发展及挑战[J]. 航空 发动机, 2021, 47(4):1-7.

YIN Zeyong, YU Duokui, XU Xue. Development trend and technical challenge of high Mach number turbine based propulsion system[J]. Aeroengine, 2021, 47(4):1-7.(in Chinese)

[4] 余协正,陈宁.临近空间高超声速飞行器目标特性及突防威胁分析 [J].航天电子对抗,2019,35(6):24-29.

YU Xiezheng, CHEN Ning. Target characteristics and penetration threats analysis of hypersonic vehicle in the near space.[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2019, 35(6):24–29.(in Chinese)

[5] 张旭辉.组合动力技术的未来应用[J].科技导报,2020,38(12): 15-24.

ZHANG Xuhui. Future application of combined cycle propulsion technology[J].Science and Technology Review, 2020, 38(12):15-24. (in Chinese)

[6] 廖孟豪,李宪开,窦相民.美国高超声速作战飞机气动布局演化分

析[J].航空科学技术,2020,31(11):3-6.

LIAO Menghao, LI Xiankai, DOU Xiangmin. Evolution analysis of aerodynamic configuration of hypersonic military aircraft in USA[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(11): 3-6.(in Chinese)

[7] 刘红霞,梁春华,孙明霞.美国高超声速涡轮基组合循环发动机的 进展及分析[J].航空发动机,2017,43(4):96-102. LIU Hongxia, LIANG Chunhua, SUN Mingxia. Progress and analysis of

US supersonic turbine based combined cycle engine[J]. Aeroengine, 2017, 43(4): 96-102.(in Chinese)

[8] 凌文辉,侯金丽,韦宝禧,等.空天组合动力技术挑战及解决途径的 思考[J].推进技术,2018,39(10):2171-2176.

LING Wenhui, HOU Jinli, WEI Baoxi, et al. Technical challenge and potential solution for aerospace combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10):2171-2176.(in Chinese)

[9] 韦宝禧, 凌文辉, 江强, 等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能 探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-305.

WEI Baoxi, LING Wenhui, GANG Qiang, et al. Analysis of key technologies and propulsion performance research of TRRE engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2):298-305.(in Chinese)

[10] 颜瑾钊.赫尔墨斯高超声速客机研制进展[J].航空动力,2020(3): 11-14.

YAN Jinzhao. The progress of hermeus hypersonic jet[J]. Aerospace Power, 2020(3):11-14.(in Chinese)

[11] 梁春华,刘红霞,索德军,等.美国航空航天平台与推进系统的未 来发展及启示[J].航空发动机,2016,39(3):6-11,45.

LIANG Chunhua, LIU Hongxia, SUO Dejun, et al.Future development and enlightenments for US aerospace platform and propulsion system [J].Aeroengine, 2016, 39(3):6-11,45.(in Chinese)

- [12] 索德军,孙明霞,梁春华,等.美国战斗机发动机技术研究与产品 研制的发展特点及趋势分析[J].航空发动机,2016,42(6):82-89.
 SUO Dejun, SUN Mingxia, LIANG Chunhua, et al. Review on technical investigation and product development of fighter engine in US[J]. Aeroengine, 2016, 42(6):82-89. (in Chinese)
- [13] 芮长胜、张彦军.马赫数3一级涡轮发动机设计特点及关键技术浅 析[J].航空科学技术,2012(6):64-67.

RUI Changsheng, ZHANG Yanjun. Study on design characteristics and key technologies of Mach3 turbine engine[J].Aeronautical Science and Technology, 2012(6):64-67.(in Chinese)

[14]杨天宇,张彦军,芮长胜.高速涡轮发动机技术发展浅析[J].燃气涡 轮试验与研究,2013,26(6):26-30.

YANG Tianyu, ZHANG Yanjun, RUI Changsheng. High speed turbine engine technology development[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(6): 26–30. (in Chinese)

- [15] Bartolotta P A, McNelis N B, Shafer D G. High speed turbines: Development of a Turbine Accelerator (RTA) for space access[R]. AIAA-2003-6943.
- [16] Miyagi H, Miyagawa H, Kishi K, et al. Combined cycle engine research in Japanese HYPR project[R].AIAA-95-2751.

[17] 芮长胜,张超,越冬峰.射流预冷涡轮发动机技术研究及发展[J]. 航空科学技术,2015,26(10):53-59.

RUI Changsheng, ZHANG Chao, YUE Dongfeng. Technical study and development of mass injecting pre-compressor cooling turbine engine [J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(10): 53–59. (in Chinese)

[18] 张彦军, 芮长胜. Ma3 一级高速涡轮发动机结构方案研究[J]. 航空 科学技术, 2015, 26(10):67-72.

ZHANG Yanjun, RUI Changsheng. Research on structure project of *Ma3* high speed turbine engines[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(10):67–72. (in Chinese)

- [19] 苏桂英. 涡扇发动机实现变循环功能的循环参数设计[J]. 沈阳航 空航天大学学报,2014,31(2):20-23.
 - SU Guiying. Design of cycle parameters for actualizing VCE on the turbofan engine[J].Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31 (2):20-23.(in Chinese)
- [20] 韩佳,王靖凯.三外涵变循环发动机推力性能优化计算及分析[J]. 航空动力学报,2018,33(3):338-334.

HAN Jia, WANG Jingkai. Thrust performance optimization calculation and analysis of triple bypass variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 338-334. (in Chinese)

(编辑:兰海青)

单外涵变循环发动机变几何特性仿真

牟园伟^{1,2},王奉明^{1,2},朱大明¹ (1.中国航空发动机研究院,2.先进航空动力创新工作站:北京 101304)

摘要:为了研究单外涵变循环发动机变几何性能收益,建立了一种单外涵变循环发动机总体性能仿真模型,并通过算例验证 了仿真模型的计算精度。根据不同飞行状态的发动机控制规律和最优控制目标,模拟生成3种变几何方案最佳变几何参数以及 最佳节流特性和高度-速度特性。结果表明:在设定的控制规律下,相对发动机常规变几何方案(方案1),尾喷管、混合器与低压 涡轮导向器可调的变几何方案(方案3)使发动机地面节流状态耗油率降低1.7%~3.0%,超声速巡航推力增大14%~29%,亚声速 巡航耗油率降低0.9%~3.1%,在3种变几何方案中性能收益最大;尾喷管与混合器可调的变几何方案(方案2)使发动机地面节流 状态耗油率降低1.2%~2.2%,超声速巡航推力增大3%~17%,亚声速巡航耗油率降低0.9%~1.2%,在3种变几何方案中性能收 益居中。发动机变几何方案的选择应综合考虑结构复杂度、可靠性、质量等方面的代价与基于特定任务需求的总体性能收益的 平衡。

关键词:变循环发动机;变几何;单外涵;仿真模型;耗油率 中图分类号:V235.1 **文献标识码:**A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.006

Simulation of Variable Geometry Characteristics of Single Bypass Variable Cycle Engine

MU Yuan-wei^{1,2}, WANG Feng-ming^{1,2}, ZHU Da-ming¹

(1. Aero Engine Academy of China;

2. Advanced Jet Propulsion Innovation Center: Beijing 101304, China)

Abstract: To investigate the performance gain of the single bypass variable cycle engine, we established a simulation model and verified its computational accuracy through examples. The simulation and generation of the best variable geometry parameters, throttling characteristics, and altitude-velocity characteristics for the three variable geometry schemes are based on the engine control laws and optimal control objectives for different flight states. The study indicates that Scheme 3, which employs a variable geometry scheme with adjustable tail nozzle, mixer, and low-pressure turbine guide, outperforms Scheme 1, the conventional engine variable geometry scheme. Scheme 3 reduces fuel consumption rate by 1.7% to 3.0% in ground throttling state, increases supersonic cruise thrust by 14% to 29%, and reduces fuel consumption rate by 0.9% to 3.1% in subsonic cruise. This represents the largest performance gain among the three variable geometry schemes. Scheme 2, the variable geometry scheme with an adjustable tail nozzle and mixer, can reduce fuel consumption rate by 0.9% to 1.2%. Among the three variable geometry schemes, Scheme 2 exhibits intermediate performance gains. When selecting engine geometry options, it is important to consider the balance between the costs of structural complexity, reliability, and mass, and the overall performance gains based on specific mission requirements.

Key words: variable cycle engine; variable geometry; single bypass; simulation model; fuel consumption rate

0 引言

可变热力循环燃气涡轮发动机(Variable Cycle Engine, VCE)通过调节不同飞行状态热力循环参数 能一定程度满足未来战斗机对高推力和低耗油率的

需求,是目前最具发展潜力的航空发动机^[1-3]。20世纪60年代以来,多家公司研究了各种VCE概念,但没有找到1个能够很好地兼顾热力循环和机械设计问题的方案。大部分VCE概念从热力循环角度是可行的,但结构复杂、质量大和可操作性差的问题抵消了

收稿日期:2022-07-29 **基金项目:**先进航空动力创新工作站项目(HKCX2020-02-004)资助 **作者简介:**牟园伟(1984),男,博士,高级工程师。

引用格式: 牟园伟,王奉明,朱大明. 单外涵变循环发动机变几何特性仿真[J]. 航空发动机,2024,50(2):52-57.MU Yuanwei,WANG Fengming,ZHU Daming.Simulation of variable geometry characteristics of single bypass variable cycle engine[J].Aeroengine,2024,50(2):52-57. 循环性能上的优势。

GE公司在前期变循环技术验证的基础上研制了 第1型用于美国空军先进战术战斗机动力选型的 F120变循环发动机^[4-6]。F120发动机采用带核心机驱 动风扇的双外涵混合排气方案。该方案较前期变循 环验证机GE21,去掉了可调低压涡轮导向器,变循环 特征包括被动模式选择阀和可调混合器。尽管F120 发动机在质量、结构复杂度和控制特性等方面做了大 量简化,但综合优势相对常规单外涵混排涡扇发动机 F119并不明显。中国对于变循环技术的研究主要集 中在对F120式双外涵VCE的性能仿真研究。刘增文 等^[7-9]编制了双外涵 VCE 总体性能仿真程序,得到了 双外涵 VCE 的高度-速度和节流特性;周红等[10]进一 步实现了双外涵VCE与进气道流量匹配、双参数控 制规律以及可变几何特性的数值模拟;郝旺等凹在双 外涵 VCE 动态数值仿真程序基础上,针对模式选择 阀和涵道引射器建立了高精度的气流突扩局部损失 模型;刘勤等^[12]在双外涵VCE性能仿真方法基础上, 构建了3外涵VCE数学模型与性能仿真模型,分析了 3外涵VCE稳态性能。上述研究发现,多涵道VCE由 于涵道比调节程度更大,发动机与进气道匹配性更 好,发动机燃油经济性更明显,但带来了结构、尺寸、 质量和控制等方面诸多问题。

VCE另一种具有潜力的发展方向是在单外涵混 排涡扇发动机上应用变几何技术实现变循环。单外 涵VCE在可调尾喷管基础上增加的变几何结构主要 有可调混合器和可调低压涡轮导向器。可调混合器 可在一定工作范围内平衡风扇出口和涡轮出口的静 压,在部分功率状态下,当核心机转速降低时,风扇仍 然可以保持较大的流量,从而提高涵道比,并减小进 气道溢流阻力;可调低压涡轮导向器可以调节高低压 涡轮的功率分配,与可调混合器和尾喷管配合可进一 步增强发动机变循环能力。单外涵VCE结构复杂度 降低,质量减轻,其变几何特性及循环性能收益中国 尚未开展研究。

本文针对单外涵VCE关键的变几何特征-可变 面积混合器、低压涡轮导向器和尾喷管,建立发动机 总体性能仿真模型,分析单外涵VCE在不同工作状 态下的变几何控制规律和性能收益,为VCE技术方 案研究提供支撑。

1 仿真模型建模

以小涵道比混合排气单外涵VCE为参考对象, 建立一种单外涵VCE总体性能仿真模型^[13-15],单外涵 VCE基准截面如图1所示(图中标号表示不同位置的 基准截面)。该模型假定:

(1)风扇/压气机导向叶片可调;

(2)在发动机主要工作状态点,转子部件效率与 静止部件总压恢复系数保持设计点值不变¹¹⁶;

(3)高、低压涡轮导向器和尾喷管喉道截面气流 堵塞;

(4)引气和冷却气的百分比为常数,功率提取也为常数;

(5)各主要部件空气或燃气在总焓计算中采用变 比热模型,即空气或燃气定压比热与温度相关;

(6)尾喷管喉道面积*A*₈和出口面积*A*₉可调,尾喷 管出口气体完全膨胀;

(7)低压涡轮导向器喉道面积A₄₅和混合器进口 外涵面积A₁₆可调;

(8)混合器进口内、外涵气流 Ma <1。



图1 单外涵 VCE 基准截面^[16]

已知发动机在某高度、Ma、进气流量、涵道比、风 扇压比、高压压气机压比、涡轮前燃气温度、高/低压 涡轮膨胀比、混合器进口内/外涵Ma、各转子部件效 率以及静止部件总压恢复系数等设计点性能参数。 利用发动机共同工作条件,即:流路代表性截面流量 守恒、风扇/压气机与涡轮功率平衡、混合器进口内外 涵气流静压相等条件,建立发动机非设计点流量、功 率及静压平衡方程。其中,高/低压转子功率平衡方 程、高/低压涡轮效率方程、风扇/压气机效率方程、混 合器进口内外涵静压平衡方程以及混合器出口能量 守恒方程见文献[16]。在平衡方程中与可变面积参数 A₈、A₄₅和A₁₆直接相关的方程如下。

(1)涵道比方程。

$$\alpha = \frac{q(\lambda_{16})\sigma_{16}A_{16}}{q(\lambda_{2.5})A_{2.5}}$$
(1)

式中: α 为外涵与内涵气流流量比;q为密流函数; λ_{16}

为混合器外涵进口速度系数;σ₁₆为外涵道总压恢复 系数;A₁₆为混合器外涵进口面积;λ₂₅为高压压气机进 口速度系数;A₂₅为高压压气机进口截面面积。

(2)高、低压涡轮导向器临界截面流量守恒方程。

$$\frac{\pi_{\rm tH}}{\sqrt{\tau_{\rm tH}}} = {\rm constant} \cdot \left(\frac{A_4}{A_{4.5}}\right) \tag{2}$$

式中: $\pi_{\rm H}$ 为高压涡轮总压比; $\tau_{\rm H}$ 为高压涡轮总温比; A_4 为第1级高压涡轮导向器临界截面面积; A_{45} 为第1 级低压涡轮导向器临界截面面积。

(3)第1级低压涡轮导向器临界截面与混合器内 涵进口流量守恒方程。

$$\frac{\pi_{\text{tL}}}{\sqrt{\tau_{\text{tL}}}} = \text{constant} \cdot \left(\frac{A_{4.5}}{A_6}\right) / M a_6 \cdot \left[\frac{2}{\gamma_r + 1} \left(1 + \frac{\gamma_r - 1}{2} \cdot M a_6^2\right)\right]^{\frac{\gamma_r + 1}{2(\gamma_r - 1)}}$$
(3)

式中: π_{L} 为低压涡轮总压比; τ_{L} 为低压涡轮总温比; A_6 为混合器内涵进口面积; Ma_6 为混合器内涵进口Ma; γ_r 为燃气比热比。

(4)混合器出口欧拉动量方程。

$$P_{6A}A_{6A}(1 + \gamma_r M a_{6A}^2) = P_{6A}A_{6}(1 + \gamma_r M a_{6}^2) + P_{16}A_{16}(1 + \gamma M a_{16}^2)$$
(4)

式中:*P*_{6A}为混合器出口平均静压;*A*_{6A}为混合器出口截 面面积;*Ma*_{6A}为混合器出口气流速度;*P*₆为混合器内 涵进口平均静压;*P*₁₆为混合器外涵进口平均静压; *Ma*₁₆为混合器外涵进口*Ma*;γ为空气比热比。

(5)尾喷管喉道截面流量方程。

$$A_8 = \text{constant} \cdot \frac{m_8 \sqrt{T_8^*}}{P_8^*} \tag{5}$$

式中:A₈为尾喷管喉道截面面积;m₈为尾喷管气流质 量流量;T₈*为尾喷管喉道气流总温;P₈*尾喷管喉道气 流总压。

根据发动机设计点性能参数以及流量、功率、静 压平衡方程,结合发动机低压涡轮膨胀比控制规律, 采用 Microsoft Visual C++语言编程计算得到给定高 度、Ma 和涡轮前燃气温度条件下发动机非设计点性 能参数。发动机非设计点性能计算流程如图 2 所示。 将本文发动机总体性能仿真模型与文献[16]中的小涵 道比混合排气涡扇发动机总体性能仿真模型算例进 行对比验证。该算例中选定 11 km、Ma=1.451 为设计 点工况,2种仿真模型在设计点性能参数相同,计算 得到 12.19 km、Ma=1.8 非设计点工况发动机各部件及



图2 反初机非反打点性能打异流性

总体性能参数,2种发动机总体性能仿真模型计算结 果见表1。从表中可见,在设计点参数相同条件下, 仿真模型计算所得发动机非设计点涵道比、风扇/高 压压气机压比、混合器进口内外涵*Ma*、单位推力及耗 油率等性能参数与文献[16]仿真模型计算结果基本一 致。利用该仿真模型可以研究低压涡轮导向器以及

表1 2种发动机总体性能仿真模型计算结果				
全粉	况让上去	非设	计点	
参奴	反日点 -	文献值	本文值	
高度/km	11.00	12.19	12.19	
Ma	1.451	1.800	1.800	
进气流量/(kg/s)	90.72	91.34	91.34	
涡轮前燃气总温/K	1778	1778	1778	
加力燃烧室总温/K		2000	2000	
涵道比	0.449	0.530	0.539	
风扇压比	3.9000	3.0054	2.9909	
高压压比	5.1282	4.7208	4.7236	
高压涡轮膨胀比	2.3635	2.3635	2.3635	
低压涡轮膨胀比	2.0700	1.9908	1.9908	
混合器外涵进口 Ma	0.3940	0.4559	0.4646	
混合器内涵进口 Ma	0.4000	0.3835	0.3862	
混合器出口 Ma	0.419	0.419	0.435	
单位推力/(N·s/kg)	62.493	104.690	102.060	
耗油率/(kg/(N・h))	0.1108	0.1782	0.1746	

混合器的变几何调节对发动机节流特性、高度-速度 特性的影响。

2 节流特性分析

以设计点状态各结构流路面积(以角标0表示各 变量设计点状态)为基准,假设低压涡轮导向器喉道 面积比A_{4.5}/A_{4.50}=0.85~1.15,混合器进口外涵面积比 A₁₆/A₁₆₀=0.8~1.2,尾喷管喉道面积比A₁₆/A₁₆₀=0.5~ 1.6。已知地面静止状态为设计点工况,发动机在相 同工况下由设计点状态向低功率状态节流过程中,对 尾喷管、混合器、低压涡轮导向器采用3种不同的变 几何方案:方案1为尾喷管喉道面积A₈可调;方案2为 A₈和混合器进口外涵面积A₁₆可调;方案3为A₈、A₁₆和 低压涡轮导向器喉道面积A₄₅可调。

对于设计点状态参数已经确定的发动机,节流状 态控制规律的选取决定了发动机共同工作线的走向, 从而影响了发动机的性能。为简化控制规律设计,采 用以涡轮前总温和低压涡轮膨胀比为控制参数的双 参数控制规律。节流状态控制规律设定为低压涡轮 膨胀比保持设计点值不变,沿共同工作线涡轮前总温 改变。各变几何方案以相同推力条件下耗油率最低 为变几何调节目标,对不同节流状态可调结构的最佳 几何面积进行寻优,生成3种变几何控制方案。不同 变几何方案发动机参数变化如图3所示。

计算得出发动机推力从100%节流到25%的过



程中,发动机总压比和进气流量呈下降趋势,而涵道 比呈上升趋势。在节流到40%推力时耗油率达到最 低,进一步节流耗油率升高。在3种变几何方案中, 以尾喷管可调的控制方案1为基准,控制方案2通过 放大混合器进口外涵面积A₁₆,提高了外涵道的流通 能力,使发动机涵道比提高13%~18%,耗油率降低 1.2%~2.2%。控制方案3在A₁₆放大的同时,在某些 状态下通过放大低压涡轮导向器喉道面积A₄₅提高核 心机压比,使发动机耗油率降低1.7%~3.0%。研究 表明,混合器进口外涵面积的调节对耗油率的改善起 到主导作用,低压涡轮导向器的补充调节在深度节流 过程中的效果不明显。

3 高度-速度特性分析

在11 km、Ma=1.3~1.6的超声速巡航工况,发动 机处于中间状态。该飞行工况下中间状态控制规律 设定为随着飞行速度变化,涡轮前总温保持最高值不 变,低压涡轮膨胀比保持设计点值不变。以推力最大 为变几何调节目标,对尾喷管、混合器和低压涡轮导 向器采用以上3种变几何方案的最佳几何面积进行 寻优。已知发动机参数控制限制为:最高涡轮前燃气 温度为2000 K,最高风扇压比为4.2,最高高压压气机 压比为6.0。3种变几何方案超声速巡航最佳变几何 参数见表2,不同变几何方案发动机参数变化如图4 所示。

发动机在11 km高空, Ma从1.3提高至1.6的过程中,涡轮前燃气温度保持不变,进气流量逐渐增大,导致发动机推力随之增大。3种变几何方案中,方案2相对方案1进气流量变化较小,涵道比降低17%~

表2 超声速巡航最佳变几何参数

高度/km	Ma	A_{16}/A_{160}	$A_4 / A_{4 0}$	A ₈ /A ₈₀	变几何方案
11	1.3	1.0	1.00	1.08	1
11	1.4	1.0	1.00	1.05	1
11	1.5	1.0	1.00	1.05	1
11	1.6	1.0	1.00	1.05	1
11	1.3	0.8	1.00	1.02	2
11	1.4	0.8	1.00	1.01	2
11	1.5	0.8	1.00	1.01	2
11	1.6	0.8	1.00	1.01	2
11	1.3	0.8	1.02	1.03	3
11	1.4	0.8	1.03	1.03	3
11	1.5	0.8	1.04	1.04	3
11	1.6	0.8	1.05	1.05	3

26%,发动机推力增大3% ~17%;方案3相对方案1 进气流量提高7%~12%, 涵道比降低23%~30%, 发动机推力增大14%~ 29%。研究表明,变几何



1.4 1.5 1.6

Ma



图4 不同变几何方案发动机参数变化

方案2通过关小混合器外涵面积,降低发动机涵道 比, 增大了发动机推力; 变几何方案3 放大低压涡轮 导向器喉道面积,导致涵道比降低。同时,在低压涡 轮膨胀比恒定的控制规律下,尾喷管喉道面积也要进 一步放大,进而增大了发动机进气流量和发动机 推力。

在0~8 km、Ma=0.9 的亚声速巡航工况下,发动 机处于节流状态。该飞行工况控制规律设定为随着 飞行高度变化,低压涡轮膨胀比保持设计点值不变, 涡轮前总温保证发动机保持某推力值不变。以相同 推力条件下发动机耗油率最低为变几何调节目标,对 不同可调结构的最佳几何面积进行寻优。发动机控 制限制同上。3种变几何方案亚声速巡航最佳变几 何参数见表3,不同变几何方案发动机性能参数如图 5所示。

发动机在 Ma=0.9、从 2 km 爬升至 8 km 的过程

表3 亚声速巡航最佳变几何参数

高度/km	Ma	A_{16} / A_{160}	$A_{4.5}/A_{4.50}$	A_8 / A_{80}	变几何方案
2	0.9	1.0	1.00	1.08	1
2	0.9	1.2	1.00	1.12	2
2	0.9	1.2	0.85	0.98	3
4	0.9	1.0	1.00	1.07	1
4	0.9	1.2	1.00	1.11	2
4	0.9	1.2	0.85	0.95	3
6	0.9	1.0	1.00	1.05	1
6	0.9	1.2	1.00	1.08	2
6	0.9	1.2	0.90	0.98	3
8	0.9	1.0	1.00	1.03	1
8	0.9	1.2	1.00	1.06	2
8	0.9	1.2	1.00	1.06	3

中,推力保持不变,涵道比缓慢降低,总压比大幅提 高,导致发动机耗油率随之降低。在3种变几何方案

中,方案2相对方案1总压 比变化较小,涵道比提高 13%~16%,发动机耗油率 降低 0.9%~1.2%; 方案 3 相对方案1总压比降低1%

方案1

26

24

22

14

出 20 出 18 空 16





图5 不同变几何方案发动机参数变化

~13%, 涵道比提高13%~27%, 发动机耗油率降低 0.9%~3.1%。变几何方案2通过放大混合器外涵面 积,提高了发动机涵道比;变几何方案3在方案2的基 础上,通过关小低压涡轮导向器喉道面积,降低核心 机增压比和流量,提高了涵道比,使发动机耗油率进 一步降低。

4 结论

(1)单外涵混排涡扇发动机增加可变混合器结构 (变几何方案2)可提高涵道比调节能力,地面节流状 态耗油率降低1.2%~2.2%,低空亚声速巡航耗油率 降低 0.9%~1.2%, 高空超声速巡航推力增大 3%~ $17\%_{\odot}$

(2)单外涵混排涡扇发动机增加可变混合器与可 变低压涡轮导向器结构(变几何方案3)可同时提高 涵道比和总压比,发动机地面节流状态耗油率降低 1.7%~3.0%,低空亚声速巡航耗油率降低0.9%~ 3.1%,高空超声速巡航推力增大14%~29%。

(3)单外涵 VCE 随着可变几何变量的增加总体 性能收益也随之增大。从工程设计角度来看,VCE 可 变几何方案的选择应同时考虑结构的复杂度、质量及 可靠性等方面的代价与基于特定任务需求的总体性 能收益的平衡。此外,单外涵 VCE 与多外涵 VCE 之 间的性能差异还需要进一步研究。

参考文献:

[1] 刘永泉. 自适应发动机技术发展[J]. 航空动力, 2017, 1(1): 40-44.

LIU Yongquan. Development of adaptive engine technology[J]. Aerospace Power, 2017, 1(1):40-44.(in Chinese)

[2] 刘大响,程荣辉.世界航空动力技术的现状及发展动向[J].北京航空 航天大学学报,2002,28(5):490-496.

LIU Daxiang, Cheng Ronghui.Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronnautics, 2002, 28(5): 490–496. (in Chinese)

[3] 梁春华.未来的航空涡扇发动机技术[J].航空发动机,2005,31(4): 54-58.

LIANG Chunhua. Future aircraft turbofan engine technologies[J]. Aeroengine,2005,31(4):54-58.(in Chinese)

[4] 梁春华,索德军,孙明霞.美国第6代战斗机发动机关键技术综述 [J].航空发动机,2016,42(2):738-740.

LIANG Chunhua, SUO Dejun, SUN Mingxia. A review on the key technologies of the sixth generation fighter engines in the US[J]. Aeroengine, 2016, 42(2):738-740.(in Chinese)

[5] 刘红霞.GE公司变循环发动机的发展[J].航空发动机,2015,41(2): 93-98.

LIU Hongxia. Development of variable cycle engine in GE[J]. Aeroengine,2015,41(2):93-98.(in Chinese)

 [6] 方昌德.变循环发动机[J].燃气涡轮试验与研究,2004,17(3):1-5.
 FANG Changde.Variable cycle engines[J].Gas Turbine Experiment and Research,2004,17(3):1-5.(in Chinese)

[7]刘增文,王占学,黄红超,等.变循环发动机性能数值模拟[J].航
 空动力学报,2010,25(6):1310-1315.
 LIU Zengwen, WANG Zhanxue, HUANG Hongchao, et al. Numerical

simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1310–1315.(in Chinese)

[8] 王洪东.双外涵变循环发动机性能模型研究与性能分析[D].北京: 北京航空航天大学,1999. WANG Hongdong. Investigation of general structure and mode transition mechanism of variable cycle engine[D]. Beijing: Beihang University, 1999.(in Chinese)

[9] 苏桂英. 涡扇发动机实现变循环功能的循环参数设计[J]. 沈阳航空 航天大学学报, 2014, 31(2): 20-23.

SU Guiying. Design of cycle parameters for actualizing VCE on the turbofan engine[J].Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31 (2):20-23.(in Chinese)

[10]周红,王占学,刘增文,等.双外涵变循环发动机可变几何特性研究[J].航空学报,2014,35(8):2126-2135.

ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Variable geometry characteristics research of double bypass variable cycle engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2126–2135. (in Chinese)

[11] 郝旺,王占学,张晓博,等.变循环发动机模态转换建模及控制规 律设计方法研究[J]. 推进技术,2022,43(1):1-10.
HAO Wang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Mode transition modeling and control law design method of variable cycle engine[J].
Journal of Propulsion Technology,2022,43(1):1-10.(in Chinese)

 [12] 刘勤,周人治,王占学,等.三外涵变循环发动机性能数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究,2014,27(5):1-4.
 LIU Qin, ZHOU Renzhi, WANG Zhanxue, et al. Numerical simulation

on performance of triple bypass variable cycle engine[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(5):1-4.(in Chinese)

[13] 唐海龙.面向对象的航空发动机性能仿真系统及其应用[D].北京: 北京航空航天大学,2000.

TANG Hailong. Object-oriented aeroengine performance simulation system and its application[D]. Beijing: Beihang University, 2000. (in Chinese)

[14] 王元,李秋红,黄向华.变循环发动机建模技术研究[J]. 航空动力 学报,2013,28(4):954-960.

WANG Yuan, LI Qiuhong, HUANG Xianghua. Research of variable cycle engine modeling techniques[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(4):954-960.(in Chinese)

- [15] Michael W C.Large-scale transient loading of a three stream variable cycle engine[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.Atlanta: AIAA, 2012:1–22.
- [16] 杰克·马丁利,威廉姆·赫瑟,戴夫·普拉特.飞机发动机设计[M].方 昌德,胡晓煜,胡松岩,等译.北京:航空工业出版社,2012: 116-190.

Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. Translated by FANG Changde, HU Xiaoyu, HU Songyan, et al. Beijing: Aviation Industry Press, 2012:116-190.(in Chinese)

(编辑:兰海青)

适应飞机需求的进气预冷技术路线分析

张彦军¹,刘太秋¹,扈鹏飞²,于学明¹ (1.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳10015; 2.中国航空研究院,北京100029)

摘要:为了综合评价高超飞机用高Ma的涡轮发动机及其组合动力的预冷技术方案,从工程应用角度以飞机动力需求为牵引, 开展了射流预冷、超临界氦强预冷和燃油强预冷技术方案的对比分析。针对3种预冷技术方案的原理、技术优势、存在的问题,以 及适应飞机需求的标志性技术指标开展分析和评估,从跨速域时性能、技术难度及风险、付出的成本代价和周期,以及发展前景等 方面开展了综合分析。结果表明:从满足产品需求的角度出发,与超临界氦强预冷和燃油强预冷技术方案相比,射流预冷技术装 置结构简单、可靠性高、总压损失小、可与进气道高度集成、供水量适度,以及涡轮发动机本身提供的功率足以驱动射流预冷系统 无需额外能源,是目前涡轮发动机扩包线的较优方案。

 关键词:组合动力;进气预冷;射流预冷;强预冷;航空发动机;技术路线

 中图分类号:V231
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.007

Technical Route Analysis of Intake Precooling Adapted to Aircraft Requirements

ZHANG Yan-jun¹, LIU Tai-qiu¹, HU Peng-fei², YU Xue-ming¹

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

2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China)

Abstract: In order to comprehensively evaluate the precooling technical schemes of high Mach turbine engines and their combined power for hypersonic aircraft, a comparative analysis of Mass Injection and Pre-compressor Cooling (MIPCC), supercritical helium deep precooling, and fuel deep precooling schemes was carried out from the perspective of engineering application, guided by the aircraft propulsion requirements. An analysis and evaluation were conducted on the principles, technical advantages, existing problems, and key technical indicators suitable for aircraft requirements of three precooling schemes. A comprehensive analysis was conducted in terms of cross-speed-domain performance, technical difficulty and risks, cost and cycle, development prospects, etc. The results show that, from the perspective of meeting product requirements, compared with the technical solution of supercritical helium deep precooling and fuel deep precooling, the MIPCC device has a simpler structure, higher reliability, lower total pressure loss, can be highly integrated with the intake duct, with moderate water supply. The power provided by the turbine engine itself is sufficient to drive the MIPCC system without additional energy requirement. It is currently the preferred solution for expanding the envelope of turbine engines.

Key words: combined propulsion; intake precooling; Mass Injection and Pre-compressor Cooling (MIPCC); deep precooling; aeroengine; technical route

0 引言

在大气层内或跨大气层中,临近空间高速(高超 声速)飞机能以Ma>3的速度在一定时间内持续飞行。 未来,高超声速飞机可广泛地用于远程打击和持续交 战领域,并在高度防御地区执行侦察、监视和打击任 务,还可往返于太空,已成为当今世界军事强国关注 的战略发展方向,也必将对未来"空天一体"的作战模 式具有决定性意义^[1],占据21世纪航空航天领域的战略制高点。鉴于各国在临近空间高速技术上纷纷斥 巨资争相发展,后续必将推动科学技术的全面发 展^[2-4]。中国高超飞机用动力选型、技术路线及方案确 定对于高超飞机研制具有重要的意义。从可预见的 技术发展水平看,任何单一动力装置都难以实现在 *Ma*=0~6的范围内高效工作。因此,组合动力系统是 临近空间高超飞机的必然选择。

收稿日期:2022-10-12 **基金项目:**国家级研究项目资助 作者简介:张彦军(1983),男,硕士,高级工程师。

引用格式: 张彦军, 刘太秋, 扈鹏飞, 等. 适应飞机需求的进气预冷技术路线分析[J]. 航空发动机, 2024, 50(2):58-64. ZHANG Yanjun, LIU Taiqiu, HU Pengfei, et al. Technical route analysis of intake precooling adapted to aircraft requirements[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):58-64.

国内外长期的研究结果表明,涡轮基组合循环 (Turbine Based Combine Cycle,TBCC)发动机是最优 的技术途径。在低速状态下由涡轮发动机提供动力, 在高速状态下由冲压发动机推进,涡轮发动机至少工 作到*Ma*=3,才能实现涡轮/冲压发动机的衔接^[5]。涡 轮发动机要实现*Ma*≥3,一条途径是基于先进发动机 开展适应*Ma*使用的涡轮发动机的改进设计,全面提 高发动机的耐温能力并显著扩大各部件的工作范围, 实现该途径的技术难度较大、研制周期长且成本高; 另一条途径是采用进气预冷技术,在传统发动机前加 装预冷装置,预先冷却压气机进口空气,能有效延长 发动机部件的使用寿命并提高发动机的各项性能,特 别是在提高推重比和扩展飞行包线方面具有很大的 发展优势和技术潜力。实现进气预冷技术的技术难 度较小、研制周期短且成本低。

进气预冷技术按冷却方式可分为2类:射流预冷 和强预冷。另外,中国还提出了燃油预冷概念。为了 综合评价各种预冷技术方案,本文以飞机动力需求为 牵引,从工程应用的角度,开展各技术方案的对比 分析。

1 国外进气预冷技术研究进展

1.1 射流预冷技术

射流预冷(Mass Injection and Pre-Compressor Cooling, MIPCC)是20世纪50年代由美国提出的推进 概念,其最初设计是为了推动高速战斗机的*Ma*越过 3,应对来自前苏联高速轰炸机的威胁。60年代末, 前苏联采用射流预冷技术的米格-25飞机投入使用。

进入21世纪,随着对高空高速飞机和高速巡航 导弹的迫切需求^[6],国外加快射流预冷高*Ma*的涡轮基 技术研究,并取得了大量研究成果^[7-9]。美国洛•马公 司提出的下一代*Ma*=6级高空高速作战飞机SR-72方 案采用了射流预冷技术,F100发动机作为其涡轮基 动力装置^[10-11]。

1.1.1 前苏联的射流预冷技术

米格-25飞机是前苏联研制的 Ma=3级的高空高 速侦查/截击机,1969年开始先后生产了1600余架, 最大飞行 Ma=2.83,并具备短时间内 Ma达到3的工作 能力。R-15-300发动机为米格-25飞机的动力装置, 是大推力单转子涡喷发动机的射流预冷改进型。为 了实现射流预冷功能,米格-25飞机配置了1个250 L 的冷却水箱,在进气道内设置了1个喷水装置,向进 气气流喷射水和甲醇溶液。

1.1.2 美国的射流预冷技术

2002年,美国国防部预研局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)的快速响应小载荷 低成本运载(Responsive Access Small Cargo Afford-able Launch, RASCAL)计划选用 F100 发动机作为射 流预冷发动机的验证平台,并在发动机进口前加装射 流预冷段,进行预冷相关技术研究。DARPA 在加州 莫哈维沙漠建立了验证试车台,开展了射流预冷技术 的试验验证,使发动机推力显著提高。

2016年,DARPA正式公开发布了先进全状态发 动机(Advanced Full Range Engine,AFRE)项目的招标 预告文件,再次披露了美国射流预冷发动机技术进 展。招标预告文件中提到,AFRE项目无偿提供1台 RR公司的F405-RR-402涡轮发动机以及其射流预 冷试验数据等技术资料。可见,美国实际上一直在开 展射流预冷扩包线技术研究。该技术已可以支撑全 尺寸发动机扩包线至*Ma*=3并开展了地面集成验证。

2017年,洛•马公司宣布高超飞机以及组合循环 推进系统的研制条件已经具备(并联TBCC,涡轮基为 F100改射流预冷发动机)。可见,该发动机在MIPCC 发动机计划等前期研究基础上,PW公司已经基本掌 握射流预冷发动机技术。

从国外的研制情况分析可知,采用射流预冷技术 可以实现涡轮发动机的扩包线。

1.2 强预冷技术

强预冷技术起源于英国反应发动机(reaction engine limited, REL)公司在20世纪80年代英国实施 的HOTOL计划的研究基础。该技术是一种新型的超 临界氦紧凑快速强换热技术,可利用超临界氦换热介 质快速大幅度地降低高超声速飞行时来流的高温,采 用超临界氦闭式循环高效利用来流的高温热量,从而 保证在高超声速飞行条件下涡轮发动机正常工作。 基于紧凑快速强换热技术,英国 REL公司提出了"佩 刀"高超声速强预冷发动机(Synergy Air-Breathing

Rocket Engine, SABRE)方 案,其气动热力布局如图1 所示^[12]。

"佩刀"发动机是为可 水平起降重复使用单级入



热力布局

轨航天器 Skylon 研制的一种高性能组合式发动机,利 用超临界氦紧凑快速强换热技术,实现了在吸气模式 下 Ma=0~5.5 宽速域工作且性能良好。该发动机的 吸气模式热力循环经过多次迭代,主要包括 SABRE-3、SABRE-4 热力循环方案。

REL公司基于超临界氦紧凑快速强换热技术提出的高超声速强预冷发动机方案包括紧凑快速强换 热技术、超临界氦叶轮机技术等关键技术。针对上述 关键技术,英国REL及合作商已开展大量研究工作, 并在很多方面取得了突破性进展。

2012年11月,REL公司完成了SABRE发动机预 冷用的紧凑快速强换热器的验证试验。SABRE发动 机的预冷器如图2所示。该试验成功实现了将大气 中的空气冷却到-150℃,表明该技术具备在0.05 s内 将400 kg/s量级的空气降温1100 K的能力,并能够使 其单位质量的换热量达到100 kW/kg。2019年,完成 了*Ma*=3.3、5的发动机地面高温试验,实现在*Ma*=3.3 条件下将来流冷却至约100℃的目标,并成功使预冷 器能够在*Ma*=5高温来流条件下稳定工作。也已分别 完成超临界氦叶轮机、变几何进气道、燃烧室及喷管 的相关试验研究,初步验证了技术可行性。



(换热管外径0.88 mm,壁厚0.044 mm)

基于上述关键技术的突破,英国REL公司进行关 键子系统在"佩刀"发动机上的集成试验,以及20t量 级缩尺发动机在吸气模式全速域范围内的地面试验。 美国将基于"佩刀"发动机技术的高超声速空天飞行 器方案列入水平起降重复使用空天运载飞行器重要 技术路线之一,以便加速自身高超声速飞行器技术和 装备发展。此外,英国BAE系统公司也于2016年7 月发布了基于"佩刀"发动机的水平起降高超声速快 速响应飞行器概念及作战设想^[12]。在欧盟远期先进 推进概念和技术计划(Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies, LAPCAT)中,提出基 于强预冷技术衍生出的适用于 A2 构型高超声速飞机 的"弯刀"发动机方案。该高超声速飞机配装 4 台复 合预冷"弯刀"发动机,最大航程为达到 18700 km,用 4 h 左右的时间能够从布鲁塞尔飞到悉尼。

2 中国预冷技术研究进展

2.1 射流预冷技术

中国对射流预冷技术的研究始于20世纪70年 代,以理论研究为主,致力于解决一系列关键技术。 2011年以来,蔡元虎等[13]在常规涡轮火箭发动机基础 上加入射流预冷器,完成了整机性能计算分析,加入 射流预冷器可以极大地扩展涡轮火箭发动机的工作 范围,在高Ma下可以显著增大涡轮火箭发动机的净 推力;芮长胜等[14]对射流预冷涡轮发动机技术进行研 究,并对发展前景进行了分析,认为作为高超声速飞 机、巡航导弹及组合动力的涡轮基具有较高的工程实 用性:涂洪妍等[15]通过水气比对射流预冷喷射特性影 响的数值研究,建立了研究射流预冷喷水特性计算的 数学模型,采用该模型对喷射腔室中的3维2相流场 进行了数值计算,并通过与已有的试验结果进行了对 比,最大相对误差不超过3%,验证了该模型的正确 性;胡铭鑫等160在工程应用需求的牵引下,设计了高 Ma射流预冷试验装置并完成试验验证;刘月玲等[17] 提出了射流预冷试验过程中进气温度及湿度的测试 方法:耿欣等183设计了射流预冷试验防水温度传感 器,解决了测试受感部进水的问题;栗孟晨等四开展 了基于飞发一体化模型的射流预冷技术优势分析,表 明在飞发推力匹配条件与涡轮叶片表面温度约束下, 采用射流预冷技术可有效提升飞机的极限飞行能力, 当预冷剂流量为1 kg/s时,飞机理论升限与最大Ma 分别提升11.67%和10.51%。

中国高校针对对射流预冷发动机整机性能及飞 发一体化性能,以及工质变化对高低压压气机压比和 效率的影响进行研究,并对燃烧室稳定性影响进行了 分析,认为工质变化对发动机性能影响较小;中国科 研院所开展了涡轮发动机射流预冷整机的试验研究, 验证了射流预冷扩展涡轮发动机工作包线的可行性, 为射流预冷发动机关键技术突破和后续工程应用奠 定了基础。

2.2 强预冷技术

围绕高超声速强预冷发动机技术,中国的高校、

科研院所等开展了大量研究工作,并取得了阶段性 成果。

陈一鸣等[20]通过数值模拟和试验验证开展了强 预冷换热器的技术研究。以紧凑式强预冷换热器叉 排管束为研究对象,采用大涡模拟方法研究了叉排管 束间的表面传热问题。此外,采用动力学模态分解 (Dynamic Mode Decomposition, DMD)方法和涡量可视 化对管束内各频率对应的流动结构进行识别,从模态 的稳定性上分析流动结构对流场的贡献,并利用所获 得的叉排管束流场的拟序结构和换热统计特性来揭 示叉排管束的流动换热机理。邹正平等[21]在提升强 预冷发动机工作性能及工程可实现性、发动机总体、 紧凑快速强换热、超临界氦叶轮机设计、宽域进排气 系统优化设计及高效燃烧等技术方面取得重要突破。 研制出可在1300 K、8 MPa极端环境中可靠工作的预 冷器样机。完成中国首项预冷器高温性能试验,该预 冷器能够在 0.02 s 内将来流从 988 K 冷却至 353 K,实 现635 K温降的超强换热,功重比高达101 kW/kg,空 气侧总压恢复系数高于0.92。

近年来,中国的研究机构结合未来高超飞行器动 力所面临的高速高温环境,开展了基于燃料介质的开 式循环预冷高速涡轮发动机关键技术研究。根据燃 油进气预冷需求,提出了基于燃油裂解的高*Ma*涡轮 发动机方案。该方案不需要携带额外的冷却介质,能 够提升动力系统的综合性能并降低循环系统复杂程 度。该方案涉及到燃料催化裂解吸热反应的控制、燃 料综合匹配、双相燃料燃烧室的燃烧组织等关键 技术^[22]。

3 各进气预冷技术方案分析比较

为了对各种预冷技术方案进行对比分析,选择高 超声速飞机需求为牵引,采用大推力发动机结合进气 预冷技术作为涡轮基,实现Ma=3~5的工作过程开展 分析。分别对射流预冷、超临界氦介质的强预冷和燃 油介质的强预冷3种方案进行分析和评估。假设飞 机起飞的总质量为T,载油量为0.6T。通过对飞行剖 面进行分析,发动机需要在Ma=0~5范围内工作。

3.1 射流预冷涡轮基方案分析

采用射流预冷涡轮基和亚燃冲压发动机组合满 足飞机需求。在*Ma*=0~2时,涡轮发动机单独工作; 在*Ma*=2~3时,模态转换过程中启动射流预冷装置, 工作时间预计80s左右;在*Ma*=3~5时,亚燃冲压发动机工作。

射流预冷发动机原理如图3所示,在涡轮发动机 的风扇前,加装喷射冷却介质(通常是水或水的混合 液)的装置。通过介质的喷射、雾化和蒸发效果以冷 却进气道中较高温度的气流,使进入风扇/压气机前 的气流总温降低或维持在某一温度,从而使发动机在

可承受的进口气流温度下 保持高效工作,以扩展发 动机的工作范围,保证发 动机在高飞行 Ma条件下 仍然具有较大的推力。



从飞机需求考虑,射流预冷涡轮基技术具有以下 特点:

(1)成熟度高、技术风险小、研制周期短,并且对 研发经费的需求远小于新研发动机的;

(2)生产工艺、材料、设备和人员可以利用已有资源;

(3)新增加的预冷装置结构简单、可靠性高、总压 损失小,基本不影响原发动机性能;

(4)预冷装置可实现与进气道高度一体化,不会 增加飞机布局难度;

(5)供水量适度,涡轮发动机本身提供功率足以 驱动射流预冷系统,同时满足飞机功率提取需求,无 需额外能源;

(6)采用射流预冷技术,也使发动机高空性能明显提高,并能兼顾低空性能,使发动机在中低速时单位迎面推力明显大于常规循环的高*Ma*涡轮的;

(7)水介质密度大,方便携带,无需特别保存。

经计算分析,高Ma时考虑喷水,综合比冲降低; 预冷装置和水介质不使用时是死重,预冷装置质量为 (1‰~2‰)T、预冷装置总压损失为1%~2%、额外功 率需求为70~80kW、水量为(1%-2%)T。

3.2 超临界氦介质的强预冷方案分析

为了便于与射流预冷涡轮基组合动力对比分析, 超临界氦介质的强预冷方案未采用"云霄塔"飞行器 的"佩刀"发动机方案,取消了应用于*Ma*=5的飞行工 况的火箭模态。该方案采用"弯刀"发动机方案,如图 4所示。在*Ma*=5的飞行工况下,采用风扇冲压模态, 低、高*Ma*巡航发动机工作原理如图5所示,并对该方 案工作过程分析^[23]。为满足飞机使用需求,完成了大



推力强预冷发动机技术方案论证。该发动机 Ma 从0 工作到5,以液氢为燃料,主要包括空气流路、超临界 氦流路和液氢流路。该发动机除压缩、燃烧、燃气涡 轮、氦涡轮和喷管外,还增加了2个超临界氦/空气换 热器(液氢/超临界氦换热器及和氢燃料系统)作为进 气预冷装置。

在低Ma时,来流空气由内涵道压气机压缩后经 预燃室燃烧,预燃室内燃气经燃气涡轮作功,驱动外 涵风扇对外涵空气进行压缩。由于起飞过程推力需 求较大,作功后的燃气在外涵燃烧室内与经外涵风扇 压缩的外涵空气混合后,与氢气一同燃烧,经外涵喷 管排出,产生推力。模态与加力涡扇发动机类似。

在飞行 Ma>2.5之后,随着 Ma 的提高,外涵喷管 通过可调几何使捕获流量逐渐减少。在 Ma=5时,外 涵喷管完全关闭,此时外涵风扇处于风车状态,燃气 涡轮不作功。氦涡轮驱动核心压气机压缩空气进入 预燃室,然后从核心喷管排出产生推力。

在高速状态的闭式氦气循环系统中,高压低温氦 气进入预冷器,冷却来流空气。升温后的氦气进入预 燃室吸热后,成为高温高压气体,进入氦气涡轮作功, 驱动核心压气机,而后经氦气涡轮作功驱动氦气压气 机,作功后的氦气经氢换热器降温后,最后通过氦气 压气机恢复到高压低温氦气状态,从而完成1个闭式 布雷顿循环。

因超临界氦介质需求达到数十千克,至少需要8 级氦压气机(包括高低压)和3级氦涡轮,核心机需要 6级压气机和1级燃气涡轮,1级外涵风扇,质量与射 流预冷涡轮基的组合动力相当。另外,由于采用了强 预冷换热器,导致进气总 压损失较大,中低空性能 降低。为了使强预冷换热 器具备高效换热能力,构 型及布局特殊(进气道气 流连续90°弯转),强预冷 换热器如图6所示。换热



器进口 Ma=0.1~0.2时,仍然有8%以上的损失,低的进口 Ma,会给进气道设计带来困难。

换热器采用成千上万的外径为0.9 mm、壁厚为 0.05 mm的换热管,内部是10~20 MPa的超临界氦, 外部是高温空气。要实现工程应用,还需要延长寿 命,提高疲劳强度、抗打击,以及焊接工艺的可靠性。 换热器质量较大,按单位质量换热功率70~80 kW/kg 评估,进气预冷换热器质量约为140~200 kg(即换热 芯,不包括外壳,安装,管路等),再叠加其他2个换热 器,总质量超过(1%~2%)T。该方案还需要临界氦 介质需求达2‰左右,与射流预冷装置的质量相当。 采用氦介质作为主循环介质,但仍采用部分液氢参与 循环,需要解决换热器"氢脆"问题及液氢作为燃料带 来的储存运输等后勤保障和安全问题。

3.3 燃油预冷方案分析

该方案与射流预冷涡轮基动力方案类似,采用燃 油预冷涡轮基和亚燃冲压发动机组合满足飞机需求。 在*Ma*=0~2时,涡轮发动机单独工作。在*Ma*=2~3时, 模态转换过程中启动燃油/空气换热器,通过燃油/空 气换热降低发动机进口空气温度,燃油换热后部分用 于发动机的燃烧部件,其余返回飞机油箱。由于临近 空间飞机载油量多,具有较多热沉,能够满足发动机 在*Ma*=2~3范围内工作80s左右。燃油预冷发动机 原理如图7所示。在*Ma*=3~5时,亚燃冲压发动机工 作。该动力系统的涡轮基方案与射流涡轮基相比,燃 油预冷无需用水,高速时比冲高。换热器质量预计在 200~300kg(相对于超临界氦介质预冷的3个换热



图7 燃油预冷发动机原理

器,燃油预冷只需要1个换热器)。换热器导致进气 总压损失大,总压损失为10%~30%。

由于采用燃油物理热沉的燃油预冷换热器同样 采用微尺度换热,换热器导致总压损失为10%~ 30%,换热器的质量约为(1‰~2‰)T,并且需要约 200℃高温回油至飞机且换热效率低于超临界氦的。 与射流预冷涡轮基相比,该方案的额外功率需求为 300~400 kW,属于较高的水平。

燃油预冷涡轮基也适用于 Ma≥3,此时必须对燃 油催化处理,实现裂解才能满足高 Ma飞行的换热需 求,需要突破低温吸热型燃料催化裂解吸热反应机 理、发动机燃烧用燃料与吸热用燃料的匹配设计、碳 氢燃料冷却介质流动及燃烧反应机理、双相燃料燃烧 室的燃烧组织机理等关键技术。

综上所述,燃油预冷涡轮基方案可分为近期及远期方案,对应不同的技术难度,待燃油催化裂解技术突破后,结合高Ma涡轮发动机可以满足未来高Ma的飞行需求。

4 综合对比分析

(1)从性能上看,超临界氦介质的强预冷方案工 作范围最宽,但附加的换热器和氦压气机/涡轮等质 量大;燃油强预冷虽然无需额外带水,但换热器质量 也较大,进气损失也大;相对来说,射流预冷方案有进 气损失小的优势。

(2)从技术难度上看,带有2组循环的超临界氦 强预冷方案较复杂、技术难度大,强预冷换热器设计 技术难度较大;燃油强预冷方案需要设计高效燃油强 预冷换热器和发展燃油裂解技术,技术难度也较大。

(3)从技术风险上看,超临界氦强预冷方案复杂, 液氢带来的"氢脆"技术风险较大;燃油强预冷换热器 质量不达标、损失过大和高温回油等;射流预冷结构 简单,国外已有成果工程产品,不存在无法实现设计 目标的风险。

(4)从成本和周期上看,超临界氦强预冷方案是 全新的动力装置,技术成熟度低、新技术多、系统较复 杂、成本高,并且研制周期较长;其他2种方案的成本 和周期相近,但燃油强预冷需要较大额外功率。

(5)从发展前景看,超临界氦强预冷方案具备直接工作至*Ma*=5的可能性,技术潜力最大;其他2种方

案的发展前景相近,但燃油强预冷如果继续工作在 *Ma*>3,会消耗大量的燃油热沉,与飞机热管理冲突。 因此这2种方案的发展潜力稍弱于射流预冷的。

结合国内外预冷技术的研究结果,以飞机对动力 的需求为牵引,完成了多种预冷方案的对比分析。3 种进气预冷方案综合评估见表1。

表1 3种进气预冷方案综合评估

技术方案	性能	技术难度	技术风险
射流预冷	****	****	****
超临界氦强预冷	**	**	*
燃油强预冷	**	**	*
技术方案	成本和周期	发展前景	综合评价
射流预冷	****	**	****
超临界氦强预冷	*	****	**
燃油强预冷	**	***	**

5 结论

(1)射流预冷方案技术成熟度、性能及结构布局 等方面具有一定优势,但综合比冲较低;

(2)超临界氦强预冷方案循环合理但较复杂,3 种介质循环需要控制匹配,控制难度大;

(3)在燃油强预冷方案中,燃油不仅作为燃料,还 作为高速飞行时的冷却介质,比冲高,但热效率低、换 热器质量大、进气损失大;

(4)从满足产品需求及研制进度要求的角度考虑,建议优先采用射流预冷扩包线方案。

参考文献:

YIN Zeyong, YU Duokui, XU Xue. Development trend and technical challenge of high Mach number turbine based propulsion system[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 1-7. (in Chinese)

[2] 余协正,陈宁,陈萍萍,等.临近空间高超声速飞行器目标特性及突 防威胁分析[J].航天电子对抗,2019,35(6):24-29.

YU Xiezheng, CHEN Ning, CHEN Pingping, et al. Target characteristics and penetration threats analysis of hypersonic vehicle in the near space[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2019, 35(6): 24–29. (in Chinese)

[3] 廖孟豪,李宪开,窦相民.美国高超声速作战飞机气动布局演化分析[J].航空科学技术,2020,31(11):3-6.

LIAO Menghao, LI Xiankai, DOU Xiangmin. Evolution analysis of aerodynamic configuration of hypersonic military aircraft in USA[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(11):3–6.(in Chinese)

[4] Christopher A S.Thrust augementation options for the Beta II two-stage

 ^[1] 尹泽勇, 蔚夺魁, 徐雪. 高马赫数涡轮基推进系统的发展及挑战[J].
 航空发动机, 2021, 47(4):1-7.

to orbit vehicle[R].AIAA-1993-4014.

- [5] Wang Z, Wang Y, Zhang J, et al. Overview of the key technologies of combined cycle engine precooling systems and the advanced applications of microchannel heat transfer[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 39:31–39.
- [6] Kurt J K, Casie M C. Preliminary MIPCC enhanced F-4 and F-15 performance characteristics for a first-stage reusable launch vehicle[R]. AIAA-2013-5528.
- [7] Preston C, Vladimir B, Terry S, et al. MIPCC technology development[R].AIAA-2003-6929.
- [8] Ba1epin V, Engers R. MIPCC technology development[R]. ISABE-2005-1297.
- [9] Advanced Full Range Engine (AFRE) program[EB/OL]. (2016-08-12) [2021-12-25]. https://www.darpa.mil/program/advanced-full-range-engine.
- [10] Fu C, Zou Z, Liu H, et al. Experimental study on the flow and heat transfer mechanism of the pre-cooler in the hypersonic aeroengine[R]. AIAA-2017-2417.
- [11] Dong P, Tang H, Chen M, et al. Overall performance design of paralleled heat release and compression system for hypersonic aeroengine [J].Applied Energy, 2018, 220:36–46.
- [12] 邹正平,刘火星,唐海龙,等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报,2015,36(8):2544-2562.
 ZOU Zhengping, LIU Huoxing, TANG Hailong, et al. Hypersonic aero engine study on srong precooling technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(8):2544-2562.(in Chinese)
- [13] 李成,蔡元虎,屠秋野,等.射流预冷却吸气式涡轮火箭发动机性 能模拟[J].推进技术,2011,32(1):1-5.
 LI Cheng, CAI Yuanhu, TU Qiuye, et al. Performance simulation of air-turbo-rocket with water injection pre-cooler[J]. Journal of Propul-

sion Technology, 2011, 32(1):1-5.(in Chinese)

[14] 芮长胜,张超,越冬峰.射流预冷涡轮发动机技术研究及发展[J].航 空科学技术,2015,26(10):53-59.

RUI Changsheng, ZHANG Chao, YUE Dongfeng. Technical study and development of mass injecting pre-cooling turbine engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26 (10) : 53-59. (in Chinese)

[15] 涂洪妍,邓远灏,康松,等.水气比对射流预冷喷射特性影响的数 值研究[J].推进技术,2017,32(1):1302-1309.

TU Hongyan, DENG Yuanhao, KANG Song, et al. Numerical simulation for effects for water/air ratio on injection characteristics with water injection pre-compressor cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 32(1):1302-1309.(in Chinese)

[16] 胡铭鑫,常鸿雯,尚守堂,等.高马赫数射流预冷试验装置设计及 试验验证[J].航空发动机,2022,48(1):83-89.

HU Mingxin, CHANG Hongwen, SHANG Shoutang, et al. Design and

test verification of mass injection pre-compressor cooling test device for high Mach number[J]. Aeroengine, 2022, 48 (1) : 83-89. (in Chinese)

[17] 刘月玲,张超.射流预冷试验温度和湿度测试研究[C]//2015年航空 试验测试技术学术交流会.北京:中国航空学会,2015:517-519.
LIU Yueling, ZHANG Chao. Research on temperature and humidity test of jet pre-cooling test[C]//2015 Academic Symposium on Aeronautical Test and Test Technology. Beijing: Chinese Society of

Aeronautics and Astronautics, 2015:517-519.(in Chinese)

[18] 耿欣,薛秀生,王晓良.射流预冷试验温度探针的设计与测试[J].航 空发动机,2020,46(3):84-89.

GENG Xin, XUE Xiusheng, WANG Xiaoliang. Design and test of temperature probe for jet pre-cooling test[J]. Aeroengine, 2020, 46 (3):84-89.(in Chinese)

[19] 栗孟晨,徐国强,闻洁,等.基于飞发一体化模型的射流预冷技术 优势分析[J].航空动力学报,2023,38(9):2168-2176.

LI Mengchen, XU Guoqiang, WEN Jie, et al, Superiority analysis of mass injection pre-compressor cooling technology based on aircraft engine integration model[J].Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2168-2176.(in Chinese)

[20] 陈一鸣,李泽鹏,张俊强,等.紧凑式强预冷换热器叉排管束的大 涡模拟[J]. 航空动力学报,2021,36(4):701-712. CHEN Yiming,LI Zepeng,ZHANG Junqiang, et al.Large eddy simula-

tion on the staggered tube bundle of the compact precooler[J].Journal of Aerospace Power, 2021, 36(4):701-712.(in Chinese)

- [21] 邹正平,王一帆,额日其太,等.高超声速强预冷航空发动机技术研究进展[J].航空发动机,2021,47(4):8-21.
 ZOU Zhengping, WANG Yifan, ERI Qitai, et al. Research progress on hypersonic precooled airbreathing engine technology[J]. Aeroengine, 2021,47(4):8-21.(in Chinese)
- [22]杨天宇,韩佳,芮长胜,等.基于燃料介质的开式循环预冷高速涡 轮发动机关键技术研究[C]//第六届空天动力联合会议-航空燃气 涡轮推进相关技术.江苏苏州:推进技术,2021:650-655.

YANG Tianyu, HAN Jia, RUI Changsheng, et al. Research on key technologies of open cycle precooling high speed turbine engine based on fuel medium[C]//6th Joint Conference on Aerospace Power-Aviation Gas Turbine Propulsion Related Technologies. Suzhou Jiangsu: Journal of Propulsion Technology, 2021: 650–655. (in Chinese)

[23] 吕雅,杨旸,郑思行,等."弯刀"发动机:高超声速客机新型动力装置[J].航空动力,2018(4):17-20.

LYU Ya, YANG Yang, ZHENG Sixing, et al. Scimitar for hypersonic airliner[J].Aerospace Power, 2018(4): 17-20.(in Chinese)

[24] 苗辉,马薏文,朱江楠,等.强预冷发动机技术验证试验[J]. 航空动力,2021(3):73-75.

(编辑:兰海青)

MIAO Hui, MA Yiwen, ZHU Jiangnan, et al. Technical verification test of strong precooling engine[J].Aerospace Power, 2021(3):73-75. (in Chinese)

3级旋流器各级气量变化对燃烧性能的影响

王 多1,李 锋1,赵 凯2

(1.北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京102206;2.空军航空大学航空作战勤务学院,长春130022)

摘要:为了探究中心分级燃烧室各级旋流器叶片数量与相应旋流气量变化对燃烧室性能的影响,基于高推重比和高温升的技术需求,对设计模型进行了除旋流器外分块结构化网格划分,并在ICEM软件中实现混合网格周期性边界条件设置,进行3维数值模拟。结果表明:确定最优方案的3级旋流器叶片数量分别为8、10和15。中心分级燃烧室每级旋流器流通气量随其相应旋流器叶片数量改变呈负相关变化关系;设计油气比为0.045时,中心分级燃烧室最优方案即基准型方案的温升可达1300K,出口温度分布系数 OTDF达到0.13,在性能所要求的0.10~0.15之间,出口径向温度分布系数 RTDF达到0.081,在性能所要求的0.08~0.12之间;中心分级燃烧室出口截面 OTDF 值随火焰筒头部每级旋流器的叶片数量或旋流气量的变化关系是"V"形,RTDF 值随头部每级旋流器的叶片数量或旋流气量的变化关系是类"V"形。

 关键词:超高温升燃烧室;中心分级燃烧室;旋流器;燃烧性能;叶片数量;旋流气量;出口温度分布

 中图分类号:V231.1
 文献标识码:A

 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.008

Effects of Air Flow Rate Variation in Each Stage of a Triple–stage Swirler on Combustion Performance WANG Duo¹, LI Feng¹, ZHAO Kai²

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Aviation Operations and Services, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

Abstract: To investigate the effects of the number of swirler vanes and corresponding swirling air flow variation on the performance of a concentric staged combustor, in response to the increasing technical requirements of high thrust-to-weight ratio and high temperature rise, all computational domains of the design model were partitioned in the form of multi-block structured grid except for the computational domain of the swirler, periodic boundary conditions of the mixed grid were set in ICEM software, and three-dimensional numerical simulations were conducted. The results show that the optimum number of vanes of the three-stage swirler is 8, 10, and 15, respectively. The amount of air flowing through each stage of the swirler in the concentric staged combustor is negatively correlated with the number of swirler vanes. When the design fuel-air ratio is 0.045, for the optimal scheme of the concentric staged combustor, i.e. the reference scheme, the temperature rise can reach 1300K; the OTDF (overall temperature distribution factor) can reach 0.130, which falls within the range of 0.10 to 0.15 as required by performance specifications; the RTDF (radial temperature distribution factor) can reach 0.081, meeting the performance requirement range of 0.08 to 0.12. The relationships between the OTDF values of the outlet section of the concentric staged combustor and the number of vanes or the amount of swirling air in each stage of the swirler at the head of the flame tube are all V-shaped, and the relationships between the RTDF values and the number of vanes or the amount of swirling air in each stage of the swirler at the head of the flame tube are similar to a V-shape.

Key words: ultra-high temperature rise combustor; concentric staged combustor; number of vanes; amount of swirling air; outlet temperature distribution

0 引言

随着对军用飞机提出更高的性能要求,提高发动 机推重比面临更为严峻地挑战。提高单位推力实际 上是提高涡轮进口温度。因此,高温升燃烧室逐渐占据主流地位。商用涡扇发动机温升达860 K左右,其相应油气比为0.025;军用涡扇发动机温升达1050 K 左右,其相应油气比为0.030;未来航空发动机燃烧室

引用格式: 王多,李锋, 赵凯.3 级旋流器各级气量变化对燃烧性能的影响[J]. 航空发动机,2024,50(2):65-76.WANG Duo, LI Feng, ZHAO Kai. Effects of air flow rate variation in each stage of a triple-stage swirler on combustion performance[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):65-76.

收稿日期:2021-12-09 作者简介:王多(1994),男,博士。

温升将达到甚至超过1400 K^[1],其相应总油气比将达 到0.047^[2]。由此可见,燃烧室温升提高,其总油气比 将随之提高,进而主燃区当量比会相应提高,但考虑 到可见冒烟的抑制,主燃区平均当量比须控制在1.4 以内,因此主燃区气量也将相应增加^[3]。

燃烧室结构形式来源于2方面的考虑,即发动机 对燃烧室的气动热力要求和燃烧过程所必须遵循的 燃烧基本规律^[4]。火焰筒内流场十分复杂,包括了旋 流、回流、空气和燃料射流、燃油雾化、蒸发、湍流燃 烧、冒烟的生成/氧化以及对流和辐射换热过程^[5]。当 油气比不超过0.04时,常规燃烧室(旋流杯头部+主燃 孔)可以满足一些关键性能指标;但对于超高温升燃 烧室(油气比大于0.04)或低污染燃烧室这类燃烧空 气百分数大于60%的燃烧室而言,常规燃烧室需采用 分级燃烧的方法才能达到需求^[6]。

多级旋流技术已相对成熟, Grinstein 等四进行了 多级旋流燃烧室的数值模拟和试验,得到其流体动力 特性;Mansour等^[8]进行了多级燃烧室油雾场的试验研 究,并做了其相关冷态流场的数值仿真,表明采用多 级旋流技术对燃烧室燃油雾化分布及流场具有重要 作用:蒋波等¹⁹采用PIV测试技术对3级旋流器回流区 流场特性进行了研究,表明回流区流场结构受内级旋 流器旋流数与外级旋流器旋流数共同作用影响;王成 军等1101采用数值仿真的方法对多级旋流器燃烧室进 行了贫油熄火特性研究,并采用PIV技术进行试验验 证,表明油气比及回流区是影响燃烧性能的重要参 数;高伟伟等印数值模拟研究了高温升燃烧室在不同 旋流器特征参数下的燃烧性能,表明合理旋流器旋向 组合与旋流数可以提高燃烧室燃烧性能。从上述研 究可知多级旋流的燃烧室头部结构对组织燃烧性能 有显著影响。

立足于课题组前期研究确定的中心分级旋流器 方案,以单头部燃烧室为研究对象,利用ICEM等软件 对计算域进行网格划分,为更好符合燃烧室内真实燃 烧状况以及满足周期性边界条件的设置,除旋流器外 均进行了分块结构化网格划分,并在旋流器周围临近 周期性边界的计算域位置增设了一内部面,方便了旋 流器结构参数的更改,避免了重复繁重的工作。设计 油气比为0.045(燃油量/燃烧可用空气量),温升为 1300 K。在前期研究中确定各级旋流器叶片安装角 分别为40°、45°和45°。本文以最优方案为基准型方 案,探究3级旋流器各级叶片数量及相应的旋流气量 改变对燃烧室性能^[12]的影响。

1 中心分级燃烧室概述

1.1 设计点参数

本文高温升燃烧室设计油气比选定为0.045,设 计点参数见表1。

表1 中心分级燃烧室设计点参数

$W_{\rm f}/({\rm kg/s})$	$W_{\rm a}/(\rm kg/s)$	P_3 /kPa	T_3/K	T_4 /K
2.4609	62.5	3388.5	861.49	2150

1.2 中心分级旋流器

2级燃油喷射和3级旋流器组成的中心分级旋流 器头部结构如图1所示。2级燃油喷嘴由内而外分别 采用双油路离心式喷嘴和预膜式空气雾化喷嘴;3级 旋流器由内而外旋流数依次递增,旋向依次为顺时针 旋转、逆时针旋转和逆时针旋转。传统旋流杯中心回

流区的产生由第1级旋流 全部气量和第2级旋流其余 Mainfuel 80%承担;第2级旋流其余 Mainfuel 气量和第3级旋流全部气 s 量共同强化主燃级燃油的 pilotfuel 雾化和油气混合^[13-14]。 图



1.3 气量分配

控制燃烧室主预燃级供油容易,而改变燃烧室的 气量分配则相对较困难^[15]。为实现第1.2节所确定的 燃烧组织方式,且鉴于目前火焰筒和涡轮的冷却水 平,燃烧室流量分配方案见表2。其中,旋流总进气 比例为39%,由内向外各级旋流器比例分别为0.055, 0.115和0.220。

表2 中心分级燃烧室流量分配方案

涡轮冷却	各级旋流进气	头部冷却	主燃孔	火焰筒冷却
12.5	0.055 /0.115 /0.220	6	22.5	20

2 研究参数及方案

2.1 研究参数

旋流器流阻系数[16]

$$\xi_{s} = \frac{\xi_{\text{ref}}}{\bar{W}_{s}^{2}} \left(\frac{A_{1}}{A_{\text{ref}}}\right)^{2} \tag{1}$$

式中: *W*_s为通过旋流器的无量纲流量; A₁为火焰筒横 截面积; A_{ref}为燃烧室参考截面; *ξ*_{ref}为参考截面流阻系 数, 本文选取燃烧室最大截面为参考截面。 依据流阻系数定义公式^[16]可知参考截面流阻系数为

$$\xi_{\rm ref} = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2}\rho_{\rm ref}v_{\rm ref}^2}$$
(2)

式中: ρ_{ref} 和 v_{ref} 分别为参考截面的气流密度和平均流速。

旋流器通道面积A。[16]

$$A_{s} = \frac{A_{1}}{\sqrt{\frac{\xi_{s}}{\sqrt{K_{sw}}} + 1} \cdot C_{d} \cdot \cos\theta}}$$
(3)

式中: K_{sw} 为旋流常数,取 K_{sw} =1.3; θ 为旋流器叶片安装角; C_a 为流量系数。

旋流器迎风面积A...[16]

$$A_{\rm sw} = \frac{A_{\rm s}}{\cos\theta} \tag{4}$$

联合式(1)~(4)可推导出各级旋流器迎风面积

$$A_{\rm sw} = \frac{1}{C_{\rm d}(\cos\theta)^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{2\rho\Delta P}{K_{\rm sw}m_{\rm sw}^2} + \frac{1}{A_1^2}}}$$
(5)

式中:m_{sw}为各级旋流器旋流气量。

对于轴流式旋流器,给定各级旋流器内径D_i和叶 片数量n以及叶厚t,求出旋流器外径D_a^[16]

$$D_{o}^{2} - bD_{o} - c = 0 \tag{6}$$

$$\ddagger \psi, b = \frac{2nt}{\pi}, c = \frac{4}{\pi}A'_{s} - b(D_{i} + 2t) + (D_{i} + 2t)^{2}_{\circ}$$

由式(6)推导得出

$$A'_{s} = \frac{\pi \left[D_{o}^{2} - bD_{o} - (D_{i} + 2t)^{2} + b(D_{i} + 2t) \right]}{4}$$
(7)

由式(7)可知,当各级旋流器内外径、叶片数及叶 片壁厚保持不变时,仅改变各级旋流器旋向和叶片安 装角,各级旋流器的迎风面积同样保持不变。

轴向叶片式旋流器的旋流数为

$$S_{N} = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - \left(\frac{R_{i}}{R_{o}}\right)^{3}}{1 - \left(\frac{R_{i}}{R_{o}}\right)^{2}} \right] \tan \theta$$
(8)

通过式(5)和式(8)可知,当各级旋流器迎风面积 保持不变时,改变叶片安装角影响的不仅是各级旋流 数,同时必然会引起各级旋流器旋流气量*m*_{sw}的改变。 为探究各级旋流器旋流气量的改变对燃烧室性能的 影响,必须保证其余各项结构参数和气动参数保持 不变。 本文取课题组原最优方案,即3级旋流器叶片安 装角分别为40°、45°和45°。同时保证各级旋流器内 外径和叶片安装角保持不变,即旋流器*S*_N保持不变, 各级旋流器旋流数通过式(8)计算得出,见表3。

表3 中心分级燃烧室各级旋流器旋流数

	S_1	S_2	S_3
旋流数	0.7024	0.8911	0.8922

由式(7)可得,改变叶片数n和叶片厚度t会改变 迎风面积A'_s(n,t),由式(5)可得旋流器气量分配m_{sw}会 随之改变,即得关系式m_{sw}(n,t)。本文初步进行了在 各级旋流器叶片厚度t不变的情况下,改变各级旋流 器叶片数量,进而探讨各级旋流器流量改变对燃烧室 性能的影响,通过式(7)得出,见表4。

表4 中心分级燃烧室各级旋流器A_s(n)

	$D_{\rm i}/{ m mm}$	$D_{_{ m o}}/{ m mm}$	t/mm	$A'_{\rm s}/{ m m}^2$
S_1	15.00	23.10	1.00	$A'_{s}(n) = -3.05 \times 10^{-6}n + 1.92 \times 10^{-4}$
S_2	27.10	35.08	0.92	$A'_{s}(n) = -0.28 \times 10^{-5}n + 3.08 \times 10^{-4}$
S_3	50.58	65.26	1.10	$A'_s(n) = -0.69 \times 10^{-5}n + 1.16 \times 10^{-3}$

从表中可见,当旋流器叶片数量增大时,相应的 旋流器迎风面积会减少。

由式(5)可推出

$$m_{sw} = \sqrt{\frac{2\rho\Delta P}{\left[\left(\frac{1}{A_s'C_d(\cos\theta)^2}\right)^2 - \frac{1}{A_1^2}\right] \times 1.3}}$$
(9)

由式(9)可知,当旋流器迎风面积减少时,旋流器 流量*m_w*(*A'*)会随之相应减少。

各级旋流器叶片数量变化时相应旋流气量在冷态和热态时的Fluent模拟计算值分别见表5~7。从 表中可见,当中心分级燃烧室各级旋流器叶片数量增 大时,其相应旋流器流通气量会随之减少,与上述公 式推算出的性质一致。冷、热态对各级旋流器流量分

表5 第1级旋流器叶片数量变化的数值计算结果

S1叶片数量变化	6-10-15	7-10-15	8-10-15	9-10-15	10-10-15		
$S_1/(kg/s)$ (冷态)	0.188	0.179	0.176	0.172	0.171		
$S_1/(kg/s)(热态)$	0.184	0.178	0.175	0.171	0.168		
S2叶片数量变化	8-8-15 8-	9-15 8-10	-15 8-11-	15 8-12-1	5 8-13-15		
$S_2/(kg/s)($ 冷态 $)$	0.324 0.	319 0.3	17 0.316	6 0.313	0.312		
$S_2/(kg/s)($ 执态 $)$	0.320 0.	315 0.3	13 0.312	0.310	0.309		

表7	第3级旋流器叶片数量变化的数值计算结果
----	---------------------

S3叶片数量变化	8-10-13	8-10-14	8-10-15	8-10-16	8-10-17
$S_3/(kg/s)(冷态)$	0.839	0.835	0.832	0.830	0.826
$S_3/(kg/s)(热态)$	0.787	0.784	0.782	0.780	0.778

配比例几乎没有影响,与文献[17]中的观点一致。在 热态流动中,由于火焰筒内部存在高温区引起的热阻 效应,导致主预燃级空气量较冷态时略微减小,环腔 空气相应略有增加。通过数值计算得到的各级旋流 器气量比例与第1.3节中设计值相比基本一致,因此 说明计算数据是有效可信的。

2.2 研究方案

为探究各级旋流器叶片数量及其引起的相应旋 流气量改变对燃烧室性能的影响,本文对以下14个 方案进行了对比研究,其中方案A为原最优方案,定 为基准型,方案1~5用以比较第1级旋流器叶片数量 的影响;方案1、方案6~10用以比较第2级旋流器叶 片数量的影响;方案1、方案11~14用以比较第3级 旋流器叶片数量的影响,具体研究方案见表8。

研究方案 -	各级旋流器叶片数量			伴旦
	S_1	S_2	S_3	- 15
1	8	10	15	А
2	6	10	15	B-1
3	7	10	15	В-2
4	9	10	15	В-3
5	10	10	15	В-4
6	8	8	15	C-1
7	8	9	15	С-2
8	8	11	15	С-3
9	8	12	15	С-4
10	8	13	15	С-5
11	8	10	13	D-1
12	8	10	14	D-2
13	8	10	16	D-3
14	8	10	17	D-4

表8 中心分级燃烧室研究方案

3 网格和物理模型

3.1 物理模型的建立

以航空煤油为燃料,对主燃烧室进行带回流的湍流两相流定常数值计算,在Fluent中湍流计算选取 Realizable $k-\varepsilon$ 模型(适用于强旋流流动),燃油喷雾采 用 DDM(discrete drop model)模型,辐射计算选取 DO (discrete ordinates)模型,燃烧采用非预混 PDF(probability density function)模型。

微分方程的离散采用SIMPLE方法,控制方程的 空间离散中,梯度计算采用Green-Gauss Cell Based方 法,压力的差值格式采用Standard方法,其余均应用2 阶迎风差分格式。

3.2 燃烧室几何模型和边界条件

3.2.1 中心分级燃烧室几何模型和网格划分

中心分级燃烧室结构 及计算域如图2~4所示。

高温升中心分级燃烧 室设计为20个头部,为了 计算简便,本文洗取单头



图2 中心分级燃烧室结构





图 3 中心分级燃烧室块的 构建

图4 中心分级燃烧室网格

部扇形区域为计算域,该单头部燃烧室计算域分成旋 流器部分和燃烧室其他部分,燃烧室其他部分包括前 置扩压器、内外二股腔道、火焰筒等。

关于网格形式对燃烧室数值仿真结果准确性的 影响,一般来说,正交的结构化六面体网格具有生成 速度快、质量好,数据结构简单,数值精度较高,与实 际的模型更容易接近等优点,是CFD计算中的首选方 案,因此,本文对除旋流器部分之外的燃烧室其他部 分采取了分块结构化网格划分,划分网格块数为 1788,结构化网格数目约377万;考虑到旋流器结构 模型的复杂性以及在研究过程中需对旋流器结构参 数进行更改,因此旋流器部分采用非结构化网格划 分,非结构化网格数目约263万。在网格划分中,发 现ICEM中构建网格建立周期性边界需周期性边界上 为单一网格形式,因此在进行网格划分时,在燃烧室 火焰筒内部添加了1个介于旋流器与火焰筒之间的 内部界面,同时也是结构化网格和非结构化网格的界 面,如图5所示。该内部面保证了混合网格周期性界

面的设定,同时便于对旋 流器结构参数进行控制变 量研究,即在改变旋流器 结构参数分析其对燃烧室 性能影响时,不必重复进



图 5 中心分级燃烧室内 部分界面
行复杂而庞大的结构网格划分,避免了耗时耗力,有助于针对性高效研究。

文献[18-19]对网格无关性进行了探讨和验证。 本文通过对比不同网格数量时回流区中心处轴向速 度沿径向分布情况,当速度分布随着网格数量不再发 生明显变化时,认为网格达到无关,最终确定总网格 数量为640万。

3.2.2 边界条件

在Fluent中,进口截面采取流量进口边界条件,1 个火焰筒出口和3个涡轮冷却引气出口均设定为出 流边界条件。各级旋流器旋流气量和火焰筒壁面(包 括主燃孔和火焰筒气膜冷却孔)进气流量通过流动耦 合计算获得。单头部环形燃烧室整个流体域的侧壁 均设置为旋转周期边界条件。在2级燃油喷口处设 置中空的锥形喷雾模型,并设置锥形喷雾的结构和气 动参数。

4 旋流器各级气量对燃烧性能的影响

4.1 值班级第1级旋流器气量变化的影响

改变第1级旋流器叶片数量及其相应旋流气量5 种方案的中心截面速度、温度分布和出口截面温度分 布见如图6~8所示并见表9、10,对应代号分别为方 案A、B-1、B-2、B-3和B-4。可见,火焰筒头部区域 的速度流场和旋流杯回流区域的形状大小以及火焰 筒内燃烧场的温度分布均因值班级第1级旋流器叶 片数量及其相应旋流气量的改变而产生了较大程度 的变化。从图6中可见,方案B-1的回流区域径向宽

度较基准型方案A的明显缩短,轴向长度显著增大;方案B-2、B-3和B-4的径向宽度和轴向长度较基准型方案A的均略有缩短,旋流杯低速区域范围相应减少,而形状基本吻合;第1级旋流器叶片数量增加,导致迎风面



积和流通该旋流器的流量相应减少,进而导致用于辅助压力雾化喷嘴增强喷雾雾化质量的气量减少,因而影响了主燃区燃烧的完成,进而导致出口截面平均温度较基准型有所降低;第1级旋流器叶片数量减少,迎风面积和流通该旋流器的流量相应增大,气流速度





相对提高,停留时间相对缩短,进而第1级旋流器的 旋流气量卷裹着部分燃料离开主燃区,因此,主燃孔 后区域的燃烧反应依然较为剧烈,出现局部高温区域 的可能性更大,甚至火焰筒内的高温区延伸至出口截 面,导致出口截面温度最大值偏高。

当第1级旋流器的叶片数量及其相应旋流气量 偏离基准型方案时,出口截面平均温度降低,最大温 度值升高,且更多高温区域的角向位置偏离喷嘴截 面,出口温度分布质量远低于基准型方案。因此,对 于值班级第1级旋流器而言,存在最佳的旋流叶片数 量及其相应旋流气量,使得燃烧室出口温度分布系数 OTDF最佳,该方案即为基准型方案。

从图7中可见,B类方案较基准型方案火焰筒内沿流程轴向总温变化基本一致,在回流区域内基准型

第2期

方案	B-1	方案	В-2
中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00	中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00
中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00c+02	中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02
出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02	出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02
T4ave	2154	T4ave	2160
T4max	2397	T4max	2383
OTDF	0.188	OTDF	0.172
方案	В-3	方案	В-4
中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00	中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00
中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02	中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02
出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02	出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02
T4ave	2157	T4ave	2156
T4max	2352	T4max	2373
OTDF	0.151	OTDF	0.168

方案A总温稍高于B类方案,即基准型方案在主燃区 回流区域内燃烧较为充分,表9、10中基准型方案A 的出口截面平均总温值大于B类方案的也印证了这 一点。此外,基准型方案A的回流区域大于B类方案 的,因而更加有利于稳定燃烧,提高温升水平(图6)。

B类方案与基准型方案A的RTDF见表11。从表 中可见,基准型方案A的出口径向温度分布系数 RTDF值较B类方案的更小;从图8中可见,基准型方 案A的出口径向温度分布较B类方案的更均匀,不易 损伤涡轮的寿命,更加符合涡轮对燃烧室出口温度分 布的要求。

表11 B类方案与基准型方案A的RTDF

方案	B-1	В-2	А	В-3	В-4
RTDF	0.087	0.091	0.081	0.091	0.090

由此可以归纳出,第1级旋流器叶片数量及其相 应旋流气量存在1个最优值,即基准型方案A,偏离基 准型均会使火焰筒内温度场分布变差,使出口径向温 度分布品质降低,进而损伤涡轮的工作寿命。

4.2 值班级第2级旋流器气量变化的影响

改变第2级旋流器叶片数量及其相应旋流气量5 种方案的中心截面速度、温度分布和出口截面温度分 布见表12、13,对应代号分别为方案C-1、C-2、C-3、 C-4和C-5;C类方案与基准型方案A回流区域对比 如图9所示。从表9、12和13和图9中可见,火焰筒头 部区域的速度流场和旋流杯回流区域的形状大小并 未因第2级旋流器叶片数量及其相应旋流气量的变 化而有过大幅度的波动,但火焰筒内燃烧场的温度分 布却产生了显著变化。第2级旋流器叶片数量增加, 迎风面积和流通该旋流器的流量相应减少。在进行 旋流器设计时,假设第1级旋流全部气量和第2级旋 流80%气量用于产生传统旋流杯回流区,从而稳定火 焰。第2级旋流气量减少,不利于回流区的形成,或 导致回流区域范围缩小,从而影响主燃区内燃烧的进 行,导致温升略有降低,方案C-5的回流区域较其他 方案的偏小(图9)。第2级旋流器叶片数量减少,迎 风面积和流通该旋流器的流量相应增加,气流速度相 对升高,进而第2级旋流器的旋流气量卷裹着部分燃 料离开主燃区,因此,主燃孔后区域的燃烧反应依然 较为剧烈,甚至火焰筒内的高温区延伸至出口截面。

当第2级旋流器的叶片数量及其相应旋流气量 偏离基准型方案时,出口截面平均温度降低,最大温 度值升高,即C类方案较基准型方案出口截面温度分布品质有所恶化。因此,对于值班级第2级旋流器而言,存在最佳的旋流叶片数量及其相应旋流气量,使得燃烧室出口温度分布系数OTDF最佳,该方案即为基准型方案。此外,鉴于方案C-3和方案C-4的出口平均温度相同,仅最大温度值稍高于方案C-4的出口口温度分布系数相近,为使得结论更具说服力,增加了方案C-5(表12),随着第2级旋流器的叶片数量进一步提高及其相应旋流气量进一步减少,出口温度分布品质将会发生较大程度的恶化,据此可验证上述结论的准确性。

表12 方案C-5



从表12、13中还可见,燃烧室出口温度分布系数 因第2级旋流器叶片数量偏离基准型增加时产生的 恶化没有其偏离基准型减少时产生的恶化严重,进一 步说明,燃烧室出口温度分布系数因第2级旋流器旋 流气量偏离基准型减少时产生的恶化没有其偏离基 准型增加时产生的恶化严重。因此,第2级旋流器叶 片数量及其相应旋流气量按基准型设计较为合理。

C类方案与基准型方案A沿流程总温变化对比 如图10所示。从图中可见,C类方案的火焰筒内沿流 程轴向总温变化与基准型方案A的基本一致。C类

	器气量变化的影响		
方案	C-1	方案	C-2
中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00	中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00
中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02	中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02
出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02	出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02
T4ave	2160	T4ave	2160
T4max	2350	T4max	2339
OTDF	0.146	OTDF	0.138
方案	С-3	方案	С-4
中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00	中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00
中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02	中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02
出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02	出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02
T4ave	2162	T4ave	2162
T4max	2335	T4max	2336
OTDF	0.133	OTDF	0.134

方案与基准型方案A的 RTDF见表14。从表中可见,基准型方案A出口径向温度分布系数RTDF值较C类方案的更小。C类方案与基准方案A出口截面径向温度分布对比如图11所示。从图中可见,基



准型方案A的出口径向温度分布较C类方案的更均 匀,不易对涡轮寿命产生较大损耗,更加符合涡轮对 燃烧室出口温度分布的要求。



方案	C-1	С-2	А	С-3	С-4	С-5
RTDF	0.086	0.100	0.081	0.083	0.082	0.084

4.3 主燃级旋流器气量变化的影响

改变第3级旋流器叶片数量及其相应旋流气量4 种方案的中心截面速度、温度分布和出口截面温度分 布见表15,对应代号分别为方案D-1、D-2、D-3和D-4。D类方案与基准型方案A回流区域对比如图12所

示。从表9、15和图12中 可见,火焰筒头部区域的 速度流场和旋流杯回流 区域的形状大小并未因 主燃级旋流器叶片数量 及其相应旋流气量的改 变而产生较大幅度的变 化,而火焰筒内燃烧场的 温度分布因主燃级旋流



器流通气量的改变产生了明显变化。第3级旋流器 叶片数量增加,迎风面积和流通该旋流器的流量相应 减少。在进行旋流器设计时,主燃级旋流器与第2级 旋流器其余气量用于加强主燃区的流场,提高燃烧稳 定性。主燃级旋流气量减少,不利于燃烧稳定,从而 影响主燃区内燃烧的进行,导致温升略有下降。主燃 级旋流器叶片数量减少,迎风面积和流通该旋流器的 流量相应增加,气流速度相对升高,导致燃料在主燃 区停留时间过短,燃烧不够充分,同时由于主燃级旋 流器气量占整个中心分级旋流器气量比例较大,因此 主燃级旋流器旋流气量增加将导致整个主燃烧室燃 烧不够充分,进而出口平均温度呈下降趋势。

对表9、15对比分析可知,当主燃级旋流器的叶 片数量及其相应旋流气量偏离基准型方案时,出口截 面平均温度呈现下降趋势,最大温度值明显升高,出 口温度分布质量低于基准型方案。因此,对于主燃级 旋流器而言,存在最佳的旋流叶片数量及其相应旋流 气量,使得燃烧室出口温度分布系数 OTDF 最佳,该 方案即为基准型方案。

D类方案与基准型方案A沿流程总温变化对比 如图13所示。从图中可见,D类方案的火焰筒内沿流 程轴向总温变化较基准型方案A的有较大不同,吻合 程度较低,这与表15中火焰筒内总温分布对比结果 一致。此外,从图12中可见,D类方案的回流区域大 小形状与基准型方案A的基本吻合,仅方案D-1回流

区域出现明显缩小,说明 主燃级叶片数量如果进 一步减少将会造成回流 区域范围的明显缩小,这 是由于主燃级气流速度 过大将会导致停留时间 过短,不利于回流区的 形成。



D类方案与基准型方案A的RTDF见表16。从表 中可见,基准型方案A的出口径向温度分布系数 RTDF值较D类方案的更小,即主燃级旋流器流通气 量较基准型方案A的增加或减少时,出口截面RTDF 值均基本呈现增大趋势。由此及上述预燃级2级旋 流器计算分析结果可推知,中心分级燃烧室出口截面 RTDF值随火焰筒头部每级旋流器流通气量的变化关 系都应呈"V"形。各级旋流器流通气量偏离基准型 方案A的程度越大,其RTDF值越呈现恶化趋势。此 处应注意,RTDF值随偏离程度并非严格符合"V"形 变化关系,只是呈现"V"形的变化趋势。因而,每级 旋流器均存在最佳的叶片数量及其相应旋流气量,且 该最优值即为基准型方案A所对应的各级旋流器叶 片数量和冷热态旋流气量。D类方案与基准方案A

_

表15 第3级旋流器气量变化的影响							
方案	D-1	方案	D-2				
中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00	中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00				
中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02	中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02				
出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02	出口截面温度分布	温度/k 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02				
T4ave	2160	T4ave	2163				
T4max	2343	T4max	2334				
OTDF	0.141	OTDF	0.131				
方案	D-3	方案	D-4				
中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00	中心截面速度分布	速度/(m/s) 1.62e+02 1.35e+02 1.08e+02 8.10e+01 5.40e+01 2.70e+01 0.00e+00				
中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02	中心截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.83e+03 1.55e+03 1.27e+03 9.84e+02 7.00e+02				
出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02	出口截面温度分布	温度/K 2.40e+03 2.12e+03 1.84e+03 1.56e+03 1.28e+03 1.00e+03 7.20e+02				
T4ave	2162	T4ave	2162				
T4max	2338	T4max	2340				
OTDF	0.135	OTDF	0.137				

表16 D类方案与基准型方案A的RTDF

方案 D-1 D-2 A D-3 D-4 RTDE 0.085 0.001 0.081 0.081 0.001						
RTDF 0.085 0.001 0.081 0.081 0.09/	方案	D-1	D-2	А	D-3	D-4
11D1 0.005 0.001 0.001 0.001	RTDF	0.085	0.091	0.081	0.081	0.094

出口截面径向温度分布对比如图14所示。基准型方 案A的出口径向温度分布 较D类方案的相对均匀, 不易损伤涡轮的寿命,更 加符合涡轮对燃烧室出口 温度分布的要求。



由上述每类方案 图14 D类方案与基准方案 OTDF 值对比分析可知,主 A出口截面径向温度分布对比 预燃级各级旋流器叶片数

量及其相应旋流气量偏离基准型方案A程度越大,其 OTDF值越大。即中心分级燃烧室出口截面OTDF值 随火焰筒头部每一级旋流器流通气量的变化关系应 是严格符合"V"形的变化趋势,如图15~17所示。



因此,由上述分析可知,主预燃级旋流器流通气 量多于或少于基准型方案均会使燃烧室性能降低,基 准型方案为最佳。此外,基准型方案出口截面平均温 度为2163 K(表9),达到了第1.1节表1中预期的设计 温度2150 K。

4.4 仿真验证

为提高上述结论的可靠性,增加一验证算例,即 为方案 B-0. 其各级旋流器叶片数量分别为5、10和 15,即在方案B-1基础上减少值班级第1级旋流器的 叶片数量。方案B-0对应的值班级第1级冷、热态旋 流气量分别为0.203 kg/s和0.200 kg/s,符合第2.1节中 各级旋流器流通气量与相应叶片数量的变化关系。

方案 B-0 的数值计算结果见表 17, 对比表 10 可 知,当值班级第1级旋流器气量进一步增多时,火焰 筒出口截面质量加权平均温度进一步降低,最大温度 值进一步增大,因而,出口截面OTDF值进一步恶化, 符合上述得出的"V"变化关系;再者,由表17中RTDF 值对比表11分析可知,出口截面RTDF值随旋流气量 的变化关系符合上述得出的类"V"形,即旋流气量偏 离基准型方案A程度越大,其RTDF值越呈现恶化 趋势。

表17 方案B-0的数值计算结果

方案 B-0	T4ave	T4max	OTDF	RTDF
计算值	2150	2425	0.213	0.089

验证方案 B-0 与基 准方案A出口径向温度 分布对比如图18所示。 从图中可见,基准型方案 A的出口径向温度分布 较验证方案 B-0 的更加 均匀,更加符合涡轮对燃 烧室出口温度分布的要



求。因此,通过对方案B-0的数值计算结果分析,进 一步验证了上述结论的可靠性。

5 结论

(1) 中心分级燃烧室每级旋流器流通气量随其 相应旋流器叶片数量改变呈负相关变化关系。

(2) 通过对各种方案中燃烧室中心截面速度分 布、温度分布及出口温度分布进行对比分析,最终确 定中心分级燃烧室的3级旋流器的最佳叶片数量组 合为基准型方案A,即:第1级8个、第2级10个以及 第3级15个;基准型方案对应的旋流气量分配为最佳 旋流气量组合。

(3)中心分级燃烧室基准型方案A的温升可达 1300 K,出口温度分布系数OTDF在性能所要求的 0.10~0.15之间,出口径向温度分布系数RTDF在性 能所要求的0.08~0.12之间。

(4)中心分级燃烧室出口截面 OTDF 值随火焰筒 头部每级旋流器的叶片数量或旋流气量的变化关系 是"V"形;火焰筒出口截面 RTDF 值随头部每级旋流 器的叶片数量或旋流气量的变化关系是类"V"形。

参考文献:

- Bahr D W. Design technology for future aircraft turbine engine combustors[R]. AIAA –1979–1197.
- [2] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustor[R]. AIAA-1985-1292.
- [3] Kress E J. Multiple swirler dome combustor for high temperature rise applications[R].AIAA-1990-2159.
- [4] 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,2008:6-9.

LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Gas turbine combustor[M]. Beijing:National Defence Industry Press, 2008, 6-9.(in Chinese)

- [5] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999:9-12.
- [6] 林宇震,林阳,张弛,等.先进燃烧室分级燃烧空气流量分配的探讨 [J].航空动力学报,2010,25(9):1923-1930. LIN Yuzhen, LIN Yang, ZHANG Chi, et al. Discussion on combustion

airflow distribution of advanced staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25 (9)1923–1930.(in Chinese)

- [7] Grinstein F F, Yong T R, Mongia H C. Computational and experimental analysis of the flow dynamics in a multi–swirler combustor[R]. AIAA– 2002–1006.
- [8] Mansour A, Benjamin M, Steinthorsson E. A new hybrid air blast nozzle for advanced gas turbine combustors[R]. ASME 2000–GT–0117.

[9] 蒋波,赵自强,何小民,等.内旋流器旋流数对三级旋流流场特性的 影响[J].推进技术,2016,37 (11):2150-2156.
JIANG Bo, ZHAO Ziqiang, HE Xiaomin, et al. Effects of inner swirl number on flow characteristics of triple-swirlers[J].Journal of Propulsion Technology, 2016, 37 (11):2150-2156. (in Chinese) [10] 王成军, 佟飞, 陈科华, 等. 高温升燃烧室贫油熄火特性数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29 (2):1-6.

WANG Chengjun, TONG Fei, CHEN Kehua, et al.Numerical study on lean blow-out characteristics of high temperature rise combustor[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29 (2) : 1-6. (in Chinese)

[11] 高伟伟,李锋,高贤智,等.旋流器特征参数对高温升燃烧室性能的影响[J].航空发动机,2015,41(4):29-34.
GAO Weiwei, LI Feng, GAO Xianzhi, et al. Effect of swirler characteristic parameters on combustion performance of HTR combus-

tor[J]. Aeroengine, 2015, 41 (4)29–34.(in

Chinese)

[12] 姜磊,孔文俊.双级反向旋流器气量分配对燃烧室性能的影响[J]. 热能动力工程,2018,33(3):50-56

JIANG Lei, KONG Wenjun .Effects of air split of dual-stage counter rotating swirlers on the performance of combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2018, 33 (3)50–56.(in Chinese)

[13] Guo Q L, Ephraim J G. Combustion characteristics of a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2003-0489.

Guo Q L, Ephraim J G. Experimental and numerical studies of velocity field of a triple annular swirler[R]. ASME GT-2002-30069.

[15] 徐浩鹏, 王方, 黄勇, 等. 头部气量分配对旋流杯结构燃烧室贫熄 性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 347-352.

XU Haopeng, WANG Fang, HUANG Yong, et al. Effects of flow split among swirlers and primary holes on the lean blowoff limits of a combustor with swirler cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (2):347-352.(in Chinese)

[16] 胡正义. 航空发动机设计手册(第九册)主燃烧室[M]. 北京: 航空 工业出版社,2000:224-227.

HU Zhengyi. Aeroengine design manual (the ninth fascicule) main combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000:224-227. (in Chinese)

[17] 金如山,索建秦.先进燃气轮机燃烧室[M].北京:航空工业出版 社,2016:10-14.

JIN Rushan, SUO Jianqin. Advanced gas turbine combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016:10-14. (in Chinese)

- [18] Mongia H C. Recent progress in comprehensive modeling of gas turbine combustion[R].AIAA-2008-1445.
- [19] Mongia H C. Perspective of combustion modeling for gas turbine combustors[R]. AIAA -2004-0156.

(编辑:程 海)

正反顺序加载下安装边螺栓预紧力分散度的数值模拟 与试验验证

艾延廷¹,田顺米¹,刘 玉¹,田 晶¹,付鹏哲²,刘仕运² (1.沈阳航空航天大学航空发动机学院,沈阳110136; 2.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳110015)

摘要:在航空发动机机匣安装边装配过程中,不同位置螺栓之间会产生弹性交互作用,不同加载方案会使装配后的螺栓预紧 力存在一定的分散度。针对这一问题,建立了3层带止口机匣安装边3维接触有限元模型,研究不同加载方案下螺栓预紧力的施 加方法。基于有限元模型数值模拟了3层机匣安装边分别在顺序加载方案、交叉加载方案和正反顺序2轮加载方案下螺栓预紧力 的分散度。搭建了相应的试验装置,分别对3种加载方案的预紧力分散度进行试验验证。结果表明:采用正反顺序2轮加载后的 螺栓预紧力分散度最小,在3层止口机匣安装边上采用正反顺序2轮加载方案后的螺栓预紧力分散度较小,在有限元仿真中螺栓 预紧力分散度为2.43%,在试验中螺栓预紧力分散度为4.98%。采用此方案加载后,止口机匣安装边能达到更好的密封效果和较 好的刚度对称性。

 关键词:安装边螺栓连接;弹性交互作用;预紧力分散度;加载方案;航空发动机

 中图分类号:V241.05
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.009

Numerical Simulation and Experimental Verification of Flange Joint Bolt Preload Uniformity Under Clockwise-counterclockwise Circular Tightening Sequence

AI Yan-ting¹, TIAN Shun-mi¹, LIU Yu¹, TIAN Jing¹, FU Peng-zhe², LIU Shi-yun²

(1. School of Aeroengine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

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

Abstract: In the assembly process of aeroengine casing flange joints, elastic interaction occurs between bolts at different positions, and different tightening sequence cause bolt preload dispersion to a certain extent after assembly. To solve this problem, a 3D contact finite element model of the 3–layer casing flange joint with a spigot was established, and the methods of applying the bolt preload under different loading schemes were studied. Based on the finite element model, the bolt preload dispersion of the clockwise tightening sequence, the cross tightening sequence, and the two–pass clockwise–counterclockwise circular tightening sequence for the 3–layer flange joint were simulated numerically. The corresponding test equipment was set up to verify the preload dispersion of the three loading schemes. The results show that the bolt preload uniformity is the best when adopting the two–pass clockwise–counterclockwise circular tightening sequence, and the bolt preload dispersion is relatively small. The bolt preload dispersion results from the finite element simulation and the test are 2.43% and 4.98% respectively. After adopting this loading scheme, a better sealing effect and stiffness symmetry can be achieved for the flange joint with a spigot.

Key words: bolted flange joint; elastic interaction; preload dispersion; loading scheme; aeroengine

0 引言

均匀的螺栓载荷对航空发动机机匣安装边在高 温高压等复杂且极端工况下保持良好的密封性至关 重要^[1]。发动机机匣安装边较薄,密封性受预紧力分 散度影响显著,螺栓载荷不均匀会导致安装边密封性 降低^[2]。通常,在工程中难以做到对所有螺栓同时加 载,只能根据一定顺序逐个加载,因此,螺栓之间会不

收稿日期:2022-11-11 **基金项目**:沈阳航空航天大学博士启动基金(19YB39)资助 作者简介:艾延廷(1963),男,教授。

引用格式:艾延廷,田顺米,刘玉,等. 正反顺序加载下安装边螺栓预紧力分散度的数值模拟与试验验证[J]. 航空发动机,2024,50(2):77-82.AI Yanting, TIAN Shunmi,LIU Yu, et al. Numerical simulation and experimental verification of flange joint bolt preload uniformity under clockwise-counterclockwise circular tightening sequence[J].Aeroengine,2024,50(2):77-82. 可避免地产生弹性交互作用^[3],最终对螺栓载荷有一 定影响。均匀且适量的螺栓预紧力对密封性能有着 重要影响^[4]。螺栓预紧力的不均匀性会导致应力分布 不规则,尤其在高温高压等复杂且极端的工作条件 下,对法兰的密封性能影响极大,螺栓的使用寿命也 会大幅度缩短^[5]。

Van¹⁶最早介绍了螺栓法兰在预紧过程中螺栓间 互相影响的现象;Bibel等^[7]采用不同尺寸的管法兰证 明了弹性交互作用的存在;Abid 等^[8-9]进一步通过数 值仿真计算,确定了多规格美标管法兰的最优预紧方 案;喻健良等^[10-11]基于DN100、DN200国标法兰,通过 试验的方法研究了螺栓顺序加载和交叉加载方案对 螺栓载荷分布的影响规律,发现正、负作用使交叉及 顺序加载的最终载荷分布呈现W和N形。在众多国 内外学者的研究基础上,美国和日本分别针对法兰预 紧过程制定了 ASME PCC-1^[12]、JIS B 2251^[13]加载方 案,这2种加载方案虽然没有对每轮中的各螺栓载荷 进行具体的分析计算,但也顾及到了螺栓间弹性交互 作用的影响,可以解决各类常规承压设备法兰的螺栓 预紧问题。目前,针对管法兰的弹性交互作用研究较 多,对其他类型法兰的研究较少。然而厚度极薄的法 兰也可完成螺栓连接结构144,比如厚度较薄且刚度不 高的止口机匣安装边,安装边承受不住较大的拉压应 力而发生变形,从而导致强度破坏失效。2种方案中 加载轮次多且施加载荷繁琐[15],难以适用此类尺寸 大、螺栓多、螺栓规格小、密封面窄等特点的止口机匣 安装边。上述研究大多针对螺栓连接的弹性交互作 用开展,而对于大型薄壁止口机匣安装边螺栓连接系 统的研究不多。

基于顺序加载的最终载荷分布呈N形,本文依据 此规律对大型止口机匣安装边提出了新的加载方案, 以正反2轮顺序加载方案来弥补螺栓的载荷变化,削 弱弹性交互的影响,减小螺栓预紧力分散度,同时可 以减小刚度的不对称性,并且减少预紧载荷的加载 步数。

1 数值模拟

1.1 有限元模型建立

机匣有限元模型的单元和节点数目过于庞大,且 模型的非线性接触较多、计算量较大,为了提高计算 效率,要对模型进行简化¹¹⁶。在螺栓加载方案对螺栓

预紧力分散度的影响中,机匣圆筒长度对研究结果的 影响较小,所以将模型机匣圆筒的总长缩短,简化为 只有安装边和螺栓的模型,机匣安装边有限元模型几 何参数见表1。根据真实试验件,对48个螺栓3层安 装边模型进行材料属性设置,螺栓和螺母的材料为 GH4169合金,弹性模量为199.9 MPa, 泊松比为0.3, 安装边的材料为45钢,弹性模量为198 MPa,泊松比 为0.25。建立的机匣安装边有限元模型如图1所示。 简化后的模型为3层止口安装边和48个M8螺栓进行 连接,建立机匣安装边有限元简化模型如图1(a)所 示。为了提高网格质量及计算精度,将12角头螺栓 简化成圆柱头螺栓,建立模型时忽略螺栓和螺母的螺 纹,将二者简化为圆柱体,并对其进行网格划分,其中 单个网格划分如图1(b)所示。在各螺栓与安装边表 面之间和2个安装边之间分别建立单独的接触对,接 触面设置为摩擦接触,根据机械手册^[17],摩擦系数设

置为0.15。螺栓预紧力大 小为13750 N,同时对机匣 一侧的端面施加固定约 束,对螺栓截面(图1(b)) 的212个节点在截面方向 上施加固定约束,在截面 的法向方向上设置为 自由。

表1	机匣安装边	有限元
	模型几何参	数 mm
	参数	数值
机	匣高度	150
安装	专边内径	686
安装	专边外径	740
安装边	螺栓处直径	720
安装	专动高度	5



(a) 机匣安装边有限元 简化模型

(b) 安装边网格划分

图1 机匣安装边有限元模型

1.2 模拟加载方案

在安装边螺栓连接结构中,通过螺杆产生一定的 形变量将安装边夹紧从而产生预紧力。当不能在对 全部螺栓进行同时加载时,后边加载的螺栓会影响之 前加载的螺栓的形变量,造成预紧力的变化,这就是 "弹性交互作用"。为尽量消除这些影响,共研究3种 加载方案。首先,将安装边模型的48个螺栓分为12 组,每组包含4个螺栓,48 个螺栓分组如图2所示,这 样能更方便地加载螺栓预 紧力,简化加载步骤。第1 种方案是顺序加载,顺时 针按组加载,同组内按照



螺栓序号从小到大顺序依次加载螺栓预紧力;第2种 方案是交叉加载,顺序为1→7→4→10→2→8→5→ 11→3→9→6→12,同组内按照螺栓序号从小到大顺 序依次加载螺栓预紧力;第3种方案是正反顺序2轮 加载,先施加60%的螺栓预紧力顺序加载1轮,再反 向顺序加载1轮螺栓预紧力至100%,机匣安装边螺 栓加载方案见表2。

表2 机匣安装边螺栓加载方案

加载方案	螺栓加载组序号
顺序加载	$1 \rightarrow 2 \rightarrow 3 \rightarrow 4 \rightarrow 5 \rightarrow 6 \rightarrow 7 \rightarrow 8 \rightarrow 9 \rightarrow 10 \rightarrow 11 \rightarrow 12$
交叉加载	$1 {\rightarrow} 7 {\rightarrow} 4 {\rightarrow} 10 {\rightarrow} 2 {\rightarrow} 8 {\rightarrow} 5 {\rightarrow} 11 {\rightarrow} 3 {\rightarrow} 9 {\rightarrow} 6 {\rightarrow} 12$
正反顺序加载	$1 \rightarrow 2 \rightarrow 3 \rightarrow 4 \rightarrow 5 \rightarrow 6 \rightarrow 7 \rightarrow 8 \rightarrow 9 \rightarrow 10 \rightarrow 11 \rightarrow 12$
	$12 \rightarrow 11 \rightarrow 10 \rightarrow 9 \rightarrow 8 \rightarrow 7 \rightarrow 6 \rightarrow 5 \rightarrow 4 \rightarrow 3 \rightarrow 2 \rightarrow 1$

在ANSYS Workbench有限元软件中,螺栓载荷的 施加分为施加载荷和锁定载荷。第1个螺栓在第1个 载荷步使用Load施加螺栓载荷,其余载荷步设置为 Lock状态锁定载荷;第2个螺栓在第2个载荷步使用 Load施加螺栓载荷,在施加载荷之前的载荷步使用 Adjustment不施加螺栓载荷,其余载荷步设置为Lock 状态锁定载荷;第3个螺栓在第3个载荷步使用Load 施加螺栓载荷,在施加载荷之前的载荷步使用Adjustment不施加螺栓载荷,其余载荷步设置为Lock状态 锁定载荷,以此类推;第48个螺栓在第48个载荷步使 用Load施加螺栓载荷,在施加载荷之前的载荷步均 使用Adjustment但不施加螺栓载荷,在第49个载荷步

48个螺栓的第1轮载荷施加一共有49个载荷 步,第2轮施加载荷从第50个载荷步开始对第48个 螺栓依次反向施加螺栓载荷。第48个螺栓在第50个 载荷步使用Increasement施加螺栓载荷,之后其余载 荷步设置为Lock状态锁定载荷。第47个螺栓在第51 个载荷步使用Increasement施加螺栓载荷,在第2轮 施加载荷之前的载荷步使用Adjustment不施加螺栓 载荷,其余载荷步设置为Lock状态锁定载荷,以此类 推。第1个螺栓在第97个载荷步使用Increasement施加螺栓载荷,在第2轮施加载荷之前的载荷步均使用 Adjustment但不施加螺栓载荷,在第98个载荷步设置为Lock状态锁定载荷,最后正反顺序2轮加载一共有 98个载荷步。

2 模拟计算结果与分析

通过对3层带止口安装边螺栓连接模型进行模 拟计算,获得止口安装边内边接触面正压力如图3所 示。为了评定止口安装边的密封效果,获取安装边接 触面内边的正压力最小值,顺序加载方案下安装边内 边正压力的最小值为6.19 MPa,交叉加载方案下安装 边内边正压力的最小值为7.23 MPa,正反顺序加载方 案下安装边内边正压力的最小值为10.61 MPa。在3 种加载方案中,接触面内边正压力的最小值均大于机 匣内部的最大气体压力(5 MPa),所以3种加载方案 均达到密封要求。为获得施加3种加载方案后的螺 栓预紧力,根据有限元数据计算出3种加载方案下螺 栓预紧力的平均值、分散

度和标准差,螺栓加载有限元预紧力数据见表3。 根据螺栓载荷的分布,绘制出不同螺栓加载方案下的螺栓载荷分布如图4 所示。





图3 安装边内边接触面正压力

表3 螺栓加载有限元预紧力数据

螺栓预紧力	内边最小正压	预紧力平均	公勘 亩 /0/	标准关
加载方案	力/MPa	值/kN	刀取皮/%	你谁左
顺序加载	6.18	13.18	3.18	124.37
交叉加载	7.23	13.20	5.07	169.61
正反顺序加载	10.61	13.19	2.43	77.69



从ANSYS Workbench 中提取每个螺栓的工作载荷,即 螺栓预紧力,计算出螺栓预紧力平均值、分散度和标 准差,绘制不同加载方案下的预紧力分布曲线。从图 4(a)中可见,从整体来看,顺序加载方案下螺栓预紧 力分布比较均匀,大部分螺栓预紧力集中在13.14~ 13.28 kN,预紧力平均值为13.18 kN,分散度为 3.18%,标准差为124.37。从图4(b)中可见,交叉加载 方案下螺栓预紧力分布也比较均匀,大部分螺栓预紧 力也集中在13.14~13.29 kN,预紧力平均值为13.20 kN,分散度为5.07%,标准差为169.61。顺序加载和 交叉加载方案的螺栓预紧力平均值比较相近,大部分 螺栓的载荷所在区间相同,但由于每个螺栓所受的正 作用和负作用次数不同,交叉加载的个别螺栓的预紧 力载荷分布起伏波动较大,分散度和标准差略高于顺 序加载的。在顺序加载过程中,由螺栓连接的法兰结 构会发生严重的偏转现象,从而导致局部的预紧力分 散不均匀。由于机匣安装边是止口螺栓连接结构,且 止口存在一定的紧度,机匣安装边在径向上难以发生 形变位移,在顺时针依次施加螺栓载荷过程中一定程 度上削弱了机匣的偏转,从而降低了局部螺栓的预紧 力的分散度,甚至分散度略好于组内交叉加载的。

从图4(c)中可见,在正反顺序2轮加载后,预紧 力分布比较均匀,大部分螺栓预紧力集中在13.15~ 13.26 kN,预紧力平均值为13.19 kN,分散度为 2.43%,标准差为77.69。与之前2个方案相比,正反 顺序2轮加载下安装边的预紧力分散度和标准差都 比较低,这是因为第1轮螺栓加载的过程中螺栓由于 弹性交互作用而产生载荷变化,第2轮反转顺序加载时,弥补了第1轮螺栓加载时的载荷变化,削弱了弹性交互作用的影响,从而保证了良好的安装边密封性。

螺栓预紧力对机匣安装边刚度的对称性也有一 定影响。基于正反顺序加载方案,其他边界条件不 变,对机匣的端面分别施加20 kN的拉力和200 N·m 的扭矩,分别获取止口安装边接触面位移如图5所 示。利用Workbench等值面提取出位移<1.96 μm的 轴向位移(图5(a)),安装边位移是连续且对称的,主 要分布在安装边的根部,这是由于机匣端面受到拉力 时,安装边接触面的根部最易发生分离,图中区域的 拉伸刚度均≥1.02×10¹⁰ N/m。



接触面的周向位移(图5(b))也是连续且对称的, 周向位移最大处在螺栓的一侧,这是由机匣端面受到扭 矩时,螺栓杆挤压安装边一侧造成的。图5(b)中区域 的周向位移最大值为1.59 μm,扭转刚度均≥7.91×10⁵ N·m/(°)。此加载方案保证了止口机匣安装边有较高的 拉伸刚度、扭转刚度和较好的刚度对称性。

3 试验验证

3.1 试验装置

为了验证有限元模拟结果的正确性,搭建机匣3

层止口安装边螺栓预紧力 试验系统如图6所示。采 用1:1简化的发动机机匣 试验件进行试验,通过在 薄壁机匣安装边上施加3 种不同预紧力加载方案, 观察拧紧后的螺栓载荷分 布规律和预紧力分散度是 否与模拟结果相符,以此



图6 机匣3层止口安装边 螺栓预紧力试验系统

证明正反顺序加载方案的有效性。

在人工采用加载工具进行螺栓装配的过程中,在

拧紧力矩在向螺栓预紧力转化时,由于螺母与螺纹、 支承面之间的摩擦系数不同,故最终转化到螺栓的载 荷不同,所以试验用数控扭矩扳手对螺栓施加预紧 力,并利用埋入式应变计传感器螺栓和静态应变仪测 试螺栓应变以获得螺栓预紧力,从而大大提高试验精 度。根据每个埋入式应变计传感器螺栓的出厂标定, 控制每个螺栓的拉伸应变来保证每个螺栓有相同的 预紧力,并由此计算螺栓预紧力。试验中对埋入式应 变传感器螺栓施加相同预紧力对应的扭矩,读出拧紧 完成后的应变仪上的应变数值,相应的螺栓预紧力为

$$F = (K_1/K)\varepsilon EA_B \tag{1}$$

式中:F为螺栓预紧力;K₁为应变仪的灵敏系数;K为 应变计的灵敏系数;c为应变计的应变;E为螺栓弹性 模量;A_B为应变计所在的螺栓横截面面积。

3.2 试验结果与分析

为避免机匣安装边每次螺栓加载会受上次装配 的影响,在每一次新的加载过程前需要分解3层机匣 安装边连接结构,再次重新装配。对3层止口安装边 分别施加3种不同的螺栓预紧力加载方案进行试验 验证,获得施加3种加载方案后的每个螺栓应变数 值,计算出不同方案下螺栓预紧力的平均值、分散度

和标准差,根据螺栓载荷 的分布情况绘制出螺栓 预紧力曲线进行比较分 析,如图7所示。螺栓加 载 试 验 预 紧 力 数 据 见表4。





表4 螺栓加载试验预紧力数据

螺栓加载试验方案	平均值/kN	分散度/%	标准差
顺序加载	10.50	19.84	419.64
交叉加载	10.68	20.09	438.17
正反顺序	10.44	4.00	07.64
2轮加载	10.44	4.98	97.64

从图7(a)、(b)中可见,顺序和组内交叉加载方案的预紧力波动幅度较大。顺序加载方案的螺栓预紧

力分散度为19.84%,预紧力平均值为10.50 kN,预紧 力标准差为419.64;组内交叉加载方案的螺栓预紧力 分散度为20.09%,预紧力平均值为10.68 kN,预紧力 标准差为438.17。这2种加载方案的预紧力平均值、 分散度和标准差相差不大。由于在试验中1轮的载 荷施加并不能保证良好的预紧力保持性,试验结果并 不能达到理想状态,须进行2轮重复加载。

从图 7(c)中可见,正反顺序2轮加载后,大部分 螺栓预紧力集中在10.2~10.8 kN,螺栓预紧力分散度 降低为 4.98%,预紧力标准差为 97.64,平均值为 10.44 kN。与前2个方案相比,正反顺序2轮加载下 安装边的预紧力分散度和标准差有显著减小。这是 因为在第1轮螺栓加载过程中,螺栓由于弹性交互作 用而产生载荷变化;在第2轮反转顺序加载时,弥补 了第1轮螺栓加载时的载荷变化。由于实施了第2轮 加载,试验结果与仿真结果较吻合,正反顺序2轮加 载方案能较好地控制预紧力的分散度。

4 结论

(1)相比于其他2种传统的加载方案,基于正反顺序2轮加载方案可以更有效地降低止口机匣安装 边的预紧力分散度。该方案在有限元仿真中预紧力 分散度为2.43%,在试验中螺栓预紧力分散度为 4.98%,验证了此螺栓加载方案的正确性。

(2)在第1轮螺栓加载过程中,螺栓由于弹性交 互作用而产生载荷变化,在第2轮反转顺序加载弥补 了第1轮螺栓加载时的载荷变化,削弱了弹性交互作 用的影响,使安装边上的预紧力分布均匀。对大型止 口机匣安装边螺栓连接结构提供了一种有效降低预 紧力分散度的加载方案,采用该方案加载后的止口机 匣安装边能达到更好的密封效果和较好的刚度对 称性。

(3)由于影响螺栓预紧力分散度的因素较多,正 反顺序加载方案适用于大尺寸止口机匣安装边,而对 于大尺寸多螺栓法兰系统中的适用性还需要进一步 研究。

参考文献:

[1] Haruyama S, Nurhadiyanto D, Choiron M, et al. Influence of surface roughness on leakage of new metal gasket[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2013, 111–112(6):146–154.

[2] 王凤超.浅析密封与螺栓紧固顺序和紧固扭矩的关系[J].石油化工

WANG Fengchao. Brief analysis on the relationship among sealing bolt tightening sequence and tightening torque[J]. Petro-Chemical Equipment Technology, 2014, 35(3):50-52.(in Chinese)

- [3] Bickford J H.Introduction to the design and behavior of bolted joints[M]. New York: Chemical Rubber Company Press, 2007:127–131.
- [4] Coria I, Abasolo M, Olaskoaga I, et al. A new methodology for the optimization of bolt tightening sequences for ring type joints[J]. Ocean Engineering, 2017, 129:441–450.
- [5] 陆晓峰,顾伯勤,涂善东.高温螺栓法兰连接研究进展[J].压力容器, 2004(12):34-41.

LU Xiaofeng, GU Boqin, TU Shandong.Advances of research on bolted flange joints at elevated temperature[J]. Pressure Vessel Technology, 2004(12):34-41.(in Chinese)

- [6] Van C D H. Systematic bolt-tightening procedure for reactor vessel flanges[D]. Delft: University of Technology, 1969.
- [7] Bibel G D , Ezell R M. An improved flange bolt-upprocedure using experimentally determined elastic interaction coefficients [J]. Journal of Pressure Vessel Technol, 1992, 114(4):439-443.
- [8] Abid M, Khan A, Nash D H, et al. Optimized bolt tightening strategies for gasketed flanged pipe joints of different sizes[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2016, 139–140:22–27.
- [9] Abid M.Parametric study of gasketed flange joints of different sizes and classes for improved design and performance[J]. NED University Journal of Research, 2014, 11(1): 39–47.

[10] 喻健良, 闫兴清, 刘明, 等. 交叉及顺次加载下螺栓交互作用的有限元分析[J]. 压力容器, 2012, 29(2): 30-35.

YU Jianliang, YAN Xingqing, LIU Ming, et al. Finite element analysis to elastic interaction between bolts during cross and sequential tightening[J]. Pressure Vessel Technology, 2012, 29 (2) : 30–35. (in Chinese)

[11]喻健良,闰兴清,刘明,等.顺次及交叉加载方案下螺栓弹性交互 作用规律[J].压力容器,2011(10):1-8.

YU Jianliang, YAN Xingqing, LIU Ming, et al. Elastic interaction rules

between bolts during cross and sequential bolt-up process[J].Pressure Vessel Technology, 2011(10): 1-8.(in Chinese)

- [12] American Society of Mechanical Engineers. Guidelines for pressure Boundary Bolted Flange Joint Assembly: ASME PCC-1-2010[S].New York: The American Society of Mechanical Engineers, 2010:11-17.
- [13] Japanese Industrial Standards Committee. Bolt tightening procedure for pressure boundary flanged joint assembly: JIS B 2251-2008[S]. Janpan:Technical Committee on Machine Elements, 2008:2-12.
- [14] 喻健良,张阳,闫兴清,等.大尺寸非标准容器法兰螺栓优化加载 方案研究[J].压力容器,2017,34(11):28-33,40.

YU Jianliang, ZHANG Yang, YAN Xingqing, et al.Study on optimization bolt loading scheme of large size nonstandard vessel flange[J]. Pressure Vessel Technology, 2017, 34(11):28–33, 40. (in Chinese)

[15] 来纯强.典型机匣安装边结构密封特性研究[D].沈阳:沈阳航空航 天大学,2018.

LAI Chunqiang. Research on sealing charateristics of typical flanged casing structure[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2018. (in Chinese)

[16] 姚星宇,王建军,翟学,等.航空发动机螺栓连接薄层单元建模方法[J].北京航空航天大学学报,2015,41(12):2269-2279.

YAO Xingyu, WANG Jianjun, ZHAI Xue. Modeling method of bolted joints of aero-engine based on thin-layer element[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics Astronautics, 2015, 41(12): 2269– 2279.(in Chinese)

[17] 闻邦椿.机械设计手册:第1卷[M].北京:机械工业出版社,2010: 1-8.

WEN Bangchun. Machine design handbook: volume 1[M]. Beijing: China Machine Press, 2010:1-8.(in Chinese)

[18] 刘明.螺栓法兰密封结构优化预紧施工方案研究[D].辽宁大连:大连理工大学,2011.

LIU Ming. The research and optimization on the tightening scheme of bolted flange connections[D]. Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2011.(in Chinese)

(编辑:兰海青)

FGH96粉末涡轮盘结构模拟件疲劳小裂纹扩展试验

赵作鹏¹,胡绪腾^{2,3},郭秩维⁴,温卫东^{2,3}

(1.三江学院 机械与电气工程学院,南京 210012; 2.南京航空航天大学 能源与动力学院,3.航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室:南京 210016; 4.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了分析涡轮盘轮缘榫槽等几何不连续部位对疲劳裂纹萌生及小裂纹扩展行为的影响,基于FGH96粉末盘实际构型 设计结构特征模拟件,并对其在高温条件下开展自然萌生疲劳小裂纹扩展试验,通过疲劳中断试验和表面复型技术对榫槽和螺栓 孔结构模拟件在500℃下的裂纹萌生和小裂纹扩展行为进行了观测和分析。结果表明:2种结构模拟件缺口表面存在多裂纹萌生 现象,随着应力水平的降低,裂纹萌生位置由表面晶界转变为近表面特定方向的晶面以及非金属夹杂物处;2种结构模拟件裂纹 萌生寿命占比约为36%~73%,且随着应力水平的降低而提高,裂纹扩展至工程可检裂纹尺寸时的寿命占比约为82%~96%,应力 水平对其影响相对较小;特征模拟件缺口附近高水平的塑性变形能够导致小裂纹扩展速率分段特征现象消失,并延缓裂纹扩展过 程中的合并行为,延长裂纹扩展寿命。

关键词:FGH96合金;结构模拟件;疲劳小裂纹;裂纹萌生;裂纹扩展;涡轮盘
 中图分类号:V231.95
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.010

Fatigue Small Crack Propagation Test of FGH96 Turbine Disc Structure Simulation Specimen

ZHAO Zuo-peng¹, HU Xu-teng^{2,3}, GUO Zhi-wei⁴, WEN Wei-dong^{2,3}

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Sanjiang University, Nanjing 210012, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

3. Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology:

Nanjing 210016, China; 4. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to analyze the influence of geometric discontinuities (mortise and groove, etc.) of turbine disk rim on fatigue crack initiation and small crack propagation behavior, a structure characteristics simulation specimens were designed based on the actual configuration of an FGH96 powder disc, naturally-initiated small crack propagation tests of the specimens were carried out under high-temperature conditions. The fatigue crack initiation and small crack propagation behaviors of the mortise and groove and bolt-hole structure simulation specimens at 500°C were observed and analyzed by fatigue interruption tests and surface replication techniques. The results show that there are multi-site crack initiation phenomena on the notch surface of the two structural simulation specimens. With the stress level decreases, the location of crack initiation changes from surface grain boundaries to near-surface specific crystallographic facets and non-metallic inclusions. The crack initiation life accounts for about 36% to 73% of the total predicted fatigue life for the two kinds of structure simulation specimens, and increases with the decrease of stress level. The crack initiation life is about 82% to 96% of the total predicted fatigue life when the crack propagates to the detectable size, and the influence of stress level is relatively small. High-level plastic deformation near the notch leads to the disappearance of the segmented characteristics in the small crack propagation rate, and delays coalescence behavior during crack propagation, extending the crack propagation life.

Key words: FGH96 superalloy; simulation specimen; small fatigue crack; crack initiation; crack propagation; turbine disc

0 引言

金高温合金,是当前制造高推重比航空发动机涡轮盘 等关键热端部件的首选材料^{III}。涡轮盘中存在榫槽、 通气孔和螺栓孔等几何不连续区域,其复杂的几何特

FGH96是中国研制的第2代损伤容限型粉末冶

收稿日期:2022-03-23 **基金项目:**江苏省高等学校基础科学(自然科学)研究项目(23KJB460026)资助 作者简介:赵作鹏(1990),男,博士后,副教授。

引用格式: 赵作鹏, 胡绪腾, 郭秩维, 等. FGH96 粉末涡轮盘结构模拟件疲劳小裂纹扩展试验[J]. 航空发动机, 2024, 50(2):83-87. ZHAO Zuopeng, HU Xuteng, GUO Zhiwei, et al. Fatigue small crack propagation test of FGH96 turbine disc structure simulation specimen[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):83-87.

征会导致应力集中,在发动机的循环工作载荷下,局 部高应力会加速结构件裂纹的萌生,从而影响结构的 疲劳寿命^[2-3];且随着部件工作载荷的增大,几何特征 较为复杂的构件局部区域塑性应变的大小以及塑性 应变区域面积的增加,也会影响疲劳损伤的进程^[4]。 研究表明:粉末涡轮盘的疲劳寿命大部分消耗在小裂 纹的萌生和扩展阶段^[5]。因此,分析结构特征对小裂 纹萌生及扩展行为的影响,对提高发动机涡轮盘定寿 精度具有重要意义。

在过去的几十年中,轮盘用镍基高温合金疲劳小 裂纹扩展行为引起了国内外学者的高度关注。Connollev 等^[6]运用复膜技术研究了 600 ℃下 Inconel 718 合金缺口试样的疲劳小裂纹萌生和扩展机理,发现处 于试样表面和近表面的夹杂(NbC)在高温氧化后会 发生体积膨胀,导致与基体间的失配应变,进而诱发 小裂纹;张丽等^[7]开展了室温条件下GH4169合金自 然萌生小裂纹扩展行为,明确提出小裂纹扩展速率曲 线上裂纹加速扩展前存在扩展速率急速降低的现象, 且这一现象与疲劳断裂机制的转变有关;邓国坚等[8-9] 采用新型二元挂橡胶复型方法对GH4169合金室温 和高温条件下的小裂纹行为开展了研究,获得了相似 的结论,并指出650℃下的小裂纹扩展速率比室温下 的快得多。然而,现有研究多限于缺口形状为半圆形 及U形的单边缺口试样,与航空发动机关键部件中存 在的缺口、孔等几何不连续区域的几何构型存在差 异,并且有关FGH96合金小裂纹扩展行为的报道 较少。

本文以航空发动机涡轮盘用粉末高温合金 FGH96为研究对象,根据轮盘实际构型设计结构特征 模拟件,并对其开展自然起始的高温疲劳小裂纹扩展 行为研究,初步分析缺口几何特征对裂纹萌生及小裂 纹扩展行为的影响。

1 试验材料和试验方法

1.1 材料和试样

本试验所用的材料为中国研制的第2代损伤容 限型粉末高温合金FGH96,采用热等静压+等温锻造成 形工艺制备盘坯,其主要化学成分见表1。该材料的平

		表1	FG	H96合	金的王	E要化=	字成分	V	vt/%
Cr	Co	W	Mo	Nb	Al	Ti	С	Zr	Ni
16	13	4	4	0.7	2.1	3.7	0.05	0.05	余

均晶粒尺寸约为21 μ m,在500 ℃的基本力学性能参数 为屈服强度 σ_{02} =1140 MPa,抗拉强度 σ_{b} =1460 MPa。

为了研究实际发动机轮盘结构中的疲劳小裂纹 萌生及扩展行为,本文基于几何等效相似原则,根据 轮盘榫槽和螺栓孔部位的实际构型设计结构特征模 拟件,其形状和尺寸如图1所示。根据有限元计算, 榫槽和螺栓孔模拟件缺口理论应力集中系数K,分别 为3.24和4.02,不同载荷下缺口平分线的应力分布如 图2所示,*o*_{max}为最大名义应力。



1.2 试验方法

采用疲劳中断试验和非中断试验研究特征件小 裂纹行为。疲劳试验在Instron 8801伺服液压试验机 上进行,试验温度为500℃,三角波,加载频率为10 Hz,应力比为0.05,最大名义应力分别为700、600、500 和480 MPa。

采用二元固化硅橡胶 RepliSet 监测小裂纹的萌 生和扩展过程。为了控制试样表面的粗糙度和减少 加工过程中细小缺陷的影响,试验前需对缺口部位进 行机械抛光,并用酒精进行清洗。试验过程中,每隔 一定的循环次数后中断疲劳试验(循环间隔根据非中 断疲劳试验所得疲劳寿命决定),待试样冷却到室温 后对试样施加最大应力水平的80%的静态拉伸载荷, 并对试样缺口进行复型(具体操作方法见文献[10])。 小裂纹的监测直至试样断裂为止。

疲劳试验结束后通过光学显微镜(OM)对复型进

行观察,测量从最后1个复型开始,从后向前依次测 量每个复型上的裂纹长度,并确定裂纹的萌生位置。 运用Image J 图像处理软件对裂纹图片进行测量,获 得不同循环周次下的裂纹信息。本文所用试样的裂 纹均为表面裂纹,根据HB7705-2001定义裂纹长度 2a为裂纹在水平面的投影距离。

2 试验结果及讨论

2.1 疲劳寿命

不同最大名义应力和复型条件下榫槽和螺栓孔 结构模拟件的疲劳寿命如图3所示。对比复型和未 复型操作后的疲劳寿命可见,高应力水平下中断试验 所得疲劳寿命要低于非中断试验,且随着应力水平降 低,二者之间差距逐渐缩小。造成这一结果的原因可 能有2个:(1)在反复复型过程中,多次加热和冷却过

程会使试样遭受额外的热 应力作用[11];(2)复型操作 导致试样长时间处于高温 环境,裂纹尖端的氧化损 伤加速了裂纹扩展[12],而 这一影响对于高应力水平 (低疲劳寿命)下试样更为 图3 不同应力和复型条件下 显著。



另外,从图3中还可见,当最大名义应力为700 MPa时,榫槽模拟件的疲劳寿命高于螺栓孔模拟件, 尽管随着应力水平的下降,二者寿命差距逐渐缩小, 但这一结果显然与缺口应力集中系数对应的疲劳寿 命趋势变化相违背。根据模拟件缺口应力分析可知 (图2),2种模拟件在缺口附近均发生了明显地局部 屈服,这可能是引起这一现象的主要原因,后面将详 细分析缺口局部屈服效应对裂纹萌生及小裂纹扩展 的影响。

2.2 裂纹萌生位置

在本文测试应力范围内,多数特征模拟件的初始 裂纹萌生位置位于缺口根

部,且为多源裂纹萌生。 裂纹萌生位置及完整缺口 表面复型图片如图4所示。 从图中可见,在疲劳加载 初期,缺口根部萌生了多 条疲劳裂纹(图中箭头),



图4 裂纹萌生位置及完整 缺口表面复型图片

随着疲劳加载周次的增加,裂纹沿着垂直于加载的方 向扩展。

特征模拟件疲劳小裂纹扩展试验裂纹源区典型 断口形貌如图5所示。当最大名义应力为700 MPa 时,主裂纹大多萌生于表面晶界处(如图5(a)所示), 此时裂纹萌生行为主要取决于疲劳和高温氧化的共 同作用[13-14]。当最大应力降低至600 MPa时,主裂纹 萌生位置位于近表面处特定方向的晶面和非金属夹 杂物(如图5(b)、(c)所示)。由此可见,高温条件下特 征模拟件疲劳裂纹萌生存在竞争机制。高应力条件 下,缺口表面处产生的应力集中以及高温氧化损伤大 于近表面夹杂和晶面滑移对模拟件的危害,裂纹优先

萌生于表面晶界。随着应 力水平的下降,表面应力 集中效应减弱,而近表面 特定方向的晶面以及非金 属夹杂物周边损伤累计加 剧,导致裂纹萌生位置发 生转变。



(a) 主裂纹萌生于表面晶界





(b) 主裂纹萌生于特定晶面

(c) 主裂纹萌生于非金属 夹杂物

图5 特征模拟件疲劳裂纹源区典型断口形貌:

2.3 寿命占比

不同试验条件下2种模拟件的疲劳裂纹萌生寿 命占比以及扩展至工程可检裂纹尺寸时的寿命占比 数据见表2。其中: N_i 为试样断裂时的寿命: N_{iii} 为第 一次观察到疲劳小裂纹时对应的循环周次;2a; 为循 环周次为Nim时表面裂纹长度;Ni为表面裂纹长度达 到工程可检裂纹尺寸0.76 mm时对应的循环周次(工

表2 2种特征模拟件小裂纹长度及寿命数据

武祥编号	试样类型	$\sigma_{_{\rm max}}$ /MPa	N _f	2a/µm	N _{ini}	N _{in} /N _f	Ne	N _c /N _f	萌生位置
A1		700	8026	67	4500	56.1%	7013	87.3%	表面晶界
A2	榫槽模拟件	600	24991	89	15500	62.0%	22216	88.9%	近表面晶面
A3		480	127082	42	90000	70.8%	116514	91.6%	近表面夹杂
B1		700	16341	57	6000	36.7%	13552	82.9%	表面晶界
B2	螺栓孔模拟件	600	31220	62	21000	67.2%	29862	95.6%	近表面晶面及夹杂
B3		500	75024	76	58000	73.4%	70868	94.5%	近表面晶面

程可检裂纹尺寸是根据《航空发动机结构完整性指南 GJB/Z 101-97》,规定采用荧光或磁粉无损检测方法 时,假设的初始表面裂纹尺寸为0.76 mm)。

由表中结果可知,2种特征模拟件的裂纹萌生寿 命占比*N_{im}/N_f*随最大名义应力的减小而增大,其中螺 栓孔特征件的变化更为显著,当最大名义应力由700 MPa降至500 MPa时,裂纹萌生寿命占比增长约2倍。 相反,应力水平对裂纹扩展至工程可检裂纹尺寸时的 寿命占比*N_c/N_f*的影响明显减弱,在试验应力范围内 约为82%至96%。

此外,对比2种结构模拟件萌生寿命占比可以发现,当最大名义应力为700 MPa时,螺栓孔模拟件的裂纹萌生寿命占比为36.7%,远低于相同载荷条件下 榫槽模拟件的萌生寿命占比(约为56.1%),但二者首 次观察到小裂纹时对应的循环周次相差不多,也就是 裂纹萌生寿命基本一致。由此可知,高应力水平下2 种模拟件疲劳寿命的差别主要是由裂纹扩展寿命不 同导致,并且结合缺口应力分布及裂纹萌生位置分析 可以推断,对于模拟件萌生寿命而言,其大小主要取 决于缺口近表面应力水平和相应的裂纹萌生机制,而 缺口应力梯度对其影响较小。

2.4 小裂纹扩展行为

根据先前的结果可知,大部分模拟件试样表现为 多源裂纹萌生,但导致试样最终断裂的为其中1~2 条主裂纹,因此研究主要关注这些主裂纹的扩展行 为。在500 ℃时2种结构模拟件主裂纹扩展速率(da/ dN)随裂纹长度2a的变化曲线如图6所示。从图中 可见,榫槽模拟件裂纹扩展速率变化曲线存在1个转 折点,将曲线分为2个阶段,并且最大名义应力越小 这一现象越显著。在早期扩展阶段,裂纹扩展速率存 在明显波动,且增长缓慢,甚至在一定范围内保持不 变;当裂纹增长至一定长度,裂纹扩展速率显著增加, 且增长速率趋于稳定。这一变化规律与镍基高温合 金标准小裂纹试样扩展特性基本相同[7-9]。然而,在螺 栓孔特征件裂纹扩展速率变化曲线中分段特征现象 并不明显。现有研究表明,小裂纹扩展速率的变化与 裂纹驱动力及微观结构的阻滞作用有关^[8]。小裂纹扩 展初期为晶体学小平面断裂模式,扩展行为主要受微 观结构的影响,扩展速率较小;当裂纹长度超过某一 临界值时,裂纹尖端的塑性区尺寸变大,微观结构的 作用小于裂纹驱动力,断裂模式转变为疲劳条带断 裂,裂纹扩展速率迅速增大¹⁷。但对于螺栓孔特征件 而言,缺口附近显著的塑性变形诱发了裂纹闭合,裂 纹有效驱动力的下降可能进一步降低小裂纹初期阶 段的扩展速率,因此塑性诱发的裂纹闭合和微观结构 的联合作用导致扩展曲线分段特征现象并不显著。



图6 特征模拟件裂纹扩展速率变化

此外,缺口塑性区还会进一步影响多裂纹的演化 行为。从图6中可见,当最大名义应力为700 MPa时, 榫槽模拟件扩展曲线出现裂纹扩展速率陡然增加的 现象,其原因是裂纹间发生合并行为,表面裂纹长度 呈几何倍数增长,这一行为也大大加速了试样的断 裂。研究表明,裂纹合并主要取决于2个裂纹之间的 距离^[15],而螺栓孔模拟件缺口附近的塑形变形抑制了 小裂纹的扩展,这在一定程度上延缓了裂纹合并发生

的时机(如图7所示),从而 延长了裂纹扩展寿命,这 也就是高应力条件下榫槽 模拟件的疲劳寿命高于螺 栓孔模拟件的主要原因。 关于缺口塑性区与小裂纹 扩展行为的量化关系还有 待进一步研究。



4 结论

(1)FGH96合金榫槽和螺栓孔2种特征模拟件在500 ℃恒幅载荷作用下的小裂纹萌生位置主要位于缺口根部,且为多源裂纹萌生。

(2)在500℃下特征模拟件疲劳裂纹萌生存在竞 争机制:在高应力水平下,裂纹优先萌生于表面晶界, 随着应力水平的下降,裂纹逐渐转变为近表面特定方 向的晶面以及非金属夹杂物处萌生。

(3)2种特征模拟件裂纹萌生寿命占比约为36% ~73%,且随着应力水平的下降而提高;裂纹扩展至 工程可检裂纹尺寸时的寿命占比约为82%~96%,应 力水平对其影响相对较小。

(4)特征模拟件缺口附近显著的塑性变形能够导 致裂纹扩展速率变化曲线中分段特征现象的消失,并 延缓裂纹间的合并行为,延长裂纹扩展寿命。

参考文献:

[1] 张义文, 刘建涛. 粉末高温合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2013, 32(1): 1-12.

ZHANG Yiwen, LIU Jiantao. Development in powder metallurgy superalloy[J]. Materials China, 2013, 32(1): 1-12. (in Chinese)

[2] 黄宁, 李素云. 缺口件的疲劳行为[J]. 南昌大学学报(工科版), 2018, 40(2): 174-178.

HUANG Ning, LI Suyun. Fatigue behavior of notched parts[J]. Journal of Nanchang University (Engineering & Technology Edition), 2018, 40(2): 174–178. (in Chinese)

- [3] Owolabi G, Okeyoyin O, Bamiduro O, et al. The effects of notch size and material microstructure on the notch sensitivity factor for notched components[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2015, 145: 181–196.
- [4]何雨舒,石多奇,杨晓光,等.考虑几何特征与载荷敏感性的航空发动机结构件疲劳寿命预测模型[J].航空发动机,2021,47(2):52-57.
 HE Yushu, SHI Duoqi, YANG Xiaoguang, et al. Prediction model of fatigue life of aeroengine structural parts considering geometric features and load sensitivity[J]. Aeroengine, 2021,47(2):52-57. (in Chinese)

[5]任远,张成成,高靖云,等.基于断裂力学方法的粉末盘低周疲劳寿命预测[J].科学技术与工程,2016,16(14):61-68.
REN Yuan, ZHANG Chengcheng, GAO Jingyun, et al. Fracture mechanics method based lcf life prediction for powder metallurgy disks
[J].Science Technology and Engineering, 2016, 16(14):61-68. (in Chinese)

- [6] Connolley T, Reed P, Starink J M. Short crack initiation and growth at 600 °C in notched specimens of Inconel718[J]. Materials Science and Engineering: A, 2003, 340: 139–154.
- [7]张丽,吴学仁,黄新跃.GH4169合金自然萌生小裂纹扩展行为的 试验研究[J].航空学报,2015,36(3):840-847.
 ZHANG Li, WU Xuren, HUANG Xinyue. Experimental investigation on the growth behavior of naturally-initiated small cracks in superalloy

GH4169[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3):

840-847. (in Chinese)

- [8] Deng G J, Tu S T, Zhang X C, et al. Grain size effect on the small fatigue crack initiation and growth mechanisms of nickel-based superalloy GH4169[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2015, 134: 433-450.
- [9] Deng G J, Tu S T, Zhang X C, et al. Small fatigue crack initiation and growth mechanisms of nickel-based superalloy GH4169 at 650 °C in air [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2016, 153: 35–49.
- [10] 朱磊, 吴志荣, 胡绪腾, 等. 镍基合金 GH4169 疲劳小裂纹的扩展 行为[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1984-1991.

ZHU Lei, WU Zhirong, HU Xuteng, et al. Small fatigue crack growth behavior of nickel-based alloy GH4169[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1984-1991. (in Chinese)

- [11] Pang H T, Reed P A S. Microstructure effects on high temperature fatigue crack initiation and short crack growth in turbine disc nickelbase superalloy udimet 720Li[J]. Materials Science and Engineering A, 2007, 448: 67–79.
- [12] Jiang R, Song Y D, Reed P A. Fatigue crack growth mechanisms in powder metallurgy Ni-based superalloys—a review[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 141: 105887.
- [13] Stinville J C , Martin E , Karadge M, et al. Fatigue deformation in a polycrystalline nickel base superalloy at intermediate and high temperature: Competing failure modes[J]. Acta Materialia, 2018, 152: 16-33.
- [14] 冯业飞,周晓明,邹金文,等. 夹杂物对 FGH96 合金低周疲劳寿命的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2021, 50(7): 2455-2463.
 FENG Yefei, ZHOU Xiaoming, ZOU Jinwen, et al. Effect of inclusions on low cycle fatigue lifetime and life prediction in powder metallurgy superalloy FGH96[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2021, 50(7): 2455-2463. (in Chinese)
- [15] 郭威,赵雷,徐连勇,等.高温蠕变下表面多裂纹扩展行为[J].焊 接学报,2019,40(8):44-49.
 - GUO Wei, ZHAO Lei, XU Lianyong, et al. The analysis of multiple surface cracks growth behavior under the interaction of creep cracks[J]. Transactions of The China Welding Institution, 2019, 40(8): 44–49.

(编辑:程海)

可变弯度导叶调节机构柔性多体仿真

曹铁男,杨治中,王小颖 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为考察可变弯度导叶(VIGV)调节机构在运动过程中各零件的变形以及变形对调节精度、各叶片调节角度一致性的影响,利用有限元软件ABAQUS建立VIGV调节机构的柔性和刚性多体动力学3维模型。研究了柔性与刚体模型调节机构运动差异,并分析了变形量对叶片角度调节的影响。在此基础上,对联动环径向限位、驱动力加载速率以及运动副摩擦阻力对机构调节 精度等影响进行分析。结果表明:在调节角度较小时,柔性模型与刚体模型分析结果基本相当,随着调节角度的增大,各零件的变 形对调节角度的影响逐渐增大,当L形杆转动0.5 rad时,二者可调叶片调节角度相差约0.9。;在运动过程中,运动副摩擦阻力的增 大将增大机构运动所需的驱动力,驱动力加载速率对叶片角度调节的影响在一定范围内可以忽略;联动环径向限位的取消或分布 的不均匀均将引起叶片调节角度不同程度的差异,无联动环径向限位下,各摇臂之间的调节角度存在最大相差约0.3°的差异。

关键词:可变弯度导叶调节机构;角度调节;柔性多体动力学;运动副;联动环;摇臂;风扇 中图分类号:V231.9 **文献标识码**;A **doi**:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.011

Flexible Multi-body of Variable Inlet Guide Vane Actuation Systems

CAO Tie-nan, YANG Zhi-zhong, WANG Xiao-ying

(AECC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shengyang 110015, China)

Abstract: In order to investigate the deformation of parts during the movement of variable inlet guide vane (VIGV) actuation systems and the effect of deformation on adjustment accuracy and consistency, the flexible and rigid multi-body dynamic 3D models of VIGV actuation systems were established in the commercial package ABAQUS. The difference between flexible and rigid body models was studied, and the deformation effect on vane angle adjustment was analyzed. On this basis, the effects of radial limit of unison ring, driving loading rate and friction of kinematic pairs on VIGV actuation systems were analyzed. It is found that the analysis results of the flexible and rigid models are basically same under a small adjustment angle. While, with the increase of the adjustment angles, the influence of part deformation is gradually enhanced, when the L-shaped rod is rotated by 0.5 rad, the difference of adjustment angle is about 0.9_{\circ} between two models. In the adjusting process, the frictional augment will need more force to drive the systems, and the loading rate can be ignored in a certain range. Meanwhile, the cancellation and uneven distribution of unison ring radial limit will cause the inconsistency of vane adjustment angles, the maximum difference of adjustment angles between lever arms is about 0.3° under unison ring radial limit is cancelled.

Key words: variable inlet guide vane (VIGV) actuation systems; vane angle adjustment; flexible multi-body dynamic; kinematic pairs; unison ring; lever arms

0 引言

为解决风扇负荷水平提高以及流通能力增强而 导致的转子迎角适应性差的问题,目前多数航空发动 机风扇均采用了可变弯度导叶(Variable Inlet Guide Vane, VIGV)设计技术。通过调整可变弯度导叶角 度,改变转子来流方向,优化风扇进气迎角,达到扩大

收稿日期:2022-08-16 基金项目:航空动力基础研究项目资助 作者简介:曹铁男(1987),男,硕士,高级工程师。 风扇裕度和改善风扇性能的目的^[1]。可变弯度导叶角 度的调节对风扇流场结构以及效率、稳定裕度等性能 指标有着重要影响^[2-3]。因此,可变弯度导叶角度调节 的准确性对保证风扇部件及发动机总体性能的意义 重大。

目前,国内外对风扇/压气机可调叶片调节机构 的研究大多基于刚体模型的数值模拟及理论分析,由

引用格式:曹铁男,杨治中,王小颖. 可变弯度导叶调节机构柔性多体仿真[J]. 航空发动机,2024,50(2):88-94.CAO Tienan,YANG Zhizhong,WANG Xiaoying.Flexible multi-body of variable inlet guide vane actuation systems[J].Aeroengine,2024,50(2):88-94.

于调节机构零组件数量多,调节过程及变形情况复 杂,考虑3维空间下的多体动力学理论分析难度较 高、分析耗时较大,通常将分析模型简化为2维刚性 理论模型的或者通过商用软件进行刚体模型运动学仿 真分析^[5-7]。为解决以高压压气机(Variable Stator Vane, VSV)为代表的调节机构结构参数设计及优化 问题,很多学者基于ADMAS开展研究^[8-10]。在此基础 上,张帅^[11]进一步开展了基于改进D-H矩阵法、 NEWTON-EULER法的数学模型及模拟试验件的试 验研究,并与ADMAS分析结果进行了对比;孙伟等[12] 提出了一种以参数化仿真为核心进行复杂机构设计 的新方法,实现了调节结构快速建模仿真:于嘉鹏 等[13]结合图解法和齐次坐标法推导出压气机可调叶 片调节机构的理论运动方程,并采用遗传算法优化2 级联调机构的运动规律,使其满足特定设计需求:张 少平等[14]通过建立具有局部柔性零件的压气机静子 可调叶片调节机构刚体多体动力学模型,考察了尺寸 公差、运动副间隙、摇臂柔性、联动环柔性等独立因素 对调节机构精度的影响;Chang等[15]通过拉格朗日算 子法建立保真分析模型,研究了相似方法对VSV调节 机构动力学特性的影响;Tang等^[16]提出一种基于全局 维度的综合优化分析方法,并通过正、反向动力学算 法验证其在VSV调节机构设计中的有效性。然而,刚 体模型的理论分析及运动学仿真均无法考虑到真实 零件的变形对调节规律、调节精度等的影响,并且2 维模型的理论分析更是简化了空间角度、位移的变 化,与真实机构运动规律有一定的差异。对真实情况 下的全柔性调节机构变形情况、运动规律、各静子叶 片调节规律一致性等方面的研究相对欠缺。

本文分别建立全柔性及刚性3维模型,分析联动 环径向限位、驱动加载速率、运动副摩擦阻力等的变 化对VIGV调节机构调节精度、角度一致性、驱动力大 小等的影响。

1 研究对象

可变弯度导叶(VIGV)调节机构主要由多个可调 叶片、摇臂,1对L形杆、拉杆、作动筒以及1个联动环 等零件组成,如图1所示。其中可调叶片装配于发动 机进气机匣上,每个可调叶片上轴颈装配有1个摇 臂,摇臂的大端与可调叶片上轴颈之间通过限位结构 连接,使二者具有相同的角向位移。摇臂另一端通过 关节轴承装配在整环结构形式的联动环上。在联动 环对称两侧,分别设计有1处拉杆座,每处联动环拉 杆座与一支拉杆的一端通过关节轴承相连接,拉杆另 一端同样通过关节轴承与1支L形杆的摆臂相连接,L 形杆另一个摆臂与作动筒活塞杆前端连接,为保证调 节过程的灵活性,同样采用关节轴承实现球接。作动 筒尾端以及L形中心转轴通过支架等结构固定于发 动机机匣上。联动环与进气机匣之间设计有径向的限 位结构,以保证联动环在运动过程中尽可能与发动机 轴向共线。当可调叶片角度需要调节时,通过作动筒活 塞的伸缩带动L形杆进行旋转。与此同时,连接在L形 杆另一端拉杆跟随运动,并带动联动环沿发动机轴线进

行旋转和平动。联动环的 旋转带动与其连接的摇臂 绕发动机径向旋转,进而带 动可调叶片的旋转,最终实 现叶片角度的调节。



调节机构

2 模型与简化

2.1 有限元模型

本文通过非线性有限元程序 ABAQUS 开展分析, 主要考察摇臂、联动环、拉杆以及L形杆等构件在工作 过程中的变形情况,及其对可调叶片调节角度的影响。 为提高计算效率,在有限元建模过程中,根据可变弯度 导叶(VIGV)调节机构的运动原理,采用约束以及连接 器的设置简化分析模型,对非考察的结构进行等效处 理。可变弯度导叶调节机构简化模型如图2所示,主 要由摇臂(1),联动环(2),拉杆座(3),拉杆(4)以及L

形杆(5)5种构件组成。多体动力学仿真的分析步采用动力学仿真的分析步采用动力学隐示求解器(Dynamic, Implicit),模型使用C3D10二次积分单元,整个有限元模型共有97191个单元,194466个节点,模型中所有构件均为TC4合金,其弹性模量为112 GPa,泊松比为0.3,密度为4.43×10³ kg/m³。



2.2 模型的简化

连接器是用来定义装配体中相邻构件之间相互 约束关系的方法,在指定坐标系下可以通过较为直观 的方式明确构件之间的运动副,即自由度约束情况¹⁷⁷。本文通过连接器的应用,建立各零件之间的运动副模型,并通过连接器属性的设置来模拟运动副载荷、摩擦系数等特征,达到大幅简化模型中构件数量的目的。VIGV调节机构简化模型中连接器的应用对象、类型、载荷、坐标系、相对自由度等见表1。

表1 各连接器的特征

对象1	对象2	类型	
L形杆	地面	铰接(Hinge)	
T 112 +T	+++++	球接	
L形件	拉杆	(Join+Rotation)	
++++	+++++	球接	
拉杆	拉什座	(Join+Rotation)	
拉杆座	联动环	固定(Beam)	
TX -L TT	十公 日本	球接	
联动坏	播臂	(Join+Rotation)	
摇臂	地面	铰接(Hinge)	
联动环	地面	圆柱(Cylindrical)	
载荷	坐标系	相对自由度	
有/无摩擦力	局部	UR1	
有/无摩擦力	局部	UR1_UR2_UR3	
有/无摩擦力	局部	UR1_UR2_UR3	
无	全局	无	
有/无摩擦力	局部	UR1, UR2, UR3	
有/无摩擦力	티 국가		
叶片气动力	同部	URI	
有/无摩擦力	全局	U1 UR1	
	对象1 L形杆 L形杆 拉杆 拉杆 联动环 摇动环 着称 载荷 有/无摩摩索力 有/无摩摩索力 有/无摩摩索力 有/无摩摩索力 有/无摩摩索力	对象1 对象2 L形杆 地面 L形杆 拉杆 拉杆 拉杆座 拉杆座 联动环 球动环 搖臂 地面 戦动环 葉动环 塩精 小面 東动环 支杆座 東动环 地面 東动环 支荷 生标系 有/无摩擦力 局部 有/无摩擦力 局部 五/无摩擦力 局部 有/无摩擦力 局部 有/无摩擦力 局部 有/无摩擦力 局部 有/无摩擦力 局部 有/无摩擦力 局部 有/无摩擦力 局部	

L形杆中心转轴与地面通过连接器 C1(铰接)约束,简化了L形杆与机匣的连接关系,并在两处连接器 C1的位置分别施加 0.5 rad、-0.5 rad角位移,以模拟作动筒活塞杆伸缩带动L形杆的旋转位移。摇臂大端与地面通过连接器 C6(铰接)约束,并在连接器上施加了弯矩载荷。摇臂大端与可调叶片上轴颈之间可视为固接,因此将可调叶片所受气动弯矩及沿发动机径向的角位移简化为施加在摇臂大端中心位置的弯矩载荷及摇臂大端中心位置处的角位移。联动环上的限位结构与地面通过连接器 C7(圆柱)约束,

简化了联动环与机匣之间 的径向限位关系。通过连 接器 C4(梁接),简化了联 动环与拉杆座之间的螺栓 连接。其余关节轴承位置 通过连接器 C2、C3、C5(球 接)的方式进行简化,如图 3所示。



图3 简化模型连接器

3 VIGV调节机构运动及变形分析

3.1 变形分析

位于VIGV调节机构左右两侧的L形杆在角位移的 作用下,依次带动拉杆、联动环以及摇臂等运动。在运 动过程中VIGV调节机构应变分布如图4所示。随着L



形杆角位移的增加,联动环在拉杆及拉杆座的带动下, 以初始的中心线(发动机轴线)为轴作螺旋线运动,即沿 轴线作旋转和平动的复合运动。摇臂在联动环的带动 下,以大端中心线(发动机径向)为轴作旋转运动。在机 构调节的过程中,摇臂相对于联动环等其他零件具有更 大的变形量。为考察摇臂变形的主要影响因素,以摇臂 大端到小端的中心线为路径,分析第一主应变和3个主 方向对数应变的变化关系,如图5所示。不难发现,摇臂 在叶片调节角度方向(Z方向)上的变形最为显著,摇 臂长度方向(X方向)次之,而叶片径向(Y方向)变形 较小,沿3个方向的对数应变与第一主应变的变化趋 LET

LE22

15 25 35 X/mm

摇臂第一主应变

R

ZCSYS-

变化规律

(a) 径向应变矢量

势一致。

由联动环在全局柱坐 标系下3个方向对数应变 矢量分布(如图6所示)可 见,在调节过程中,由于联 动环与拉杆座配合的水平 位置承受驱动力的作用,其 沿径向、周向以及轴向的变 形量远大于联动环的其他 位置。在联动环3点和9点 位置临近位置处各点沿径 向和周向的应变方向变化 比较剧烈,联动环上各点轴 向应变方向比较一致。



8.0E-04 7.0E-04

6.0E-04

5.0E-04

.0 4.0E-04 4.0E-04 3.0E-04 2.0E-04 9 1.0E-04

0.0E+00

图 5

+4 591e-05

-0.849e-05

+1.777e-05 -1.006e-05

应变

3.2 运动分析

为分析 VIGV 调节机构在运动过程中,零件弹性 变形对机构运动的影响,对机构在真实模型(全柔性 零件)和简化刚性模型(全刚性零件)2种情况下的运 动情况进行分析。在L形杆转动 0.5 rad 时, VIGV 各 叶片调节角度如图 7 所示。从图中可见,在理想模型 中,各角向位置下可调叶片角度变化相同,均为 0.49993 rad。在真实模型分析中,位于水平位置的可 调叶片角度变化相比理想模型有一定差别,最大差值 约为 0.007°(0.00012 rad)。由于联动环在水平位置承 受驱动力较为集中,各方向变形量略微增加,故摇臂 在水平位置相比于其他角向具有更大的摆动量。虽 然联动环在调节过程中沿

周向的变形量略有差异, 但摇臂角度差异最大值仅 为0.007°,说明在联动环 刚度足够时,由于联动环 周向变形量差异对可调叶 片角度调整的一致性影响



较小。

选取调节机构正上方摇臂为研究对象,分析在机 构调节过程中叶片角度的变化规律,如图8所示。在 理想模型分析中,由于调节机构均为刚体且不考虑装 配、限位等偏差,在调节过程中机构的运动规律呈线 性变化规律。在考虑机构变形的情况下,当起调时机 构各零件的变形较小,结构变形对调节精度影响很 小,柔性机构与刚性机构运动规律十分接近。随着调 节角度的增加,以摇臂为主的各零件变形量逐渐增 大,变形量对机构调节规律的影响也逐渐明显。当L

形杆转动 0.5 rad 时,刚性 模型可调叶片调节角度约 为 27.8°,而柔性模型调节 角度约为 28.7°,二者分析 结果有较大差异。由此看 出,调节机构的柔性分析 的必要性。



4 调节精度影响分析

4.1 限位影响

联动环与机匣的限位结构用于保证调节机构在 运动过程中联动环的圆度以及联动环与机匣的同轴 度。但在工程设计中考虑到机匣的热变形、机构卡滞 等问题,冷态下联动环与机匣的限位结构之间会预留 一定的设计间隙。该间隙会导致联动环与机匣之间 存在无限位、部分限位以及偏心等情况。本文通过取 消连接器 C7(Cylindrical Connector)、调整连接器 C7 中联动环约束分布、调整连接器 C7 中心与发动机轴 线的相对位置关系分别模拟无限位、部分限位以及偏 心3种情况,仿真模型如图9所示。

针对上述3种情况,以限位中心(在无限位的情况下,以联动环几何中心代替)为原点,以发动机轴线

为Z轴,建立柱坐标系, 考察摇臂与联动环连接 位置处联动环的径向变 形量,以及各叶片的调节 角度。无限位与理想情 况各叶片调节角度分布 如图10所示。从图中可 见,在取消限位约束的情 况下,随着联动环两侧L





形杆的驱动,联动环发生 The rotation 偏心转动,联动环的中心 与发动机轴线不再同心。 由于联动环的偏心旋转, 各摇臂之间的调节角度存 在最大相差约0.3°的差 异,并且叶片调节角度分



布与联动环的径向变形分布规律一致。

半限位与理想情况各叶片调节角度分布如图11 所示。从图中可见,在仅限位联动环上半部情况下, 处于限位状态下(逆时针由14#到6#位置)的联动环 变形以及叶片调节角度的一致性很好,但相对于理想

限位状态叶片调节角度略 The rotation of 小约0.05°,在两侧L形杆 的驱动下,联动环在第4象 限处的径向变形有明显增 加,并且处于第4象限处的 叶片调节角度相比限位状 图11 半限位与理想情况各 态下增大约0.36°。



通过设置联动环的限位中心相对于发动机轴线 (调节结构几何中心)沿径向向上偏置5mm来模拟初 始偏心的限位状态。在机构调节过程中,联动环围绕 限位中心旋转,而非几何中心,故呈现联动环做偏心

旋转的现象。偏心与理想 情况各叶片调节角度分布 如图12所示。从图中可 见,联动环的变形量沿周 向分布呈偏心圆状,且与 各叶片调节角度的分布情 况较为一致,即第4象限偏 大,第2象限偏小。



根据上述3种情况的分析可知:在非理想设计状 态下,可调叶片调节角度与联动环径向变形趋势一 致,并且与调节过程中联动环的旋转方向相关。在无 结构限位或偏心限位情况下,各叶片调节角度一致性 较差,结构限位不完全时,会加剧非限位附近叶片调 节角度的偏差。

4.2 加载速率影响

在 VIGV 调节机构调整的过程中,可能存在加载 速率的差异,对调节机构的惯性力、变形量可能存在 一定的影响。分别对L形杆的转动角速率在1、0.5、 0.33、0.25 rad/s的4种情况下,调节机构的运动情况进 行分析。对比周向各叶片在不同加载速率下的调节 角度可以看出: VIGV 调节机构的加载速率对叶片调

整角度的大小和分布影响 很小,加载速率为1 rad/s时 各叶片平均调整角度较其 他3种加载速率仅大约0.02°, 加载速率小于0.5 rad/s 时, 各叶片的调整角度基本不 变,加载速率对各叶片调节 角度的影响如图13所示。



在工程实际中,VIGV调节机构的调节速率对其 调节精度的影响很小,在VIGV调节机构设计过程中, 由加载速率差异导致的惯性力、结构变形等的差异可 以忽略不计。

4.3 摩擦阻力影响

在机构调节过程中,各运动副之间存在摩擦阻 力,摩擦阻力过高会导致机构运动卡滞、调节角度偏 差等问题。分别对铰接(Hinge)、圆柱(Cylindrical)2 种存在滑动摩擦的运动副设置摩擦系数模拟可调叶 片上轴颈(衬套)与机匣可调叶片装配孔、联动环与 机匣的限位结构的摩擦阻力。为考察摩擦阻力大小

对调节机构调节精度和驱 动力的影响,分别对摩擦 系数为 0.1、0.15、0.2、5-0.25、0.3的5种情况进行 分析。摩擦阻力对各叶片 调节角度的影响如图 14 所示。



调节机构摩擦阻力的大小对可调叶片调节角度 在周向的分布趋势没有影响,均呈现在联动环水平承 载位置附近的叶片调节角度略大于其他位置。随着

调节机构运动副的摩擦系数的增加,可调叶片调节角度逐渐减小,摩擦系数为0.3时相比无摩擦阻力的情况下可调叶片调节角度小约0.04°。摩擦系数对驱动力以及叶片调节角度的影响如图15所示。



可调叶片角度随摩擦系数的增加呈线性减小,但 从数值上看对叶片调节角度的影响很小。摩擦阻力 对调节机构驱动力的影响比较明显,相比无摩擦阻力 的情况,摩擦系数为0.1时,VIGV调节机构驱动力增 大约43 N,随着摩擦系数的增大,驱动力同样呈线性 增大,摩擦系数为0.3时驱动力约为461 N。

针对可调叶片上轴颈(衬套)与机匣存在摩擦阻

力(Hinge Friction)、联动环 与机匣限位结构存在摩擦 阻力(Cylindrical Friction)、 不考虑上述摩擦阻力与2 种摩擦阻力均考虑的4种 情况对 VIGV 调节机构驱 动力进行分析,不同运动 副摩擦阻力对驱动力的影 响如图16所示。



仅有可调叶片上轴颈(衬套)与机匣的摩擦阻力 与无摩擦阻力相比驱动力增加约13 N,与2种摩擦阻 力均考虑相比驱动力减小约20 N。仅考虑联动环与 机匣限位结构的摩擦阻力时,调节机构的驱动力与2 种摩擦阻力均考虑的情况相差约3 N。由此看出,联 动环与机匣限位结构的摩擦阻力对调节机构的驱动 载荷影响较大,调节机构在运动过程中各项摩擦阻力 对驱动力的影响并非简单叠加关系。

5 结论

(1) VIGV 调节机构在可调叶片角度调节过程中 摇臂变形相比其他零件的更大,增加摇臂横向刚度有 利于控制其变形,提高可调叶片调节精度。

(2)在驱动载荷作用处,联动环的变形相比其他

位置的更大,且联动环沿周向变形的不均匀情况会导 致各可调叶片调节角度的差异,但在联动环刚度较高 时,叶片角度差异很小,满足工程应用的需求。

(3)联动环与机匣之间的径向限位情况对各可调 叶片角度调节的均匀性影响较为明显。

(4)在一定范围内,驱动力的加载速率对可调叶 片调节角度规律及调节精度影响很小。

(5)运动副之间的摩擦阻力大小对 VIGV 调节机 构精度影响较小,但对驱动力影响较为明显。在调节 机构无卡滞的情况下,联动环与机匣限位结构的摩擦 阻力对驱动力影响远大于可调叶片上轴颈(衬套)与 机匣的摩擦阻力对其影响。

VIGV调节机构的柔性模型仿真采用了简化模型 以提升计算效率,存在诸如铰接点位置、摩擦副接触 面积等近似性假设,未考虑真实情况下各相同结构间 相同类型运动副的差异性。由于VIGV调节机构涉及 零组件数量较多,各零件公差、装配均对调节机构的 运动和受力存在影响,单独试验很难获取典型规律, 可利用统计手段通过多台份发动机进行测试及数据 积累,以获得VIGV调节机构运动和受力情况典型 规律。

参考文献:

[1] 雷鹏,金东海,桂幸民.高负荷风扇前后可调变弯度导叶的数值研 究[J].西北工业大学学报,2017,35(增刊1):56-62.

LEI Peng, JIN Donghai, GUI Xingmin. Numerical investigation of a variable inlet guide vane with two rotating segments in a highly loaded two stage fan[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(S1): 56–62. (in Chinese)

[2] 刘波,张国臣,巫骁雄.可调弯度进口导叶在对转压气机中的应用[J]. 航空动力学报,2015,30(5):1184-1191.

LIU Bo, ZHANG Guochen, WU Xiaoxiong. Application of variablecamber inlet guide vanes in counter-rotating compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1184-1191. (in Chinese)

[3] 吴东,金东海,曹志鹏,等.变弯度导叶对某高负荷双级风扇气动性能的影响[J]. 航空动力学报,2014,29(12):2973-2979.

WU Dong, JIN Donghai, CAO Zhipeng, et al. Influence on aerodynamic performance of a highly loaded two-stage fan with variable inlet guide vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12): 2973-2979. (in Chinese)

[4] 贺飞,陈国智,温泉,等. 涡轴发动机叶片调节机构设计及应用[J]. 航空动力学报,2007,22(2):332-336.

HE Fei, CHEN Guozhi, WEN Quan, et al. Design of the control mechanism or the multistage axial compressor variable vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 332-336. (in Chinese) [5] 梁爽,印雪梅,王华.基于 ADMAS 的静叶联调机构参数化设计[J]. 航空发动机,2016 42(1):65-69.

LIANG Shuang, YIN Xuemei, WANG Hua. Parametric design of stator blade jointly adjusting mechanism based on ADAMS[J]. Aeroengine 2016, 42(1): 65-69. (in Chinese)

[6]杨勇刚,张力.几种摇臂与联动环连接结构对比分析[J]. 航空发动 机,2012,38(6):34-37.

YANG Yonggang, ZHANG Li. Contrast analysis of several roker and drive ring connecting structure[J]. Aeroengine, 2012, 38(6): 34-37.(in Chinese)

[7]张晓宁,赵雷,杨勇刚.联调机构虚拟样机运动学动力学仿真[J]. 航 空发动机,2014,40(4):56-60.

ZHANG Xiaoning, ZHAO Lei, YANG Yonggang. Kinematics and dynamics simulation of jointly adjusting mechanism based on virtual prototype technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(4):56–60. (in Chinese)

- [8]杨伟,罗秋生,张少平,等. 基于 UG 和 ADMAS 的调节机构虚拟样机动力学仿真[J]. 燃气涡轮试验与研究,2009,22(2):22-25. YANG Wei, LUO Qiusheng, ZHANG Shaoping, et al. Dynamics simulation of compressor's adjusting mechanism virtual prototyping based on UG & ADMAS[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009,22(2):22-25. (in Chinese)
- [9]杨伟,徐伟. ADAMS 参数化分析在高压压气机调节机构设计中的 初步应用[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012,25(4):20-24.

YANG Wei, XU Wei. Preliminary application of parameterized analysis based on ADAMS in VSV's adjusting mechanism design of high pressure compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25 (4):20-24.(in Chinese)

 [10] 胡明,郑龙席.基于 CATIA和 ADAMS 的单级可调静子叶片系统仿 真分析[J]. 航空制造技术,2014(8):96-100.
 HU Ming, ZHENG Longxi. Simulation analysis of single-stage vari-

able stator vane system based on CATIA and ADMAMS[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(8):96–100. (in Chinese)

[11] 张帅.VSV 调节机构运动特性的分析方法研究[D]. 南京:南京航空 航天大学,2015.

ZHANG Shuai. Study on the analysis method of motion characteristics of VSV regulating mechanism[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

[12] 孙伟,李朝峰,刘杰,等.面向复杂机构设计的参数化仿真技术研究[J].东北大学学报(自然科学版),2008,29(9):1318-1321.

SUN Wei, LI Chaofeng, LIU Jie, et al. Study on parameterized simulation process for complicated mechanism design[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2008, 29(9); 1318–1321. (in Chinese)

[13] 于嘉鹏, 孙加明, 纪福森, 等. 航空发动机静叶联调机构运动分析 及优化[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1193-1200.

YU Jiapeng, SUN Jiaming, JI Fusen, et al. Motion analysis and optimization of jointly adjusting mechanism of aero-engine stator vane [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34 (6) : 1193-1200. (in Chinese)

 [14] 张少平,杨川,张一彬.压气机静叶调节机构的柔性多体建模及仿 真[J]. 燃气涡轮试验与研究,2018,31(4):12-18.
 ZHANG Shaoping, YANG Chuan, ZHANG Yibin. Modeling and simulation of the adjusting mechanism of stators through flexible

multibody approach[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2018,

- 31(4): 12-18.(in Chinese)
 [15] Jing C, Zhong L. Investigation of spatial plane joint characteristic for dynamic analysis of VSV mechanism based on similarity scaling technique[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2023 (1):104300.
- [16] Tang Y, Guo W. Global dimensional optimization for the design of adjusting mechanism of variable stator vanes[J]. Journal of Mechanical Engineering. 2020(1): 26 - 36.
- [17] 陆健. 基于多体动力学的机体可靠性分析[D]. 济南:山东大学, 2011.

LU Jian. Reliability analysis of engine block using multi-body dynamic[D]. Jinan: Shandong University, 2011.(in Chinese)

(编辑:程 海)

基于响应面法的鸟撞风扇叶片损伤预测

刘 洋¹,罗 忠²,张海洋¹,沈丽娟¹,赵凤飞¹,张宗锴¹ (1.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015; 2.东北大学 机械工程与自动化学院,沈阳 110819)

摘要:有限元模拟鸟撞风扇叶片损伤成本高,为解决工程问题,采用经典叶栅鸟撞切割模型建立了鸟撞风扇叶片动载荷数学 模型,结合鸟撞部件试验结果,以拟合技术明确风扇叶片损伤程度与最大关键动载荷计算值间的函数关系,形成叶片损伤预测响 应面,实现对鸟撞风扇叶片损伤的快速预测,并建立基于响应面法的鸟撞风扇叶片损伤预测工作流程。结合涡扇发动机吞鸟试验 技术要求、风扇结构设计特征及已开展的鸟撞部件试验结果,建立叶片损伤预测响应面,初步识别2种鸟撞方案的径向弯曲、弦向 弯曲,并计算撕裂范围分别不超过0.3867和0.3941,撕裂与弦向弯曲相关性显著,呈抛物线变化趋势。结果表明:预测的损伤在可 接受的安全性水平范围内,预测方法能够识别损伤范围及趋势,可为后续鸟撞有限元模拟、试验策划、安全性分析、风扇叶片抗鸟 撞设计等工作提供量化的技术支持。

关键词:鸟撞;风扇叶片;损伤;响应面法;航空发动机 中图分类号:V232.4 **文献标识码:**A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.012

Prediction of Damage to Fan Blade from Bird Strike Based on Response Surface Method

LIU Yang¹, LUO Zhong², ZHANG Hai-yang¹, SHEN Li-juan¹, ZHAO Feng-fei¹, ZHANG Zong-kai¹

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

2. School of Mechanical Engineering & Automation, Northeastern University, Shenyang 110819)

Abstract: The cost of finite element simulation of bird strike fan blade damage is high. In order to solve engineering problems, the classic bird strike cascade slicing model is used to establish the mathematical model for the dynamic load of bird impact. Combined with the results of bird strike component tests, the fitting technology was used to clarify the functional relationship between the degree of fan blade damage and the calculated value of the maximum critical dynamic load, and the blade damage prediction response surface was formed. Rapid prediction of fan blade damage due to bird strike was realized, and the prediction workflow based on the response surface method was established. Combined with the requirements of the turbofan engine bird ingestion test, the fan structural features, and the results of the conducted bird strike component tests, the blade damage prediction response surface was established, the radial bending, and chordwise bending of two bird-strike schemes were preliminarily identified, and the tearing ranges do not exceed 0.3867 and 0.3941, respectively. The tearing and the chordwise bending are significantly correlated, showing a parabolic trend. The results show that the predicted damage is within the acceptable safety level. The prediction method can identify the damage range and trend. It can provide quantitative technical support for subsequent work such as bird strike finite element simulation, test planning, safety analysis, fan blade bird strike resistant design, etc.

Key words: bird strike; fan blade; damage; response surface method; aeroengine

0 引言

涡扇发动机运行中可能遇到不同类型的外物侵 入进而造成损伤,称为可能损伤飞机/发动机的外来 物质、碎屑或物体(Foreign Object Debris, FOD),分为 软体和硬体2类。最普遍的软体 FOD 是由一只鸟或

收稿日期:2022-04-28 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:刘洋(1985),男,硕士,工程师。 一群鸟撞击飞机/发动机造成损伤,通常被称为鸟撞。 大涵道比涡扇发动机风扇能够提供发动机全部推力 的80%以上,在大涵道比要求下,风扇叶片径向尺寸 增大,鸟撞发生概率也增大。为此,管理机构加强了 吞鸟要求的审查,明确提出 GJB 241A、GJB 3727、 CCAR-33等标准规范,要求通过分析和试验明确风

引用格式: 刘洋,罗忠,张海洋,等. 基于响应面法的乌撞风扇叶片损伤预测[J]. 航空发动机,2024,50(2):95-100.LIU Yang,LUO Zhong,ZHANG Haiyang, et al. Prediction of damage to fan blade from bird strike based on response surface method[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):95-100.

扇叶片抗鸟撞能力。因此,如何在型号设计中量化鸟 撞对风扇叶片造成的损伤程度非常重要。

由于吞鸟整机试验代价太高,在型号设计阶段更 多是采用鸟撞部件试验与数值模拟相结合的方法进 行分析^[1]。数值模拟采用拉格朗日法(Lagrange Approach, LA)、任意拉格朗日. 欧拉法(Arbitrary Lagrange.Euler Approach, ALE)、光滑粒子流体动力学 法(Smoothed Particle Hydrodynamics Approach, SPH) 等^[2]。在中国,近年主要采用SPH方法开展鸟撞数值 模拟。张海洋等¹³采用SPH方法开展了鸟撞击旋转状 态下风扇叶片的数值模拟研究,并通过模拟设计鸟撞 试验,试验损伤结果与数值模拟结果一致:马力等14模 拟鸟撞击风扇叶片叶尖、叶中、叶根部位,确定了风扇 损伤最大位置;张俊红等^[5]、郭鹏等^[6]对绿头鸭进行CT 扫描,建立简化鸟、真实鸟模型,综合考虑风扇转速、 撞击位置、撞击姿态开展数值模拟,并将模拟与试验 结果进行对比,验证了真实鸟模型准确性:郭应文等四 研究了不同鸟速与不同撞击角对风扇叶片动态响应 的影响,表明鸟撞击叶片在百微秒内产生高于叶片材 料静态屈服强度的应力峰值。在国外,早在20世纪 70年代 Wilbeck 等^[8-9] 就开始采用流体动力学基本理 论解释鸟撞击过程的本质与作用机理, Jenq 等^[10]采用 上述3种方法来对鸟体进行建模,并采用Ls-Dyna软 件比较了上述3种方法以及经典欧拉法、基于节点质 量的离散元法(Discrete Element Method, DEM)等5种 方法的鸟撞数值模拟。

目前,鸟撞数值模拟多采用有限元技术,由于鸟 撞属于软体FOD,有限元网格有很大变形。并且典型 鸟撞风扇叶片持续时间仅有毫秒级,动载荷峰值却可 达到几十甚至上百牛顿,进一步增加了模拟难度。综 上,有限元模拟成本较大,在型号研制中全面、快速分 析鸟撞叶片损伤十分困难。

本文为解决在型号研制中鸟撞损伤分析的工程 化问题,采用经典的叶栅鸟撞切割模型,建立计算风 扇叶片动载荷数学模型,结合鸟撞部件试验进行基于 响应面法风扇叶片损伤预测方法研究,并进行应用和 验证。

1 理论及模型

1.1 鸟撞风扇叶片过程描述

在任何撞击事件中,都涉及到2个相对运动的物

体:抛射体和目标体。按目标体接触面上的相对速度 矢量方向,撞击又可分为"常规撞击"和"倾斜撞击"。 由于风扇叶片曲面造型及其高速旋转特征,典型的涡 扇发动机鸟撞事件可理解为"倾斜撞击"事件,其中, 鸟为抛射体,风扇叶片为目标体。

在鸟撞风扇叶片时,鸟被旋转的叶片切割成多个 切片,每个独立的鸟切片从多个风扇叶片的前缘向其 后缘运动,相应的动载荷加载到叶片表面。理论上, 鸟"倾斜撞击"动载荷相对于叶片接触面可分为法向 力和切向力,撞击时无径向相对速度,可忽略径向力。 切向力是由叶片压力面上的动摩擦系数引起的,所以 法向力要比切向力高出1个数量级。因此,本文在鸟 撞风扇叶片动载荷分析中,忽略接触面上径向力和切 向力,仅考虑鸟切片对风扇叶片的法向力影响。

切割鸟片结束后,鸟切片会从风扇叶片的前缘滑 行到尾缘,并飞离风扇叶片。滑行过程中的载荷与切 片过程中最大的法向力相比较小,并且经过叶片前缘 后,叶片相对较厚,受力处结构强度较高,试验损伤情 况和鸟撞事件损伤均不明显。因此,本文忽略滑行过 程对风扇叶片的影响。

综上,鸟撞风扇叶片动载荷的计算重点为切鸟片 过程中鸟撞风扇叶片前缘叶盆区域的最大法向力,后 续以此为中间值与鸟撞部件试验损伤进行拟合,建立 预测用响应面。

1.2 鸟撞风扇叶片动载荷数学模型

由于鸟的软体特征,在分析中常常被理解为圆柱 状流体^[11],本文鸟撞后形成的鸟片可理解为带有一定 速度的流体,该流体作用在风扇叶片前缘叶盆表面 上,流体动压对叶片造成法向撞击。叶栅截面鸟撞击 风扇叶片前的运动轨迹如图1所示。从图中可见,风

扇转子向左侧旋转,鸟撞 击位置风扇叶片周向速度 为 V_i ,此时鸟相对于风扇 叶片有2个相对速度矢量: 轴向的鸟速度 V_a 和与转子 转向相反的速度 V_i ,合速 度为 V_{sumo}



将 V_{sum}在风扇叶片前缘撞击点分解为叶盆法向速度 V_n和叶盆切向速度 V_e。依据伯努利方程,可计算出 流体在叶盆法向方向产生的动压 p_n,以此进一步计算 (1)

风扇叶片前缘叶盆表面法向力

$$p_n = \frac{\rho_b \cdot V_n^2}{2}$$

式中: ρ, 为鸟密度。

图中:θ为叶片前缘接触点切角,可用叶片叶盆曲 率半径和弦向宽度C换算;B为鸟片速度夹角,可用V。 和 V.换算;ψ为叶片沿轴向安装角;α为鸟片沿叶片速 度夹角。

假设鸟为圆柱形,直 径为B_n,高为B_L,鸟切片 如图2所示。在切鸟过程 中,理论上第2个叶片会 切出质量最大的鸟片,质 量近似值为



图2 鸟切片

$$B_{\rm m} = \rho_{\rm b} \times \frac{\pi \times B_{\rm D}^2}{4} \times \frac{60 \times V_{\rm a}}{R \times N}$$
(2)

式中:B_m为最大鸟片质量,R为风扇转速,N为风扇叶 片数量。

则流体(即鸟片)在风扇叶片前缘叶盆表面法向 力F。为

$$F_{\rm c} = p_{\rm n} \cdot B_{\rm t} \tag{3}$$

式中:B.为接触面积。

在切片过程中随时间推移,B逐渐增大,在切片 完成时,B达到最大值,此时F,也达到最大值。

1.3 乌撞风扇叶片损伤

大涵道比涡扇发动机风扇叶片材料可分为金属 和复合材料2类。其中,金属风扇叶片由于其材料的 延展性,鸟撞可能导致风扇叶片前缘最初接触区域出 现弯曲、撕裂等损伤;复合材料风扇叶片鸟撞可能导 致风扇叶片前缘材料缺损,铺层破坏^[12]。这些损伤都 会阻碍流道内空气流动,降低发动机性能,同时增加 转子不平衡量,在轴上增加很大的扭矩和不平衡载 荷。本文仅分析金属风扇叶片损伤,复合材料风扇叶 片需结合复合结构和材料特征,改进数学模型和预测 方法。

鸟切片法向力对金属风扇叶片造成的损伤主要 包括弯曲、撕裂、掉块等[13]。其中:

(1)弯曲:局部变形,曲率超出了正常的轮廓;

(2) 撕裂: 包括材料分离在内的一种不光滑的 位移:

(3)掉块:由一系列缺陷或损坏而造成的部分原

材料的位移或丢失。

本文仅对弯曲和撕裂损伤情况进行分析,覆盖大 多数鸟撞损伤事件,损伤更为严重的掉块损伤本文不 进行分析。

1.4 鸟撞风扇叶片损伤响应面法

响应面法(Response Surface Method, RSM)由Box 等¹⁴⁴提出,而后Box等¹¹⁵将其定义为一种统计学技术。 响应面法是通过实际的数据拟合出函数表达式,并能 够通过坐标图的方式展现,并以此预测不同条件对响 应值的影响^[16]。本文中动载荷计算模型能够通过严 格的数学表达式计算不同鸟撞因素组合与最大法向 力之间的函数关系。鸟撞部件试验结果中的风扇叶 片弯曲、撕裂损伤情况无法直接与计算的最大法向力 之间建立严格的数学关系,需基于响应面法以鸟撞部 件试验中风扇叶片径向弯曲损伤尺寸和弦向弯曲损 伤尺寸为输入变量,分别以最大法向力和撕裂损伤尺 寸为输出响应进行分析。

输入变量 X 数学表达

$$X = \left(X_{\rm CB}, X_{\rm RB}\right) \tag{4}$$

式中:X_{CB} X_{BB}分别为风扇叶片弦向、径向损伤尺寸。

功能函数反映了输出响应Y(X)与输入变量X的 函数关系,即

$$Y(X) = Y(X_{\rm CB}, X_{\rm RB}) \tag{5}$$

通过鸟撞部件试验得到小样本数据,利用小样本 数据拟合式(5)的响应面函数,确定其未知系数,代替 原模型进行损伤预测的新拟合的响应面方程为

$$Y(X) = a_0 + BX + X^{\mathrm{T}}CX \tag{6}$$

式中:a。为常数向量;B为一次项系数向量;C为二次 项系数矩阵。

2 工作流程及应用示例

2.1 工作流程

结合研发流程,基于 响应面法的鸟撞叶片损伤 快速预测工作流程如图3 所示。

从图中可见,结合型 号研制需求,依据规范明 确吞鸟试验参数范围,结 合风扇叶片结构拟合叶高 与其余叶型参数关系;结 合参数范围和风扇叶高与 叶片损伤快速预测工作流程



图3 基于响应面法的鸟撞

其余参数的拟合关系,基于第1.2节内容建立动载荷 计算数学模型;结合鸟撞部件试验条件和试验结果, 通过拟合的方式建立损伤预测响应面;针对指定的鸟 撞因素组合方案,基于响应面预测试验方案损伤,明 确风扇叶片损伤范围,为有限元模拟损伤分析、鸟撞 部件试验和吞鸟整机试验方案选取提供量化的技术 支撑。

2.2 应用示例

2.2.1 依据规范明确吞鸟试验参数范围

国军标《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》(GJB 241A-2010)、《航空发动机吞鸟试验要求》 (GJB 3727-1999)以及《航空发动机适航规定》 (CCAR-33)中对于发动机吞鸟试验时鸟的质量和数 量均有要求,但内容有所差异^[17]。

依据型号研制需求,参照CCAR-33开展整机吞 鸟试验工作。CCAR-33中按照大鸟、中鸟、小鸟及大 型群鸟分别明确了整机吞鸟试验鸟质量、数量等要 求,通过相关条款解析,试验前应通过分析明确风扇 叶片撞击不同位置的损伤程度,作为整机吞鸟试验的 技术支持。在分析中,吞鸟试验参数范围如下:

撞击位置:从风扇叶根至叶尖全范围,识别最关 键的暴露位置;

发动机转速:发动机状态不小于100%的起飞功 率或推力状态;

鸟质量:依据条款中明确的鸟质量等级,以10g 为间距补充中间鸟质量值;

鸟数量:在分析中仅考虑单鸟撞击后损伤最严重 的风扇叶片,分析中鸟数量均为1;

鸟速度:吞中鸟、小鸟时鸟速度应反映从地面至 高460m的正常飞行高度所使用的空速范围内的最 严酷条件,但不应小于飞机的V₁最小速度;吞大鸟时, 若为固定翼飞机,鸟速为370km/h。

2.2.2 结合风扇叶片结构拟合叶高与其余叶型参数 关系

依据风扇叶片叶型图 及叶型截面参数文件,采 用多项式函数结构拟合叶 高与叶片安装角、叶盆曲 率半径、弦向宽度等参数 的拟合关系,如图4所示。



2.2.3 建立动载荷计算 数学模型

依据数学模型,指定 风扇转速、鸟质量,计算 撞击过程中不同撞击位 置和不同鸟速度对风扇 叶片造成的最大法向力, 如图5所示。



2.2.4 建立损伤预测响应面

在鸟撞部件试验中,梳理弯曲和撕裂损伤的部件 试验,记录弯曲径向尺寸、弯曲弦向尺寸、撕裂尺寸, 并依据数学模型计算各试验状态的叶面最大法向力, 并进行最大最小归一化处理为无量纲值,见表1。

表1 鸟撞部件试验损伤与叶面最大法向力

损伤类型	弯曲径向尺寸	弯曲弦向尺寸	撕裂尺寸	最大法向力
	0.53	0.07	0.07	0.07
	0.57	0.23	0.23	0.17
	0.40	0.23	0.23	0.24
弯曲+撕裂	0.53	0.14	0.23	0.30
	0.31	0.08	0.00	0.34
	0.83	0.18	0.40	0.41
	1.00	0.12	0.33	1.00

结合表1中试验结果,采用2阶多项式方法拟合 "弯曲尺寸-撕裂尺寸"函数关系,获得"弯曲损伤-撕

裂损伤"响应面,相关系数*R*_{-square}=0.9718,6组鸟 撞部件试验损伤与响应 面相对误差均值为 10.2%,剩余1组撕裂尺 寸0对应的响应面值为 0.006。弯曲损伤与撕 裂损伤拟合关系如图6 所示。



拟合函数为

 $Y_1(X_1, X_2) = -0.5329 + 0.5386X_1 + 6.19X_2 -$

 $0.1447X_1^2 - 0.2353X_1X_2 - 16.17X_2^2$ (7) 式中: $Y_1(X_1, X_2)$ 为撕裂尺寸拟合值,图6中标注为 Tear; X_1 为弯曲径向尺寸,图6中标注为RadialBending; X_2 为弯曲弦向尺寸,图6中标注为ChordwiseBending。

根据拟合结果可知:弯曲尺寸与撕裂尺寸相关程 度较高,径向或弦向弯曲尺寸越大,撕裂尺寸越大;径 向弯曲尺寸和弦向弯曲尺寸组合决定撕裂尺寸大小。

结合表1中试验和计算结果,同样采用2阶多项 式方法拟合"弯曲尺寸——叶面最大法向力"函数关 系,获得"弯曲损伤-叶面最大法向力"响应面,相关系 数R_____=0.9821,7组鸟撞部件试验损伤与响应面相

对误差均值为10.5%。 由于试验性质为摸底 试验,鸟质量等试验条 件较为苛刻,分散性 大,样本量有限,为避 ^{480,020} 免过拟合现象,采用2 ^{90,010} 阶多项式拟合。弯曲 损伤与最大法向力拟 合关系如图7所示。



拟合函数为

 $Y_2(X_1, X_2) = 0.5665 - 3.727X_1 + 10.33X_2 + 3.77X_1^2 4.09X_1X_2 - 26.4X_2^2$ (8)

式中:Y₂(X₁,X₂)为叶面最大法向力拟合值,图7中标 注为 Force; X₁ 为弯曲径向尺寸, 图 7 中标注为 RadialBending; X_2 为弯曲弦向尺寸,图7中标注为 ChordwiseBending_o

根据拟合结果可知:径向或弦向弯曲尺寸与计算 的叶面最大法向力不成单调递增或单调递减关系:径 向弯曲尺寸和弦向弯曲尺寸组合与计算的叶面最大 法向力显著相关,可建立关系。但由于阶数较低,拟 合后计算的撕裂尺寸、最大法向力相对误差偏大,该 拟合方法仅在初步预测时使用。

2.2.5 预测试验方案损伤

(1)按照有限元模拟和吞鸟整机试验提出的2种 鸟撞因素组合方案,根据第第1.2节提出的数学模型, 计算2种方案对应的叶面最大法向力值,无量纲处理 后,分别为0.57和0.65。

(2)根据"弯曲损伤——叶面最大法向力"响应 面,识别叶面最大法向力值为0.57和0.65时,分别对 应的径向弯曲尺寸和弦向弯曲尺寸区域,如图8所

示。从图中可见,叶面最 大法向力值为0.57时,径 向弯曲范围为 0.8513~ 0.9721, 弦向弯曲范围为 0.0105~0.2300;在叶面最 向弯曲范围为 0.8861~1,



弦向弯曲范围为0.007~0.2297。通过"弯曲损伤-叶 面最大法向力"响应面能较好的识别径向弯曲区域, 而弦向弯曲识别范围较广。

(3)根据"弯曲损伤——撕裂损伤"响应面,以叶 面最大法向力值为0.57和0.65时对应的径向弯曲尺 寸和弦向弯曲尺寸区域为输入,进一步识别对应的撕 裂尺寸区域,如图9所示。从图中可见,叶面最大法 向力值为0.57时,撕裂范围为0~0.3867;叶面最大法 向力值为0.65时,撕裂范围为0~0.3941。通过"弯曲

损伤-撕裂损伤"响应面 识别的撕裂范围较广,撕 裂尺寸与弦向弯曲尺寸 相关性显著,呈抛物线变 化趋势,撕裂尺寸与径向 弯曲尺寸相关性不明显。

0.65

0.5

Chordwise bending

0.65

0.57



(b) 弦向弯曲尺寸-撕裂尺寸 (c)径向弯曲尺寸-撕裂尺寸

图9 2种鸟撞因素组合方案对应的撕裂尺寸区域

综上,基于鸟撞部件试验数据,本次预测的弯曲、 撕裂损伤程度初步满足适航吞鸟条款中风扇叶片的 符合性分析要求。

4 结论

0.5

0.4

0.3

0.1

Tear 0.2

(1)本文提出的载荷计算数学模型能够结合风扇 叶片结构设计参数,确定各种鸟撞条件下对风扇叶片 造成的最大关键动载荷。

(2)基于响应面法建立"弯曲损伤-叶面最大法向 力"、"弯曲损伤-撕裂损伤"响应面,解决了鸟撞部件 试验损伤结果无法与鸟撞因素组合之间建立数学关 系的问题。

(3)提出的基于响应面法的鸟撞叶片损伤快速预 测工作流程,明确了与标准要求、有限元损伤模拟、鸟 撞部件试验、整机吞鸟试验的关系。

(4)结合研制需求完成了2种鸟撞因素组合方案 的弯曲损伤和撕裂损伤预测,为鸟撞有限元模拟、试

验策划等工作提供量化分析的技术支持。

参考文献:

[1]陈伟,关玉璞,高德平.发动机叶片鸟撞击瞬态响应的数值模拟[J].
 航空学报,2003,(6):531-533.

CHEN Wei, GUAN Yupu, GAO Deping. Numerical simulation of the transient response of blade due to bird impact[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, (6):531-533.(in Chinese)

[2] 刘志远.航空发动机风扇叶片鸟撞冲击动力学响应研究[D]. 天津: 天津大学,2019.

LIU Zhiyuan. Study on impact dynamic responses of aeroengine fan blade after bird striking[D]. Tianjin: Tianjin University, 2019. (in Chinese)

[3] 张海洋, 蔚夺魁, 王相平, 等. 鸟撞击风扇转子叶片损伤模拟与试验 研究[J]. 推进技术, 2015(9): 106-112.

ZHANG Haiyang, YU Duokui, WANG Xiangping, et al. Numerical and experimental investigation of damage of bird impact on fan blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015(9):106–112.(in Chinese)

[4] 马力,姜甲玉,薛庆增.航空发动机第1级风扇叶片鸟撞研究[J].航 空发动机,2014,40(2):65-69.

MA Li, JIANG Jiayu, XUE Qingzeng. Research on bird impact of aeroengine first stage fan[J]. Aeroengine, 2014, 40 (2) : 65–69. (in Chinese)

- [5] 张俊红,刘志远,戴胡伟,等.撞击位置与风扇转速对鸟撞过程的影响[J].天津大学学报(自然科学与工程技术版),2020(1):56-65. ZHANG Junhong,LIU Zhiyuan,DAI Huwei, et al.Effect of impact position and fan rotational speed on bird-impact process[J]. Journal of Tianjin University (Science and Technology), 2020(1):56-65.(in Chinese)
- [6] 郭鹏,刘志远,张桂昌,等. 鸟撞过程中撞击位置与撞击姿态对风扇 叶片损伤影响研究[J]. 振动与冲击,2021,40(12):124-131.
 GUO Peng, LIU Zhiyuan, ZHANG Guichang, et al. Study on effect of bird impact position and attitude on fan blade damage[J]. Journal of Vibration and Shock,2021,40(12):124-131.(in Chinese)
- [7] 郭应文,周雄,代磊,等.鸟撞航空发动机风扇叶片动态响应数值模 拟[C]//2019年(第四届)中国航空科学技术大会论文集.沈阳:中国 航空学会,2019:1014-1020.

GUO Yingwen, ZHOU Xiong, DAI Lei, et al. Numerical simulation of dynamic response of bird impact on aeroengine fan blade[C]//Proceedings of the 2019 (4th) China Aviation Science and Technology Conference. Shenyang: Chinese Society of Awronautics and Astromantics, 2019:1014-1020.(in Chinese)

- [8] Wilbeck J S, Barber J P. Bird impact loading[J]. The Shock and Vibration Bulletin, 1978, 48(2):115–122.
- [9] Wilbeck J S. Impact behavior of low strength projectiles[D]. New York: DTIC Document, 1978.
- [10] 罗刚.大涵道比涡扇发动机吸鸟结构安全性分析与评估方法[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.

LUO Gang. Structural safety analysis and assessment method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

- [11] Sinha S K, Turner K E, Jain N.Dynamic loading on turbofan blades due to bird-strike[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011. 133(12):1017–1031.
- [12] 沈尔明,王刚,王宇,等. 乌撞对商用发动机风扇叶片选材影响[J]. 航空动力,2021(6):68-71.

SHEN Erming, WANG Gang, WANG Yu, et al. The influence of bird strike to the material selection of commercial aeroengine fan blades[J]. Aerospace Power, 2021(6):68-71.(in Chinese)

[13] 黄志勇,陈伟,赵海鸥,等.评定叶片鸟撞击损伤的参数与方法[J]. 航空发动机,2005(1):28-30.

HUANG Zhiyong, CHEN Wei, ZHAO Haiou, et al. Parameters and methods for evaluating bird impact damage of fan/compressor blade[J]. Aeroengine, 2005(1):28-30.(in Chinese)

- [14] Box G E P, Wilson K B. On the experimental attainment of optimumconditions[J]. Journal of the Royal Statistical Society, 1951, 13(1):1-45.
- [15] Box G E P, Draper N R. A basis for the selection of a response surfaceDesign[J]. Journal of the American Statistical Association, 1959, 54(287):622-654.
- [16] 王泽.基于改进响应面法的叶片裂纹扩展寿命可靠性分析[D].哈尔滨:哈尔滨理工大学,2020.

WANG Ze. Reliability analysis of blade crack propagation life based on improved response surface method[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2020.(in Chinese)

[17]魏海涛,刘涛,薛文鹏.航空发动机吞鸟试验要求与验证[J].航空 发动机,2021,47(增刊1):69-75.

WEI Haitao, LIU Tao, XUE Wenpeng. Requirements and verification on bird ingestion test of aeroengine[J]. Aeroengine, 2021, 47 (S1): 69–75.(in Chinese)

(编辑:程海)

突加不平衡下GTF发动机转子系统瞬态响应分析

邵增德¹,廖明夫²,王四季²,董 超¹,丁小飞^{1,2},李全坤²

(1.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015; 2.西北工业大学 动力与能源学院,西安 710072)

摘要:针对 GTF 发动机低压转子系统突加不平衡瞬态响应问题,基于有限元法建立了考虑啮合单元、行星架单元、膜盘联轴器 单元的多体接触、多转子耦合动力学模型,介绍了考虑非线性因素下突加不平衡瞬态响应计算方法,求解了低压转子系统的突加 不平衡瞬态响应,并分析了关键部件刚度对突加不平衡的影响规律。结果表明:当风扇转子发生突加不平衡时,各部件均表现为 振动幅值突增,后迅速趋于稳定,低压涡轮转子发生明显拍振,突加不平衡载荷主要由行星架结构和第1.5支点刚性支承承担;行 星架刚度主要影响风扇转子突加不平衡响应、第1.5支点和行星架处的外传力;膜盘联轴器刚度主要影响增压级突加不平衡响应、 转子在突加不平衡之后稳定运转情况。

Transient Response Analysis of GTF Engine Rotor System Under Sudden Unbalance

SHAO Zeng-de¹, LIAO Ming-fu², WANG Si-ji², DONG Chao¹, DING Xiao-fei^{1,2}, LI Quan-kun²

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

2. School of Power and Energy, Northwestern Poly-technical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In response to the transient response problem of a GTF engine low-pressure rotor system under sudden unbalance, a multibody contact and multi-rotor coupling dynamic model considering meshing elements, planet carrier elements, and diaphragm coupling elements was established based on the finite element method. The method considering nonlinear factors to calculate the transient response was introduced. The transient response of the low-pressure rotor system under sudden unbalance was solved, and the influences of stiffness of key components on sudden unbalance were analyzed. The results show that when the fan rotor experiences sudden unbalance, the vibration amplitude of each component increases suddenly and then stabilizes rapidly, and the low-pressure turbine rotor undergoes significant beat vibrations. The load due to the sudden unbalance is mainly borne by the planet carrier structure and the 1.5th rigid support; The stiffness of the planetary carrier mainly affects the sudden unbalance response of the fan rotor and the outward-transmitting forces at the 1.5th support and the planet carrier. The diaphragm coupling stiffness mainly affects the sudden unbalance response of the booster stage and the stable operation of the rotor after sudden unbalance.

Key words: GTF engine; multiple body contact; rotor dynamics; sudden unbalance; transient response

0 引言

叶片丢失导致的突加不平衡是航空发动机工作 过程中的严重故障之一^[1-2],而叶片尺寸更大、结构更 加复杂的齿轮传动涡扇发动机(Geared TurboFan Engine,GTF),若出现突加不平衡问题,将会对发动机 甚至飞机造成更严重的影响。与传统常规构型的发 动机相比,GTF发动机引入了星型齿轮箱机构,其内 齿圈工作转速为3000~5000 r/min,而行星轮和太阳轮 转速高达9000~15000 r/min^[3-4]。由于齿轮箱的介入, GTF发动机允许设计较大尺寸的风扇叶片^[5-6],导致结 构复杂的高速齿轮转子系统在突加不平衡载荷下的 动力学响应特性面临更大的挑战。

国内外学者分别从GTF发动机动力学模型建立、转子系统突加不平衡响应等方面开展了广泛研究。魏静等¹⁷¹基于 Euler-Bernoulli梁单元假设,建立了风扇-齿轮转子动力学模型,考虑了突加不平衡、齿轮啮

收稿日期:2022-08-12 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:邵增德(1995),男,硕士,助理工程师。

引用格式: 邵增德,廖明夫, 王四季, 等. 突加不平衡下GTF 发动机转子系统瞬态响应分析[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 101–107. SHAO Zengde, LIAO Mingfu, WANG Siji, et al. Transient response analysis of gtf engine rotor system under sudden unbalance[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 101–107.

合时变特性影响,研究了含有3行星轮的齿轮风扇转 子叶片丢失前后的振动速度和轴心轨迹变化规律;王 思雨等18建立了含齿轮系转子系统动力学模型,研究 了轴承对转子和齿轮箱动力学响应的影响规律;王梓 卉敏等¹⁹针对含有4行星轮结构的星型齿轮箱建立了 齿轮转子有限元模型,开展了齿轮转子系统不平衡响 应仿真分析;Sondkar等^[10]建立了扭-摆-轴齿轮啮合 时不变动力学模型,理论求解了行星齿轮传动系统的 模态特性;Ericson等凹设计了行星齿轮转子试验器, 开展了齿轮转子运转试验,总结了负载扭矩对转子系 统的动态响应影响规律;马辉等^[12]基于梁模型,针对 行星齿轮箱建立了弯-扭-轴-摆全自由度运动模型, 研究了不同耦合关系下齿轮转子的响应特点:洪杰 等^[13]基于仿真分析,获得了叶片丢失导致的突加载荷 在转静子之间的传递特征,表明当转子系统发生叶片 丢失现象,该系统从对称结构变成了非对称结构,导 致转子系统响应规律复杂;廖明夫等14建立了对称单 转子动力学模型,采用以拉普拉斯变换方法理论求解 了突加不平衡响应规律;李涛等[15]建立了偏置盘单转 子动力学模型,建立了考虑转子角加速度、系统结构 阻尼的转子系统瞬态方程,采用Newmark- β 法求解获 得了单转子系统瞬态响应;夏冶宝等16时对双盘转子 进行动力学建模,以数值方法求解了瞬态响应,与稳 态运行下转子的突加不平衡响应进行了对比分析,表 明阻尼、突加载荷大小和突加不平衡转速对响应结果 影响较大。

中国GTF发动机研究尚处于起步阶段,对于这种 低压系统就存在多个转子的特殊构型发动机,还不掌 握对风扇转子发生突加不平衡后整个转子系统瞬态 动力学响应规律。本文针对GTF发动机低压转子系 统建立动力学模型,对整个低压转子系统的突加不平 衡响应特征与规律进行仿真分析。

1 低压转子系统多体接触动力学模型的建立

GTF 发动机低压转子系统结构如图1所示。该 结构方案采用了5路分流的星型齿轮箱机构[17],如图 2所示。低压转子系统变为包括风扇转子、低压涡轮 转子和行星轮转子的多转子系统。本文采用有限元 方法建立多转子、多体接触动力学模型。

GTF发动机低压转子系统中存在齿轮啮合单元、 行星架支承单元和膜盘联轴器单元,针对该3种特殊



图2 齿轮箱结构

单元的运动模型建立如下。

1.1 啮合单元

齿轮箱中存在太阳轮-行星轮外啮合、行星轮-内

齿圈内啮合,齿轮啮合模型 的啮合关系如图3所示。 采用集中质量法[18]分别推 涡轮 导外啮合、内啮合矩阵,建 立星型轮系与转子系统耦 合运动关系。





图3 齿轮啮合模型的啮合关系

在绝对坐标系下,每个齿轮包括3个平动和3个 旋转自由度,根据啮合位移关系得到太阳轮-行星轮 齿轮外啮合矩阵

$$\begin{cases} K_{\text{out-mesh}} = k_{\text{out}} V_{\text{spn}}^{T} \bullet V_{\text{spn}} \\ C_{\text{out-mesh}} = c_{\text{out}} V_{\text{spn}}^{T} \bullet V_{\text{spn}} \end{cases}$$
(1)

式中: $K_{\text{out-mesh}}$ 、 $C_{\text{out-mesh}}$ 为齿轮外啮合刚度和、阻尼矩 阵;k_{ww}、c_{ww}为齿轮副外啮合刚度、阻尼;V_{ww}为外啮合 位移向量矩阵。

同理可以得到行星轮-内齿圈内啮合矩阵。

齿轮啮合刚度和阻尼均基于齿轮实际结构参数 计算得到。采用经验公式109对啮合阻尼多进行估计, 采用齿轮综合啮合刚度值作为参与啮合运算的

刚度[20-21]

 $k_{\text{mesh}} = (0.75\varepsilon_{\alpha} + 0.25)k_{\text{Tl}}$ (2) 式中: ε_{α} 为斜齿轮端面重合度; k_{Tl} 为单齿啮合刚度。

1.2 行星架支承单元

行星轮轴安装于固 定的行星架上,每个行星 齿轮采用2个圆柱滚子 轴承,如图4所示。将行 星轮轴等效为具有2个 相同的支承刚度的单转 子结构,其支承刚度值大 小由行星架刚度决定



图4 齿轮箱结构

$$k^{p} = \begin{cases} 1 \times 10^{8}, \ k^{x} \ge 1 \times 10^{8} \\ k^{x}, \ k^{x} < 1 \times 10^{8} \end{cases}$$
(3)

式中:k*为行星架刚度。

1.3 膜盘联轴器单元

GTF 发动机低压涡轮轴上通常采用膜盘联轴器 进行同心度补偿,其结构如图 5(a)所示。



$$K_{\text{coup}} = \begin{bmatrix} k_{\text{c}} & -k_{\text{c}} \\ -k_{\text{c}} & k_{\text{c}} \end{bmatrix} \quad C_{\text{coup}} = \begin{bmatrix} c_{\text{c}} & -c_{\text{c}} \\ -c_{\text{c}} & c_{\text{c}} \end{bmatrix}$$

膜盘联轴器同样是具有质量、转动惯量、刚度和 阻尼的实体结构,可以被认为是特殊的轴段。现针对 其特殊结构将其简化建模,如图5(b)所示,将其主体 部分按照实际轴段处理,将其与两端主轴段连接部分 等效为弹簧-阻尼连接,建立耦合关系,其刚度和阻尼 矩阵为

$$K_{\text{coup}} = \begin{bmatrix} k_{\text{c}} & -k_{\text{c}} \\ -k_{\text{c}} & k_{\text{c}} \end{bmatrix} \quad C_{\text{coup}} = \begin{bmatrix} c_{\text{c}} & -c_{\text{c}} \\ -c_{\text{c}} & c_{\text{c}} \end{bmatrix}$$
(4)

式中: $k_c = \text{diag}[k_{xx}, k_{yy}, k_{zz}, k_{\theta_z \theta_z}, k_{\theta_y \theta_y}, k_{\theta_t \theta_z}]$

 $c_{e} = \text{diag}[c_{xx}, c_{yy}, c_{zz}, c_{\theta,\theta_{z}}, c_{\theta,\theta_{z}}], 刚度、阻尼参数由$ 实际膜盘联轴器的参数决定。

1.4 转子系统运动方程

GTF低压转子系统包括风扇转子、低压涡轮转 子和行星轮转子3类共7个转子,基于梁单元模型和 有限元方法对转子系统进行模型简化和节点划分如 图6所示。各转子之间转

速比恒定,低压涡轮转子 与风扇转子转速比为 3.081,与行星轮轴转速比 为-1.023(负号代表旋转 方向相反)。

$$M_{s}\ddot{q} + (C_{b} + C_{g} - \Omega_{s}G_{1} - \Omega_{c}G_{2} - \Omega_{p}\sum_{i=3}^{n=7}G_{n})\dot{q} + (K_{b} + K_{r} + K_{m})q = Q$$

现将各单元质量矩阵、陀螺效应矩阵、刚度矩阵、 阻尼矩阵、联轴器矩阵、啮合矩阵进行组装,建立6自 由度、考虑啮合传动的"3转速多转子"的多体接触动 力学运动方程为

$$M_{s}\ddot{q} + (C_{b} + C_{g} - \Omega_{s}G_{1} - \Omega_{c}G_{2} - \Omega_{p}\sum_{i=3}^{n=1}G_{n})\dot{q} + (5)$$
$$(K_{b} + K_{r} + K_{m})q = Q$$

式中: M_s 为系统质量矩阵;q为广义位移向量; C_b 、 C_g 为轴承阻尼、啮合阻尼矩阵; Ω_s 、 Ω_p 、 Ω_c 为涡轮轴转速、 行星轮转速、风扇轴转速; G_1 、 G_2 、 G_3 为陀螺矩阵; K_b 、 K_r 、 K_m 为支承刚度、轴刚度、啮合刚度矩阵;Q为 外力矩阵。

2 突加不平衡瞬态响应计算方法

2.1 不平衡量突变计算模型

在不平衡量发生突变时,求解转子突加不平衡响 应可以理解为求解系统从某个不平衡激励下的响应 瞬变到另一个不平衡激励下的响应。因此,求解转子 突加不平衡响应仍然以不平衡力学模型^[22]为基础。

突加不平衡力作用过程一般是在50ms左右完成。因此,转子突加不平衡加载过程可以等效为不平衡质量发生阶跃式突变

$$M_{\rm fly} = \begin{cases} 0 & t < t_0 \\ M_{\rm uni0} & t \ge t_0 \end{cases} \tag{6}$$

式中:t₀为突加不平衡时刻;M_{unto}为突加不平衡质量。

为了便于计算,采用复数形式构造整个转子系统的不平衡向量

$$M_{\rm un} = m_{\rm n} (\cos \phi_{\rm n} + i \sin \phi_{\rm n}) \tag{7}$$

若在某 t_0 时刻在相位 ϕ_{t0} 位置丢失质量 m_{unt_0} ,则突 加不平衡向量为 $M_{unt_0} = m_{unt_0}(\cos\phi_{t_0} + i\sin\phi_{t_0})$,转子系 统在突加不平衡瞬间,系统不平衡量将变为

$$\begin{cases} M_{\text{un_fly}} = \left| M_{\text{un}} + M_{\text{unt}_0} \right| \\ \phi_{\text{un_flyn} - \text{fly}} = \text{angle}(M_{\text{un}} + M_{\text{unt}_0}) \end{cases}$$
(8)

将该不平衡量产生的不平衡力作为外力项,代入 运动方程求解。

2.2 考虑挤压油膜阻尼器非线性特性

阻尼是影响转子系统响应的重要参数^[23],在挤压 油膜阻尼器的作用下,转子响应呈非线性特征。根据 阻尼器实际结构,采用短轴承半油膜理论计算,其油 膜力为

$$\begin{cases} F_{r} = \frac{\mu R L^{3}}{C^{2}} \left[\frac{\pi \dot{\varepsilon} (1 + 2\varepsilon^{2})}{2(1 - \varepsilon^{2})^{2.5}} + \frac{2\Omega \varepsilon^{2}}{(1 - \varepsilon^{2})^{2}} \right] \\ F_{\iota} = \frac{\mu R L^{3}}{C^{2}} \left[\frac{2 \dot{\varepsilon} \varepsilon}{(1 - \varepsilon^{2})^{2}} + \frac{\pi \Omega \varepsilon}{2(1 - \varepsilon^{2})^{1.5}} \right] \end{cases}$$
(9)

式中:µ为滑油黏度;R为油膜半径;L为油膜长度;C 为油膜间隙; ε为轴颈偏心比;F,为径向力;F,为切 向力。

在计算中,将挤压油膜阻尼器的径向和切向力作 为转子系统外部激励项带入运动方程求解。

2.3 转子系统瞬态运动方程建立

基于转子系统运动方程(5),考虑不平衡力项、阻 尼器非线性项、角加速度项,得到转子系统的瞬态运 动方程

 $M^{s}\ddot{q} + (C^{s} - \Omega^{s}G^{s})\dot{q}^{s} + (K^{s} - A_{c}^{s}K_{h}^{s})q^{s} = Q_{tr}^{s} \quad (10)$ $\vec{x} + :A_{c}^{s} = [a_{s},a_{c},a_{p},a_{p},a_{p},a_{p}], \ 5 \text{ fr} \neq 1 \text{ in } \text{ in } \text{ g} \text{ fr} \text{ fr};$ $K_{h}^{s} = [K_{F}^{s},K_{T}^{s},K_{P}^{s},K_{P}^{s},K_{P}^{s},K_{P}^{s}]^{T}, \ 5 \text{ fr} \text{ Sol } \text{ fr} \text{ fr}; Q_{tr}^{s} \text{ fr}$ fr fr fr fr;

采用Newmark-**β**法对瞬态运动方程(10)进行数 值求解,获得突加不平衡瞬态响应。

3 转子系统突加不平衡响应计算结果

设计在风扇盘上突加 1.57 kN 不平衡载荷,突加 转速为 2000 r/min。通过编程计算得到各部件突加不 平衡瞬态响应。

3.1 突加不平衡前后时域波形分析

低压转子系统各级盘突加不平衡前后振动响应 位移时域波形如图7所示。

各级盘的突加不平衡响应现象比较明显,均表现 为在发生突加不平衡瞬间,振动幅值突增,后迅速趋 于稳定;增压级盘和涡轮盘受风扇转子突加不平衡影 响较小,其振动幅值远远低于风扇盘突加不平衡响





值小

心轨迹分析

各级盘轴心轨迹如 图8所示。在发生突加不 平衡时,各级盘振动幅值 突增后迅速趋于稳定,相 比于风扇盘,增压级盘和 涡轮盘在突加不平衡瞬 间轴心轨迹表现更加不 规则。





3.3 突加不平衡前后各支点外传力分析

计算各支点外传力在突加不平衡前后变化规律, 如图9所示。其中,采用各行星轮1、2支点沿*x*轴方向 受力矢量和来衡量行星架受力情况。各支点外传力 冲击峰值和稳定值如图10所示。

在发生突加不平衡瞬间,1.5支点刚性支承处外 传力远高于距离突加不平衡位置更近的1支点弹性 支承处外传力;行星架所承受的突加不平衡外传力高 于其他支点;涡轮轴上各支点外传力冲击现象明显, 但外传力峰值远低于其他轴承处;由于5个行星轮沿 径向按照一定角度空间分布,随着轴系不停地转动和 涡动,行星轮各支点沿*x*轴方向的振动响应呈周期性


变化,因此,在同一时刻,行星轮各支点沿x轴方向的 传力也是有差异的。

由结果可知,GTF发动机风扇盘产生的突加不平 衡载荷主要由行星架结构和1.5支点刚性支承处承 担;在该支承参数下,涡轮轴受风扇盘突加不平衡影 响较小,耦合关系较弱。

根据GTF发动机结构特点,风扇转子本身设计有 1支点弹支和1.5支点刚支,齿轮啮合刚度较大,且行 星架为刚性支承,齿轮箱则可视作风扇转子的第3个 刚性支承,该结构使得突加不平衡载荷主要传递至齿 轮箱和1.5支点。较高刚度的行星架弱化了各转子之 间的耦合关系,使齿轮箱成为了主要承力部件,这对 齿轮箱稳定工作是极大的考验。

4 关键参数对突加不平衡响应影响分析

4.1 行星架刚度的影响分析

行星架是GTF 发动机低压转子系统的关键支承 部件,现有的行星架刚度一般取10⁷ N/m量级,本节分 别计算了行星架刚度为1×10⁸、7×10⁷、5×10⁷、1× 10⁷、7×10⁶ N/m时,转子系统突加不平衡响应变化 规律。

4.1.1 对突加不平衡响应峰值的影响分析

在不同行星架刚度下,转子系统各级盘响应峰值 随行星架刚度变化如图11

所示。 随着行星架刚度不断 减小,各级盘的突加不平 衡响应峰值都逐渐增大,**图11** 其中风扇盘振动冲击峰值



变化最为明显,缺乏了行星架的刚度限制,风扇盘突 加不平衡振动响应更加剧烈。

4.1.2 对突加不平衡支点外传力的影响分析

在不同行星架刚度 下,转子系统的各支点外 传力峰值的变化如图12 所示。



随着行星架刚度不断 减小,第1、1.5、2、5、6支点

图 12 各支点外传力峰值随 行星架刚度变化

外传力逐渐增大,其中第1.5支点刚性支承外传力变 化较明显,而行星架处的外传力不断减小。

由此可见,风扇转子的突加不平衡响应对行星架 的刚度变化比较敏感,而且行星架所传递的突加不平 衡载荷随自身刚度减小而减小;行星架刚度的改变对 涡轮转子的突加不平衡响应变化影响偏小,只有当行 星架弱化为弹支时,涡轮转子的突加不平衡响应才会 发生明显变化。

4.2 膜盘联轴器刚度的影响分析

膜盘联轴器是GTF 发动机低压涡轮轴上的关键 连接部件,根据发动机或试验件实际情况,该刚度值 变化范围较大,本文取的是GTF 发动机模拟实验器的 参数,分别计算了25% 刚度、500% 刚度、1000% 刚度 和等轴段刚度(按照相同几何尺寸将膜盘联轴器部分 简化为普通轴段)下,转子系统突加不平衡响应变化 规律。

4.2.1 对突加不平衡响应峰值的影响分析

在不同膜盘联轴器刚 度下,转子系统各级盘响 应峰值随膜盘联轴器刚度 变化如图13所示。

随着膜盘联轴器刚度 逐渐变化,风扇盘和涡轮 盘突加不平衡响应峰值未



发生明显变化,当膜盘联轴器刚度逐渐接近等轴段刚 度时,增压级盘的突加不平衡响应明显升高。

在等轴段刚度下,增压级盘和涡轮盘突加不平衡 响应轴心轨迹如图14所示。与图8轴心轨迹相比,当 膜盘联轴器刚度增大时,增压级盘轴心轨迹变化平 顺,不规则振动减少。

在不同膜盘联轴器刚度下,增压级突加不平衡冲



图 14 增压级盘和涡轮盘突加不平衡响应轴心轨迹

击响应时域波形如图15所示。随着膜盘联轴器刚度 不断增大,增压级盘产生

的拍振现象逐渐被削弱, 振动响应先减小后 增加。

6160

(b) 100% 刚度

转速/(r/min)



(c) 500% 刚度

图 15 不同膜盘联轴器刚度下增压级突加不平衡 冲击响应时域波形

4.2.2 对突加不平衡各支点外传力的影响分析

在不同膜盘联轴器刚 度下,转子系统的各支点 外传力峰值变化如图16所 示。从图中可见,随着膜 盘联轴器刚度不断增大, 各支点外传力峰值未发生 明显变化。



由此可见,转子系统突加不平衡响应对膜盘联轴 器刚度变化并不敏感,但是膜盘联轴器刚度的逐渐增 大,由突加不平衡产生的拍振和不规则振动减小,有 利于转子稳定运转。

5 结论

(1)建立了低压转子系统突加不平衡瞬态响应模型与计算方法,能够实现瞬态响应分析,可以为GTF 发动机突加不平衡响应研究提供模型基础;

(2)GTF 发动机风扇转子发生突加不平衡时,各 部件均表现为振动幅值突增,后趋于稳定,低压涡轮 转子发生拍振,突加不平衡载荷主要由行星架结构和 第1.5支点刚性支承处承担。

(3)行星架刚度变化主要影响风扇转子突加不平 衡响应、第1.5支点和行星架处的外传力。各级盘的 突加不平衡冲击峰值随行星架刚度的减小呈增大趋 势,其中风扇盘振动冲击峰值变化最为明显。行星架 处的外传力随行星架刚度的减小不断减小,而其余各 支点外传力逐渐增大,其中第1.5支点刚性支承外传 力明显增大。

(4) 膜盘联轴器刚度变化主要影响增压级突加不 平衡响应以及转子运转。随着膜盘联轴器刚度不断 增大,拍振和不规则振动有所减小,转子系统能够更 快趋于稳定运转。

参考文献:

[1]徐雪,李宏新,冯国全.结构保险装置在大涵道涡扇发动机风扇叶 片飞失中的应用[J].航空发动机,2018,44(2):1-8.

XU Xue, LI Hongxin, FENG Guoquan. Applications of structural fuse design on fan blade off of high bypass ratio turbofan engine[J]. Aeroengine, 2018, 44(2): 1-8. (in Chinese)

[2] 洪杰,郝勇,张博,等.叶片丢失激励下整机力学行为及其动力特性 [J]. 航空发动机,2014,40(2):19-23.

HONG Jie, HAO Yong, ZHANG Bo, et al. Mechanical behaviors and dynamic characteristics of turbofan engine due to fan blade off[J]. Aeroengine, 2014,40(2):19-23. (in Chinese)

- [3] WilfertT G. Clean-validation of a high efficient low NOx core, a GTF high speed turbine and an integration of a recuperator in an environmental friendly engine concept[C]//41stAIAA/ ASME/SAE/ ASEE.New York; Joint Propulsion Conference, 2005; 3–4.
- [4] 张德志,张锦绣,王凤.齿轮驱动涡扇发动机结构设计特点分析[J]. 航空发动机,2011,37(4):1-4.

ZHANG Dezhi, ZHANG Jinxiu, WANG Feng. Analysis of structural design characteristics for geared turbofan engine[J]. Aeroengine, 2011, 37(4):1-4. (in Chinese)

- [5] Kurzke J. Fundamental differences between conventional and geared turbofans [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air.Orlando: ASME, 2009:8–12.
- [6] 齐晓雪,郝勇,唐宇峰. 基于核心机的 GTF 发动机方案研究[J]. 航空 发动机,2014,40(3):40-44.

QI Xiaoxue, HAO Yong, TANG Yufeng. Investigation of GTF engine based on core engine [J]. Aeroengine, 2014, 40 (3) : 40-44. (in Chinese)

[7]魏静,白培鑫,杨攀武.叶片丢失对齿轮涡扇发动机风扇轴振动影响的研究[J].振动工程学报,2018,31(2):226-237.

WEI Jing, BAI Peixin, YANG Panwu. Study on the vibration characteristics of fan shaft of geared turbofan engine with sudden imbal-

值/11m

田田

6120

ance caused by blade off[J]. Journal of Vibration Engineering, 2018, 31
(2):226-237. (in Chinese)

- [8] Wang S, Zhu R, Jin F. Study on load sharing behavior of coupling gear-rotor-bearing system of GTF aeroengine based on multi-support of rotors[J]. Mechanism and Machine Theory, 2020, 147:103764.
- [9] 王梓卉敏,张昊,马平平.带有星型齿轮传动结构的转子系统不平 衡耦合振动分析[J].动力学与控制学报,2018,16(6):496-505.
 WANG Zihuimin, ZHANG Hao, MA Pingping. Unbalanced coupled vibration analysis of a rotor system with star gear transmission structures[J]. Journal of Dynamics and Control, 2018, 16(6):496-505. (in Chinese)
- [10] Sondkar P, Kahraman A. A dynamic model of a double-helical planetary gear set[J]. Mechanism and Machine Theory, 2013, 70:157 - 174.
- [11] Ericson T M, Parker R G. Experimental measurement of the effects of torque on the dynamic behavior and system parameters of planetary gears[J]. Mechanism & Machine Theory, 2014, 74(74):370-389.
- [12] 马辉,王奇斌,黄婧.不同自由度耦合斜齿轮转子系统的振动特性
 [J].振动、测试与诊断,2014,34(4):650-657,775.
 MA Hui, WANG Qibin, HUANG Jing. Vibration characteristics analysis of a helical gear rotor system considering different degrees of freedom coupling[J].Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2014,34(4):650-657,775. (in Chinese)
- [13] 洪杰,栗天壤,王永锋.叶片丢失激励下航空发动机柔性转子系统的动力学响应[J].航空动力学报,2018,33(2):257-264.
 HONG Jie, LI Tianrang, WANG Yongfeng. Dynamic response of the aeroengine flexible rotor system under the blade-off[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(2):257-264. (in Chinese)
- [14] 熊雨浓.叶片飞脱下转子动力学响应研究[D].西安:西北工业大学,2019.

XIONG Yunong. Study on dynamic response of rotor with blade flying off[D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical Uniersity, 2019. (in Chinese)

[15] 李涛, 任兴民, 岳聪, 等. 单盘转子突加不平衡瞬态响应特征研究

[J].机械科学与技术, 2012, 31(6):70-73.

LI Tao, REN Xingmin, YUE Cong, et al. Transient response of singledisc rotor system under sudden unbalance load[J].Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering , 2012, 31 (6) : 70–73. (in Chinese)

[16] 夏冶宝,任兴民,杨永锋,等.双盘柔性转子突加不平衡瞬态响应研究[J].机械科学与技术,2014,33(2):309-312.
 XIA Yebao, REN Xingmin。 YANG Yongfeng, et al. Transient response of flexible double-rotor system under sudden unbalance load

[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering , 2014,33(2):309-312. (in Chinese)

- [17] Sondkar P, Kahraman A. A dynamic model of a double-helical planetary gear set[J]. Mechanism & Machine Theory, 2013, 70(6): 157-174.
- [18] Liu C, Qin D, Lim T C, et al. Dynamic characteristics of the herringbone planetary gear set during the variable speed process[J]. Journal of Sound & Vibration, 2014, 333(24):6498-6515.
- [19] 尹尧杰. 大型双馈风电机组传动链动力学特性研究[D]. 西安: 西北 工业大学, 2018.

YIN Yaojie. Study on dynamic characteristics of transmission chain of large doubly-fed with turbine[D].Xi'an: Northwestern Polytechnical Uniersity, 2018.(in Chinese)

[20] 李润方,王建军.齿轮系统动力学[M].北京:科学出版社,1999: 23-24.

LI Runfang, WANG Jianjun. Gear system dynamic [M]. Beijing: Science Press, 1999:23-24. (in Chinese)

- [21] Gallego-Calderon J, Natarajan A, Cutululis N A. Ultimate design load analysis of planetary gearbox bearings under extreme events[J]. Wind Energy, 2017, 20(2):325-343.
- [22] 廖明夫. 航空发动机转子动力学 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015:45-46.

LIAO Mingfu. Aeroengine rotor dynamic [M]. Xi' an: Northwestern Polytechnical Uniersity Press, 2015:45-46.(in Chinese)

(编辑:程海)

电动燃油泵驱动电机浸油冷却性能数值模拟

阚银辉¹,叶志锋¹,周 力²,周探洲²

(1.南京航空航天大学能源与动力学院,南京210016;2.中国航发贵州红林航空动力控制科技有限公司,贵阳550009)

摘要:为了研究电动燃油泵驱动电机浸油冷却性能,基于冷却流体及电机各部件3维模型,充分考虑各部件发热功率以及材料属性等物理量的影响,采用有限体积法对电机流-热耦合场进行模拟仿真,分析不同边界条件对电机流场和温度场的影响。结果表明:在最大冷却燃油流量以及电机最高功率下,流道的压力损失和电机的最高温度均能满足电动燃油泵的运行要求;随着冷却流量增加或燃油粘度的增大,流道的压力损失增大,且在最大冷却流量下,燃油粘度每增大1mm²/s,压力损失增大约2kPa;电机功率和入口温度对电机各部件温度的影响较大,各部件温升与燃油进口温度近似呈线性关系,而环境温度对电机温度场影响较小。研究结果为电动燃油泵电机浸油冷却流道的设计与优化提供了理论依据。

关键词:电动燃油泵;驱动电机;浸油冷却;流场;温度场;数值模拟;多电发动机 **中图分类号:**V233.2+2 **文献标识码:**A **doi**:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.014

Numerical Simulation of Oil Immersion Cooling Performance of Electric Fuel Pump Driving Motor

KAN Yin-hui¹, YE Zhi-feng¹, ZHOU Li², ZHOU Tan-zhou²

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

2. AECC Guizhou Honglin Aviation Power Control Technology Co., Ltd, Guizhou 550009, China)

Abstract: In order to study the oil immersion cooling performance of an electric fuel pump driving motor, based on the threedimensional model of cooling fluid and various motor components, and by fully considering the influence of physical quantities such as heating power and material properties of each component, the finite volume method was used to simulate the fluid-thermal coupling field of the electric fuel pump motor, and the influences of different boundary conditions on the motor flow field and temperature field were analyzed. The results show that the pressure loss of the flow channel and the maximum temperature of the motor can meet the operational requirements of the electric fuel pump under the maximum cooling fuel flow rate and the motor's maximum power. With the increase of cooling flow rate or fuel viscosity, the pressure loss of the flow channel increases, and at the maximum cooling flow, the pressure loss increases by about 2 kPa for every 1 mm²/s increase in fuel viscosity. The motor power and inlet temperature have a great influence on the temperature, while the ambient temperature has little influence on the temperature field of the motor. The research results provide a theoretical basis for the design and optimization of the oil immersion cooling flow channel of electric fuel pump motors.

Key words: electric fuel pump; driving motor; oil immersion cooling; flow field; temperature field; numerical simulation; more electric engine

0 引言

电动燃油泵是多电发动机的关键技术之一^[1],其 发展方向是高功率、小型化、轻量化,因此对驱动电机 的能量密度要求越来越高^[2]。与普通电机相比,高能 量密度电机单位体积内的发热量更大、有效散热空间 严重不足。电机温升过高不仅会降低电机运行效率, 影响工作稳定性,甚至会缩短电机使用寿命,甚至造成电机失效和损坏。因此对电动燃油泵驱动电机冷却性能的研究具有重要意义^[3]。

电机散热方式主要包括风冷、液冷、蒸发冷却和 额外热路增强型散热4大类^[4]。在选取电机散热系统 时需要综合考虑电机的发热功率、工作环境、成本、维 护方便性和可靠性等多种因素。液冷散热方式具有

收稿日期:2022-08-23 作者简介:阚银辉(1997),男,在读硕士研究生。

引用格式: 阚银辉,叶志锋,周力,等. 电动燃油泵驱动电机浸油冷却性能数值模拟[J]. 航空发动机,2024,50(2):108–113.KAN Yinhui,YE Zhifeng,ZHOU Li,et al.Numerical simulation of oil immersion cooling performance of electric fuel pump driving motor[J].Aeroengine,2024,50(2):108–113.

极高的散热效率,非常适用于高能量密度电机的散热 系统。 Ponomarev 等^[5] 基于计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD)的方法,采用流 固耦合传热模型对电机内部冷却液流动进行仿真分 析,从而确定最佳的冷却液流量,但没有考虑转子旋 转运动对冷却液流场的影响;Huang 等⁶⁶以汽车电机 为研究对象,在相同冷却液流量、速度和压降的情况 下,对比了直接油冷和间接油冷2种冷却方式的散热 效果,表明直接油冷由于冷却液可以与定子表面直接 接触,冷却效率更高;Davin等^[7]以润滑油为冷却液对 电机进行直接冷却,并研究了不同冷却油流量、转速、 油温对冷却效果的影响,表明冷却油流量对整体冷却 性能影响极大,而转速仅对电机局部温度有影响: Park 等¹⁸通过试验和数值分析相结合的方法,开发了 一种电机喷油冷却通道并取得了较好的冷却效果。 电动燃油泵驱动电机使用的冷却液为燃油,且在散热 性能、压力损失和工艺性方面均有严格要求。魏仁凤 等[9-10]针对航空电动燃油泵的发热问题,分别设计了 螺旋型冷却壳体和"S"型冷却壳体,并基于流固耦合 数值模拟的方法对冷却燃油流场和电机温度场进行 仿真分析,表明双螺旋冷却壳体可以使电机温度分布 更均匀,而"S"型冷却壳体的冷却效果随隔板数增加 而增强,但与此同时燃油的压力损失也增大;金雯 等^[11]采用有限元流体计算软件,着重对航空泵用浸油 电机的前轴瓦和气隙内部流场进行了仿真分析,并通 过后处理软件得到流道的粘性损耗值。

目前针对电动燃油泵驱动电机冷却系统的研究 较少,且大多采用间接冷却的方式。本文基于CFD方 法,选用对强旋转流动计算精度较高的RNGk - *ε* 湍 流模型和旋转壁面边界条件对电动燃油泵电机浸油 冷却流场进行仿真分析,为电机的试制和改进提供 参考。

1 电机浸油冷却模型

1.1 电机模型

本文所研究的燃油泵驱动电机模型如图1所示, 主要结构包括电机壳体、定子铁芯、绕组线圈、转子、 转轴等。燃油由进口流入,经定转子间隙及定子外表 面凹槽流过,最终由出口流出,从而带走电机运行过 程中产生的热量,实现对电机的浸油冷却。

电动燃油泵驱动电机的主要参数见表1。



对电机模型做适当简化。 忽略电机外壳复杂的几何



图 1 燃油泵驱动电机模型 由动燃油泵驱动电机的主要参数

	AC 1 12-		-401-C-176-1-1-		
тh 귷 /l₋₩/	转速/	冷却流量/	古久(轴向长	定转子
切犖/kW	(r/min)	(L/h)	且 佗/mm	度/mm	间隙/mm
0~32	0~10000	0~5000	130	303	1.5

结构,同时不考虑轴承等结构对电机流场及温度场的 影响。由于电机部件较多,局部结构不规则,采用适 应性较强的非结构四面体网格对模型进行全局网格 划分。为了增加模拟计算的精度,采用局部尺寸控制 函数对流体与固体间的壁面及定转子间隙流道进行 局部网格加密。不同几何结构之间共享拓扑使得交 界面网格共节点。为了进行网格无关性验证,按一定 比例增加网格数量,当计算结果波动较小时可认为网 格数量已经满足求解要求。最终网格数量 507.1 万, 节点数 85.7 万,网格平均质量 0.83。电机简化模型及 网格划分如图 2 所示。



图2 电机简化模型及网格划分

2 数值模拟仿真

2.1 热源分析

电机在运行时的热负荷全部源于损耗,主要包括 绕组铜耗、铁芯损耗、机械损耗、杂散损耗等,其中前 3种损耗占比最大,其他可以忽略^[12]。

铜耗是电机运行时电流通过绕组产生的损耗,对 于永磁电机,铜耗只存在定子绕组上。忽略集肤效 应,并假设定子绕组中电流均匀分布,则定子铜耗为

$$P_{Cu} = mI^2R$$
 (1)
式中:m为电机相数;I为电机相电流,A;R为电机相
电阻, Ω_{\circ}

铁芯损耗是铁芯在磁路中由交变磁场引起的磁

滞和涡流而产生的功率损耗,其主要包括磁滞损耗、 涡流损耗和附加损耗等,即

$$P_{Fe} = k_h f B_m^2 + k_e (f B_m)^2 + k_{exc} f^{1.5} B_m^{1.5}$$
(2)

式中:k_h为磁滞损耗系数;k_e为涡流损耗系数;k_{exc}为附加损耗系数;B_m为铁芯磁值。

燃油充满于电机后,受电机转子高速旋转的影响,会产生搅拌生热。假设搅拌损失等于转子表面受燃油粘滞损耗,并参照文献[13]的处理方法,认为搅拌 产生的热量均匀分布于燃油中,则搅拌生热功率^[14]为

$$P = M \cdot \frac{\pi n}{30} \tag{3}$$

式中:M为转子表面粘滞转矩, $N \cdot m$;n为电机转速, r/min_{\circ}

为了描述电机各部件单位时间单位体积内热负 荷大小,引入生热率的概念

$$J = \frac{P_0}{V} \tag{4}$$

式中: P_0 为电机各部件的损耗功率,W;V为电机各部件的体积, m^3 。

由上述各式计算得到电机各部件的损耗功率及 生热率见表2。

	表2	电机各部件	的损耗功率及给	主热率
61		休和(3	坦封:th变/W	止地或

结构	体积/mm ³	损耗功率/W	生热率/(W/m ³)
铜绕组	3.2116×10^{5}	1450	45.1491×10^{5}
定子铁芯	5.4730×10^{5}	450	8.2222×10^{5}
转子	3.6400×10^{5}	295	8.1044×10^{5}
燃油	6.5742×10^{5}	813	12.3656×10^{5}

2.2 材料特性和边界条件

电机由多种材料制成,不同材料有着不同的比热 容和热导率。材料的物理特性对冷却流场和温度场 的分布有着重要影响^[15]。材料的物理特性参数可查 阅相关标准获得。定子铁芯由硅钢片叠加而成,可看 作各向异性导热材料,其径向导热系数与轴向导热系 数不相同。定子槽的结构较为复杂,由铜线、槽绝缘 层、绝缘漆等多种材料构成。铜绕组绝缘层的导热系 数可由等效导热系数来代替

$$\lambda_{eq} = \sum_{i=1}^{n} \delta_i / (\sum_{i=1}^{n} \delta_i / \lambda_i)$$
(5)

式中: λ_{eq} 为等效绝缘的导热系数, $W/(m \cdot K)$; δ_i 为各绝缘材料的等效厚度,m; λ_i 为各绝缘材料的导热系数, $W/(m \cdot K)$ 。

求解域中电机部件材料物性参数见表3。不同 温度下的燃油粘度见表4。

基本假设与边界条件:

表3 求解域中电机部件材料物性参数

名称	++ *1	密度/	比热容/	热导率/
石小	1/1 /1-1	(kg/m^3)	$(J/kg \cdot K)$	$(W/m \cdot K)$
冷却燃油	-10#柴油	803	2090	0.149
铜绕组	铜	8978	381	387.6
定子铁芯	硅钢片	7650	502.48	42(径向) 1.5(轴向)
壳体	铝合金	2800	795	142
转子	钢	8030	502.48	16.27
绝缘层	复合材料	1160	1350	0.15

表4	不同温度下的燃油粘度
----	------------

温度/℃	5	20	35	50	65	80
粘度/(mm²/s)	5.8	4.1	3.1	2.4	1.9	1.6

(1)绕组、铁芯、转子为发热部件,发热形式设置 为体生热率;

(2)存在接触换热的部件间接触面设置为耦合换 热面,并且假设各接触面光滑平整,接触热阻忽略 不计^[16];

(3)假设电机壳体与外界空气的换热形式为自然 对流换热,并且辐射换热折算成对流换热,壳体与环 境换热系数为22 W/(m·K);

(4)采用压力进口边界,进口压力为300 kPa,出口为质量流出口,质量流量由不同工况下的体积流量换算得到;

(5)考虑转子旋转对流场及温度场的影响,将转 子外表面设置为旋转壁面,同时湍流模型选择对强旋 转流动计算精度较高的RNGk - ε模型^[17]。

3 仿真结果分析

3.1 流场分析

电机冷却流场的速度矢量及压力分布分别如图3、 4所示。流道进口速度为4.1 m/s,出口速度为5.6 m/s。



从图 3 中可见, 电机转子的旋转运动使得冷却燃 油有较高的周向速度, 尤其是定转子间隙内的流场受 转子高速旋转的影响, 沿径向的速度梯度极大, 靠近 转子外表面处的流速达 32.5 m/s, 约等于转子外表面 线速度。为避免流道出口压力过低造成齿轮泵发生 空化、气蚀等问题,需要研究冷却流场的压力分布及 进出口压力损失。从图4中可见,沿着冷却燃油流动 方向,流场压力逐步降低,出口平均压力为255 kPa, 压力损失为45.1 kPa。压力损失较大的位置为间隙 流道以及进、出口突扩处。

流道 X-Y 截面的速度分布如图 5 所示。从图中 可见,定转子间隙内流道存在较大的径向速度梯度, 远离转子外表面流场速度逐渐减小,定子齿槽内速度 最低。流道截面轴向速度如图 6 所示。从图中可见, 受流体粘性作用的影响,流道中心区域轴向流速最 高,壁面附近轴向流速较低。定转子间隙流道与定子 外表面凹槽流道的平均轴向流速分别为 3.51、2.74 m/s。 内外流道的质量流量分别为 0.995、0.12 kg/m³,各占总 流量的 89.2% 和 10.8%。



冷却流量由齿轮燃油泵的流量决定,且理论供油量与电机转速成线性关系^[18]。流道压力损失与冷却流量的关系如图7所示。从图中可见,压力损失随冷却流量的增大而显著增大,且增大过程中的斜率明显增大。这是由于当冷却流量增加时,流道内流体的流速也随之加快,而由流体力学基本知识可知,管道的沿程损失与流速的平方成正比。因此压力损失随流量增加过程中斜率明显增大。燃油流量为5000 L/h时,流道压力损失与燃油粘度的关系如图8所示。从图中可见,燃油的粘度越大,相应的流道压力损失也



就越大,且粘度每增大1mm²/s,压力损失增大约2 kPa。当燃油粘度达到8mm²/s时,流道压力损失最 大,达到57 kPa。

3.2 温度场分析

电机及其主要部件的温度场分布如图9所示。 从图9(a)中可见,电机壳体温度沿轴向分布不均,中 部温度明显高于两端,最大温差约20℃。主要原因 是定子发热较高,一部分热量通过与壳体的内接触面 传递到壳体,而壳体外表面与空气的自然对流换热较 弱,导致壳体中部温度显著升高。



图9 电机及其主要部件温度场分布

从图 9(b)中可见,定子铁芯齿槽部分温度最高, 而轴向两端面、定转子间隙以及外部表面冷却凹槽处 由于燃油的冷却作用导致温度较低。从图 9(c)中可 见,由于燃油受到绕组的阻碍作用,较多的燃油从定 转子间隙及上方凹槽流道流过,造成绕组左下端温度 最高,最高温度达 66.7 ℃。

从图 9(d)、(e)和(f)中可见,电机温度最高的部件为绕组线圈,且线圈温度明显高于定子铁芯温度,这一方面是因为绕组损耗功率最大,另一方面因为线圈固定不动且被导热性差的绝缘层包裹,其散热效果较差^[19]。转子与油液存在强制对流换热,外表面温度较低,内表面温度略高,存在径向温度梯度。燃油温

度在冷却凹槽表面出现最大值,此处燃油流速低,对 流换热强度较弱。

燃油进口温度为26.85 ℃,出口温度为28.13 ℃,则由燃油带走的耗散功率为

$$\Phi = (T_{out} - T_{in})C_p \cdot m - P \tag{6}$$

式中: T_{in} 、 T_{out} 分别为燃油进、出口温度, C; C_p 为燃油 比热, J/(kg·K);m为燃油质量流量, kg/s;P为搅拌损 耗功率, W。

由式(6)计算得到燃油带走的耗散功率为2094.9 W,占总耗散功率的95.4%。可见电机产生的热量主 要由冷却燃油带走。

为了研究了冷却流道在电机不同转速工况下的 冷却效果,计算出不同转速下的电机耗散功率,并假 设冷却燃油流量与转速成线性关系,得到电机各部件 平均温度与转速的关系如图10所示。从图中可见, 随着电机转速的增加,损耗功率不断提高^[20],且损耗 功率提高幅度不断增大,导致电机各部件温度上升曲

线的斜率也逐渐增大。但 由于转速增加的同时,冷 却燃油流量也随之增大, 电机壳体、转子、定子铁芯 的温度上升幅度较小。同 时由于绕组线圈发热功率 大,且被绝缘层包裹,温度 上升明显,进而导致电机的 最高温度有着较大的上升。



将介质温度范围和环境温度范围分别按一定比 例分成6个温度点,并设置对应的边界条件,得到电 机温度与燃油进口温度及环境温度的关系分别如图 11、12所示。从图11中可见,电机各部件的温度随燃 油进口温度的升高而升高,且近似呈线性关系;由于 壳体与外界对流换热系数较小,且与冷却燃油接触面 积最大,壳体平均温度与燃油进口温度几乎相同。从 图12中可见,随着环境温度的升高,除壳体温度明显 升高外,其他电机部件温度升高幅度较小。这是由于 当环境温度较低时,壳体温度高于环境温度,且温差 较大,对流换热量也较大。当环境温度升高时,壳体 温度也升高。但受燃油冷却作用,壳体温升是小于环 境温升的。因此,环境温度升高时,壳体与环境温差 减小,换热量也减小。当环境温度继续升高,甚至高 于壳体温度时,热量由环境传向壳体。总之,随着环 境温度的升高,由壳体传向环境的热量是减小的,壳 体温度升高较为明显。而其他电机部件与外界空气 换热量较小,绝大部分热量由冷却燃油带走,因此环 境温度对电机整体温度场并没有较大影响。



4 结论

(1)电机浸油冷却流道的压力损失随冷却燃油流量的增加而增大,在此过程中斜率明显增大;在最大冷却流量下,燃油粘度每增大1mm²/s,压力损失增大约2kPa。

(2)电机各部件温度从高到低依次是绕组线圈、 定子铁芯、壳体、转子。由于绕组线圈发热功率高且 被绝缘层包裹,其温度远高于其他部件。

(3)电机各部件的温度随燃油进口温度升高而显 著升高,且近似呈线性关系;在一定范围内,环境温度 的变化对电机温度场的影响较小;当电机转速增大 时,耗散功率与冷却燃油流量也同时增大,电机各部 件温度也显著升高。

参考文献:

[1] 钱一凡. 面向航空电动燃油泵的齿轮泵研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.

QIAN Yifan. Research on gear pump for aviation electric fuel pump[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[2] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[J]. 航空动力学报, 2004(3):375-382.

ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2004(3):375–382. (in Chinese)

[3] 赵洪涛. 高密度永磁电机的热性能分析[D]. 上海:上海交通大学, 2016.

ZHAO Hongtao. The analysis of thermal performance about high density permanent magnet motor[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016. (in Chinese)

[4] 汤勇, 孙亚隆, 郭志军, 等. 电机散热系统的研究现状与发展趋势

[J]. 中国机械工程,2021,32(10):1135-1150.

TANG Yong, SUN Yalong, GUO Zhijun, et al. Development status and perspective trend of motor cooling systems[J]. China Mechanical Engineering, 2021, 32(10):1135-1150. (in Chinese)

- [5] Ponomarev P, Polikarpova M, Pyrhönen J. Conjugated fluid-solid heat transfer modeling of a directly-oil-cooled PMSM using CFD[C]// International Symposium on Power Electronics Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion. New York; IEEE, 2012; 141-145.
- [6] Huang Z, Nategh S, Lassila V, et al. Direct oil cooling of traction motors in hybrid drives[C]//2012 IEEE International Electric Vehicle Conference. New York: IEEE, 2012: 1–8.
- [7] Davin T, Pellé J, Harmand S, et al. Experimental study of oil cooling systems for electric motors[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 75: 1–13.
- [8] Park M H, Kim S C. Thermal characteristics and effects of oil spray cooling on in-wheel motors in electric vehicles[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 152: 582-593.
- [9] 魏仁凤, 王彬, 叶志锋. 电动燃油泵轴向油冷壳体隔板的数值研究
 [J]. 机电工程,2018,35(10):1068-1072.
 WEI Renfeng, WANG Bin, YE Zhifeng. Numerical study on partition of axial fuel-cooling case on electric fuel pump[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2018,35(10):1068-1072. (in Chinese)
- [10] 魏仁凤, 王彬, 叶志锋. 基于燃油分配和双螺旋油冷槽的电动燃油泵数值研究[J]. 航空科学技术,2018,29(11):66-71.
 WEI Renfeng, WANG Bin, YE Zhifeng. Numerical study of electric fuel pump based on fuel distribution and double spiral fuel cooling groove[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(11): 66-71. (in Chinese)
- [11] 金雯, 王卿, 曹宽. 航空泵用浸油电机流场分析及仿真[J]. 微电机, 2017, 50(7): 19-24, 48.
 JIN Wen, WANG Qing, CAO Kuan. Analysis and simulation of flow of lubricant-immerioned motors for aero pumps[J]. Micromotors, 2017, 50(7): 19-24, 48. (in Chinese)
- [12] 白国长,赵华强.冷却流道结构对电机泵温升的影响研究[J].郑州 大学学报(工学版),2021,42(4):53-57.

BAI Guochang, ZHAO Huaqiang. Study on influence of cooling channel structure on temperature rise of motor pump[J]. Journal of Zhengzhou University(Engineering Science), 2021, 42(4): 53-57. (in Chinese)

[13] 李藏雪,任智达,路义萍,等.水摩耗对屏蔽电动机三维温度场影 响分析[J].大电机技术,2015(6):10-14,31. LI Cangxue, REN Zhida, LU Yiping, et al. Analysis of the influence of water fiction loss on three dimensional temperature field of the canned motor[J].Large Electric Machine and Hydraulic Turbine, 2015 (6), 10–14,31. (in Chinese)

[14] 高殿荣,刘金慧.交流伺服轴向柱塞液压电机泵效率分析与研究[J].液压与气动,2011(1):55-59.

GAO Dianrong, LIU Jinhui. The analysis and research of the efficiency of a new axial piston hydraulic motor pump[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2011(1): 55-59. (in Chinese)

[15] 李成功. 电动汽车用永磁同步电机冷却系统及温升的研究[D]. 洛阳:河南科技大学, 2020.

LI Chenggong. Research on cooling system and temperature rise of permanent magnet synchronous motor for electric vehicle[D]. Luoyang: Henan University of Science and Technology, 2020. (in Chinese)

[16] 刘慧军,陈芬放,黄瑞,等.车用驱动电机冷却系统仿真研究[J].中 南大学学报(自然科学版),2020,51(7):2002-2012.

LIU Huijun, CHEN Fenfang, HUANG Rui, et al. Simulation study on cooling system of automotive driving motor[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2020, 51 (7): 2002– 2012. (in Chinese)

[17] 郑亚军, 王凯, 雷兴春, 等. 基于 RNG 湍流模型的泵站进水流道三 维数值模拟[J]. 水电能源科学, 2008, 26(6): 123-125.

ZHENG Yajun, WANG Kai, LEI Xingchun, et al. 3D numerical simulation in inlet passages of pumping station by RNG $k-\varepsilon$ turbulent model with wall-function law.[J]. Water Resources and Power, 2008, 26(6):123-125. (in Chinese)

[18]黄金泉.现代航空动力装置控制[M].北京:航空工业出版社, 2018:144-145.

HUANG Jinquan. Modern aeronautical power plant control[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2018:144-145. (in Chinese)

- [19] Min F, Hai Y, Zhao Y, et al. Coupling calculation of 3D whole domain steady flow and temperature field for underwater oil-filled brushless DC motors[C]//2019 22nd International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS).New York: IEEE, 2019: 1-6.
- [20] 乌英嘎,陈国栋,王延君.航空发动机转子试验系统电机温升研究[J].航空发动机,2019,45(4):47-52.

WU Yingga, CHEN Guodong, WANG Yanjun. Research on motor temperature rise of aeroengine rotor test system[J]. Aeroengine, 2019, 45(4): 47–52.(in Chinese)

(编辑:程海)

基于LMD与AO-PNN的中介轴承故障诊断方法

徐 石1,栾孝驰1,李彦徵1,沙云东1,郭小鹏2

(1.沈阳航空航天大学航空发动机学院,沈阳110136; 2.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳110015)

摘要:针对航空发动机中介轴承受噪声干扰大、传递路径复杂导致采用传统方法难以进行故障诊断的问题,提出了一种基于局部均值分解(LMD)与相关系数-能量比-峭度准则、结合天鹰座优化算法(AO)优化概率神经网络(PNN)的中介轴承故障诊断方法。使用LMD对传感器采集的振动信号进行分解;利用相关系数-能量比-峭度准则判决筛选分解得到的PF分量,重构筛选后的信号;计算重构信号的多尺度排列熵(MPE),以构建特征向量;通过AO优化的PNN的平滑因子,将优化后的神经网络用于中介轴承的故障诊断。基于中介轴承故障试验数据对诊断结果进行了分析,结果表明:提出的方法可以有效诊断高背景噪声、复杂路径干扰下的航空发动机中介轴承的典型故障,与粒子群优化的概率神经网络方法(PSO-PNN)和传统的PNN方法相比,其诊断准确率分别提高了3.875%和8.125%,具有较好的全局收敛性和计算鲁棒性。

关键词:局部均值分解;故障诊断;相关系数-能量比-峭度准则;多尺度排列熵;天鹰座优化算法;中介轴承;航空发动机 **中图分类号:**V263.6 **文献标识码:**A **doi**:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.015

Inter-shaft Bearing Fault Diagnosis Method Based on LMD and AO-PNN

XU Shi¹, LUAN Xiao-chi¹, LI Yan-zheng¹, SHA Yun-dong¹, GUO Xiao-peng²

(1. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

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

Abstract: Aiming at the difficulty of the fault diagnosis of inter-shaft bearings of aeroengine due to large noise interference and complex transmission paths by traditional methods, a fault diagnosis method of inter-shaft bearings based on Local Mean Decomposition (LMD) and correlation-coefficient, energy-ratio, kurtosis criterion, combined with the Aquila Optimizer (AO) optimized Probabilistic Neural Network (PNN) was proposed. The vibration signals acquired by the sensors are decomposed by using LMD; The PF components obtained from the decomposition are screened and determined using the correlation-coefficient, energy-ratio, kurtosis criterion, and the screened signals are reconstructed; The Multiscale Permutation Entropy (MPE) of the reconstructed signals is calculated to construct feature vectors; By optimizing the smoothing factor of PNN through AO, the optimized neural network is used for the fault diagnosis of inter-shaft bearings. The analysis results based on the inter-shaft bearing fault test data show that the proposed method can effectively diagnose the typical faults of inter-shaft bearings of aeroengines with high background noise and complex path interference, compared with the Particle Swarm Optimized Probabilistic Neural Network (PSO-PNN)method and the traditional PNN method, the diagnostic accuracy is improved by 3.875% and 8.125%, respectively, with better global convergence and computational robustness.

Key words: local mean decomposition; fault diagnosis; correlation-coefficient, energy-ratio, kurtosis criterion; multi-scale permutation entropy; aquila optimizer; inter-shaft bearing; aeroengine

0 引言

由于中介轴承转速高、负荷大、工况恶劣,因此航 空发动机轴承故障多发于中介轴承。中介轴承一旦 发生故障,极易使发动机产生巨大的振动和噪声,严 重时可导致整个机组损坏。因此,对发动机中介轴承 进行状态监测有很大的工程价值^[1-3]。目前,滚动轴承 传统诊断方法的主要缺点是依赖专业技术人员的经 验,而人为诊断可能造成误诊。因此,有必要使用更 稳健的方法来实现故障检测的自动化。人工神经网

收稿日期:2022-04-25 **基金项目:**辽宁省教育厅基础研究(JYT2020010)、2022大学生创新创业训练计划(D202203041857377395)、2021年辽 宁省大学生创新创业训练计划(S202110143021)项目资助 作者简介:徐石(2001),男,硕士。

引用格式:徐石,栾孝驰,李彦徵,等. 基于LMD 与AO-PNN 的中介轴承故障诊断方法[J]. 航空发动机,2024,50(2):114-120.XU Shi,LUAN Xiaochi,LI Yanzheng,et al.Inter-shaft bearing fault diagnosis method based on LMD and AO-PNN[J].Aeroengine,2024,50(2):114-120.

轴承故障诊断的关键[4]。

路的发展为轴承故障诊断提供了参考。由于轴承发 生故障时通常以振动的形式反映轴承动态特征的变 化,而发动机中介轴承在运转过程中受到一定程度的 噪声干扰,且轴承传递路径也影响到轴承故障诊断的 准确性。因此,减少噪声对轴承振动信号的污染,且 在复杂路径提取轴承微弱故障信息,成为发动机中介

局部均值分解(Local Mean Decomposition, LMD) 方法有效解决了经验模态分解(Empirical Mode Decomposition, EMD)方法中的过包络、欠包络和模态 混叠问题。与LMD相比, EMD是对局部极值进行操 作, 而两端点有可能既不是极大值点也不是极小值 点, 未对端点进行处理。LMD的端点效应具有一定 的抑制性, 同时解决了包络不足和包络过度的问题。 目前, LMD 在故障诊断领域得到了广泛应用。孟良 等^[5]提出了基于 LMD 形态滤波的最小二乘支持向量 机方法, 可以有效、快速地对轴承信号进行故障分类; 边杰等^[6]提出通过 LMD 切片谱分析得到了发动机故 障的频谱特征以及时频分布。

随着人工智能的发展,人工神经网络(Artificial Neural Network, ANN)^[7]、故障树(Fault Tree Analysis, FTA)^[8]等智能诊断技术可以有效地诊断出轴承的故障类型。概率神经网络(Probabilistic Neural Network, PNN)^[9]是模式识别中的常用算法,可以实现任何复杂的非线性映射,具有很强的自学能力和自适应能力。但也存在网络的诊断效果受参数的选取影响较大的问题,需要将 PNN 与其他算法结合起来,以提高识别率。

粒子群算法(Particle Swarm Optimization, PSO)^[10]、鲸鱼算法(Whale Optimization Algorithm, WOA)^[11]、烟花算法(Fireworks Algorithm, FA)^[12]这些 优化算法很好地解决了参数选取的盲目性,但在寻优 过程中容易陷入局部最优解。天鹰座优化算法 (Aquila Optimizer, AO)^[13]是一种新颖的优化方法,其 灵感来自于鹰隼捕捉猎物的过程。目前已被成功应 用于材料、数学等领域。天鹰座优化算法在初始化种 群时,相比其他优化算法有着收敛速度快、寻优精度 高、不容易陷入局部最优解的优点。

本文针对中介轴承强背景噪声干扰与传递路径 复杂的问题,提出LMD与AO-PNN的中介轴承故障 诊断方法,为中介轴承故障诊断提供了一定参考。

1 理论方法

1.1 LMD

对于一个任意的信号 *x*(*t*), LMD 的分解步骤 如下^[14]。

(1)获得局部平均函数 $m_{11}(t)$ 和局部包络线函数 $a_{11}(t)$ 。找出信号x(t)的所有局部极端点 p_i ,并计算相 邻极端点的均值 m_i 和包络函数值 a_i 。

$$m_i = (p_{i+1} + p_i)/2 \tag{1}$$

$$a_i = |p_{i+1} - p_i|/2 \tag{2}$$

(2)将相邻的局部平均点和局部包络点用线连接 起来,然后采用移动平均法对线进行平滑处理,得到 局部平均函数*m*₁₁(*t*)和局部包络函数*a*₁₁(*t*)。

将 $m_{11}(t)$ 从原始信号的序列里面分割出来,得到 零均值信号 $h_{11}(t)$ 。提取纯频率调制函数 $s_{1n}(t)$ 和局 部包络函数 $a_{1n}(t)$ 。

$$h_{11}(t) = x(t) - m_{11}(t)$$
(3)

$$s_{11}(t) = h_{11}(t)/a_{11}(t)$$
(4)

(3)在理想情况下, $s_{11}(t)$ 是纯频率调制函数,即 $a_{12}(t) = 1$ 。否则, $s_{11}(t)$ 被视为原始信号,重复迭代过 程,直到 $s_{1n}(t)$ 是一个纯频率调制函数,其局部包络函 数 $a_{1(n+1)}(t) = 1$ 。迭代过程的终止条件为

$$\lim a_{1n}(t) = 1 \tag{5}$$

为了减少计算量和迭代次数, $a_{1(n+1)}(t) \approx 1$ 即可以被视为终止条件。

(4)计算第1个乘积函数(Product Function, PF)分量的包络信号

$$a_{1}(t) = a_{11}(t)a_{12}(t)\cdots a_{1n}(t) = \prod_{q=1}^{n} a_{1q}(t)$$
 (6)

(5)原始信号的第1个PF分量 $PF_1(t)$ 为

$$PF_{1}(t) = s_{1n}(t)a_{1}(t)$$
(7)

(6)从原始信号x(t)中提取PF₁(t),得到时间序
 列信号u₁(t),并将u₁(t)视为原始信号,重复上述过程
 k次,并有

$$\begin{cases} u_{1}(t) = x(t) - PF_{1}(t) \\ u_{2}(t) = u_{1}(t) - PF_{2}(t) \\ \vdots \\ u_{k}(t) = u_{k-1}(t) - PF_{k}(t) \end{cases}$$
(8)

根据上述步骤,原始信号x(t)被分解为k个PF分量和1个残差 $u_k(t)$,原始信号x(t)为

$$x(t) = \sum_{i=1}^{k} [u_k(t) + PF_i(t)]$$
(9)

1.2 相关系数-能量比-峭度准则

综合峭度值K、相关系数r、能量比e后定义K_n

$$K_{re} = a_1 K + a_2 r + a_3 e \tag{10}$$

式中: a_1 、 a_2 、 a_3 分别为 PF 分量峭度值、相关系数、能量比的权重。

本文取三者在相同权重条件下进行分析与计算, 将三者进行归一化处理,计算 LMD 分解后各 PF 分量 的 K_e值,然后排序。由大量试验数据验证结果可知, 取 K_e最大的前4个 PF 分量进行信号重构,可以有效 剔除无关分量的干扰,最大程度保留故障信息。

1.3 PNN神经网络

PNN神经网络¹⁵¹是在1990年提出来的,是一种分 类的概率密度估计和分类方法,具有良好的泛化能力 和较小的计算量。该算法的优点是不仅可以利用线 性学习算法来实现非线性学习算法的作用,而且具有 较高的精度,因此PNN被广泛用于分类问题和模式 识别问题。

网络的结构由输入层、模式层、求和层和输出层 组成,所有网络的层相互连接。

(1)神经网络的第1层为输入层,输入层单元不 执行任何计算,只是将输入分配到模式层的神经元。 其中,神经元数量与输入矢量的维数一致。

(2)神经网络的第2层为模式层,通过高斯函数 与输入层相连,计算输入层神经元和模式层神经元的 匹配程度并将其输入到高斯函数中得到输出关系为

$$\Phi_{ij}(x) = \frac{1}{(2\pi)^{1/2} \sigma^d} \exp\left[-\frac{\left(x - x_{ij}\right)^T \left(x - x_{ij}\right)}{\sigma^2}\right] (11)$$

式中:d为样本数据维数; σ 为平滑因子; x_{ij} 为第i个故障的第i个训练数据。

(3)神经网络的第3层是求和层,将模式层的各 神经元连接起来,并对每个类别的匹配度求和后再求 均值,从而得到第*i*种类型的输出*v*,

$$v_i = \sum_{j=1}^{L} \Phi_{ij} / m \tag{12}$$

(4)神经网络的第4层是输出层,得到求和层中 最好的输出,其输出形式为

$$y = \arg\max\left(v_i\right) \tag{13}$$

1.4 天鹰座优化算法

对于第1次出现的情况,可以用以下方法生成*d* 维的搜索空间产生

$$X_i^D = i_1 v_1^D + i_2 v_2^D + \dots + i_w v_w^D \tag{14}$$

式中: v_i^p 为在第i次迭代时属于d维搜索空间的二元函数。 V_i^p 通过 v_i^p 产生,

$$V_i^D = c_1 v_{i-1}^D + c_2 v_{i-2}^D + \dots + c_q v_{q-1}^D + \left(\frac{v_{i-q}^D}{2^q}\right) (15)$$

式中: c_q 为多项式系数,其中 $i > q_o$

把 PNN 诊断的最佳正确率作为天鹰座优化算法 的目标,天鹰座优化算法初始化后开始寻找最能充分 发挥概率网络性能的平滑因子。与其他元启发式技 术类似,AO有2个阶段,即探索和利用,以更新当前 的个体。探索阶段从 $t \leq (\frac{2}{3})T$ 开始,有2种方法,第1 种方法为

 $X_{1}(t+1) = X_{\text{best}}(t) \cdot \left(\frac{1-t}{T}\right) + \left(X_{\text{M}}(t) - X_{\text{best}}(t) * \text{rand}\right)(16)$ 式中:T为总的迭代次数; $X_{\text{best}}(t)$ 为到目前为止在当前 迭代t中获得的最佳个体;因子 $\left(\frac{1-t}{T}\right)$ 被用于管理探 索阶段的搜索; $X_{\text{M}}(t)$ 为各维度之间的个体平均值

$$X_{\rm M}(t) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X(t), \forall j = 1, 2, \cdots, \text{Dim}$$
(17)

在第2种探索方法中,AO依赖于使用Levy飞行 分布来更新当前的个体

 $X_{2}(t + 1) = X_{\text{hest}}(t) \times \text{Levy}(D) + X_{R}(t) + (y - x) \text{*rand}(18)$ 式中: X_{R} 为随机选择的个体;y和x被用来模拟螺旋 形状

$$y = r \cdot \cos(\theta), x = r \cdot \sin(\theta) \tag{19}$$

$$r = r_1 + U \cdot D_1, \theta = -\omega \cdot D_1 + \theta_1, \theta_1 = \frac{3 \times \pi}{2} \quad (20)$$

Levy(D)指Levy飞行分布,其定义为

Levy
$$(D) = s \cdot \frac{u \cdot \sigma}{|v|^{\frac{1}{\beta}}}, \sigma = \left(\frac{\Gamma(1+\beta) \cdot \sin e\left(\frac{\pi\beta}{2}\right)}{\Gamma\left(\frac{1+\beta}{2}\right) \cdot \beta \cdot 2^{\left(\frac{\beta-1}{2}\right)}}\right)$$
 (21)

式中:s=0.01和 $\beta=1.5$ 为常数;u和v为从[0,1]中生成的随机数。

有2种方法被用来模拟个体在搜索过程中的开 发能力。第1种方法取决于使用最佳解决方案*X*_{best}和 个体位置的平均值*X*_M

$$X_{3}(t+1) = \left(X_{\text{best}}(t) - X_{\text{M}}(t)\right) \cdot \alpha - \text{rand} +$$

$$((U_{\rm B} - L_{\rm B}) \times \text{rand} + L_{\rm B}) \cdot \delta$$
 (22)

式中: $rand \in [0,1]$ 为随机数; α 和 δ 为开发调整参数; $U_{\rm B}$

第2种开发方法取决于 X_{hest} 、Levy和质量函数 Q_{F}

$$X_4(t+1) = Q_F \cdot X_{\text{best}}(t) - (G_1 \cdot X(t) \cdot \text{rand}) - G_2 \cdot \text{Levy}(D) + \text{rand} \cdot G_1$$
(23)

其中,使用Q_r的主要目的是平衡搜索策略,定义为

$$Q_{\rm F}(t) = t^{\frac{2 \times {\rm rand} - 1}{(1 - T)^2}}$$
(24)

*G*₁为应用于跟踪最佳解决方案的不同运动,其定 义为

$$G_1 = 2 \times \text{rand} - 1 \tag{25}$$

G2从2减少到0

$$G_2 = 2 \times (1 - \frac{\iota}{T}) \tag{26}$$

式中:rand为随机值。

2 诊断方法建立

为了实现对中介轴承故障的精确诊断,其流程 为:(1)使用LMD对传感器采集的振动信号进行分 解;(2)使用相关系数-能量比-峭度准则判决对分解 得到的PF分量进行筛选,将筛选后的信号进行重构; (3)计算重构信号的多尺度排列熵(Multiscale Permutation Entropy, MPE),以构建特征向量;(4)AO-PNN被用于轴承故障诊断。基于LMD与AO-PNN的 中介轴承故障诊断模型如图1所示。



图 1 基于LMD与AO-PNN的中介轴承故障诊断模型

中介轴承故障诊断的具体步骤如下。

步骤1:轴承振动信号的收集。通过使用传感器 采集中介轴承不同故障状态的振动信号。

步骤2:信号分解和重构。用LMD将轴承振动信 号分解为若干PF分量,用相关系数-能量比-峭度准 则判决筛选PF分量,重构轴承振动信号,这样可以保 留有用的故障特征信息,并去除一些干扰频率成分。

步骤3:基于多尺度排列熵的故障特征提取。计 算重构信号的多尺度排列熵,构建特征向量。

步骤4:基于AO-PNN的模式识别。提取的特征 向量被分为训练样本集和测试样本集。其中,训练样 本集用于训练AO-PNN模型,而测试样本集则输入优 化完成的AO-PNN模型,用于识别不同健康状况的轴 承,并自动输出识别结果。

3 复杂路径下中介轴承故障诊断试验

中介轴承作为航空发动机的重要组成部分,由于 其工作在高速、重载、高温等复杂环境条件下,很容易 发生故障,进而引发严重的事故。因此,航空发动机 中介轴承早期故障诊断与监测就显得十分必要。由 于航空发动机中介轴承运转处于强背景噪声环境,信 噪比低,因而很难从振动信号中获取与故障相关的信 息,而且中介轴承故障振动信号传递路径十分复杂, 振动信号能量衰减大,以上2点均给中介轴承故障诊 断与故障监测造成了较大的困难。因此,本文提出的 方法用于航空发动机中介轴承的裂纹故障诊断,进一 步验证方法的可行性。在试验室条件下搭建了涡扇 发动机5支点中介轴承故障模拟试验台,该试验台主 要由高速轴、低速轴、机匣、加载系统、滑油系统、水冷 系统等组成。滚动轴承故障模拟试验台如图2所示。 中介轴承处于发动机高压转子与低压转子之间,轴承 为短圆柱滚子轴承,具体轴承参数见表1,中介轴承 典型故障采用线切割技术进行预制,裂纹故障直径尺 寸为宽1mm×深1mm,故障试验轴承照片如图3 所示。

采样频率设置为25600 Hz,采样时间为10 s。每 个分类抽取413组样本,每组长度为6400点。选取 373组数据作为训练样本集,其余数据作为测试样本 集。样本选择的具体信息见表2。

4种类型轴承振动信号的时域波形如图4所示。 由于时域波形的相似性,通过观察图4识别轴承的裂





(b)试验台结构 图2 滚动轴承故障模拟试验台 表1 中介轴承类型及其参数

它早	米刑	滚动体	外圈直径/	内圈直径/	接触角/	滚动体直径/
厅写 矢型 依	派列件	mm	mm	(°)	mm	
5	滚棒	34	140	110	0	8









(b) 外圈划伤裂纹故障



(c)滚动体划伤裂纹故障(d)内圈划伤裂纹故障图3 故障试验轴承照片

纹故障类型并不容易。因此,需要一种智能诊断算法 来实现自动识别轴承的裂纹故障类型。

导入轴承振动信号,通过LMD将经过分解后的 PF分量分别进行相关系数、能量比、峭度计算,并通 过归一化防止单一分量影响过大,信号的各PF分量 的能量比、相关系数、峭度如图5所示并见表3。为了 保证最大限度地保留信号的有效信息,选取*K_e*值最 大的前4个PF分量进行信号重构。

表2 样本选择的具体信息



表3 各PF分量的能量比、相关系数、峭度

序号	能量比	相关系数	峭度	$K_{ m re}$
1	0.999	0.925	0.001	0.635
2	0.104	0.260	0.437	0.265
3	0.039	0.153	0.822	0.334
4	0.015	0.091	0.767	0.288
5	0.003	0.016	0.787	0.266
6	0.001	0.006	0.632	0.211
7	0.001	0.006	0.725	0.241
8	0.001	0.001	0.999	0.330

多尺度排列熵参数设置为:取嵌入维数 m=3^[16], 时延λ = 1,最大尺度因子为6,对采集得到的信号进 行特征提取。对 PNN神经网络进行测试集验证。滚 动轴承的故障特征(测试集部分样本)见表4。不同 类型振动信号的多尺度排列熵如图6所示。从图中 可见,通过多尺度排列熵能够清晰地区分轴承不同的 模式。将多尺度排列熵作为特征向量输入到AO-PNN中,以训练和诊断该网络。

准确率指正确分类的数量与总样本的比例。本 文用 AO 调整 PNN 的参数并进行裂纹故障分类。为

表4 滚动轴承的故障特征(测试集部分样本)

故障模式	类型			多尺度	排列熵		
正常状态	1	0.6835	0.8327	0.8832	0.9613	0.9517	0.9288
内圈裂纹	2	0.9111	0.9806	0.9877	0.9958	0.9920	0.9760
滚动体 裂纹	3	0.8461	0.9013	0.9695	0.9875	0.9907	0.9821
外圈裂纹	4	0.8809	0.8771	0.9534	0.9645	0.9815	0.9737

了验证方法的有效性,所 提出的方法(AO-PNN)分 别与通过粒子群改进的方 法(PSO-PNN)和没有改进 的方法(PNN)进行了比 较。不同方法的裂纹故障 诊断结果对比见表5。从



表中可见,所提出方法的准确率为100%,比PSO-PNN高3.875%,比PNN高8.125%。主要原因是通过 天鹰座优化算法得到最优平滑因子可以充分发挥神 经网络的性能优势,并在轴承裂纹故障诊断方面取得 了较高的准确性。

		内圈	外圈	滚动体	
诊断方法	正常状态	裂纹	裂纹	裂纹	准确率/%
		故障	故障	故障	
AO-PNN	40/40	40/40	40/40	40/40	100
PSO-PNN	40/40	40/40	38/40	36/40	96.25
PNN	40/40	40/40	33/40	34/40	91.875

优化算法迭代优化如图7所示。从图中可见,AO 对 PNN参数的优化具有良好的收敛性,不超过200代 就可以得到最优解,相比于粒子群算法,天鹰座优化 算法在迭代速度上有着更大的优势。



AO-PNN模型和PSO-PNN模型平滑系数的优化 值分别为σ=0.0001和σ=0.0024。与粒子群算法相 比,天鹰座优化算法可以很好地解决粒子群算法容易

陷入局部最优解的问题, 4 具有较好的全局收敛性 和计算鲁棒性。最后的 ^{₩ 3} 诊断结果对比如图 8 所 ^{€ 2} 示。从图中可见, AO-PNN 相比于其他 2 种方 法有更好的诊断精度。





4 结论

(1)相比于 PSO-PNN 方法和 PNN 方法, AO-PNN 方法明显提高了分类精度, AO-PNN 方法故障诊断的 准确率分别提高了 3.75% 和 8.125%。

(2)与PSO-PNN方法相比,AO-PNN方法寻优的 迭代速度加快,解决了粒子群算法容易陷入局部最优 解的问题,具有较好的全局收敛性和计算鲁棒性。

(3)通过中介轴承典型故障数据分析可知,基于 LMD与AO-PNN的中介轴承故障诊断方法可以有效 地诊断强背景噪声干扰、复杂路径下航空发动机中介 轴承的典型故障。

参考文献:

- [1] Zhao M H, Zhong S S, Fu X Y, et al. Deep residual shrinkage networks for fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Industrial InFormatics, 2020, 16(7): 4681-4690.
- [2] Duan Z, Wu T, Guo S, et al. Development and trend of condition monitoring and fault diagnosis of multi-sensors information fusion for rolling bearings: a review[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 96(1/4):803-819.
- [3] 栾孝驰,徐石,沙云东,等.基于GWO-NLM与CEEMDAN的滚动轴 承故障诊断方法[J/OL].航空动力学报,2023,38(5):1-13[2022-04-23]. https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20220120.0856.001. html.

LUAN Xiaochi, XU Shi, SHA Yundong, et al. Rolling bearing fault diagnosis method based on GWO-NLM and CEEMDAN[J/OL]. Journal of Aerospace Power: 2023, 38(5): 1-13[2022-04-23]. https://kns.cnki. net/kcms/detail/11.2297.V.20220120.0856.001.html.(in Chinese)

- [4] Lee J, Wu F, Zhao W, et al.Prognostics and health management design for rotary machinery systems-reviews, methodology and applications[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2014, 42(1-2):314-334.
- [5] 孟良,许同乐,马金英,等.基于LMD形态滤波的LS-SVM方法研究 [J].哈尔滨理工大学学报,2022,27(1):92-99.
 - MENG Liang, XU Tongle, MA Jinying, et al. There search of LS-SVM based on LMD morphology filter[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology ,2022,27(1):92-99. (in Chinese)
- [6] 边杰,陈亚农,卢艳辉.高低压转子弹性支承振动应力信号的LMD

切片谱分析与时频分布[J].航空发动机,2021,47(5):47-54.

BIAN Jie, CHEN Yanong, LU Yanhui.LMD slice spectrum analysis and time frequency distribution of vibration stress signal of high and lowpressure rotor elastic support[J]. Aeroengine, 2021, 47(5):47–54. (in Chinese)

[7] 倪晓兰. 滑坡趋势的 EMD-ANN 方法预测[J]. 宜宾学院学报, 2022, 22(6):1-11.

NI Xiaolan. Research on forecast of landslide trend based on EMD-ANN [J].Journal of Yibin University, 2022, 22(6):1-11.(in Chinese)

- [8] 户满堂,王国锋.基于故障树分析的多位置多尺寸混合故障的智能 诊断系统[J].组合机床与自动化加工技术,2019(9):117-119,130.
 HU Mantang, WANG Guofeng. Intelligent diagnosis system of multi position and multi size mixed fault based on fault tree analysis[J].
 Modular Machine Tool and Automatic Manufacturing Technique, 2019 (9):117-119,130.(in Chinese)
- [9] 曾宪旺,孙文磊,王宏伟,等.基于VMD-MPE结合概率神经网络和极限学习机的滚动轴承故障诊断分析[J].热加工工艺,2022,51 (10):157-163.

ZENG Xianwang, SUN Wenlei, WANG Hongwei, et al. Fault diagnosis analysis of rolling bearing based on VMD-MPE combined with PNN and LEM[J]. Hot Working Technology, 2022, 51 (10) : 157-163. (in Chinese)

[10] 张泽宇,惠记庄,任余,等.不同负载下滚动轴承的PSO-SSTCA算 法研究[J/OL]. 机械科学与技术.[2022-04-12].https://kns.cnki.net/ kcms/detail/61.1114.TH.20220411.1342.019.html.

ZHANG Zeyu, HUI Jizhuang, REN Yu, et al. Research on PSO -SSTCA algorithm of rolling bearings under different loads[J/OL]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering. [2022-04-12].https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1114.TH.20220411. 1342.019.html.(in Chinese)

[11] 刘宏利,张晓杭,邵磊,等.基于WOA-VMD及综合评价指标的轴

承故障诊断[J].组合机床与自动化加工技术,2022(2):68-71,75. LIU Hongli, ZHANG Xiaohang, SHAO Lei, et al. Bearing fault diagnosis based on WOA-VMD and comprehensive evaluation index [J].Modular Machine Tool and Automatic Manufacturing Technique, 2022(2):68-71,75. (in Chinese)

[12] 张敏,蔡振宇,包珊珊.基于EEMD-Hilbert和FWA-SVM的滚动轴 承故障诊断方法[J].西南交通大学学报,2019,54(3):633-639,662.

ZHANG Min, CAI Zhenyu, BAO Shanshan.Fault diagnosis of rolling bearing based on EEMD-Hilbert and FWA-SVM[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2019, 54 (3) : 633-639, 662. (in Chinese)

[13] 易振,柴琳,刘惠康,等. 基于 AO-ENN的 LF 炉 C、Mn 合金收得率 预报模型[J/OL].中国冶金,2022,32(5):1-11[2022-04-12].https:// kns.cnki.net/kcms/detail/11.3729.TF.20220303.1715.006.html.

YI Zhen, CHAI Lin, LIU Huikang, et al.Prediction model of C and Mn alloy yield in LF furnace based on AO-ENN[J/OL].China Metallurgy, 2022, 32 (5) : 1-11[2022-04-12].https://kns.cnki.net/kcms/ detail/11.3729.TF.20220303.1715.006.html.(in Chinese)

- [14] Smith J S. The local mean decomposition and its application to EEG perception data[J]. Journal of the Royal Society Interface, 2005, 2(5): 443–454.
- [15] Specht D F. Probabilistic neural networks[J].Neural Networks, 1990, 3 (1):109-118.
- [16] 刘骊.基于多尺度排列熵和支持向量机的风力发电机组齿轮箱振动故障诊断[D].西安:西安理工大学,2017.

LIU Li. Study on vibration fault diagnosis of wind turbine gear box based on multidimensional permutation entropy and support vector machine[D].Xi'an;University of Technology, 2017.(in Chinese)

(编辑:刘静)

基于飞发一体化的滑油系统热性能仿真

冷子昊^{1,2},程荣辉¹,苏 壮^{1,2},张司薇³,李国权^{1,2} (1.中国航发沈阳发动机研究所,2.中国航空发动机集团航空发动机动力传输重点实验室:沈阳110015; 3.北京航空航天大学 航空科学与工程学院,北京100191)

摘要:航空发动机滑油系统与飞机、发动机的关联参数有限。为准确表达变工况滑油系统的热性能,通过研究发动机轴承腔 热性能与转子转速及主流路温度参数的拟合关系,将主机温度、燃滑油参数作为输入,对发动机滑油系统在飞行剖面上典型飞行 状态点的热性能参数进行了迭代计算;针对管壳式燃滑油散热器结构及运行特性,计算了散热器换热性能。建立轴承腔和散热器 的数学模型;基于系统流动仿真平台,利用内部的二次开发环境编写出C#语言代码,开发出了适用于发动机的轴承生热模型和散 热器模型,实现发动机滑油系统与发动机燃油系统及飞机热管理系统的联合计算;在航空发动机、飞机变工况输入条件下,进行滑 油系统、发动机整机及飞发一体化的变工况热性能迭代计算,并与试验数据进行对比。结果表明:该计算方法误差小于5%,可较 准确地反映变工况条件下的热管理相关参数,为飞发一体化热管理联合仿真分析提供可靠的数据来源。

关键词:滑油系统;轴承腔;散热器;热性能;热管理;航空发动机

中图分类号:V233.4+1 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.016

Thermal Performance Simulation of Lubricating Oil System Based on Aircraft-engine Integration

LENG Zi-hao^{1,2}, CHENG Rong-hui¹, SU Zhuang^{1,2}, ZHANG Si-wei³, LI Guo-quan^{1,2}

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute,

2.AECC Key Laboratory of Power Transmission Technology on Aero-engine: Shenyang 110015, China;

3. School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The correlation parameters between the aeroengine lubricating oil system and Aircraft & engine are limited. In order to accurately express the thermal performance of the lubricating oil system under variable operating conditions, the thermal performance parameters of the engine lubricating oil system at typical flight state points on the flight profile were calculated iteratively by studying the fitting relationship between the thermal performance of the engine bearing chamber and the rotor speed and the engine gas path temperatures, and taking the main engine temperature and fuel oil parameters as inputs; According to the structure and operation characteristics of shell and tube fuel oil radiator, the heat transfer performance of the radiator was calculated. The mathematical models of the bearing chamber and the radiator were established. Based on the system flow simulation platform, the C # language code was compiled using the internal secondary development environment, and the bearing thermal model and radiator model applicable to the engine were developed to achieve the joint calculation capability of the engine oil system, engine fuel system, and aircraft heat management system. Under the input conditions of the aeroengine and aircraft under variable working conditions, iterative calculations of the thermal performances under variable working conditions at levels of the lubricating oil system, the whole engine, and the aircraft–engine integration were conducted, and compared with the test data. The results indicate that the calculation error is less than 5%. The calculation method can reflect the relevant thermal management parameters under variable working conditions accurately, and provide a reliable data source for the joint simulation analysis of integrated aircraft–engine thermal management.

Key words: aeroengine; lubricating oil system; bearing chamber; radiator; thermal performance; thermal management

0 引言

随着现代军事技术的飞速发展,下一代飞机对电

收稿日期:2022-09-09 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:冷子昊(1992),男,硕士,工程师。 力系统的需求增加了近1个数量级,热系统的负荷显 著增大^[1],发动机进口燃油温度提高,从而对飞机和发 动机的热管理提出了更高的要求^[2],然而,传统飞机的

引用格式:冷子昊,程荣辉,苏壮,等.基于飞发一体化的滑油系统热性能仿真[J]. 航空发动机,2024,50(2):121-126.LENG Zihao,CHENG Ronghui,SU Zhuang,et al.Thermal performance simulation of lubricating oil system based on aircraft-engine integration[J].Aeroengine,2024,50(2):121-126.

环控、液压、滑油和燃油系统等机载机电系统的独立 发展已经无法满足未来飞机的设计需求^[3]。综合热管 理系统分为飞机和发动机2部分^[4],能够准确、有效地 表达各子系统间及内部部件的能量交换特征和热特 征,建立由机头至机尾的各子系统间的热联系,而发 动机与飞机热管理系统的热联系主要体现在滑油系 统。中国过去只注重大元件的研发^[5],而对于发动机 滑油系统的研究不够重视,导致了因关键技术的缺乏 而影响发动机技术整体发展和研究计划的实施。

滑油系统是航空发动机的重要组成部分。滑油 系统热分析是发动机滑油系统设计的重要组成部分, 也是系统设计的基础^[7]。国内外学者对发动机热管理 系统及滑油系统设计、优化和故障分析等开展了广泛 研究。Fischer[®]对远距离飞行器的热管理系统进行了 建模与仿真计算:Doman[®]介绍了巡航高度与热管理 系统之间的优化关系; Pangborn 等^[10]介绍了用于进行 系统分析和控制评估的热管理系统半物理仿真实验 台;许鹏¹⁸阐述了AC313的主减速器润滑系统构成,及 主要零件的设计方法与参数选择;刘波等四构建了滑 油系统稳态模型,得出滑油系统总流量和轴承腔和齿 轮箱腔流量分配由空气压力决定,而空气压力由低压 压气机出口总压决定[13];马壮[14]构建了滑油系统稳态 压力模型;吕亚国^[15]对滑油系统进行了全面的热分析 计算;杨春信等169进行了滑油系统散热性能的分析; 刘振侠四以流体流动与换热的网络算法为基础,开展 了滑油系统分析研究;郁丽等188提出了轴承腔腔压计 算方法。

然而,航空发动机滑油系统是1个包含大量流动 阻力与换热元件的变流量、变载荷、变温度的非线性 流路的复杂系统,传统的研究方法是逐条流路进行分 析,其计算结果精度低、难以用来指导系统设计;使用 ANSYS等大型仿真计算软件可以进行热分析,但不 适用于多系统的迭代计算,不利于整机热管理性能的 模拟。为了有效建立发动机滑油系统热管理子系统 的模型,目前通常采用的计算分析方法是流体网络算 法。在流动模型方面,系统流动仿真平台把质量方 程、动量方程、能量方程联立同时求解,能对流体系统 进行稳态和瞬态分析以及热传导分析。本文在研究 发动机滑油系统的运行原理基础上,对系统中各相关 生热、换热部件进行详细数学分析,并在仿真平台搭 建发动机滑油系统计算模型,为飞发一体化热管理设 计提供技术基础。

1 发动机滑油系统原理

发动机滑油系统主要功能是向发动机轴承、齿

轮、密封装置等处提供用 于润滑及冷却的滑油。常 见滑油系统供油子系统如 图1所示,具体流路为滑油 箱→滑油泵组→滑油滤→ 4 燃滑油散热器→前、中、后 腔喷嘴(后腔管路上设有 后腔滑油控制阀,动态调 节后腔流量),其中滑油泵 组上设有压差活门,其目 的为保证供油压力与后腔 轴承腔腔压的供油压差保 持稳定。



1—电于控制器;2—后腔滑油控 制阀;3—飞附机匣(或转接齿轮 箱);4—起动机;5—滑油泵组(调 压差活门);6—滑油滤;7—附件 机匣(含滑油箱);8—燃油泵;9— 主燃滑油散热器;10—辅助燃滑 油散热器

图1 滑油系统供油系统

从图中可见,主要的热量转化部件为生热元件 (包括前、中、后轴承腔和附件齿轮箱等部件)和散热 器,要建立整个滑油系统进行适应热管理系统计算的 热模型,就需要找到能对这些部件热特征进行精准建 模,并能高效融入飞机热管理模型进行计算的方法。

所研究的发动机滑油系统原理如图2所示。在 发动机工作时,发动机主轴通过传动轴带动供油装置

的滑油泵组工作,供油泵 将滑油从滑油箱抽出,经 滑油滤过滤掉系统磨损颗 粒、燃滑油散热器冷却后 分多路给前轴承腔、中轴 承腔和后轴承腔等部件供 油,对其中的摩擦部件进 行润滑和冷却,并带走发 动机腔内磨粒,然后通过 回油泵组将滑油抽回到滑 油箱内完成1个循环。



2 关键部件数学模型

2.1 燃滑油散热器散热性能计算模型

主燃滑油散热器和辅助燃滑油散热器均为壳管 式结构,燃油均在管内流动,滑油均在管外壳内流动。 本文将采用文献[19]中的方法描述壳侧流体换热和流 []/v+v*

н 53624 ф. H.H. 40/

Instance et al.

SUDAR UNALLS

壳管式典型散热器换热

及流阻性能仿真建模流程

日本社外部出口社代、2 作作主、中部出本情外量

动,综合考虑散热器壳侧 的泄漏流动以及旁路流动 的影响,更贴近实际地预 测壳侧的换热和流动性 能,具体的建模流程如图3

2.2 轴承生热量计算 模型

本文研究对象是双转 子发动机,支承系统原理 如图4所示,高、低压转子 由5个轴承支承,低压转子 设计了3个支点,支承方式 为1-1-1,高压转子设计了

1个支点,支承方式为1-0-1。其中,1号滚子轴承位 于低压转子与发动机主机架之间,在前轴承腔内。2 号球轴承承受来自于风扇和助推器径向载荷,并位于 旋转的低压组件中心,3号球轴承位于静态组件中高 压转子的中心,并传递轴向载荷,2号和3号轴承在中 轴承腔内。4号滚子轴承位于高压轴的后部,将其与

低压转子分开,在高压转 No.1 子和低压转子的中间,5号 滚子轴承支承涡轮后框架 的低压涡轮转子,4号和5 号轴承在后轴承腔内。



No.3

轴承腔热特征的计算模型需要与整机运行参数 建立联系,并能保证较好的独立运行功能、通用性以 及准确性。滑油系统发热量与轴承生热量和轴承腔 壁面换热直接相关,而壁面换热又与各轴承腔相近的 发动机主流温度密切相关,为此,研究系统热特性与 轴承发热和各处主流温度间的相互关系,建立拟合关 系式。其中,轴承生热量的计算是设计滑油系统的 关键。

轴承发热量计算方法的整体法比较适用于滑油 热管理子系统的建模,而局部法涉及的结构参数和计 算模型过于细化和复杂,不利于整机热管理性能的模 拟。Petroff's定律等轴承摩擦发热量计算方法相对 简单,但无法有效体现不同工况下载荷力的变化对轴 承摩擦发热量的影响。本文采用更加准确的文献[20] 中的方法计算滚子轴承的摩擦发热量,采用文献[21] 中的方法计算球轴承的摩擦发热量。

2.2.1 滚子轴承

滚动轴承在负荷下各运动表面的摩擦功率损失 包括:(1)滚动体沿内、外滚道运转时产生的滑动摩擦 损失;(2)滚动体在保持架兜孔内自转时产生的滑动 摩擦损失;(3)滚子两端面与轴承套圈档边侧面的摩 擦损失;(4)保持架对内圈引导面之间的滑动摩擦 损失。

滚动轴承在液体润滑条件下产生的搅拌功率损 失包括:(1)滚动体和滚道接触区进口处由于滚动体 旋转二形成的液体泵入和剪切力产生的损失;(2)滚 动体和保持架兜孔接触区进口处液体泵入和剪切力 产生的损失;(3)保持架内、外圆柱表面与内、外圈引 导面之间流体粘性剪切力产生的损失;(4)滚动体和 滑油交界面处流体阻力产生的损失。

滚子轴承摩擦热Q。为

$$Q_{c} = CZ\rho l^{2}u^{3}\beta, C = C_{1} + C_{2}$$
(1)

式中:Q。为轴承总功率损失,W;Q1为各运动表面摩擦 功率损失,W。

$$Q_1 = C_1 Z \rho l^2 u^3 \beta \tag{2}$$

式中:Q₂为润滑流体搅拌功率损失,W。

$$Q_2 = C_2 Z \rho l^2 u^3 \beta \tag{3}$$

式中: $C = C_1 + C_2$ 为轴承中总阻力系数, C_1 为摩擦系数, C_2 为流体动力阻力系数;Z为滚动体数量; ρ 为滑油密度(以滑油出口温度为定性温度), kg/m^3 ;l为滚动体长度,m;u为轴承保持架圆周转速,m/s; β 为径向游隙对功率损失的影响系数。

2.2.2 球轴承

球轴承总摩擦热为

$$Q_{\rm c} = M_{\rm f}\omega - M_{\rm f} \cdot 2\pi N/60 = 0.1047 N M_{\rm f} \qquad (4)$$

$$M_{\rm f} = M_{\rm l} + M_{\rm v} + M_{\rm s} + M_{\rm e} \tag{5}$$

式中: Q_e 为轴承总摩擦热,W; M_f 为总摩擦力矩,N·m; ω 为角速度,rad/s; M_1 为载荷引起的力矩,N·m; M_y 为 粘性摩擦力矩,N·m; M_s 为轴承自转摩擦力矩,N·m; M_e 为滚子端面摩擦力矩,N·m;N为转速,r/min。

2.3 轴承腔外空气换热量计算模型

轴承腔外热空气处于流动中,当其温度高于轴承 腔外壁面温度时,热空气与外壁面间即存在对流传 热,对于中腔和后腔,由于热空气温度远高于轴承腔 外壁面,所以热空气通过对流换热传入轴承腔的热量 会占滑油从轴承腔带走的总热量的大部分,因此,该 换热量需准确计算。

暂取流动的热空气在轴承腔外壁面产生的平均 对流换热表面传热系数为17.03 W/m²·K。

各轴承腔的热空气主流温度分别取

前腔: $T_{aF} = T_{b21}$ (6) 中腔: $T_{aC} = T_3$ (7) 后腔: T = T (8)

$$\mathbf{I}_{aA} = \mathbf{I}_{5} \tag{0}$$

式中: $T_{1,21}$ 、 T_3 、 T_5 分别为2、3、5号轴承的平均温度, ℃。

前、中和后腔的外壁面换热面积由腔外壁几何结构确定,外壁面温度取为其滑油出口温度,此时热空 气向轴承腔的换热量为

$$\Phi_{\rm aF} = \alpha A_{\rm aF} \left(T_{\rm aF} - T_{\rm svF} \right) \tag{9}$$

$$\Phi_{\rm aC} = \alpha A_{\rm aC} (T_{\rm aC} - T_{\rm svC}) \tag{10}$$

$$\Phi_{aA} = \alpha A_{aA} (T_{aA} - T_{svA}) \tag{11}$$

3 基于流动仿真平台的发动机滑油系统建模

3.1 建模流程

基于流动仿真平台的滑油系统热模型搭建主要 考虑与温度有关的计算,所以选取的及二次开发的元 件需保证系统运行过程中压力项不会对热耦合结果 产生干扰,该仿真平台的搭建流程如图5所示。





3.2 发动机滑油系统模型搭建

3.2.1 关键部件建模原理

3.2.1.1 生热部件建模原理

生热元件是发动机滑油系统热模型的核心元件, 是整个系统发热量的主要来源,也是仿真计算的关键。包括5个轴承、发动机内的附件机匣、各种零部件、中央传动齿轮及轴承腔与空气的热交换等,由于 流动仿真平台元件库中不能满足系统热性能计算需 要,因此需对生热元件进行自定义元件的二次开发。

本文在掌握流动仿真平台元件编码的基础上,使 用其二次研发功能,根据 ECM (external component model)模块下的2支路框架,编写发热元件的计算代 码,针对发动机在飞行包线内不同工况特征,在现有 计算滚子轴承和球轴承生热量的方法上进行分区域 修正,并生成.dll系统文件与平台进行对接,通过仿真 平台内部具备的接口模块参数,该参数可以由用户自 定义,定义参数的名称和单位,将元件的内部仿真数 据输出出来。然后对所有发热部件进行整合,包装成 1个生热元件,该元件输出的是总的滑油出口温度, 但是内部结果界面可以显示各轴承节点处热性能参 数的计算结果,生热元件的模型和输出界面如图 6 所示。



3.2.1.2 壳管式散热器建模原理

同样,流动仿真平台中的元件不能根据壳管式散 热器的结构尺寸进行相应换热和阻力计算,壳管式燃滑 油散热器的元件也需要进行二次开发,利用前述的散热

器热性能计算的理论模型, 根据散热器换热特性对计 算模型进行修正,基于ECM (external component model) 模块下的4支路模型进行 二次开发,构建出主散热 器和辅助散热器元件,壳 管式换热器模型和输出界 面如图7所示。



7 壳管式换热器的模型 和输出界面

3.2.2 发动机滑油系统模型搭建

针对滑油系统热分析模型提出以下假设:(1)忽略管道换热的影响;(2)不考虑重力的作用;(3)忽略 各部件与周围环境之间的换热;(4)默认为1维流体 换热,流动截面上的温度和运动参数均匀一致。

搭建的发动机滑油系统仿真模型如图8所示,发

动机滑油通过流量源输 入1个初始温度、流量给 生热元件,滑油将部件的 发热及其它热量带走,然 后进入到主散热器中进 行第1次散热,再进入到 辅助散热器中进行第2 次散热,用信号元件读取 回油温度,将该温度当作



供油温度赋予流量源,输送给生热元件中,从而控制 温度的循环迭代。

模型图上的黄色的信号元件是输入参数,同时可 以作为与飞机和发动机热管理系统的连接口,热管理系 统的参数可以方便的连接到这些输入元件上,从而达到 飞发一体化仿真的目的。

4 仿真结果分析

选取飞行包线内27个典型工况状态点作为验证 对象(包含慢车、设计点和巡航等),发动机高、低转子 相对物理转速 N₂与 N₁,发动机主流路温度参数风扇 进口总温 T₂、高压压气机进口总温 T₂₅、高压压气机出 口总温 T₃、低压涡轮出口总温 T₅,滑油流量 q₄₀、主燃滑 油散热器燃油进口温度 t_M及流量 q₄₀ 作为输入参数, 进行滑油系统热性能迭代仿真计算,与试验结果进行 对比分析,结果如图9~13所示。

 公司
 一总回油温度Toh
 仿真结果

 項
 0
 2
 4
 6
 8
 10
 12
 14
 16
 18
 20
 22
 24
 26

 典型工况状态点

图9 滑油总回油温度仿真计算结果

从图9中可见,滑油总回油温度仿真计算结果平均误差为2.9%。





从图 10 中可见, 滑油后腔回油温度仿真计算结 果平均误差为 3.2%。



从图 11 中可见,主散热器滑油出口温度仿真计 算结果平均误差为 0.4%。



图 12 主散热器燃油出口温度仿真计算结果

从图 12 中可见,主散热器燃油出口温度仿真计 算结果平均误差为4.0%。



图 13 辅助散热器燃油出口温度仿真计算结果

从图 13 中可见, 辅助散热器燃油出口温度仿真 计算结果平均误差为1.5%。

综上所述,滑油系统热性能仿真计算模型在典型 工况点的计算数据都具备较高精度,少部分状态点 (地面慢车)流量、温度变化较大,产生一定的偏差,仿 真平均误差都在5%以内,因此,所建立的滑油系统模 型可有效表达系统实际运行情况。

5 结论

(1)基于流动仿真平台二次开发的适应飞发一体 化热管理技术的滑油系统热性能仿真计算模型具有 自主性强、精度高、适用性强、灵活度高和可扩展性强 等特点。采用C#语言编写部件功能模块,突破了平 台自带模块的约束和被动,实现了滑油系统热性能计 算模型的自主开发和设计,在现有方法上提出了分区 域轴承生热量修正方法和基于换热特性的散热器模 型修正方法,保证了部件功能描述的准确性和可修正 性,并具有很强的专业性。

(2)仿真模型计算误差在允许范围内,验证了仿 真模型的准确性。基于流动仿真平台可实现对发动 机滑油系统热性能的精确模拟,并进一步指导优化设 计,同时,可对其他状态点热性能进行预测计算,大幅 节省时间和经济成本。

(3)仿真模型可以基于流动仿真平台,提供输入、 输出接口作为更复杂的飞机、发动机热管理系统的一 部分开展系统联合仿真计算。所需发动机提供的转 速及主流温度参数简单易得,同时能够准确地表达不 同工况点发动机滑油系统上关键节点的燃、滑油热分 析所需参数,为飞发一体化热管理联合仿真分析提供 了可靠的数据来源。

参考文献:

[1] Rory A R, Daniel D D. Control architecture study focused on energy savings of an aircraft thermal management system[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition.San Antonio: ASEM ,2013: 1–10.

[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]常士楠,袁美名,袁修干.飞机机载综合热管理系统稳态仿真[J]. 北京航空航天大学学报,2008(7):821-824.

CHANG Shinan, YUAN Meiming, YUAN Xiugan. Numerical simulation of aircraft integrated thermal management system in steady working condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008(7):821-824. (in Chinese)

[4] 肖凝,蒋正熊.第四代战斗机燃油系统综述[J]. 航空科学技术,2004 (3):23-25.

XIAO Ning, JIANG Zhengxiong. Summarization of the 4th generation fighters fuel[J]. Aeronautical Science and Technology, 2004(3):23–25. (in Chinese)

[5] 李国权. 航空发动机滑油系统防虹吸设计[J]. 航空发动机, 2007, 33(1):3.

LI Guoquan. Preventing siphon design for Aeroengine lubrication system[J]. Aeroengine, 2007, 33(1); 3. (in Chinese)

[6] 李国权. 航空发动机滑油系统的现状及未来发展[J]. 航空发动机, 2011, 37(6):49-52.

LI Guoquan. Present and future of aeroengine oil system[J]. Aeroengine, 2011, 37(6):49-52. (in Chinese)

[7] 林基恕. 航空燃气涡轮发动机机械系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2005:101-104.

LIN Jishu. Mechanical system design of aero gas turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005:101-104. (in Chinese)

- [8] Fischer A . Design of a Fuel Thermal Management System for Long Range Air Vehicles[C]//International Energy Conversion Engineering Conference.San Francisco: AIAA, 2013:5647.
- [9] Doman D B .Optimal Cruise Altitude for Aircraft Thermal Management [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference.Kissimmee: AIAA, 2015:1079.
- [10] Pangborn H C , Hey J E , Deppen T O , et al.Hardware-in-the-Loop Validation of Advanced Fuel Thermal Management Control[J].Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2017, 31(4) :901–909.
- [11] 许鹏. AC313 直升机主减速器润滑系统设计介绍[J]. 科技与企业, 2014(9): 334.

XU Peng. Introduction to the lubrication system design of AC313 helicopter main reducer[J]. Technology and enterprise, 2014 (9) : 334. (in Chinese)

[12] 刘波,周强,程礼.构建航空发动机滑油系统稳态模型[J].推进技术,2005,26(6):557-559.

LIU Bo, ZHOU Qiang, CHENG Li. Construction of steady model for an engine oil system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26 (6):557-559. (in Chinese)

- [13] Fischer A J. Future fuel heat sink thermal management system technologies[C]//4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit.San Diego: AIAA, 2006;26–29.
- [14] 马壮,程礼.航空发动机滑油系统稳态压力模型研究[J].航空动力 学报,2004, 19(3):4.

MA Zhuang, CHENG Li. Steady pressure model of the aeroengine oil system[J].Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3):4. (in Chinese)

[15] 吕亚国.航空燃气涡轮发动机滑油系统热分析计算与实验研究 [D].西安:西北工业大学,2009.

LYU Yaguo. Thermal analysis calculation and experimental study of lubricating oil system of aero gas turbine engine [D]. Xian: Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)

[16] 杨春信,张丽娜,郭辉.发动机滑油散热系统性能计算方法及其应用[J].航空动力学报,2005,20(2):6.
YANG Chunxin, ZHANG Lina, GUO Hui. Method for predicting the performance of oil cooling systems and its application[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2):6. (in Chinese)

 [17] 刘振侠,黄生勤,吕亚国.航空发动机润滑系统通用分析软件开 发[J].航空动力学报,2007,22(1):12-17.
 LIU Zhenxia, HUANG Shengqin, LYU Yaguo. General analysis

software of aeroengine lubrication on system design[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1):12–17. (in Chinese)

[18] 郁丽,李国权.节流通风的航空发动机轴承腔腔压计算方法[J]. 航 空动力学报, 2012, 27(11):2616-2621.

YU Li, LI Guoquan. Calculation method of bearing chamber pressure for aeroengine throttling vent lubrication system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27(11):2616-2621.(in Chinese)

- [19] Bell K J. Final report of the cooperative research program on shell and tube heat exchanger[J]. Ashrae Transactions, 1991(1):79–89.
- [20] 李健, 袁培益. 某型航空发动机轴承腔的热分析模型[C]// 中国航 空学会第九届机械动力传输学术会.北京:航空工业总公司燃气 涡轮研究院, 1998: 6.

LI Jian, YUAN Peiyi. Thermal analysis model of aeroengine bearing cavity[C]// CSAA. Beijing: AVIC Gas Turbine Research Institute, 1998: 6. (in Chinese)

[21] Harris T A , Anderson W J . Rolling bearing analysis[J]. Journal of Lubrication Technology, 1967, 89(4):521.

(编辑:程海)

一种喷口控制的多目标约束设计方法

韩永健¹,王 曦²

(1.中国航发贵州红林航空动力控制科技有限公司,贵阳550009;2.北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京100083)

摘要:为克服试凑法在控制回路参数优化中的局限性,针对涡扇发动机在加力状态易出现喷口摆动的不协调现象,考虑喷口 双环控制结构工作特点,采用按需正向设计策略,按照控制系统时域、频域性能指标设计要求,制定兼顾频域、时域性能要求的内、 外环协调控制的设计目标准则,提出一种喷口控制的多目标约束的差分进化内外环控制参数自整定优化设计方法,在双转子涡扇 发动机非线性模型上进行闭环控制系统仿真验证。结果表明:在飞行高度从0增加到10km、飞行马赫数从0加速到0.9的起飞和 爬升状态进入加力过程以及平飞中保持飞行马赫数不变的关断加力过程中,发动机未出现喷口摆动等现象,涡轮落压比最大相对 误差不大于1.5%,喷口闭环控制系统具有期望的伺服跟踪和抗飞行条件变化干扰能力。

关键词:喷口双环控制结构;多目标约束;差分进化;自整定算法;发动机非线性模型;航空发动机 **中图分类号:**V233.7+57 **文献标识码:**A **doi**:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.017

A Constrained Multi-objective Design Method for Nozzle Control

HAN Yong-jian¹, WANG Xi²

(1. AECC Guizhou Honglin Aero-Engine Control Technology CO. Ltd., Guiyang 550009, China; 2. School of Energy and Power

Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: To overcome the limitations of the trial-and-error method in optimization of control loop parameters, and to address the issue of nozzle oscillation in turbofan engines during the afterburning state, taking into account the working characteristics of the nozzle dual loop control structure, an on-demand forward design strategy was adopted to meet the design requirements of the system's time-domain and frequency-domain performance indicators. A design objective criteria for coordinated control of the inner and outer loops, which takes into account both time-domain and frequency-domain performance requirements, was developed. A constrained multi-objective differential evolution inner and outer loop control parameter self-tuning optimization design method for nozzle control was proposed, and the closed-loop control system simulation verification on a nonlinear model of a dual rotor turbofan engine was conducted. The results show that in the process of afterburning initiation during the takeoff and climb conditions with flight altitude increasing from 0 to 0.9, and in the process of afterburning shutting down during level flight with constant flight Mach number, the engine did not exhibit nozzle oscillation or other phenomena. The maximum relative error of the turbine pressure ratio was not greater than 1.5%. The nozzle closed-loop control system has the expected servo tracking and flight condition disturbance-resistant ability.

Key words: Nozzle double loop control structure; constrained multi-objective; differential evolution; self-tuning algorithm; engine nonlinear model; aeroengine

0 引言

加力涡扇发动机是现代高性能飞机不可缺少的 动力装置,进入加力状态需要尾喷管喉道面积与加力 燃烧室燃气温度快速协调配合。因此,喷口控制系统 设计成为先进发动机研制中的1个重要环节。 国内外学者对喷口控制开展了广泛的研究。 Link等^[1-2]回顾了从20世纪40年代液压机械燃油控制 系统发展到全权限数字电子控制系统的发展历程; Barrett等^[3]分析了先进加力式涡扇发动机采用调节主 燃油流量控制风扇转速+调节尾喷管喉道面积控制发 动机压比(Engine Pressure Ratio, EPR)方案中,双回路

收稿日期:2022-04-27 **基金项目**:国家级研究项目资助 作者简介:韩永健(1984),男,高级工程师。

引用格式: 韩永健, 王曦. 一种喷口控制的多目标约束设计方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(2):127–133. HAN Yongjian, WANG Xi. A Constrained multiobjective design method for nozzle control[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):127–133. 耦合干扰对控制系统的品质影响问题:张绍基等[4-5]分 析了涡扇发动机采用涡轮总落压比为常数或为进口 总温函数的闭环控制方案:唐狄毅等师提出了采用主 燃油流量控制涡轮前温度、喷口喉道面积控制低压转 子转速的组合控制方案;吴虎等^[7-9]对加力涡扇发动机 过失速 / 旋转失速特性进行了分析,并模拟了收小尾 喷管喉道面积将诱导风扇、压气机进入过失速-喘振 过程的案例;时瑞军等100论证了当打开加力时,必须 同步调整喷管出口面积,以保证加力燃烧室的状态变 化不影响核心机的性能;李伟等印对涡扇发动机加力 性能影响的数值仿真表明喷管面积调节精度对于风 扇喘振裕度和风扇转速影响较大:刘杰等四针对加力 供油和喷口控制系统间相互耦合问题,提出了将加力 燃油的变化作为喷口闭环控制的扰动量对喷口开环 控制的前馈补偿方法,以实现喷口与加力燃油量的同 步变化;蒋毅四通过在大范围飞行包线内仿真,探讨 了系统噪声、非线性不确定性对喷口控制动态性能的 品质影响;戚学锋等^[14]研究了涡扇发动机加力过程非 线性多约束改进可行序列二次规划(Feasible Sequential Quadratic Programing, FSQP)算法, 仿真分 析了加力过程中保持发动机核心机状态不变条件下 实现最大推力控制的方案。由于喷口控制系统常采 用双闭环结构,内外环控制器必须协同工作,如果设 计不当,极易引发发动机整机系统不稳定及喘振、超 温、超转故障。然而,长期以来喷管双闭环结构采用 传统的试凑法设计,难于保证多目标、多约束的控制 参数达到最优。1995年Store等[15]提出了基于群体差 异的具有全局收敛性和鲁棒性能力的启发式随机搜 索自适应全局优化差分进化算法(Differential Evolution Algorithm, DEA), 吸取了自然界优胜劣汰的进化 法则,这一规律通过对进化群体按照某种规则对比优 化,能够获得多目标、多约束控制参数的优化效果。

针对喷口控制设计中试凑法在参数优化中的局限性,本文以典型双闭环喷口控制回路为设计目标, 提出一种喷口控制的差分进化多目标约束优化设计 方法,并进行伺服性能、抗干扰性能、未建模不确定性 鲁棒性能的仿真分析和验证。

1 喷口控制系统结构

根据航空发动机工作原理,当发动机进入加力状态时,通过调节喷口喉道面积可以使涡轮落压比按给

定的控制计划变化,以保证核心机的工作状态不变, 从而使尾喷管流量与核心机流量协同工作。为了实 现这一控制目标,喷口控制结构可采用双环控制结构 (如图1所示)。图中, π_{Tr} 为涡轮落压比指令; π_{T} 为涡 轮落压比输出; L_{ar} 为喷口作动筒位置指令; L_{a} 为喷口 作动筒位置输出;I为电液伺服阀电流; A_{s} 为喷口喉道 面积; e_{out} 为外环偏差; e_{in} 为内环偏差; $G_{out}(s)$ 为发动机 喷口面积到涡轮落压比的传递函数; $G_{in}(s)$ 为电液伺 服作动机构输入电流到喷口作动筒位置的传递函数; G_{a} 为喷口作动筒位置到喷口面积的增益; $C_{in}(s)$ 为内 环控制器; $C_{out}(s)$ 为外环控制器。



从图中可见,外环根据发动机进口总温的变化获 得涡轮落压比目标指令,并与发动机涡轮落压比反馈 信号形成偏差,通过外环控制器补偿调节,产生内环 回路的喷口作动指令信号。该喷口作动指令与喷口 作动位置传感器的信号形成偏差,通过内环控制器进 行补偿,产生调节电液伺服阀的电流输入信号,对喷 口作动筒位置进行调节。

双环控制属于典型的串级双回路结构,由于需要 分别设计内环和外环2个控制器,在设计上相对单环 控制较为复杂。采用传统的试凑法对内环和外环2 个控制器进行整定,效果十分不理想,加之环境的干 扰因素和未建模动态不确定性问题,在实际发动机整 机试验时性能很难保证,进一步影响高空飞行时的鲁 棒性能。由于双环控制的特点,内环和外环必须协调 配合工作,仅从时域性能方面进行某一单目标控制器 的设计,难以达到设计的动静态性能要求,应从时域 和频域2方面给定多目标约束条件,开展控制器参数 的多目标优化设计是解决这一问题的根本所在。

2 双环控制优化算法

优化控制方法包括传统优化和启发式优化2类。 传统优化方法需要根据目标函数的梯度信息实现单 可行解寻优搜索路径,并不适用于双环控制的求解; 启发式优化以仿生算法为主线,通过启发式搜索可以 实现多可行解的并行随机优化,而且优化过程不依赖 目标函数的连续可微条件,即可获得全局的寻有 能力。

差分进化是一种基于群体差异的启发式随机搜 索算法,通过群体内个体之间的相互合作与竞争所产 生的新群体,是智能决策优化搜索的方向。差分进化 的思想在于从1个随机产生的初始种群开始,通过对 种群中任意2个个体的向量差与第2个个体求和的差 分算法来产生新个体,并与当代种群中对应的个体比 较,按照新旧2个个体的适应度优劣,决策是否用这 个新个体取代旧个体来进化下一代,这种优胜劣汰的 法则引导搜索路径向最优解逼近。

喷口控制系统这种典型双环回路的优异控制性 能取决于内环控制器与外环控制器的协调配合,内外 环回路应具有抑制系统干扰和伺服跟踪品质的鲁棒 动静态性能,属于带约束条件的多目标时域、频域优 化的设计问题。

针对涡扇发动机多变量控制系统的设计问题,定 义稳态误差、带宽、上升时间和超调量、以及控制和状态响应的均方值这几个关键性能参数作为评估动静态性能优劣的标准依据。此外,为了获得内外环回路的协同控制,内环的响应速度要快于外环。考虑到内外环都必须具备同样的伺服跟踪性能、抗干扰性能、抗未建模动态不确定性能,应在优化目标中考虑稳态误差、带宽、上升时间和超调量,以及控制能量这几个关键性能参数。显然,单目标优化难以达到这一要求。因此,针对双环控制的参数优化问题,同时兼顾时域和频域性能指标的要求,设计多目标优化函数为

 $J = \lambda_1 \int |t \cdot e(t)| \cdot dt + \lambda_2 \int u^2(t) \cdot dt + \lambda_3 \frac{1}{P_{\rm M}} + \lambda_4 \omega_{\rm e}(1)$ 式中:t为调节时间;u为控制量;w_b为开环截止频率;

P_M为相位裕度。 多目标优化函数的第1项对应动态上升时间、超 调量和稳态误差,主要针对伺服跟踪性能、抗干扰性 能的要求;第2项对应控制能量的要求;第3项主要针 对抗未建模动态不确定性的鲁棒稳定性要求;第4项 为开环截止频率,对应闭环带宽,主要针对动态的快

速响应要求, λ_1 、 λ_2 、 λ_3 、 λ_4 为对应的各项指标加权 系数。

同时,考虑到串级控制的设计特点,内环控制的 响应速度要高于外环控制的响应速度,并兼顾内环、 外环的动态频响品质,即

$$\omega_{\rm b,in} > \omega_{\rm b,in, lim} and \omega_{\rm b,in, lim} > 2\omega_{\rm b,out}$$

$$\omega_{\rm b,out, lim, down} < \omega_{\rm b,out} < \omega_{\rm b,out, lim, un}$$
(2)

式中: $\omega_{b,in}$ 为内回路闭环带宽; $\omega_{b,in,lim}$ 为内回路闭环带 宽下限; $\omega_{b,out}$ 为外回路闭环带宽; $\omega_{b,out,lim,down}$ 、 $\omega_{b,out,lim,up}$ 分别为外回路带宽下限和上限。

综合上述双环设计的多种因素,提出外环控制的 设计目标准则为

$$\begin{split} \min_{C_{out}(s)} J_{out} &= \lambda_{1out} \int_{t}^{2} \left| t \cdot e_{out}(t) \right| \cdot dt + \lambda_{2out} \int_{t}^{2} u_{out}^{2}(t) \cdot dt + \lambda_{3out} \frac{1}{P_{M out}} + \lambda_{4out} \omega_{c,out} \\ \text{subject to} \begin{cases} \sigma_{out} \% < \sigma_{out, \max} \% \\ P_{M out} > P_{M out, \max} m \\ \omega_{h,out} > \omega_{h,out, \min down} \end{cases} \end{split}$$
(3)

式中: t_1 为仿真始点时刻; t_2 为仿真终点时刻; $e_{out}(t)$ 为 外环t时刻的偏差; $u_{out}(t)$ 为外环t时刻的控制器输 出; σ_{out} 为外环回路的超调量; $\sigma_{out,max}$ 为外环回路的超 调量限制值; P_{Mout} 为外环回路的相位裕度; $P_{Mout,margin}$ 为外环回路的相位裕度指标需求; $\omega_{e,out}$ 为外环开环截 止频率; λ_{1out} 、 λ_{2out} 、 λ_{3out} 、 λ_{4out} 为对应的各项指标加 权系数; $\omega_{b,out}$ 、 $\omega_{b,out,limdown}$ 分别为外环回路的带宽和带 宽指标需求。

内环控制的设计目标准则为

$$\begin{cases} \min_{C_{u}(s)} J_{in} = \lambda_{\lim} \int_{t_{l}}^{t_{l}} \left| t \cdot e_{in}(t) \right| \cdot dt + \lambda_{2in} \int_{t_{l}}^{t_{l}} u_{in}^{2}(t) \cdot dt + \lambda_{3in} \frac{1}{P_{Min}} + \lambda_{4in} \omega_{e,in} \\ \text{subject to} \begin{cases} \sigma_{in} \mathscr{H} < \sigma_{in,max} \mathscr{H} \\ P_{Min} > P_{Min,margin} \\ \omega_{b,in} > \omega_{b,in,lim} \end{cases}$$

$$(4)$$

式中: $e_{in}(t)$ 为内环t时刻的偏差; $u_{in}(t)$ 为内环t时刻的 控制器输出; σ_{in} 为内环回路的超调量; $\sigma_{in,max}$ 为内环 回路的超调量限制值; P_{Min} 为内环回路的相位裕度; $\omega_{e,in}$ 为内环开环截止频率; λ_{1in} 、 λ_{2in} 、 λ_{3in} 、 λ_{4in} 为对 应的各项指标加权系数; $\omega_{b,in}$ 、 $\omega_{b,in,lim}$ 分别为内环回路 的带宽和带宽指标需求。

基于上述内环(外环)控制的设计目标准则,提出 内环(外环)多目标约束下的差分进化自整定控制器 算法。

Step1(初始化)

给定优化参数的维数D、优化参数的边界条件, 种群数量 N_p 、变异算子 Ψ 、交叉算子 Φ ,最大进化次数 G,设 $P_{\text{Best}}(t)$ 为每次进化后的最优参数,并随机赋初 值,随机选取种群

130

 $1, \dots, N_p; t = 1, \dots, G_o$

令t = 1,在 $\Omega(t)$ 中按内、外环控制的设计目标准则(式(3)或式(4)),求出1次搜索的最优参数 $P_{\text{Best}}(t)$,进入Step 2。

Step2(差分进化搜索)

设j为循环变量, $j = 1, \dots, N_p$, 对 $\Omega(t)$ 中的每个成员进行变异、交叉、选择操作:

(1)变异: $\mathcal{M}\Omega(t)$ 中随机选取 2n 个成员, $2n < N_p$, 对其进行俩俩差分平均累加, 实现遗传和变异

$$Q_{j}(t+1) = P_{\text{Best}}(t) + \Psi(t) \frac{1}{n} \sum_{\substack{k=1,\dots,2n \\ m=1,\dots,2n \\ k \neq m \neq j}} (P_{k}(t) - P_{m}(t)) (6)$$

式中: $k 和 m 为 [1, N_p]$ 内任意2个随机整数; $\Psi(t) \in [0.2, 0.6]$ 为第t代变异因子,并随进化次数 衰减。

(2)交叉:通过交叉操作,确定下一代候选成员

$$R_{j}(t+1) = \begin{cases} Q_{j}(t+1) & r_{\text{and}} \leq \Phi \\ P_{j}(t) & \text{otherwise} \end{cases}$$
(7)

式中: $\Phi \in (0,1], r_{and}$ 为[0,1]之间的随机数。

(3)选择:按内、外环控制的设计目标准则(3)或
(4),求下一代候选成员 R_j(t + 1)和其父代成员 P_j(t)
的目标函数值,进行比较后决定是否将 R_j(t + 1)作为
种群 Ω(t)中该成员的进化子代

 $P_{j}(t+1) = \begin{cases} R_{j}(t+1) & J(R_{j}(t+1)) < J(P_{j}(t)) \\ P_{j}(t) & \text{otherwise} \end{cases} (8)$

式中:J(·)为目标函数值。

Step3(种群优化)

构造第t+1种群

 $\Omega(t+1) = (P_1(t+1), P_2(t+1), \dots, P_{NP}(t+1))$ (9) 在种群 $\Omega(t+1)$ 中求出第t次进化后的最优参数 $P_{\text{Best}}(t+1),$ 若满足设计要求或者达到最大进化次数, 则终止迭代过程,并输出 $P_{\text{Best}}(t+1)$ 为最优解;否则, 置t = t+1,重复Step2。

3 设计算例

双转子加力涡扇发动机,在设计点尾喷管喉道面 积 A_s/m^2 对涡轮落压比 π_r 的传递函数为

$$G_{\rm out}(s) = \frac{\pi_{\rm T}(s)}{A_{\rm g}(s)} = \frac{21.2s^2 + 167.1s + 322.1}{s^2 + 10.27s + 23.67} \quad (10)$$

式中:s为拉普拉斯算子。

电液伺服作动装置输入电流 I/A 到喷口作动筒活

塞杆位移 x/m 的传递函数为

$$G_{\rm in}(s) = \frac{x(s)}{I(s)} = \frac{2078833.3}{s^3 + 861s^2 + 299831s}$$
(11)

喷口作动筒活塞杆位移到尾喷管喉道面积的增益为 G_a = 4。在喷口双环控制系统结构(图1)中,内 环采用纯比例控制

$$C_{\rm in}(s) = K_{\rm n in} \tag{12}$$

式中:K_{pin}为内环纯比例增益系数。 外环采用比例+积分控制

$$C_{\rm out}(s) = K_{\rm pout} + K_{\rm iout} \frac{1}{s}$$
(13)

式中: K_{pout} 为外环比例增益系数, K_{iout} 为外环积分增益系数。

对内环纯比例控制采用上述内环多目标约束下 的差分进化自整定控制器算法进行设计,内环控制目 标准则按式(4)设计,给定性能参数 $P_{\text{Min,margin}} = 75^{\circ}$ 、 $\sigma_{\text{in,max}} = 1\%$ 、 $\omega_{\text{b,in,lim}} = 16 \text{ rad/s}$ 。选择加权因子设计参 数 $\lambda_{\text{lin}} = 0.6$ 、 $\lambda_{2\text{in}} = 0.4$ 、 $\lambda_{3\text{in}} = 0$ 、 $\lambda_{4\text{in}} = 1$ 。其中, $\lambda_{1\text{in}} = 0.6$ 是针对动态调节过程中动态误差尽快消除, $\lambda_{2\text{in}} = 0.4$ 是针对动态调节过程中控制器输出受饱和 限制的约束设计要求不能太大。采用 $\lambda_{1\text{in}} + \lambda_{2\text{in}} = 1$ 设计方法是为了折中考虑选择 $\lambda_{4\text{in}} = 1$ 能够起到对开 环截止频率的设计要求。

内环控制器设计结果为 K_{pin} = 2.209,内环控制仿 真结果为相位裕度为 P_{M} = 87.5°,开环截止频率为 ω_{cpin} = 15.3 rad/s,幅值裕度为 G_{min} = 56,对应的频率 为 ω_{cgin} = 547 rad/s,带宽 ω_{bin} = 16.009 rad/s,阶跃响应 无超调,调节时间为0.5 s。内回路开环(伯德图)和闭 环阶跃响应如图2、3所示。



对比例+积分控制采用上述外环多目标约束下的 差分进化自整定控制器算法进行设计,外环控制目标 准则按式(3)设计,给定性能参数 $P_{M \text{ out,margin}} = 75^{\circ}$ 、 $\sigma_{\text{out,max}} = 5\%$ 、 $\omega_{\text{bout,lim}} = 6 \text{ rad/s}$,选择设计参数 $\lambda_{\text{lout}} =$ 0.6、 λ_{2out} = 0.4、 λ_{3out} = 0、 λ_{4out} = 1。选择加权因子 设计参数 λ_{1out} = 0.6、 λ_{2out} = 0.4、 λ_{3out} = 0、 λ_{4out} = 1。 其中, λ_{1out} = 0.6是针对动态调节过程中动态误差尽 快消除, λ_{2out} = 0.4是针对动态调节过程中控制器输 出受饱和限制的约束设计要求不能太大。采用 λ_{1out} + λ_{2out} = 1设计方法是为了折中考虑选择 λ_{4out} = 1能够 起到对开环截止频率的设计要求。

外环控制器设计结果为 K_{pout} =0.0242, K_{iout} =0.127, 外环控制仿真结果为相位裕度为 P_{Mout} =106.4°,开环 截止频率为 ω_{epout} =17.4 rad/s,幅值裕度为 $G_{m,out}$ =43.6,对应的频率为 ω_{egout} =545 rad/s,带宽 $\omega_{b,out}$ =9.11 rad/s,阶跃响应无超调,调节时间为1.5 s。 外回路开环(伯德图)和闭环阶跃响应如图4、5所示。



从内回路、外回路的时域、频域仿真结果可知,采 用差分进化自整定设计控制器参数能够满足多约束 目标的设计要求。

对喷口控制系统进行伺服跟踪性能、抗干扰性能 仿真,系统存在随机白噪声、定常干扰的情况下涡轮 落压比响应曲线如图6所示。从图中可见,仿真时间

为 20 s, 仿真开始阶段在 第 2 s, 涡轮落压比指令由 初值 2 阶跃上升到 6, 并保 持指令不变。在第 4 s 涡 轮落压比指令由 6 阶跃上 升到 8, 并保持指令不变。



常干扰下涡轮落压比响应曲线

在第8s涡轮落压比指令由8阶跃上升到10,并保持 指令不变。在第10s开始涡轮落压比指令按斜率为 -1的斜波信号变化,在第14s衰减到6,并保持指令 不变。在第16s按斜率为2的斜波信号变化,在第18 s增加到10,并保持指令不变到第20s,涡轮落压比指 令信号如图6中的虚线所示。

在第6~20s,外回路中加入随机干扰零均值、幅

值为±0.1的白噪声信号。在外回路中的第5~7s加入 +5%的常值干扰信号,在第7~20s加入+10%的常值 干扰信号;在内回路中的第11~15s加入-5%的常值 干扰信号,第15~20s加入+5%的常值干扰信号。

对喷口控制系统给定上述涡轮落压比指令信号、 随机干扰白噪声信号、定常干扰信号,涡轮落压比响 应曲线如图6中的实线所示。从图中可见,在喷口控 制系统有、无干扰的情况下(前6s未加入白噪声,从 第6s开始加入),涡轮落压比的响应都能够伺服跟踪 指令,同时具有抗干扰性能。

为考察控制系统对模型未建模不确定性的鲁棒 性能,在外回路中的第1s对涡轮落压比模型增益拉 偏+80%,在内回路中的第3s对电液伺服作动装置模 型增益拉偏-20%,同时加入与图6相同的随机干扰 白噪声信号、定常干扰信号,内回路控制器输出电流 信号如图7所示,外回路喷口作动筒活塞输出位置信 号如图8所示,系统存在干扰和模型拉偏的情况下涡 轮落压比响应曲线如图9中的实线所示。仿真表明,

在喷口控制系统存在干扰 和模型未建模不确定性的 情况下,涡轮落压比的响 应具有伺服跟踪、抗干扰 鲁棒性能。





对上述内外环组成的喷口双环控制系统,模拟飞 机起飞爬升平飞过程中双转子喷口可调的涡扇发动 机非线性模型开加力、关加力的情况,验证开、关加力 对发动机性能的影响。发动机控制计划要求通过调 节喷口面积和主燃油流量对涡轮落压比和高压转子 转速进行调节,仿真具体过程如下:

起飞爬升平飞仿真时间为130s,在整个仿真时间内双转子喷口可调的涡扇发动机高压转子转速指 令保持12832r/min、涡轮落压比指令为8.58不变,要 求起飞爬升过程中保持高压转子转速、涡轮落压比不 变。起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中 飞行高度的变化如图10所示。从图中可见,第0~60s 为地面0高度阶段,第60~ 110 s为飞行高度从0 m按 等斜率变化到10000 m的 爬升阶段,第110~130s为 飞行高度保持10000 m的 平飞阶段。



起飞爬升状态开加

力、平飞等马赫关加力过程中飞行马赫数的变化如图 11 所示。从图中可见,第0~20 s为0马赫数保持阶 段,第20~60s为马赫数从0按等斜率变化到0.9变马 赫数阶段,第60~130s为0.9马赫数保持阶段。

在地面高度为0、马赫数为0的前20s为中间不 加力状态,从第20s开始进入变马赫数开加力阶段, 从第110s开始进入平飞等马赫数关加力阶段。起飞 爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中加力燃油 流量W_{taf}的变化如图12所示。从图中可见,第20~30s 加力燃油流量为0.3 kg/s,第30~40 s加力燃油流量为 1 kg/s,第40~110 s 加力燃油流量为3 kg/s,第110~ 120 s 加力燃油流量为1 kg/s, 第120~130 s 全部关掉 加力。



起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中 涡轮落压比指令和涡轮落压比输出响应对比和相对 误差曲线如图13所示。从图中可见,在第20s的小 加力中涡轮落压比相对误差小于0.4%,在第30s的部 分加力中涡轮落压比相对误差小于0.8%,在第40s的 较大加力中涡轮落压比相对误差小于1.5%,在第60~ 110 s 的 0.9 等马赫数爬升阶段涡轮落压比相对误差 小于0.05%,在第110s的关部分加力中涡轮落压比相



对误差小于1.5%,在第120s的关断加力中涡轮落压 比相对误差小于1.1%。

起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中 高压转子转速指令和高压转子转速输出响应对比和 相对误差曲线如图14所示。图中, N2dem为高压转子 转速指令;N,为高压转子转速输出响应。从图中可 见,在整个130s的起飞爬升状态开加力、平飞等马赫 关加力过程仿真中,高压转子转速相对误差小于 0.15%



起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中 推力F输出响应曲线如图 Z 60 ک 40 15所示。

205

20 40 60

起飞爬升状态开加 力、平飞等马赫关加力过 图15 起飞爬升状态开加力、 程中喷口喉道面积A。和主 燃油流量 W调节响应曲线 如图16所示。

t/s 平飞等马赫关加力过程中推 力 F 输出响应曲线

80 100



图 16 起飞爬升状态开加力、平飞等马赫关加力过程中喷口 喉道面积A。和主燃油流量W、调节响应曲线

采用上述适应多种飞行条件、发动机状态的非线 性模型,对于发动机喷口控制系统的适应性仿真结果 表明,该算法设计的喷口控制系统在开加力、关加力 的动态调节中涡轮落压比能够适应于起飞爬升状态 开加力、平飞等马赫关加力的控制性能。

4 结论

(1)在系统存在随机干扰零均值幅值±0.1的白噪 声、外回路+10%、内回路-5%的常值干扰下,分别在 涡轮落压比阶跃、斜波指令下,涡轮落压比输出响应 能够伺服跟踪参考指令,无稳态误差。

(2)在外回路中模型增益拉偏+80%、内回路模型 增益拉偏-20%,且喷口控制控制系统存在干扰的情 况下,涡轮落压比输出响应仍具有伺服跟踪、抗干扰 的鲁棒性能能力。

(3)在飞行条件变化范围较大的起飞、爬升状态 进入加力以及等飞行高度平飞中保持飞行马赫数不 变的关断加力仿真过程中,喷口控制稳定性好,具有 鲁棒适应性能力。

参考文献:

- Link C J, Sanjay G. Propulsion control technology development in the United States- a historical perspective[R].NASA-TM-2005-213978.
- [2] Jaw L C, Mattingly J D. 飞机发动机控制:设计、系统分析和健康监视
 [M].张新国译.北京:航空工业出版社,2011:1-39.
 Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring[M]. Translated by ZHANG Xinguo. Beijing Industrial Publishing House, 2011:1-39.(in Chinese)
- [3] Barrett W J, Rembold J P.Flight test of a full authority digital electronic engine control system in an F-15 aircraft[R].AIAA-81-1501.
- [4] 张绍基. 军用航空发动机燃油与控制系统的研究和发展[J]. 航空发动机,2000(3):14-21.

ZHANG Shaoji. Research and development of military aeroengine fuel and control system[J]. Aeroengine, 2000(3): 14-21. (in Chinese)

[5] 朴英,张绍基.军用航空发动机加力控制系统的研究和发展[J]. 推进 技术,2001,22(2):89-96.

PIAO Ying, ZHANG Shaoji. Research and development of afterburner control system fo military aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2):89–96. (in Chinese)

[6] 唐狄毅, 廉筱纯. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1990: 9.

TANG Diyi, LIAN Xiaochun. Principle of aviation gas turbine[M]. Beijing:National Defense Industry Press, 1990;9.(in Chinese)

[7] 吴虎, 廉筱纯, 沈韶瀛. 某型加力涡扇发动机变几何扩稳优化模拟[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 390-393.

WU Hu, LIAN Xiaochun, SHEN Shaoying. A study of enlarging surge margin and optimization of variable geometry for afterburning turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16 (4) : 390–393. (in Chinese)

[8] 吴虎,杨精波,廉筱纯,等.加力涡扇发动机过失速 / 旋转失速特性

分析[J].推进技术,2000,21(3):46-48.

- WU Hu, YANG Jingbo, LIAN Xiaochun, et al. Simulation of surge behavior of an augmented turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3):46-48.(in Chinese)
- [9] 吴虎,蒋建军.加力涡扇发动机喘振与消喘模拟[J].航空动力学报, 2006,21(2):275-279.

WU Hu, JIANG Jianjun.Simulation of surge behavior of an augmented turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 21 (2) : 275–279.(in Chinese)

[10] 时瑞军,周剑波,张秋贵,等.樊思齐加力式双转子混合排气涡扇 发动机全状态数学建模技术[J]. 航空动力学报,2013,28(10): 2384-2390.

SHI Ruijun, ZHOU Jianbo, ZHANG Qiugui, et al. Modeling of whole processes of mixing exhaust afterburner twin spool turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10):2384–2390.(in Chinese)

[11] 李伟,李军,董顺义.喷管面积调节精度对某型涡扇发动机加力性 能影响的数值仿真[J].航空动力学报,2005,20(4):556-560.
LI Wei, LI Jun, DONG Shunyi.Numerical simulation of the influence of nozzle area control accuracy on turbofan afterburning performance
[J].Journal of Aerospace Power,2005,20(4):556-560.(in Chinese)

[12] 刘杰,张绍基.某涡扇发动机加力供油和喷口控制系统间相互影响分析[J].航空发动机,1999(1):25-29.

LIU Jie, ZHANG Shaoji. Analysis of interaction between afterburner fuel supply and nozzle control system of a turbofan engine[J]. Aeroengine, 1999(1):25-29.(in Chinese)

[13] 蒋毅.带执行机构的航空发动机喷口控制器设计方法[J]. 推进技术,2012,33(6):968-973.

JIANG Yi. Controller design methodology for aeroengine nozzle with actuator[J].Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6):968–973. (in Chinese)

- [14] 戚学锋,樊丁.涡扇发动机加力过程非线性最优控制研究[J].推进 技术,2006,27(4):339-344.
 - QI Xuefeng, FAN Ding. Nonlinear optimal control of turbofan engine afterburning process[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27 (4):339-344.(in Chinese)
- [15] Storn R, Price K. Differential evolution a simple and efficient heuristic for global optimization overcontinuous spaces[J]. Journal of Global Optimization, 1997, 11(4): 341-359.

(编辑:兰海青)

航空发动机燃油系统定压活门参数优化设计

王 涛1,柴文伟2,罗畅敏2,李文强1,叶志锋1

(1.南京航空航天大学能源与动力学院,南京210016;2.中国航发贵州红林航空动力控制科技有限公司,贵阳550009)

摘要:定压活门在燃油系统中为多个伺服机构供油,针对其稳定性、稳态精度、鲁棒性等设计要求,以及多个设计参数相互竞争又相互矛盾的选择,提出了一种基于优化算法的参数设计方法。建立了定压活门数学模型,基于稳态模型进行了参数设计分析。结果表明:定压活门存在流量稳态工作区,在流量稳态工作区内,阀芯截面积增大,流量敏感度增大,但阀芯截面积过大会增大定压活门的体积。根据定压活门压力范围计算了稳态参数,以调节时间和超调量为目标,取3组不同定压腔容积,将弹簧腔容积、阻尼孔径、运动阻尼、阀芯质量作为参数,基于非支配排序遗传算法(NSGA-II)进行了动态优化。Pareto解集表明调节时间和超调量相互矛盾。选取1组解经AMESim 仿真验证,优化后的结构参数能够使调节时间缩短20%以上,超调量降低15%以上,定压活门动态性能得到改善。

关键词:定压活门;状态空间模型;多目标优化;非支配排序遗传算法;燃油系统;航空发动机
 中图分类号:V235.1
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.018

Optimization Design of Constant Pressure Valve Parameters of Aeroengine Fuel System

WANG Tao1, CHAI Wen-wei2, LUO Chang-min2, LI Wen-qiang1, YE Zhi-feng1

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. AECC Guizhou Honglin Aviation Power Control Technology Co., Ltd, Guiyang 550009, China)

Abstract: The constant pressure valve supplies fuel to several servo mechanisms in the fuel system. Aiming at its design requirements of stability, steady-state accuracy, robustness, and the competing and contradictory selection of multiple design parameters, a parameter design method based on optimization algorithms was proposed. The mathematical model of the constant pressure valve was established, and parameter design analysis was conducted based on the steady-state model. The results show that there is a steady flow operating range in the constant pressure valve, within this range, as the cross-sectional area of the spool increases, the flow rate sensitivity increases, but excessive cross-sectional area of the spool will increase the volume of the constant pressure valve. The steady-state parameters were calculated based on the pressure range of the constant pressure valve. With the adjusting time and overshoot as the goal, three groups of different constant-pressure chamber volumes were taken for conducting dynamic optimization based on the non-dominated sorting genetic algorithm (NSGA-II) with the spring chamber volume, the diameter of damping aperture, the motion damping, and the spool mass as parameters. The Pareto solution set indicates that the adjusting time and the overshoot amount are contradictory. A set of solutions was selected and verified by the AMESim simulation. The optimized structural parameters can shorten the adjusting time by more than 20%, reduce the overshoot by more than 15%, and improve the dynamic performance of the constant pressure valve.

Key words: constant pressure valve; state space model; multi-objective optimization; non-dominated sorting genetic algorithm; fuel system; aeroengine

0 引言

定压活门是航空发动机燃油调节器的重要部件, 用来为燃油调节器各伺服机构提供稳定压力。定压 活门结构简单、可靠性高,但是随着发动机上的伺服 机构越来越多,定压活门需要提供的流量范围越来越宽,且各伺服机构供油相互耦合,因此对定压活门的稳定性、快速性和鲁棒性提出了更高的要求^[1]。特别是随着定压活门到伺服机构的管路容腔增大,定压活门输出压力的自振频率降低^[2],可能引发出口压力的

引用格式: 王涛,柴文伟,罗畅敏,等. 航空发动机燃油系统定压活门参数优化设计[J]. 航空发动机,2024,50(2):134–138. WANG Tao,CHAI Wenwei,LUO Changmin, et al. Optimization design of constant pressure valve parameters of aeroengine fuel system[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):134–138.

收稿日期:2022-11-28 作者简介:王涛(1997),男,硕士。

振荡,进而引起伺服机构输出波动,严重时会影响发动机转速的稳定,影响飞行安全¹³⁻⁴¹。

研究人员早期对定压活门的研究主要集中在稳 态、动态特性的分析上。Ma^[5]对同类活门进行了稳态 和动态分析,其分析方法可以用于其他压力控制活 门:魏艳艳等⁶⁶建立了压差活门的数学模型,通过对等 压差活门系统的稳定性进行分析,计算了单位阶跃输 入时的稳态误差,证明了数学模型以流量方程和力平 衡方程为基础,采用线性化的处理方法建立等压差活 门数学模型的可行性,并对可行性进行了验证,表明 燃油调节器类似元件均可按照其方法建立数学模型; 王华威等^[7]通过Simulink和AMESim建立仿真模型, 分别进行了稳态和动态仿真,得到了影响定压活门性 能的主要参数;李洪胜等18研究发现降低弹簧刚度、增 加阀芯直径能提升压差活门的性能,对于影响动态性 能的参数存在最优组合,但是并没有提出具体的优化 设计方法。Osterland 等¹⁹针对带有电磁系统的定压活 门展开研究,得到输出压力和流量之间关系的解析 解,并得到一个关于定压活门稳定性的判断准则,即 当系统的黏性摩擦系数大于临界阻尼时该定压活门 才可以稳定工作。

新型发动机的定压活门通常需要同时为多个伺 服机构供油,工况复杂多变,除了满足稳定性要求外, 还需具备供油量变化范围宽、稳态精度高、动态响应 稳而快、鲁棒性强^[10-12]等优点。面对这些设计要求, 多个设计参数面临某些约束下的相互竞争又相互矛 盾的选择。本文在定压活门稳定性分析的基础上进 行了稳态参数计算,利用优化算法对结构参数进行优 化,并利用AMESim仿真进行验证。

1 定压活门数学模型

发动机燃油调节器的定压活门结构如图1所示。

从图中可见,定压活门主 要由活门阀芯1、调整垫圈 2、弹簧3、活门衬套4、回油 阻尼孔5组成。图中_{pj}为 进口压力,p_a为定压压力, p₁为弹簧腔压力,p_b为回油 压力。

定压活门是一个带反 馈的闭环自动控制元件,



当进口压力和出口流量发生变化时,定压活门会通过 阀芯位移调整阀口面积A₁,进而保持出口压力的稳 定。定压活门阀口面积是由活门衬套上的圆孔和阀 芯台肩配合形成的,设阀芯位移为X,当X=0 mm时, 由于弹簧存在初始预紧力,会将阀芯顶到底,此时阀 口面积为最大。设圆孔孔径为r,数量为n,遮盖量为 r₀,则A₁与X的关系为

$$A_{1} = n \cdot (\pi r^{2} - (\arccos(\frac{r - X - r_{0}}{r}) \cdot r^{2} - (r - X - r_{0}) \cdot \sqrt{r^{2} - (r - X - r_{0})^{2}}))$$
(1)

1.1 稳态数学模型

定压活门存在流入式液动力,根据动量定理可得 其液动力为

 $F_s = 2C_vC_1A_1\cos\theta\Delta p = K_sA_1\Delta p$ (2) 式中: C_v 为速度系数,是阀口射流最小断面处液体流 速的修正系数,一般取0.95~0.98,本文取0.98; C_1 为进 口流量系数,本文取0.65; θ为射流角,可认为在定压 活门工作范围内均为69°; K_s 为稳态液动力系数。

阀芯力平衡方程为

 $p_{d}A + K_{s}A_{1}\Delta p = p_{1}A + KX + F_{0}$ (3) 式中:K为弹簧刚度系数; F_{0} 为弹簧初始预紧力;A为 阀芯横截面积。

提供给多个伺服机构的流量,等效为定压活门出口面积A₂,进出口流量平衡方程为

$$C_{1}A_{1}\sqrt{\frac{2(p_{j}-p_{d})}{\rho}} = C_{2}A_{2}\sqrt{\frac{2(p_{d}-p_{h})}{\rho}}$$
 (4)

式中:C2为出口流量系数,本文取0.72; p为燃油密度。

式中A₁未到达最大值,当A₁到达最大值后,流 量为

$$Q = C_1 A_{1 \max} \sqrt{\frac{2\left(p_j - p_d\right)}{\rho}} \tag{5}$$

1.2 动态数学模型

(1)力平衡方程。忽略瞬态液动力,列出阀芯的 动力学方程为

 $m\ddot{X} = p_{d}A + F_{s} - p_{t}A - B\dot{X} - F_{0} - KX$ (6) 式中:B为运动阻尼即黏性摩擦系数,由摩擦力、配合 间隙、燃油黏度等因素决定;m为阀芯质量。

(2)弹簧腔压力方程。回油腔后接有细长节流 孔,则弹簧腔压力的动态方程为

$$A\dot{X} = \frac{\pi d^4}{128\mu l} \left(p_{t} - p_{h} \right) + \frac{V_{t}}{\beta} \dot{p}_{t}$$
(7)

式中:*d*为阻尼孔径;*l*为阻尼孔长度,本文取1mm;μ 为动力黏度;*V*,为弹簧腔总容积;β为燃油弹性模量。

(3)定压腔压力方程。定压活门出口至各伺服机 构的管路称为定压腔,其总容积为V_d,压力动态方 程为

$$\dot{p}_{\rm d} = \frac{\beta}{V_{\rm d} + AX} \left(Q_1 - Q_2 - A\dot{X} \right) \tag{8}$$

式中:*Q*₁为进入定压活门的燃油流量;*Q*₂为流出定压活门的燃油流量。

设状态变量为 $x_1 = X, x_2 = \dot{X}, x_3 = p_1, x_4 = p_d$ 。输入为 $u_1 = p_j, u_2 = A_2$;输出为 $y = p_d = x_4$,经过线性化可得增量式状态空间方程^[12]为

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u$$

$$\Delta y = C \Delta x + D \Delta u$$
(9)

2 定压活门优化设计

2.1 稳态参数设计

定压活门首先要保证好的稳态特性,由稳态方程 可知,影响稳态性能的参数主要有K、A,定压活门存在 稳态工作区,在稳态工作区内,阀芯位移自动调节,流量 压力特性即定压压力敏感度曲线近似于一条直线。当 流量较大时,阀芯运动到最小位移,阀口面积保持最大, 超出稳态工作区,定压活门的定压效果会变差。因此,

在稳态工作区内,定压压力 的敏感度随流量变化取决 于这条直线斜率,直线斜率 越小,表明定压压力敏感度 越低,定压活门稳态性能越 好。绘制出阀芯截面积A 取不同值时的流量压力曲 线,如图2所示。



从图中可见,A越大稳态工作区越大,但A不能过 大,否则会造成定压活门体积过大。联立式(3)、(4)、 (5)可知,在其他参数确定时,K不能太小,要根据实 际压力进行计算。

2.2 动态优化

NSGA-II算法广泛应用于工程中多目标优化,在 遗传算法的基础上引进了快速非支配排序,大大缩短 了计算时间;采用了精英策略,保证了优秀个体存留 率;采用了拥挤度作为同级个体中选择优秀个体的标 准,保证了种群的多样性,有利于选择、交叉、变异^[14]。 NSGA-II对于每一代种群进行遗传操作得到子代种群,将子代种群与父代种群合并,进行非支配排序、拥挤度计算形成新的种群,然后进行反复计算,直至得到Pareto最优解^[15-17]。

定压活门性能要求之一是能快速响应流量需求 且定压压力不会出现大的超调,因此其动态性能主要 是调节时间t_{*}和超调量σ足够小。在定压活门进口压 力大范围变化的同时,定压压力变化幅度较小;在出 口面积大范围变化的同时,定压压力变化幅度较大; 因此本文以出口面积为输入,定压压力为输出的线性 化模型进行优化。在动态分析中发现,影响定压活门 动态性能的主要参数有定压腔的V_d、d、V₁、B、m。此 外,经过仿真对比发现A不仅影响稳态性能,也会影 响动态性能,A越小调节时间和超调越大。鉴于本文 的优化是在稳态参数确定的线性化点展开的,因此, 对A的优化暂不作为本文考虑内容。V_d取决于管路 长短,无法作为被优化参数,因此可分别取3组不同 V_d,在进口压力和流量的某一稳态点,再将d、V₁、B、m 作为参数进行优化,动态优化的目标函数为

$$\min \begin{cases} t_s(d, V_t, B, m) \\ \sigma(d, V_t, B, m) \end{cases}$$
(10)

对于t_s和 σ 权重可根据需求进行设置。

定压活门本质上是弹簧质量阻尼系统,存在稳定 性问题。由于根轨迹分析只能确定单个参数的范围,

而参数之间又相互影响从 而影响其稳定性,因此可 先判断状态空间矩阵特征 值是否具有负实部,如果 不具有负实部,直接令 $t_s=$ $\infty,\sigma=\infty,在迭代过程中,其$ 会作为较差个体被排除,如果具有负实部则会进行单位阶跃计算,得到单位 $阶跃响应下的<math>t_s,\sigma$,再进 行非支配排序、拥挤度计 算等操作,目标函数的计 算流程如图3所示。



本文在根轨迹分析的基础上确定参数的取值范 围,各变量取值范围见表1。

	衣 合受	里以但氾固	
变量	下限	上限	步长
d/mm	0.1	5.0	0.1
V_t/m^3	2.78×10^{-6}	2.78×10^{-5}	1×10^{-10}
$B/((N \cdot m)/s)$	1×10^{-2}	1.0×10 ³	1×10^{-2}
m/g	1	50	0.1

3 结果分析

所示。

为了验证优化的合理性,在AMESim模型中建立 定压活门仿真模型,如图4

3.1 稳态参数计算

定压活门(图1)在稳态 工作区内定压压力要求最 大为2.36 MPa,最小为1.05 MPa。取A=78.54 mm²,考 虑到定压活门不在微小流 量工况下工作,取pi=8 MPa,取Qmin=0.1 L/min,将 *p*_{dmin}=1.05 MPa 代人式(5)



得 Q_{max}=117.53 L/min。将 p_{dmin}=1.05 MPa 代入式(3)计 算出 F₀=139.77 N,将 p_{dmax}=2.38 MPa 代入式(3),可计 算出 K=15000 N/m。

3.2 动态仿真

取p=8 MPa工作点线性化后的数学模型,选取3 组不同的 V_d,分别为 1.78×10⁻⁶、2.69×10⁻⁶、4.65×10⁻⁶ m³ 进行动态优化。设置种群数量为50个,迭代次数为 200次,NSGA-II计算的Pareto解集如图5所示,解集 中点的个数并不相同,这是因为当迭代到达一定次数 后,部分解取值重叠。采用其他的种群数量和迭代次 数后得出的优化后动态参数解集都高度重复,t。都在 1×10^{-3} s 以内, σ 都在 7% 以内, 可见本文采用的

NSGA-Ⅱ算法具有良好的 鲁棒性。

无论V。取何值,当t。较小 时, σ 则较高,因此,t和 σ 是2 个矛盾的目标,可根据实际 工程需要选择不同的解。



分别在不同 V_d 的 Pareto 解集中取1组最优解, V_d 取不同值时优化后的各参数取值见表2。根据表中 的参数, A, 由 2.08×10⁻⁶ m²先阶跃到 2.18×10⁻⁶ m²再阶



跃到2.08×10⁻⁶ m²,观察其阶跃的动态响应过程,动态 优化前后对比如图6所示。

表2 V_a取不同值时优化后的各参数取值

参数	$V_{\rm d}/{ m m}^3$			
	1.78×10^{-6}	2.69×10 ⁻⁶	4.65×10 ⁻⁶	
d/mm	1.01	1.02	0.9	
V_t/m^3	4.63×10 ⁻⁶	24.3×10 ⁻⁶	17.8×10^{-6}	
$B/((N \cdot m)/s)$	24.24	44.60	18.85	
m/g	5.10	5.07	5.13	



从图中可见,在V,的3组取值下,无论定压活门 出口面积(表征了定压活门流量需求)向上还是向下 突变(正负阶跃输入),定压活门动态性能都得到了有 效改善。经计算可知,当 $V_{a}=1.78\times10^{-6}$ m³时, σ 降低约 15.47%, t_s降低约 28%。在 V_d=2.69×10⁻⁶m³和 4.65× 10⁻⁶m³时,定压活门的压力输入系统响应特性也得到 了显著优化。这表明当燃油系统中的1个或多个伺 服机构动作时,定压活门对其它伺服机构供油的耦合 影响减小了。此外,当进口压力不同时,定压活门处 于不同的工作点,动态响应略有不同。对于不同进口 压力阶跃突变,优化后的参数也有效缩短了调节时间 并降低了超调量。

定压活门流量范围广,需要对流量大范围变化时 的动态过程进行对比,取不同A₂进行了仿真验证。当 流量突变较小时,定压活门调节时间过长且存在压力 振荡,经过优化后,有效缩短了调节时间并消除了震 荡;当流量突变较大时,调节时间过长、超调量较大, 经过优化后,调节时间明显缩短,超调量明显降低。

4 结论

(1)阀芯截面积不仅影响定压活门的稳态性能, 还影响其动态性能。增大阀芯截面积能够降低定压 活门输出压力对流量的敏感度、缩短动态过程的调节 时间、降低超调量,但这样会增大定压活门体积,只能 视情而为。

(2)以调节时间和超调量为目标函数,采用 NSGA-II算法得到了最优解集,根据解集可知调节时 间和超调量是相互矛盾的,在实际工程应用中可根据 需求不同选择合理的参数。

(3)定压腔容积对定压活门动态特性有重要影响,其大小主要取决于定压活门后的管路。在3组不同值定压腔容积中,选择1组动态优化的解作为结构参数,在出口面积发生阶跃突变后,优化后的定压活门动态性能都有明显提升。

参考文献:

[1] 葛树宏,樊丁,彭凯.某型航空发动机燃油调节器改型设计研究[J]. 计算机仿真,2012,29(8):81-84.

GE Shuhong, FAN Ding, PENG Kai.Study on remodel design of aeroengine fuel controller[J].Computer Simulation, 2012, 29(8):81–84.(in Chinese)

[2] 吴榕,唐雯,林文祥.减压阀动态性能仿真分析与测试[J]. 厦门大学 学报(自然科学版),2011,50(5):847-851.

WU Rong, TANG Wen, LIN Wenxiang. Dynamic performance simulation of pressure relief valve and test[J]. Journal of Xiamen University (Natural Science),2011,50(5):847–851.(in Chinese)

[3] 崔颖,周振华,吴忠敏.航空发动机加力燃油调节器出口压力波动 研究[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(2):56-62. CUI Ying, ZHOU Zhenhua, WU Zhongmin.Research on outlet pressure

fluctuation problem of afterburner regulator of aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(2):56–62.(in Chinese)

[4] 王珂.航空发动机燃油调节器建模与故障诊断[D].辽宁大连:大连 理工大学,2018.

WANG Ke.Modeling and fault diagnosis of aero-engine fuel regulator[D].

 $DaLian\ Liaoning: Dalian\ University\ of\ Technology\ , 2018. (in\ Chinese)$

- [5] Ma C Y. The analysis and design of hydraulic pressure reducing valves[J].Journal of Engineering for Industry, 1967, 89(2):301–308.
- [6] 魏艳艳,王宏宇,缪万波.某型涡轴发动机等压差活门建模分析[J]. 航空发动机,2014,40(4):75-78.

WEI Yanyan, WANG Hongyu, MIAO Wanbo. Analysis on modeling of constant pressure difference valve for a turboshaft engine[J]. Aeroengine, 2014, 40(4):75-78.(in Chinese)

[7] 王华威,王曦,李志鹏,等.定压活门稳定性定量分析[J].航空动力学报,2015,30(3):754-761.

WANG Huawei, WANG Xi, LI Zhipeng, et al. Quantitative analysis on constant pressure valve stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3):754-761.(in Chinese)

[8] 李洪胜, 王曦, 王华威, 等. 压差控制器的稳定性分析和设计参数的研究[J]. 航空发动机, 2016, 42(3): 12-16.

LI Hongsheng, WANG Xi, WANG Huawei, et. Differential pressure controller stability analysis and research of design parameters[J]. Aeroengine, 2016, 42(3): 12–16. (in Chinese)

- [9] Osterland S, Weber J. Analytical description of the static and dynamic behaviour of a pressure relief valve[R].FPMC2018-8859.
- [10] 吴靖,胡国才,刘湘一.带定压活门的液压阻尼器建模因素分析[J]. 工程科学与技术,2017,49(6):184-188.
 WU Jing, HU Guocai, LIU Xiangyi. Analysis on modeling factors of

hydraulic damper with pressure relief valve[J].Advanced Engineering Sciences, 2017, 49(6):184–188.(in Chinese)

[11] 吴靖, 胡国才. 带定压活门的液压阻尼器力学性能研究[J]. 华中科 技大学学报(自然科学版), 2017, 45(2): 44-49.

WU Jing, HU Guocai. On mechanical features of hydraulic damper with pressure relief valve[J].Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2017, 45(2): 44–49. (in Chinese)

[12] 杨峰, 王曦, 程涛, 等. 某型压差活门的动态特性分析[J]. 航空发动机, 2015, 41(3): 44-50.

YANG Feng, WANG Xi, CHENG Tao, et al. Dynamic characteristics analysis of a pressure differential valve[J]. Aeroengine, 2015, 41(3): 44–50.(in Chinese)

- [13] Chen C T. Linear system theory and design[M]. Oxford: Oxford University Press, 2013:21-26.
- [14] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2):182-197.
- [15]徐培原,刘伟.发动机外部管路系统的卡箍布局多目标优化[J].航 空发动机,2020,46(6):46-52.

XU Peiyuan, LIU Wei. Multi-objective optimization of clamps layout for engine external pipeline system[J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 46– 52.(in Chinese)

[16] Gui S, Zhang S, Fu B, et al. Fluid-dynamic analysis and multiobjective design optimization of piezoelectric servo valves[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2022, 85:102157.

[17] 桂肃尧,张轩,张仕双,等.液压伺服阀阀芯的动态特性分析与多 目标优化[J].西安交通大学学报,2022(12):1-14.

GUI Suyao, ZHANG Xuan, ZHANG Shishuang. et al. Dynamic characteristic analysis and multi-objective optimization of hydraulic servo valve spool[J].Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022(12): 1-14.(in Chinese)

(编辑:刘静)

基于光纤复合测量技术的涡轮叶片气膜孔检测

高继昆¹,闫 峰¹,何小妹²,德晓薇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气膜孔几何特征参数有效检测手段缺乏、测量结果一致性差的问题,设计并搭建了基于 光纤复合测量技术的涡轮叶片气膜孔检测系统,提出了利用该系统对涡轮叶片气膜孔进行测量的方法,通过试验进行了方法验 证。搭建的系统为多传感器测量系统,具备叶片接触与非接触测量、空间姿态定位及3D投影能力,实现了涡轮叶片全范围气模孔 的测量。在试验中,选取高压涡轮叶片作为被测物体,应用该测量系统对叶片上的气膜孔进行了测量,计算得到了气膜孔直径、轴 线角度及位置度的准确信息。结果表明:通过测量不确定度的分析评定可知,该系统对气膜孔直径、位置度的测量不确定度均小 于0.01 mm,完全满足设计公差对测量仪器的精度要求,可以用于涡轮叶片气膜孔工程化测量。

关键词:涡轮叶片;气膜孔;几何特征参数;光纤复合测量技术;接触测量;非接触测量;航空发动机

中图分类号:V232.4 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.019

Inspection of Turbine Blade Film Cooling Holes Based on Fiber Optic Multi-sensor Measurement Technique

GAO Ji-kun¹, YAN Feng¹, HE Xiao-mei², DE Xiao-wei¹

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

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

Abstract: In order to solve the problems of lacking effective inspection means and poor consistency of measurement results for aeroengine turbine blade film cooling hole geometrical feature parameters, an inspection system for turbine blade film cooling holes was designed and established based on fiber optic-based multi-sensor measurement technique. The measurement method of the film cooling holes using the system was proposed, and verified by measurement practices. The system is a multi-sensor measurement system with the ability of contact and non-contact measurement, spatial attitude positioning, and 3D projection, realizing measurement of film cooling holes over the entire turbine blade. A high-pressure turbine blade was selected for conducting the film cooling hole measurement by using the measurement system. Accurate geometrical feature parameters of the film cooling holes were calculated, including their diameters, axis angles, and position. The results show that through measurement uncertainty analysis and evaluation, uncertainties of the diameters and the positions are both less than 0.01mm, which fully meets the accuracy requirements of the measuring instrument derived from the design tolerances, and the system can be used for the inspection of the film cooling hole of the turbine blade.

Key words: turbine blade; film cooling hole; geometrical feature parameter; fiber optic multi-sensor measurement technique; contact measurement; non-contact measurement; aeroengine

0 引言

涡轮叶片作为航空发动机关键部件之一,其气膜 孔测量技术的精度和效率对于提高发动机性能和稳 定性具有重要意义¹¹¹。涡轮叶片外部冷却即为气膜冷 却,由位置对应的单排或多排气膜冷却孔来实现,气 膜冷却效率是材料、几何参数及其耦合作用在高温、 高压3维非定流场的响应,与气膜孔的形状与位置参 数息息相关^[2-4]。叶片气膜孔孔径非常小且结构复杂, 一般的检测设备无法满足气膜孔几何参数检测要求, 目前还没有专用的、成熟的气膜孔检测设备^[5],也没有 统一的检测方法和相应的校准规范。

收稿日期:2023-10-08 基金项目:航空动力基础研究项目资助 作者简介:高继昆(1967),男,高级工程师。

引用格式:高继昆,闫峰,何小妹,等.基于光纤复合测量技术的涡轮叶片气膜孔检测[J]. 航空发动机,2024,50(2):139-146.GAO Jikun,YAN Feng,HE Xiaomei,et al.Inspection of turbine blade film cooling holes based on fiber opticmulti-sensor measurement technique[J].Aeroengine,2024,50(2):139-146.

航空涡轮叶片气膜孔测量主要采用接触式和非 接触式2种方法。接触式测量方法具有测量精度高、 稳定性好等特点,但效率不高,易受到测头尺寸等因 素影响;非接触式测量方法具有测量速度快、效率高 等优点,但测量精度和稳定性较接触式测量方法有一 定差距。随着精密微小孔测量技术应用的日益广泛, 国内外学者对此进行了深入研究。在接触式测量方 面, Masuzawa 等⁶⁶于20世纪90年代提出振荡扫描法, 利用探针接触、断开时产生的电信号占空比计算微孔 轮廓:Muralikrishnan等^[7-9]发明了一种光纤偏转测头、 Saiima 等^[10]采用带有压电元件驱动的振动机构的光纤 测头用于微小孔径尺寸测量:Elfuriani等[11-12]使用基 于旋转丝探头和声发射触摸检测系统来测量微尺寸 孔的内部尺寸;崔继文等四设计了基于双光纤耦合原 理的微深孔测量方法实现了微小孔径测量。在非接 触测量方面,Shetty等^[14]使用视觉测量系统加激光束 和准直仪来捕获叶片气膜孔的尺寸参数;Robert等[15] 采用红外成像技术判断气膜孔的质量;Bogovic Iva-Nicol 等^[16]应用数字化 ATOS 测量系统实现对叶片气 膜孔的测量;Munkelt等^[17]通过基于条纹投影和无标 记多视图拼接的光学3D扫描仪扫描涡轮叶片气膜 孔;Ramamurthy等^[18]提出一种坐标测量与光学扫描结 合的测量系统来获取气膜孔3维点云数据。在中国 应用的非接触测量方法主要有光学小景深测量法、激 光扫描法、结构光法等。如王呈等¹⁰⁹采用双轴转台加 三坐标光学镜头五轴光学测量系统、张敏等^[20]采用基 于激光传感器的气膜孔检测方案用于气膜孔测量;赵 圆圆等[21-22]基于机器视觉和图像分析法用于微小孔 径的测量。由于叶片气膜孔设计结构复杂、测量难度 高,单一的测量手段和测量方法无法实现对气膜孔的 完整测量。

本文着重分析了涡轮叶片气膜孔特征参数测量 方法,开展了气膜孔特征参数接触与非接触复合式测 量试验,形成基于光纤的多传感器气膜孔测量系统, 讨论了气膜孔孔间距、排间距计算方式并应用于气膜 孔测量实践。

1 测量原理及系统构成

1.1 系统结构设计

涡轮叶片气膜孔的设计特点为:设计结构复杂, 通常分布于叶片的叶身、叶尖及缘板等部位;气膜孔 沿着叶身方向呈线性排列,每排孔的轴线方向都不尽 相同,有些气膜孔的轴线与叶片表面夹角较小,形成 斜孔,给测量带来了很大难度。因此,设计搭建气膜 孔检测装置时,在满足气膜孔检测精度的同时,要充 分考虑气膜孔测量的可达性,以保证涡轮叶片气膜孔 的全方位测量。

根据涡轮叶片气膜孔分布特点与测量需求,搭建 一种基于光纤复合坐标测量技术的涡轮叶片气膜孔 检测装置。该测量系统以光学复合坐标测量系统为 基本框架,集成高精度双轴转台、待测涡轮叶片组件 (叶片专用夹具、待测涡轮叶片)、接触及非接触测量 传感器,组成五轴测量系统,如图1所示。



图1 测量系统

叶片气膜孔检测装置测量系统的运动机构由x、y 和z3个直线轴和回转轴构成。其中,x、y和z轴集成 在一起,由坐标测量系统框架实现;回转轴布置在仪 器工作台上,可随y轴移动,回转轴由高精度双轴转 台构成,被测高压涡轮叶片通过专用夹具固定在双轴 转台上,可随双轴转台移动和旋转。气膜孔测量用传 感器(光学测量传感器、光纤测量传感器、接触式测量 传感器及色谱共焦传感器)安装在坐标测量系统的z 轴末端并行排列。测量用传感器可以沿着相互垂直 的x、y和z轴进行单独运动或者联动,实现由x、y和z 轴构成的直角坐标系内任意一点的精确定位。

气膜孔精密测量系统的内涵为多传感器测量系统^[23-24],是集光纤、光学、探针、精密双轴转台、图像处理、自动聚焦和3D投影为一身的多功能测量设备,可实现接触与非接触测量。基于光纤复合坐标测量技术的涡轮叶片气膜孔检测装置可以实现涡轮叶片型面、气膜孔形貌特征的3维重构,从而得出气膜孔的孔径、空间位置与轴线角度等形位参数。由于采用多传感器系统安装在同一测量机中对叶片气膜孔进行测量,提高了测量的精度和效率。

1.2 测量原理

将待测高压涡轮工作叶片固定在气膜孔精密测 量系统的双轴转台上。使用光学传感器、探针传感器 建立待测高压涡轮工作叶片测量坐标系,导入待测高
压涡轮工作叶片的3维模型进行拟合。使用光学传 感器对待测气膜孔的具体位置进行初始测量,并根据 测量结果建立待测气膜孔的子坐标系。调用光纤传 感器,设置气膜孔测量策略,在已建立的坐标系上对 气膜孔进行测量。重复上述步骤,依次测量所有待测 气膜孔。

1.3 测量系统各部分作用

测量系统各部分的作用如下。

1.3.1 光学测量系统作用

采用 ZOOM 光学变焦镜头,空间测量精度为 (1.7+L/300)µm。光学变焦镜头对光纤起到测量引导 和数值确定作用。

1.3.2 光纤测量系统作用

光纤测量传感器为2D测量传感器,常用测头直 径为0.10 mm、0.15 mm,探测精度为1.5 μm。光纤测 头系统工作基本原理为:当光纤测头系统工作时,机 器自动到光纤探针架更换光纤探针,将光纤探针安装 在光学变焦镜头下面,通过光学变焦镜头跟踪采集光 纤探针球头的位置信息。在未开始测量时,探针球头 位于镜头中心位置;当光纤探针测量气膜孔时,采用 打点法测量,探针球头与孔内壁接触受力,从而与中 心位置产生位移,当达到一定量的位移时,变焦镜头 采集到相应的位置信息,反馈到系统中,通过换算得 到被测点相对于光栅尺的实际位置,然后以此类推得

到该孔所有被测点的实际 位置;最终将所有被测点 拟合成圆柱,得到气膜孔 孔径和位置度等参数的实 际值,光纤测头系统工作 原理如图2所示。



1.3.3 精密双轴转台作用

测量系统配置双轴转台的目的是实现涡轮叶片 气膜孔全方位的测量。气膜孔的结构特点为位置分 布广,分布于叶片不同部位,形状及轴线角度复杂多 变,单一测量方向无法完成全方位测量。因此只有通 过配置高精度双轴转台才能扩大光纤测头的可达性, 实现涡轮叶片全部气膜孔的测量。精密双轴转台的 测量范围为:A轴-15°~+90°,B轴±360°。

1.3.4 色谱共焦测头系统作用

利用共焦成像原理和光轴色谱编码来确定目标表面的位置和厚度。光轴色谱编码利用色谱将宽带

光源聚焦到测量范围内的多个点上。被聚集的反射 光通过空间滤波器反射到分光仪上。分光仪的光谱 响应决定反射发生表面的位置。色谱共焦测头的原 理如图3所示,技术参数见表1。



图3 色谱共焦测头工作原理

色谱共焦测头对于气 膜孔测量具有3方面作用: (1)用于被测涡轮叶片测 量坐标系基准要素的测 量,因基准要素一般设计 在叶片榫头部位,相应的 测量区域比较小,色谱共

4	衣 已 巴诺共焦	则头梦敛
	色谱共焦测头	CFP1000
	测量范围/µm	1000
1	工作距离/mm	19.1
,	分辨率/nm	35
1	最大爬坡角度/(°)	± 45
,	光斑大小/μm	3.5

焦测头的光斑直径只有3.5μm,可以测量更多的要素 点,保证基准要素提取的准确性;(2)实际被测涡轮叶 片与给定的理论模型有较大差异,则可通过色谱共焦 测头对实际叶片型面进行扫描测量,根据实测叶型轮 廓重构出3维模型,用于气膜孔位置度准确计算、评

价;(3)如被测涡轮叶片没 有理论模型,则应用色谱 共焦测头对叶型轮廓进行 扫描,建立叶片的3维测量 模型,用于气膜孔位置度 的计算和评价。色谱共焦 测头测量叶型轮廓的扫描 曲线如图4所示。



图4 气膜孔标准件叶型 轮廓扫描曲线

1.3.5 待测涡轮叶片组件作用

待测涡轮工作叶片组件结构如图5所示。从图 中可见,待测涡轮工作叶片组件由测量工装夹具主 体、紧定螺钉、标准圆棒、待测涡轮工作叶片组成。其 中测量工装用于待测叶片 的固定及与双轴转台连接, 标准圆棒用于涡轮叶片气 膜孔测量坐标系的建立。



2 光纤复合气膜孔测 量系统校准

光纤复合气膜孔测量系统集成并安装调试完成 后,对测量系统的各测量传感器进行校准,验证各传 感器精度指标是否满足初始设计要求。

2.1 校准项目及校准用标准器

参考《坐标测量机校准规范》(JJF 1064-2010), 分别对测量装置的光学测量系统、光纤测量传感器、 精密双轴转台、接触式测量传感器及色谱共焦传感器 进行校准。校准项目见表2,校准使用的计量标准器 见表3。

传感器名称	校准项目	标准器
光学系统	尺寸测量示值误差	标准线纹尺
	探测误差	靶标
光纤传感器	探测误差	标准陶瓷球
接触传感器	探测误差	标准陶瓷球
色谱传感器	探测误差	标准陶瓷球
双轴转台	4轴误差(FR、FT、FA)	标准陶瓷球

表2 校准项目

表3 校准用计量标准器

标准名称	型号/规格	不确定度误差
标准线纹尺	2 等/0 ~ 400 mm	$U=(0.15+0.5L) \ \mu m, k=2$
标准陶瓷球	φ =25 mm	U=0.03 μm, k=2
		位置度:U=0.5 µm,k=2
靶标	63.5 mm×63.5 mm	圆的位置:U=0.5 μm,k=2
		圆的直径:U=0.25 μm,k=2

2.2 校准结果

校准结果见表4。

传感器名称	校准项目	最大允许误差/µm	校准结果/μm
光学系统	尺寸测量 示值误差 探测误差	MPE:(1.7+ <i>L</i> /300) 1.1	0.7(满足要求)
光纤传感器	探测误差	1.5	1.2
接触传感器	探测误差	1.5	1.3
色谱传感器	探测误差	1.5	1.0
双轴转台	4轴误差	FR:3 FT:5 FA:15	FR:1.1 FT:2.6 FA:2.9

经校准,光纤复合气膜孔测量系统各技术参数满 足初始设计要求,可用于叶片气膜孔测量。

2.3 测量系统精度验证

为验证测量系统的测量精度,以标准环规(规格 为φ3)为例,对环规孔径进行测量试验,共测量5次, 测量结果见表5,其中标准值由第3方计量机构溯源。 标准环规最大测量误差为0.7 μm,测量结果表明光纤 复合气膜孔测量系统能够满足叶片气膜孔检测精度 要求。

表5 测量结果

序号	标准值/mm	实测值/mm	误差/mm
1	3.0005	2.9998	-0.0007
2	3.0005	3.0001	-0.0004
3	3.0005	3.0006	0.0001
4	3.0005	3.0007	0.0002
5	3.0005	3.0000	-0.0005

3 气膜孔测量试验与数据处理

3.1 气膜孔测量

应用基于光纤复合式坐标测量法对涡轮叶片气 膜孔进行检测,气膜孔位置如图6所示。



图6 气膜孔位置

根据叶片模型中气膜孔参数提取结果,待测叶片 的气膜孔径在0.4~0.5 mm之间,为使测量过程更加 安全精确,选择探头直径为0.15 mm的光纤对孔径进 行测量。模型的气膜孔与实际加工出的气膜孔方向 较为一致,而位置度往往有一定差异。在方向上,为 使光纤垂直进入待测气膜孔中,在已导入的3D模型 中选择要测量的气膜孔,获取气膜孔的法向量,根据 法向量转动转台直至气膜孔轴线竖直向上。此时使 用变焦光学传感器观察气膜孔(如图7所示),可以观



(a) 传感器观测位置(b) 传感器观察到的画面图7 使用变焦光学传感器观测气膜孔

察到气膜孔的形状为圆形。在位置上,使用大倍率镜 头定位气膜孔的位置并保存为子坐标系,以消除孔位 的加工偏差。确认具备测量条件后,即可切换光纤传 感器,在深度为0.8~1.2 mm的位置对目标气膜孔进

行测量,获取气膜孔的轴 线位置、轴线方向、孔径及 圆柱度值。单个气膜孔的 测量点分布如图8所示。 重复上述步骤,即可完成对 所有目标气膜孔的测量。



图8 单个气膜孔测量点分布

3.2 涡轮叶片气膜孔与模型交点计算方法

成排的气膜孔位置度是通过气膜孔的孔间距和 排间距来表征的。而孔间距和排间距最直观的表现 就是气膜孔轴线与叶身的交点。

使用光纤测量气膜孔内部时,每个气膜孔测得的 数据为圆柱的中点坐标、轴线角度与半径。而每个叶 片气膜孔中包含数个圆柱,圆柱在气膜孔中的位置 (即相对测量深度)根据手动选择的孔周最低点确定, 具有较大的不确定性,无法根据所测数据直接得出被 测孔的具体方位,利用轴线求位置度的计算方法误差

也相对较大。为了获取被 测孔的具体方位并消除这 一误差,使用测得的轴线 与叶片3维模型表面相交, 求出交点值,再对比计算 各交点的位置,求出间距 与位置度等信息,实测的 轴线与模型交点如图9所 示,从图中可以清晰比较 出气膜孔理论位置与实测 位置的差异。



图9 实测的轴线与模型交点

以涡轮叶片气膜孔前4排为例,各气膜孔理论位 置与实测位置的距离见表6。

表 6 扎位直测重结米						
孔位置	1-1	1-2	1-3	1-4	1-5	1-6
距离/mm	0.29	0.30	0.31	0.31	0.31	0.31
孔位置	2-1	2-2	2-3	2-4	2-5	2-6
距离/mm	0.60	0.58	0.59	0.58	0.58	0.59
孔位置	3-1	3-2	3-3	3-4	3-5	3-6
距离/mm	0.56	0.57	0.56	0.55	0.56	0.54
孔位置	4-1	4-2	4-3	4-4	4-5	4-6
距离/mm	0.62	0.61	0.59	0.58	0.55	0.53

6 孔位置测量结果

3.3 测量结果分析

在测量过程中,能够直接获取的测量数据包括轴 线位置、轴线方向、孔径、圆柱度,根据这些数据,可以 计算出轴线表面交点、位置度、孔径均值等。除上述 数据外,由于气膜孔的孔排间距会直接影响冷却气流 的冷却效率,故孔排间距也是需要体现的因素。

为验证气膜孔的实际孔排间距是否与理论设计 模型相同,设计评价参数*S*,对某排孔所有孔间距与 理论间距之间的差距进行评价。已知各孔间距与理 论间距的差值*c*₁,*c*₂,…*c*_{n-1},则孔间距评价参数*S*为

$$S = \sqrt{\frac{c_1^2 + c_2^2 + \dots + c_n^2}{n}}$$
(1)

当*S*越大时,该排孔的孔间距分布情况与理论设 计值相差越大。

以涡轮叶片气膜孔第1排为例,各相邻孔间的理论孔间距、实际孔间距及差值见表7,计算出S=0.005。

表7 孔间距测量值与理论值的差值

孔位置	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	S
理论/mm	8.00	8.00	8.00	8.00	8.00	0.005
实际/mm	8.00	7.99	8.00	7.99	8.01	0.005
差值/mm	0	0.01	0	0.01	0.01	0.005

依次计算气膜孔标准件各排的S值,计算结果见 表8,在气膜孔标准件中,第1排的S值最小,其孔间 距分布情况与理论设计值最为接近。

表8 S值计算结果

排数	1	2	3	4	5
S	0.005	0.011	0.016	0.025	0.026
排数	6	7	8	9	
S	0.031	0.028	0.019	0.023	

同理,设置1个排间距评价参数P,能够评价2排 孔之间实测距离与理论距离之间的差距,已知一排各 孔与另一排孔间距与理论间距的差值*e*₁,*e*₂,…*e*_{n-1},则 孔间距评价参数P为

$$P = \sqrt{\frac{e_1^2 + e_2^2 + \dots + e_n^2}{n}}$$
(2)

当P越大时,2排孔之间的距离与理论设计值相 差越大。

以涡轮叶片气膜孔第1、2排为例,第2排各孔与 第1排的理论间距、实际间距及差值见表9,计算出P =0.963。

依次计算气膜孔标准件各排的P值,计算结果见

表10。在气膜孔标准件中,第1排的P值最小,其排间距与理论设计值最为接近。

表9 孔排间距测量值与理论值的差值

位置	1	2	3	4	5	6	Р
理论/mm	9.26	9.26	9.26	9.26	9.26	9.26	
实际/mm	9.50	9.48	9.49	9.49	9.49	9.49	0.963
差值/mm	0.24	0.22	0.23	0.23	0.23	0.23	

		表10 P1	自计算结果		
排数	1	2	3	4	5
Р	0.963	0.999	0.998	0.983	0.979
排数	6	7	8	9	
P	0.102	0.991	0.988	0.987	

4 叶片气膜孔测量不确定度评定

目前绝大多数涡轮叶片气膜孔为圆柱孔,由于设 计要求不同,叶片气膜孔的孔径和位置度要求也各不 相不同。经梳理,一般涡轮工作叶片气膜孔直径设计 公差带范围<0.1 mm,位置度公差带范围为Φ=0.2~ 0.3 mm。分别对叶片气膜孔的直径和位置度测量结 果的不确定度进行评定,以验证测量结果是否满足 要求。

4.1 气膜孔直径测量不确定度

气膜孔直径测量不确定度为直接输出结果,没有 不确定度模型,不确定度分量包括:

(1)测量系统示值误差引起的不确定度分量u1;

(2)测量重复性引起的不确定度分量u₂;

(3)光纤测头系统探测误差引起的不确定度 分量*u*₃。

合成标准不确定度的评定为

$$u_c = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2} = 1.38 \,\mu\mathrm{m} \tag{3}$$

扩展不确定度评定:按正态分布,取置信概率p= 95%,包含因子k=2,则扩展不确定度为

$$U = k \cdot u_c = 2.8 \,\mu\mathrm{m} \tag{4}$$

经评定,气膜孔直径测量不确定度为2.8 μm,满 足气膜孔直径测量对测量设备的要求。

4.2 气膜孔位置度测量不确定度

气膜孔位置度测量不确定度模型为

$$f = 2\delta_i \tag{5}$$

不确定度分量包括:

(1)测量系统示值误差引起的不确定度分量u₁;

(2)测量重复性引起的不确定度分量u₂;

(3)光纤测头系统探测误差引起的不确定度 分量u₃;

(4)探针测头探测误差引起的不确定度分量 u_4 ;

(5)转台误差引起的不确定度分量u₅;

(6)涡轮叶片温度与标准温度(20℃)的差值引起 的不确定度分量*u*₆。

合成标准不确定度的评定为

 $u_{c} = \sqrt{u_{1}^{2} + u_{2}^{2} + u_{3}^{2} + u_{4}^{2} + u_{5}^{2} + u_{6}^{2}} = 2.21 \,\mu\text{m} \quad (6)$

扩展不确定度评定:按正态分布,取置信概率p= 95%,包含因子k=2,因为位置度误差f为被测孔圆心 与理论圆心最大偏差的2倍,则扩展不确定度为

$$U = 2 \times k \cdot u_c = 8.8 \,\mu\mathrm{m} \tag{7}$$

经评定,孔位置度校准不确定度为8.8 μm,满足 气膜孔位置度测量对测量设备的精度要求。

4.3 不确定度分量占比分析

由各测量不确定度分量计算出各不确定度所占 百分比,形成Pareto图。运用Pareto分析法对不确定 度分量的占比进行分析,可找出误差产生的关键原 因,并加以控制,以满足气膜孔检测的误差要求。

直径和位置度测量不确定度分量占比如图 10 所示。从图中可见,气膜孔直径测量不确定度的关键致 因是示值误差和光纤探测误差引入的不确定度分量; 位置度测量不确定度的关键致因是转台误差和示值 误差引入的不确定度分量。对此类误差要进行控制, 避免不确定度超差,使测量结果不可信。



图 10 气膜孔直径和位置度测量不确定度分量占比

145

5 总结

基于光纤复合技术测量涡轮叶片气膜孔具有以 下优点:

(1)测量精度高。光纤传感器具有高的灵敏度和测量精度。光纤通过对气膜孔接触的测量,能真实地反映气膜孔孔径的结构特征。该方法的测量功能及准确度较原高精度塞规测量法、三坐标探针接触式测量法及光学非接触式测量法等单一测量法均有显著提升。

(2)测量可达性好,不受叶片空间结构的约束。 叶片气膜孔结构复杂,分布在叶身、叶尖及缘板上各 个部位,且角度多变,测头单一测量方向不能解决所 有气膜孔的测量问题。采用光纤复合测量技术测量 气膜孔,光纤在双轴转台、光学变焦传感器配合下可 以找到气膜孔的轴线并完成气膜孔孔径、孔轴线空间 角度的精确测量,对于包括孔位置度、孔间距及排间 距等参数也设计了分析评定方法。

(3)无损检测。光纤传感器测量力非常小,不会 对叶片气膜孔产生机械应力,避免对叶片造成损伤, 保证了叶片的安全性和使用寿命。

基于光纤复合技术的涡轮叶片气膜孔精密检测 系统能够满足涡轮叶片设计标准对检测设备的要求, 具备先进复杂涡轮叶片冷却气膜孔高精度检测的能 力,为后续与涡轮叶片气膜孔的设计改进、试验数据 评估奠定了坚实基础。

参考文献:

[1]周莉,韦威,蔡元虎.气膜孔孔形对涡轮冷却流场影响的数值研究 [J].航空计算技术,2012(1):1-3.

ZHOU Li, WEI Wei, CAI Yuanhu.Numerical investigation of influence for cooling hole shape on turbine flowfield [J].Aeronautical Computing Technique, 2012(1):1-3.(in Chinese)

[2] 孟通,朱惠人,刘存良,等.气膜孔内流动结构对冷却效率的影[J].工 程热物理学报,2019(12):2905-2911.

MENG Tong, ZHU Huiren, LIU Cunling, et al. Influence of vortex within film cooling hole on film cooling efficiency[J]. Journal of Engineering Thermophysic, 2019(12):2905-2911.(in Chinese)

[3] 成锋娜,张靖周.气膜孔角度对突肩叶尖泄漏和冷却特性的影响[J]. 重庆理工大学学报(自然科学),2020(11):79-86.

CHENG Fengna, ZHANG Jingzhou. Effect of film hole angle on the tip leakage flow and cooling characteristics of squealer tip [J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2020(11): 79–86. (in Chinese)

- [4] 戴萍,林枫.气膜孔形状对冷却效率影响的数值研究[J].动力工程, 2009(2):117-122.
- DAI Ping, LIN Feng. Numerical study on the influence of holes shape on filmcooling efficiency[J]. Journal of Power Engineering, 2009 (2) : 117-122.(in Chinese)
- [5] 董一巍,吴宗璞,李效基,等.叶片气膜孔加工与测量技术现状及发展趋势[J].航空制造技术,2018(13):16-25. DONG Yiwei, WU Zongpu, LI Xiaoji, et al. Current situation and development trend of processing and measurement technology for turbine blade film cooling hole[J].Aeronautical Manufacturing Technology,2018(13):16-25.(in Chinese)
- [6] Masuzawa T, Harnasaki Y, Fujino M. Vibroscanning method for nondestructive measurement of small holes[J]. CIPR Annals-Manufacturing Technology, 1993, 42(1):589–592.
- [7] Muralikrishnan B, Stone J A, Stoup J R.Fiber deflection probe for small hole metrology[J].Precision Engineering, 2006, 30(2):154–164.
- [8] Stone J A, Muralikrishnan B, Stoup J R. A fiber probe for CMM measurements of small features[C]//Recent Developments in Traceable Dimensional Measurements III.San Diego: SPIE, 2005:1–11.
- [9] Stone J, Muralikrishnan B, Sahay C. Geometric effects when measuring small holes with micro contact probes[J]. Journal of Research of the National Institute of Standards and Technology, 2011(2):573–587.
- [10] Sajima T, Murakami H, Katsuki A, et al. Profile measurment system for microholes using vibrating optical filer[J]. Sensors and Materials, 2012,24(7):387–396.
- [11] Elfurjani S, Bayesteh A, Park S S, et al. Dimensional measurement based on rotating wire probe and acoustic emission[J]. Measurement, 2015, 59: 329-336.
- [12] Elfurjani S, Junghyuk K, Martin B G Jun. Micro-scale hole profile measurement using rotating wire probeand acoustic emission contact detection[J].Measurement, 2016, 89:215-222.
- [13] 崔继文, 谭久彬, 刘洋. 基于双光纤耦合的微深孔测量方法[J]. 红外 与激光工程, 2009(2):106-109.
 - CUI Jiwen, TAN Jiubin, LIU Yang. Measurement of micro-hole with high aspect ratio based on double optical fiber coupling[J]. Infrared and Laser Engineering, 2009(2):106-109.(in Chinese)
- [14] Shetty D, Eppes T, Campana C, et al.New approach to the inspection of cooling holes in aero-engines[J].Optics and Lasers in Engineering, 2009,47(6):686 - 694.
- [15] Robert R D, Nawaz S, Wee W G. Aircraft engine blade cooling holes detection and classification from infrared images[J]. Proceeding of SPIE-The International Society for Optic Engineering, 2009, 3586: 85–93.
- [16] Bogovic I N, Barisic B, Katalinic B, et al. Digitizing system ATOS measuring turbo compressor housing[C]//Annals of DAAAM and Proceeding of the International DAAAM Symposium.Vienna: DAAAM International, 2011:1367–1368.
- [17] Munkelt C, Kuhmstedt P, Aschermann L, et al. Automatic complete

high-precision optical 3D measurement of air cooling-holes of gas turbine vanes for repair[C]//Optical Measurement Systems for Industrial Inspection IX.Munich: International Society for Optics and Photonics.Munich: SPIE Optical Metrology, 2015, 9525:952512.

- [18] Ramamurthy R, Harding K G, Liao Y, et al. Method and system for automated shaped cooling hole measurement: US 20170132775A1[P]. 2017-05-11.
- [19] 王呈,刘涛,穆轩,等.航空发动机叶片气膜孔测量技术研究[J]. 计 测技术,2012,32(5):27-30.

WANG Cheng, LIU Tao, MU Xuan, et al. Research on aero engine blade film hole measuring technology[J]. Metrology and Measurement Technology, 2012, 32(5):27-30. (in Chinese)

 [20] 张敏,闫晓燊,奚学程,等.基于激光传感器的涡轮叶片气膜孔轴 线方向检测算法[J].电加工与模具,2022(4):24-29.
 ZHANG Min, YAN Xiaoshen, XI Xuecheng, et al. Measurement of

axial orientation of film cooling holes of turbine blade[J]. Electromachining and Mould, 2022(4):24–29.(in Chinese)

[21] 赵圆圆, 曾飞, 李洋, 等. 基于光场成像的快照式气膜孔三维测量 技术[J]. 航空学报, 2021(10): 524185-1-11.

ZHAO Yuanyuan, ZENG Fei, LI Yang, et al. 3D measurement

technique for film cooling holes based on light-field imaging[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021 (10) : 524185-1-11. (in Chinese)

[22] 毕超,郝雪,刘孟晨,等.气膜孔视觉测量系统的设计与搭建[J].计 量学报,2020(7):775-780.

BI Chao, HAO Xue, LIU Mengchen, et al.Design and establishment of the machine vision measuring system for film cooling holes[J]. Acta Metrologica Sinica, 2020(7):775–780.(in Chinese)

[23] 隋鑫,徐熙平,孙健,等.应用多传感器技术测量微孔几何参量[J].光学与光电技术,2009,7(4):79-82.

SUI Xin, XU Xiping, SUN Jian, et al. Microhole geometry measurement applying multi-sensor technology[J]. Optics and Optoelectronic Technology, 2009, 7(4):79-82.(in Chinese)

[24] 汤晓君, 刘君华. 多传感器技术的现状与展望[J]. 仪器仪表学报, 2005, 26(12): 1309-1312.

TANG Xiaojun, LIU Junhua. The actuality and vista about multisensor technology[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2005, 26(12):1309-1312.(in Chinese)

(编辑:刘静)

航空发动机转子不平衡量突增的自动识别

马会防1,张执南2,万 召1,陈亚龙1,虞 磊1

(1.中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海 200241; 2.上海交通大学 机械与动力工程学院,上海 200240)

摘要:为实现在航空发动机振动信号分析时因封严胶条脱落发生的转子不平衡量突增的自动识别,采用多傅里叶变换(FFT) 滤波技术获得转速跟踪滤波后的基频振动时域信号,提出了振幅突增和突增后振幅稳定的转子不平衡量突增的2种特征,通过应 用案例对振动信号的程序化进行处理,得到转速跟踪滤波后的基频振动时域信号及转子不平衡量突增的识别参数,数据结果中 振幅增大比例系数达到3.75,且突增后振幅稳定。结果表明:采用FFT滤波技术,实现了转子不平衡突增的自动识别,并验证了识 别方法的有效性。转子不平衡量突增的识别技术应用于在线监测系统时,能及时识别故障并发出报警信息,保证设备运转的安 全;应用于离线振动信号分析系统时,缩短了人工数据分析时间,提高了工作效率。

 关键词:转子;不平衡量突增;振动特征;多傅里叶变换滤波;振幅突增;振幅稳定;自动识别;航空发动机

 中图分类号:V247.5
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.020

Automatic Recognition for Aeroengine Rotor Unbalance Surge

MA Hui-fang¹, ZHANG Zhi-nan², WAN Zhao¹, CHEN Ya-long¹, YU Lei¹

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China;

2. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to realize automatic identification of rotor unbalance surge in the aeroengine, firstly, multiple FFT filtering technology was used to obtain the time-domain signal of fundamental frequency vibration after speed tracking filtering; secondly, two characteristics of rotor unbalance surge were proposed: amplitude surge and amplitude stabilized after the surge, and the vibration signals were processed through programming. In the application case, by using the time-domain signal of fundamental frequency vibration and the identification parameters of rotor unbalance surge, it was found that the amplitude scaling coefficient reached 3.75 at a certain time, then stabilized after the surge, by which the unbalance surge event was identified. The results show that the method can realize automatic identification of rotor unbalance surge by using multiple FFT filtering technology and the programmed characteristic parameter identification, and its effectiveness is verified. When the identification technology of rotor unbalance surge is applied to the online monitoring system, it can timely identify faults and send out alarm messages to ensure the safety of equipment operation; when applied to off-line vibration signal analysis systems, it can shorten manual data analysis time and improve work efficiency.

Key words: rotor; unbalance surge; vibration characteristics; multiple FFT filtering; vibration amplitude surge; vibration amplitude stabilization; automatic identification; aeroengine

0 引言

随着超临界旋转机械技术的发展,转子不平衡量 突增现象备受关注。其中包括几个原因:(1)设备转 速逐渐提高,在高转速、高离心力下转子叶片断裂、飞 脱的可能性增大;(2)设备内部温度逐渐提高,高温条 件下转子材料性能下降,转子叶片断裂、飞脱的可能 性增大;(3)有些设备如航空发动机在其服役期间遭 受吞冰、鸟撞等较恶劣的工况,引起转子叶片断裂、飞 脱。在高转速条件下转子不平衡量突增可引起高能 载荷,造成设备动力学特性恶化及关键构件的损伤。

Laaradj SH等^[1-2]通过对振动信号的深入分析认 识到振动对机器状态监测的重要性,振动不仅用来表 征振动水平,还能完成机械故障的监测及转子不平衡

收稿日期:2022-08-09 **基金项目**:国家自然科学基金(12072191)资助 作者简介:马会防(1980),男,硕士,高级工程师。

引用格式:马会防,张执南,万召,等. 航空发动机转子不平衡量突增的自动识别[J]. 航空发动机,2024,50(2):147-152.MA Huifang,ZHANG Zhinan,WAN Zhao, et al. Automatic recognition for aeroengine rotor unbalance surge[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):147-152.

位置的跨域深度传递识别等。不平衡突增是机械转 子动力学系统常见的一种故障,目前对转子不平衡量 突增的研究可分为力学机理分析、数值仿真和试验 等^[3-5]。数值仿真主要研究仿真算法及其与试验结果 的一致性,其中,洪杰等^[6]研究了叶片丢失激励下整机 力学行为及其动力特性,熊雨浓等^[7-9]研究了突加不平 衡激励下转子系统的响应;试验研究主要分为试验方 法、振动响应规律及特点等^[10-12]。

关于转子不平衡量突增的振动特征,王珏^[12]通过 试验表明,在大突加不平衡发生时频谱出现超次谐 波,且冲击系数由挤压油膜阻尼器限幅作用并不呈线 性关系;叶冬^[13]通过试验表明,飞脱转速越高、飞脱质 量越大,振动响应越大;Xu等^[14]设计了一种能够量化 转子不平衡程度的健康指标,成功地检测和量化了现 场风力机叶片裂纹引起的转子不平衡。上述文献针 对转子不平衡激励下的振动特征进行了研究,但对转 子不平衡量突增的自动识别研究尚未开展。

多傅里叶变换(Fast Fourier Transform, FFT)滤波 是一种改进的数字滤波技术,通过"分段复用"得到高 质量的时域信号,从而减小滤波后的信号误差。本文 采用多FFT滤波实现振动信号的转速跟踪滤波,得到 滤波后的基频振动时域信号,提出了转子不平衡量突 增的2种振动特征,并采用一些列子程序判断振动信 号是否具有这2种振动特征,实现对转子不平衡突增 的自动识别。

1 多FFT滤波技术

1.1 数字滤波的频域方法

数字滤波的频域方法^[15]是将时域信号段进行FFT 变换得到1组复数,将需要滤去频率所对应的复数置 零,保持需要保留频率对应的复数不变,再用快速傅 里叶反变换(Inverse Fast Fourier Transform, IFFT)对 复数组变换,得到时域信号,即为经过滤波的时域 信号。

该滤波方法对频率过滤精度高,但滤波后的时域 信号在前后两端信号段误差较大。

下面通过实例说明该滤波方法及其特点。设 x_1 = sin(100 πt),其频率为50Hz,幅值为1mm; x_2 = sin(160 πt),其频率为85Hz,幅值为1mm; x_3 = x_1 + x_2 。 则 x_1, x_2, x_3 的时域信号及其FFT如图1所示。

对x₃进行带通滤波,频率为40~60 Hz,滤波过程





如下:(1)对 x_3 的信号段进行FFT变换,得到1组复数,数组中的每个数对应1个频率;(2)保持复数组中40~

60 Hz 对应的复数不变,将 40~60 Hz 之外对应的复数 置零;(3)对更改后的复数 组进行 IFFT 变换,取其实 部,即得到滤波后的信号, 如图2所示。



x₃滤波后得到的信号理论上就是x₁,通过对比理 论值(虚线表示)和滤波后的实际值(实线表示),发现 在信号两端误差较大,在信号中部误差较小(图2)。

误差产生的原因是由于滤波过程中的"置零"截断导致频域能量泄漏引起的,FFT滤波技术引起滤波 后的信号产生一定的误差,为减少这种误差,需要对 FFT滤波方法进行改进。

1.2 多FFT滤波方法

整周期能较好地解决能量泄漏问题,但无键相位 信号,无法实现整周期采样。本文提出多FFT滤波方 法,利用了"滤波后信号与理论信号值在信号两端误 差较大"的特点,进行多个不同时刻为起始点的FFT 滤波,最终的滤波信号在多个FFT滤波信号中分段取 用,即在一个较短的时段内从误差较小的滤波信号中 取用,在下一个较短的时段内从另一个误差较小的滤 波信号中取用,最终实现滤波后的信号在各时段内的 误差都较小。

以2个FFT滤波为例,对同一个信号,采用不同 的起点时刻进行分段(将一个FFT数据块的起点时 刻/终止时刻设置在另一个FFT数据块的1/2处),具 体操作如图3所示。



图3 采用2个FFT滤波时的信号分段

对各时段的FFT数据块分别进行FFT滤波,由于

采用了2个FFT滤波,得到 了2个FFT滤波后的信号, 每个FFT滤波信号的中间 段信号误差较小,可取中 信号 间段信号组成最终的滤波 图4 信号,如图4所示。



信号,如图4所示。 最终滤波信号 除了采用2个FFT滤波,还可采用3、4个等多个 FFT进行滤波,数量不同的FFT采用不同的时刻进行 滤波信号分段。多FFT滤波方法可减少滤波后的信

2 转子不平衡量突增的振动特征

在转子不平衡量突增 试验中的振动位移信号如 图5所示。

号误差,提高信号质量。



1000

在转子不平衡量突增前,转子系统处于较好的 平衡状态,振动较小;在转

图 5 转子质量飞脱的振动 位移信号

子质量飞脱后的瞬间,转子系统不平衡量由小变大, 突增会形成1个类似"冲击"的效应,使振幅出现1个 瞬态的、较大的振动峰值,随后转子振动趋于振幅稳 定状态,整个过程转子质量飞脱前后1s内的振动信 号如图6所示。

本文采用多FFT滤波方法,完成振动信号的基频 跟踪滤波,得到滤波后的时域信号,在转子不平衡量 突增前后1s的信号段如图7所示。



滤波后的振动信号特点:(1)冲击效应弱化:如原 始信号(图5),转子不平衡突增后产生"冲击"最大幅 值约为1200 um,振幅相比在稳定时段(幅值为800 um)增 大约50%,而滤波后冲击效应被完全弱化;(2)振动信 号变得较"光滑":由于滤波后的振动信号其振动频率 较单一,时域信号更光滑、连续,消除了高频信号导致 的"毛刺"现象,及2倍频等其他倍频与基频合并引起 的振幅波动,使振幅增大后趋于稳定,如图8所示,除 在第223.8~224.3 s这0.5 s时段内振幅不稳(飞脱前后 转子轻重点有变化),其他时刻振幅稳定。

基于滤波后的振动信号,本文归纳出转子不平衡 突增的2种振动信号特征:振幅突增和突增后振幅 稳定。

所谓的"突"是指时间短暂,振幅的变换相对转子 在1~3个旋转周期内能完成;所谓的"增"是在转子质 量飞脱后,转子将获得1个稳定、较大的不平衡量后 产生稳定、较大的基频振动,这是转子质量飞脱的1 个重要振动特征;所谓的"稳定",即振幅增大后,若干 个周期内的振幅最大值、最小值都相差不大,由其他 载荷引起的基频振动,具有明显振幅波动,不符合"稳 定"的特点,如图9所示。



这2种特征是基于位移信号得出的,同样也适用 于速度信号、加速度信号,在转子不平衡突增时,加速 度、速度振动信号也具有振幅突增和增后稳定的特点。

3 基于振动特征的自动识别方法

3.1 信号分段

为实现转子不平衡突增的自动识别,还需要将2

种振动特征进一步量化,转化为程序可识别的参数特征。

基于滤波后的信号比较"光滑"、无"毛刺"的特点,提出"零点"的概念。在一段正/负的连续信号中, 两端最接近于零的点为"零点",由零点将信号分成基本的信号段,如图10所示,图中零点用"·"表示,并将 信号分为11个基本信号段。

通过程序识别零点的算法很多如图 11 所示,图 中*X*(*N*)为基频振动序列值;*N*为数据点数;*m*、*n*为计数 器。从第1个小于0的零点开始,分别存储了第1、3、 5个……零点对应的数据序列号在*Y*(*m*)之中,可根据 *Y*中的值将信号分为若干个基本信号段,以便处理。



振幅突增识别程序:开始

R=(后1个长信号段的V)(前1个长信号段的V)

结束

图 12 振幅突增识别程序

输出突增的 时刻、R的值

• 个基本信号段构

长信号段,对连 个长信号的数值 参数V进行计算

3.2 振幅突增识别

振幅突增识别的基本 方法是将转子旋转若干转 时间设为△t,将△t前后的 振幅相比,比值明显增大 的,则可识别为振幅突增, 识别程序如图12所示。

程序中有 N_{bnl} 和 R₀ 2个关键参数, N_{bnl}是指将

多个基本信号段组成1个长信号段,并进行数值统 计,推荐N_{bnl}取4~6,N_{bnl}取值太小则增加了局部信号 对识别的影响,N_{bnl}取值太大则降低识别速度的敏感 性;R为振幅增大比例系数,用于反映振幅增大的情 况,R₀是大于1的振幅增大比例系数阈值(推荐取2及 以上),其具体取值同样影响识别结果的敏感性和可 靠性,R₀取值可与长信号的统计方法和当时的转速 相关。

长信号数值特征的统计方法可采用取最大值和 取最大绝对值等方法。

由于振幅突增识别程序中的阈值参数 N_{bnl}、R₀关

系到转子质量飞脱识别的灵敏度、快速性和正确性 等。因此阈值的取值至关重要,在实践中可结合实际 物理意义不断优化。以*R*₀为例,其物理意义是转子质 量飞脱后与飞脱前的振幅比,飞脱后的振幅增量与在 飞脱发生时的转速等有关,可将*R*₀设置为与转速相关 的阈值,该设置更为合理。

3.3 振幅稳定性判别

振幅稳定性判别的基本方法:先记录突增时刻之

后的转子每 1~2 转的振幅,依次记录转子十几转 或几十转内的振幅,比较 这些振幅记录值,如果数 值相差不大,则认为振幅 稳定,否则认为振幅不稳 定。振幅稳定性判别程序 如图13所示。



程序中有 N_{bn1}、N_{bn2}和 R_{a0}3 个关键参数。N_{bn2}是指 采用多个长信号进行稳定性判别,理论上转子质量飞 脱后产生的不平衡量是稳定的,即采用更多的长信号 不影响对振幅稳定性的判定,但会影响判别的快速 性。采用太少的信号则容易使判别结果不稳定,甚至 误判,因此需合理取值,一般取 N_{bn2}=10。

 R_a 为振幅稳定性判别变量, R_{a0} 为振幅稳定性判别 变量的阈值,其具体值与采用的统计方法相关。如设 W为长信号中绝对值的最大值,计算各长信号W的平 均值,统计平均值在0.9~1.1倍内w的个数 n_w ,令 R_a = n_w/N_{bn2} ,如 $R_a > R_{a0}$ 时,振幅在指定范围内的百分比超 过一定值,则认为信号振幅稳定。这种算法中 R_{a0} 为 关于百分比的1个阈值。同时也可以采用其他算法, 如统计指定振幅范围内的长信号数量,则 R_{a0} 为关于 该数量的1个阈值。

3.4 转子不平衡突增的自动识别

基于基频跟踪滤波、振幅突增识别、振幅稳定性 判别,实现了转子不平衡突增的程序自动识别,其识 别程序如图14所示。

转子不平衡突增程序可根据突增后振幅的增量 进行不平衡量的级别评估,并对其发生概率进行级别 评估等,从而增强、扩展程序功能。



图 14 转子不平衡突增识别程序

4 转子不平衡突增自动识别的应用

4.1 应用实例

使用转子不平衡突增识别程序对试验件的振动 信号进行处理。在试验件缓慢增速过程中,在接近第 600 s的时刻,当振幅增大比例系数达到3.75时,振动

信号由 0.4 mm/s 突增到 1.5 mm/s,如图 15 所示,振 幅增大比例系数超过阈值 2,且增大后振幅稳定,可 识别到转子质量飞脱 事件。



停车后对试验件转子进行检查,发现用于密封叶 片与盖板间隙的胶条已发生较大的变形和移位。胶 条原本位于盖板下面,在振动、压力和离心力等作用 下从盖板下面沿盖板与叶片的间隙挤出来,如图16 所示。同时,在流道下游发现从转子上飞脱出来的部 分胶条,如图17所示。



通过转子不平衡突增程序可及时、快速地识别振动故障类型,为制定整改行动项及后续试验等提供了 支撑。 转子不平衡量突增的自动识别技术能识别的振动故障类型比较单一,具有专一性和对转子不平衡量 突增振动故障识别的准确性。针对转子不平衡突增 识别技术的识别率,在5次风扇增压级试验应用中, 其识别率为100%。目前应用数据偏少,需大量积累 数据,再进行统计识别率,使识别算法有待进一步优 化与改进。

4.2 应用场景

转子不平衡突增识别程序同时应用在发动机的 实时在线监控系统及地面离线系统中。

由于振动数据采样率较高,易积累较大的数据文件,当转子不平衡突增识别程序应用于在线实时监测 系统时,一旦识别出转子不平衡突增事件,尤其在较 严重的不平衡突增事件中,除了显示、发送识别结果 外,还可触发振动数据存储、振动数据传送等动作,有 利于保证设备运转的安全性,以及当发生危险时报警 的及时性和准确性。

当转子不平衡突增识别程序应用于地面离线系统时,由程序自动处理发动机运行时获得的大量数据,当程序识别出转子不平衡突增事件时,由人工介入进行研究和分析振动信号,大大减少人工工作时间,提高了整个数据分析的工作效率。

5 结论

(1)采用多FFT滤波技术,得到了高质量转速跟踪的基频振动时域信号;(2)归纳了转子不平衡量突增的振幅突增和突增后振幅稳定的2个振动信号特征;(3)程序化识别了2个振动信号特征,从而实现转子质量飞脱事件的程序自动识别。

转子不平衡量突增的自动识别,可应用于在线监测系统,能及时识别故障后发出报警信息,确保设备运转的安全性,同时也可应用离线振动信号分析系统,减少了人工分析时间,提高了数据分析的工作效率。

参考文献:

- [1] Laaradj S H, Abdelkader L, Mohamed B, et al. Vibration-based fault diagnosis of dynamic rotating systems for real-time maintenance monitoring [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2023, 126(7-8): 3283-3296.
- [2] Han S, Yang T G, Zhu Q Y, et al. Unbalance position of aeroengine flexible rotor analysis and identification based on dynamic model and deep

learning [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2023, 237 (19): 4410-4429.

[3] 候理臻,廖明夫,黄巍,等.突加不平衡下熔断机理研究[J]. 航空发动机,2021,47(5):41-46.

HOU Lizhen, LIAO Mingfu, HUANG Wei, et al. Study of fuse mechanism caused by sudden unbalance [J]. Aeroengine, 2021, 47 (5):41-46. (in Chinese)

[4]陈伟,刘璐璐,宣海军,等.突加高能载荷作用下航空发动机结构动态响应及安全性综述[J].推进技术,2020,41(9):2099-2199.

CHEN Wei, LIU Lulu, XUAN Haijun, et al. Review on dynamic response and safety of engine structure under sudden high energy load [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 2099–2199. (in Chinese)

[5] 马艳红,梁智超,王桂华,等.航空发动机叶片丢失问题研究综述[J].航空动力学报,2016,31(3):513-526.

MA Yanhong, LIANG Zhichao, WANG Guihua, et al. Review on the blade loss of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31 (3):513-526.(in Chinese)

- [6] 洪杰,郝勇,张博,等.叶片丢失激励下整机力学行为及其动力特性[J]. 航空动力学报,2014,40(2):19-23.
 HONG Jie, HAO Yong, ZHANG Bo, et al. Mechanical behaviors and dynamic characteristics of turbofan engine due to fan blade off [J]. Journal of Aerospace Power,2014,40(2):19-23.(in Chinese)
- [7] 洪杰,栗天壤,王永锋,等.叶片丢失激励下航空发动机柔性转子系统的动力学响应[J]. 航空动力学报,2018,33(2):257-264.
 HONG Jie, LI Tianrang, WANG Yongfeng, et al. Dynamic response of the aero-engine flexible rotor system under the blade off [J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(2):257-264.(in Chinese)
- [8] 熊雨浓.叶片飞脱下转子动力学响应研究[D].西安:西北工业大学, 2017.

XIONG Yunong. Study on dynamic response of rotor with blade off [D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University, 2017.(in Chinese)

[9] 徐雪,李宏新,冯国全. Trent900 发动机风扇叶片飞失后低压转子动

力学行为仿真[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 744-756.

XU Xue, LI Hongxin, FENG Guoquan. Low pressure rotor dynamic behavior simulation of Trent 900 engine after fan blade out [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4):744–756.(in Chinese)

[10] 洪杰,陈成,王永锋,等.突加不平衡激励下高速柔性转子系统振动特性试验[J]. 航空动力学报,2018,33(1):15-23.
HONG Jie, CHEN Cheng, WANG Yongfeng, et al. Vibration test of high speed flexible rotor due to the sudden-unbalance[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(1):15-23.(in Chinese)

[11] 侯理臻,廖明夫,王卫国,等.叶片飞脱下转子动力学响应实验[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1010-1019.

HOU Lizhen, LIAO Mingfu, WANG Weiguo, et al. Experiment of rotor dynamics under fan blade off [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5):1010-1019.(in Chinese)

[12] 王珏.转子突加不平衡冲击响应的实验研究[D].西安:西北工业大学,2017.

WANG Jue. Experimental study on the response of rotor with sudden unbalanced impact[D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University, 2017.(in Chinese)

[13] 叶冬. 高速柔性转子突加大不平衡响应研究[D]. 浙江:浙江大学, 2014.

YE Dong. Study on response of high speed flexible rotor with a lot of sudden unbalance [D]. Zhejiang: Zhejiang University, 2014. (in Chinese)

- [14] Xu J, Ding X, Gong Y L, et al. Rotor imbalance detection and quantification in wind turbines via vibration analysis [J]. Wind Engineering, 2022,46(1):3-11.
- [15] 王济, 胡晓. MATLAB在振动信号处理中的应用[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2006: 83-117.

WANG Ji, HU Xiao. Application of MATLAB in vibration signal processing [M]. Beijing: China Water and Power Press, 2006:83-117. (in Chinese)

(编辑:贺红井)

基于轻量化BIM的高空台液压加载试验智能管控技术

彭 晋¹,郭鹏飞²,刁昕宇²,赵万里²,郭迎清²

(1.中国航发四川燃气涡轮研究院,四川绵阳 621000; 2.西北工业大学 动力与能源学院,西安 710129)

摘要:为了使航空发动机高空模拟试车中的液压加载试验智能高效地运行,完善并优化其试验平台,提出一种基于轻量化建 筑信息模型(BIM)的液压加载试验智能管控技术。建立了支持管控平台运行的高空台液压加载试验软硬件协同运行架构,提出 了基于WebGL的数据在Web端3维模型上实时展示的技术,以提高试验操作人员对试验进行监测的直观性。所设计的智能管控 平台同时集成了试验设置与试验操作、数据管理、试验过程分析、故障诊断分析等功能。结果表明:所提出的基于轻量化BIM的智 能管控技术可使试验操作人员直观、便捷、高效地进行试验流程管控、数据综合管理、设备健康状况分析,提高了高空台液压加载 系统试验的智能化、自动化水平。

关键词:高空模拟试验;液压加载系统;智能管控;轻量化建筑信息模型;Web图形库;航空发动机
 中图分类号:V263.1+4
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.021

Intelligent Management and Control Technology for Hydraulic Loading System of Altitude Simulation Test Facility Based on Lightweight BIM

PENG Jin¹, GUO Peng-fei², DIAO Xin-yu², ZHAO Wan-li², GUO Ying-qing²

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang Sichuan 621700, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To enable the intelligent and efficient operation of hydraulic loading tests during an aeroengine altitude simulation test, and to improve and optimize its test platform, an intelligent management and control technology of the hydraulic loading system test based on lightweight BIM was proposed. The hardware and software collaborative operation architecture of the hydraulic loading test supporting the management and control platform was established, and the WebGL-based technology of real-time data display on the Web 3D models was proposed to improve the intuitiveness of test monitoring. The designed intelligent management and control platform integrates functions such as test setting and operation, data management, test process analysis, fault diagnosis analysis, etc. The results show that the proposed intelligent management and control technology based on lightweight BIM can make test operators intuitively, conveniently, and efficiently conduct test process management and control, comprehensive data management, and equipment health analysis, improving the intelligence and automation level of the hydraulic loading system of altitude simulation test facility.

Key words: altitude simulation test; hydraulic loading system; intelligent management and control; lightweight BIM; WebGL; aeroengine

0 引言

航空发动机高空台是模拟发动机空中飞行环境 的地面试验设备,对发动机研制起着至关重要的作 用^[1-3]。液压加载系统作为高空台最典型的工艺系统 之一,用于模拟飞机液压泵的工作,提取发动机的功 率后测量发动机的各项参数,并评估对发动机的影 响^[4]。在试验过程中,操作人员通过液压加载试验管 控平台设置试验条件与目标,实时调节设备参数,获 取设备运行状况,但管控平台界面功能简单,数据查 看方式不够直观,没有展示设备工作报表的模块。随 着发动机地面试验流程高效化、智能化、自动化的发 展,对液压加载系统管控平台的改进有重要的研究意 义和实用价值。在Web端设计并展示的界面可以实

收稿日期:2022-07-29 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:彭晋(1987),男,硕士,高级工程师。

引用格式: 彭晋,郭鹏飞, 刁昕宇,等. 基于轻量化 BIM 的高空台液压加载试验智能管控技术[J]. 航空发动机, 2024, 50(2):153-158. PENG Jin, GUO Pengfei, DIAO Xinyu, et al. Intelligent management and control technology for hydraulic loading system of altitude simulationtest facility based on lightweight BIM[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):153-158.

现多设备、轻量化、多维度、友好型、直观性强的人机 交互效果,但在Web端进行的液压系统交互式可视化 尚未得到深入研究^[5]。建筑信息模型(Building Information Modeling, BIM)被国际标准定义为"任何建 筑对象的物理和功能特征的共享数字展示"^[6],凭借其 可视化的协调性、模拟性、优化性等方面的优点,在建 筑、水利、船舶等领域得到了广泛的应用,基于Web图 形库(Web Graphics Library, WebGL)的BIM可以实现 液压加载试验数据在3维模型上的实时展示、试验过 程直观远程监控等功能^[7]。

国内外学者对此进行了相关研究。在高空台管 控方面,黎凯等^[8]针对目前中国航空发动机高空台试 验设备数据利用率不高、试验流程智能化管控水平不 足的问题,提出了高空台试验设备智能管控平台的设 计框架,总结了平台涉及的基线建模、数据库构建等 关键技术;曹阳等^[9]设计并开发了发动机试验数据采 集分析系统,实现了全参数高速记录和稳态数据的自 动生成等功能;王风雨等^[10]分析了数据采集系统的缺 陷,并结合监测系统的功能和技术要求,阐述了高空 台试验安全监测系统的设计与实现。在轻量化 BIM 技术的研究与应用中,Zhang等^[11]设计了一个原型应 用程序——BIM/GIS集成平台,可在统一环境中展示 微观和宏观信息而无需转换标准或安装插件,并将其 用于水利水电设备的数据3维可视化展示中。

本文运用基于 WebGL 的 BIM 技术,设计高空台 液压加载试验智能管控平台,提高了高空台液压加载 系统的智能化水平^[12]。

1 数据的3维可视化展示

1.1 软硬件协同运行架构

为了实现高空台液压加载系统设备与人机交互 界面信息实时同步,将系统设备、底层算法与Web界 面互相连接,使操作人员能够通过人机交互界面管控 系统设备的工作,设计了高空台液压加载系统软硬件 协同运行架构,如图1所示。高空台液压加载系统的 硬件部分包括液压系统和测控系统。液压系统主要





由液压油源、地面液压泵、电磁溢流阀、管路、机载液 压泵和电液比例阀等设备元件组成。测控系统则包 括可编程逻辑控制器(Programmable Logic Controller, PLC)制器、比例放大器、压力传感器和涡轮流量计等 测控单元。系统以压力、流量作为测控对象,形成具 有反馈调节的闭环控制系统,最终实现液压加载系统 精度提高、操作简化的目的。高空台液压加载系统的 软件部分由 Python 服务器后端、Web 端展示界面、3ds Max 组成。Python 服务器集成了高空台液压加载系 统数据预处理、数学模型、智能控制、比例-积分-微分 (Proportional-Integral-Derivative Control, PID) 控制、 故障诊断、健康报表生成等模块,作为算法执行模块 与硬件系统和前端界面链接,从硬件系统PLC 获取设 备传感器数据,从而执行各个功能与算法,将传感器 数据与各功能运行结果传递给 Web 展示界面供操作 人员分析。Web展示界面作为人机交互的核心部件, 将人工操作、Python服务器和3维模型集于一体,实现 高效的试验操作和直观的信息展示。3ds Max作为3 维建模的软件,其轻量级的高空台液压加载系统模型 上传到 Web 端后可以进一步提高数据展示的直观性 和便捷性。

在信息通信与传输方面,硬件系统通过 Modbus 协议将传感器数据传输给软件系统。在软件系统中, Python程序负责将收到的数据进行解析,实现数据处 理、智能控制、故障诊断等功能并将各功能模块的输 出通过Websocket协议传输给Web展示界面^[13]。 WebSocket是一种在单个TCP连接上进行全双工通信 的协议,使客户端和服务器之间的数据交换变得更加 简单,允许服务端主动向客户端推送数据。在 WebSocket API中,浏览器和服务器只需要完成1次握 手,二者之间就直接可以创建持久性的连接,并进行 双向数据传输,在高空台液压加载系统软件系统通信 中使用Websocket可以保证数据传输的稳定性和实时 性。Web端展示界面根据需求规则,对液压加载系统 中的试验设备、试验部件、设备工艺流程进行可视化 展示,生成可视化界面并接受操作人员的操作指令, 对指令进行解析并通过 Websocket 协议驱动 Python 程 序的运行。界面前端对接液压系统后台系统数据进 行多维度的监控,实现液压加载系统设备可视化、管 道可视化、工作过程可视化、功能可视化,最终进行液 压加载系统实时数据展示、设备预警、实时监控,以达

到提高系统智能化的目标。基于液压加载系统原理, 采用3ds Max软件对其子系统元件进行标注,然后根 据网络模型对建模部件进行适当修改并进行组装,得 到液压加载系统的3维模型并将其导出为".obj"3维 模型文件与".mtl"材质文件。Web端通过本地http协 议读取该文件^[14],基于WebGL技术将3维模型导入 html5框架中,设备与数据绑定后实现数据的3维可 视化。

1.2 基于轻量化 BIM 的数据实时展示

为了使操作人员在高空台液压加载系统试验过 程中能直观地读取试验设备在当前工作条件下的阀 位、流量、压力、温度等传感器数据,对原有2维数据 展示界面(如图2所示)进行改进,引入3维模型,在 Web端3维模型上实时展示各参数的数值。首先进 行3维模型的搭建,然后使用WebGL实现试验数据的 3维可视化展示。在试验过程中,高空台液压加载系 统PLC将数据通过通信串口发送给Python服务器后 端,后端进行原始数据的预处理。服务器通过

Websocket 通信协议与界 面前端进行数据交互,将 处理后的试验数据实时发 送给界面前端,前端将数 据展示在3维模型中传感 器对应的位置,从而使操 作人员更加直观地读取试 验过程中各传感器数据。



高空台液压加载系统的油路如图3所示。系统 主要设备包括油箱、地面泵、机载液压泵、电液比例 阀、电子放大器、冷却器、溢流阀等,除油箱和冷却器 外,各部件均有左右2套,分别用来试验飞机上的2台



图3 高空台液压加载系统油路

发动机。虚线框内的部分为机载设备,包括机载液压 泵和开关阀门,高空台液压加载试验便是模拟机载泵 提取发动机功率的过程并观测对发动机造成的影响。 在工作时,地面泵为飞机机载泵提供充足的油源,机 载泵为恒压泵,当比例阀开度小于预设值时泵后压力 恒定。比例阀作为耗能部件和电子放大器配合使用, 放大器根据输入信号向比例阀电磁铁提供适当电流。 比例电磁铁将电流转换成作用在阀芯上的机械力并 克服复位弹簧,随着电流的增大,电磁铁输出力增大, 复位弹簧被压缩,于是阀芯开始移动,进而改变主阀 芯的开口面积的大小,在压差一定的前提下,比例阀 开口面积的变化直接引起阀进出口前后流量的变化, 实现了对液压泵加载的目的。

Autodesk 3ds Max 相较于 Autodesk Inventor 等其 他的3维建模软件更具模型的艺术性和可视性,不受 设备尺寸指标的严格限制,而且可以方便进行材料、 颜色、纹理、阴影等要素的设置。为了使这些要素在 模型中得到充分体现,进而使3维模型更准确、更美 观,高空台液压加载系统的3维建模选择3ds Max软 件。建模过程包括4部分:模型整体框架搭建、系统 内各部件的分析与建模、元件的精细建模和组装整 合。在建模过程中,首先搭建3维模型框架,再依次 搭建系统中的油箱、地面泵、液压泵等的精细模型,并 为其创建好材质球,把材质球赋给模型以确定模型材 质和颜色。对各模型的大小进行调整,移动、旋转元 件到合适的位置并拼接组装。由于WebGL技术可承 载的3维模型不能过于复杂,否则模型加载缓慢甚至 无法加载,因此需要将3维模型轻量化,以提高其加 载速度。完成轻量化处理后,对模型进行存储,由于 WebGL基于OpenGL ES 2.0,其对3维模型的描述方 式与OpenGLES 2.0类似,即通过多个三角面片来描 述3维模型实体,而不是3维模型的几何体间的拓扑 关系,所以在3维建模后使用三角面片的方式存储模 型,浏览器可以根据三角面片3个顶点的坐标来确定 三角面片的位置,从而绘制3维模型。

通过 WebGL 实现 Web 端读取 3 维模型的功能, 操作人员开启界面时,Web 端会解析高空台液压加载 系统 3 维模型文件,该文件为通过 3ds Max 软件对高 空台加载系统进行 3 维建模后导出的".obj"格式文 件,是一个超过 300 MB 的 3 维模型文件,WebGL通过 对其解析可以获取模型的 3 维特征并进行缓存和调 用。在3维模型中的传感器附近展示传感器数据,刷 新率为0.1 s。同时在界面上植入时间、加载谱的目标 流量等数值,以便操作人员读取。基于轻量化BIM的 数据3维可视化界面如图4所示。



2 智能管控平台集成的功能

2.1 试验设置与试验操作

试验设置与试验操作界面使操作人员更方便快 捷地对试验进行设置并对试验过程进行有效控制。 该功能与界面分为试验预设模块和液压加载模块2 部分。试验预设模块主要在高空台液压加载系统试 验进行前,操作人员基于试验现状与试验目标对加载 方式、加载谱和恒压大小进行选择。加载方式可以依 据试验条件选择液压加载、直流电机加载和交流电机 加载;加载谱在预设定的几种加载谱中依据试验要求 进行选择;恒压的大小基于当前被试验的航空发动机 特性进行选择。

液压加载模块主要是对先导油源、控制方式以及 被控阀门及其阀位进行调节。在阀门的选择中,左右 2套设备在3维模型中从上到下分别为左1阀、左2阀、 左3阀和右1阀、右2阀、右3阀。比例阀的先导油源可 以依据试验需求选择电磁溢流阀或先导泵。流量控制 系统的控制方式可以选择智能控制、PID控制或手动 调节。其中,智能控制和 PID控制的运行程序在 Python端,Python作为服务器运行控制器程序,给高空 台液压加载系统 PLC 传输控制指令,同时将程序中的 传感器信号和控制量信号传递至界面前端以进行显 示。用户在完成试验设定后可以点击启动按钮来启动 试验,硬件和软件系统会运行到试验结束并自动缓存 数据,需要紧急停止试验时,点击停机按钮即可停止。

2.2 试验数据管理

高空台液压加载系统数据管理对于试验过程回

顾、设备性能与健康维护、试验方案设定等具有重要 意义。随着工业互联网的快速发展,复杂工业系统数 据库的作用越来越重要。试验数据管理具有对高空 台液压加载系统的试验数据进行综合管理与利用的 功能,便于试验操作人员对数据进行分析、挖掘,进行 算法开发、试验回顾、设备维护等^[15]。试验数据管理 功能分为数据存储和数据导入2个模块。

数据存储模块可对试验数据进行格式化存储。 在试验结束后,服务器后端会基于Python的pandas第 三方库将本次试验过程的全部采集数据以Dataframe 数据格式缓存于后台。用户在试验后,在界面上录入 操作人员的姓名和编号、试验日期、试验编号、保存路 径、试验备注信息后,服务器后端会将试验数据以". xls"格式存储在保存路径下。

数据查看模块主要用于对历史试验数据进行平 台导入与分析。操作人员选择历史试验数据后,后端 会导入该文件的数据,其数据类型为Dataframe,用户 点击试验过程分析后平台会自动对试验过程中的流 量控制过程进行提取并展示,供操作人员分析。同 时,操作人员点击故障诊断分析后,平台会自动对该 次试验进行故障诊断分析,并将分析报表显示在界面 上供操作人员查看。操作人员可以将被选数据的". jpg"格式图片进行存储,便于快速分析数据,也可以 将数据存储为易于进行精细化分析的".html"格式。

2.3 试验过程分析

为了使操作人员直观高效地对高空台液压加载 系统试验过程中流量(被控量)变化过程进行分析,平 台集成了试验过程分析与展示功能。流量的变化是 由控制器指令决定的,高空台液压加载系统控制器可 使用智能控制器和PID控制器,通常采用智能控制器可 法。该方法将开环模糊控制和闭环PID控制相结合, 模糊控制的设计基于专家经验,具有智能控制的特 征。该方法实现了又快又准的控制效果,智能控制原 理如图5所示。

在试验设置与试验操作界面下,选择控制方式 后,试验过程以此方法进行控制。试验结束后,智能 管控平台将自动提取每次目标流量变化时真实流量 的变化曲线和控制信号的变化曲线,并展示在试验过 程分析界面,便于操作人员分析航空发动机液压加载 模拟效果和控制器性能。在试验过程中加载阶段的 试验过程分析如图6所示。



2.4 故障诊断分析

智能管控平台具备高空台液压加载系统试验的 自动故障诊断功能,操作人员可在界面上获得故障诊 断的分析报表。其中,故障诊断采用基于1维卷积神 经网络的高空台液压加载系统故障诊断方法,其故障 诊断架构如图7所示。



图7 液压加载系统故障诊断架构

高空台液压加载系统故障诊断分析功能与界面 由3个模块组成:诊断模型训练、模型诊断结果、试验 诊断结果。

故障诊断分析界面如图8所示。诊断模型训练 的主要功能为展示和计算当前服务器后端存储的诊 断模型训练过程和训练结果指标,如图8(a)所示。其 训练过程展示了模型训练过程中训练集损失随训练 回合数的变化过程,以及训练集和验证集分类准确率 随训练回合数的变化过程。训练的指标包括训练集 初始损失、训练集终止损失、训练集初始准确率、训练 集终止准确率、验证集初始准确率、验证集中止准确率。



同时,在一次试验结束后,操作人员可以通过"添加本次数据"来更新故障诊断数据库。通过"重新训练"即可在 Python服务器后端调用模型训练文件来重新训练故障诊断模型并保存训练与验证结果。这样设计一方面更加充分地利用了高空台液压加载试验中产生的传感器数据,挖掘数据的潜在价值并应用于故障诊断,充分利用了基于数据驱动的故障诊断方法的优势;另一方面,通过更新故障诊断模型,使其适应设备退化、工况变化等情况,一定程度上体现了管控平台的智能性。

模型训练结果展示模块(图8(b))用来展示当前 服务器后台训练好的诊断模型在验证集上的验证结 果。高空台液压加载系统故障诊断数据库按照7:3 的方法分为训练集和验证集,其中验证集用来评价训 练的深度神经网络模型对故障的识别能力,每次更新 故障诊断数据库,验证集也会发生变化。模型训练结 果模块展示的内容包括验证集指标和验证集热力图。 其中验证集指标包括6种健康状态对应的诊断精确 率和诊断召回率。同时,采用热力图的方式来展示训 练好的模型在验证集上的分类情况,以便操作人员对 模型的诊断能力进行进一步分析。

一次试验结束或导入历史试验数据后,智能管控

平台会使用试验数据对系统设备进行故障诊断。故 障诊断结果界面(图9(c))用来展示该次试验的诊断 结果。界面上分别展示试验过程中每秒对系统进行 诊断的诊断结果统计表和散点分布图。统计表展示 了在试验过程中,诊断模型在每秒对高空台液压加载 系统的健康状态分类结果的数值统计,诊断次数为诊 断结果为健康状态的次数。当诊断结果为健康状态 的次数占比超过90%时,认为高空台液压加载系统处 于健康状况(无故障发生)。诊断结果的散点分布图 展示了中试验过程的每秒中模型诊断液压加载系统 处于健康状态的概率,这样展示更能直观地体现高空 台液压加载系统在本次试验中的健康程度。

3 结论

(1)所提出的包含硬件系统 PLC、Python 服务器 后端和Web界面前端的软硬件协同运行架构,实现了 操作人员对试验过程中实时信息获取和管控,提高了 试验的效率。

(2)所提出的基于轻量化BIM的高空台液压加载 试验数据实时展示技术,使用3ds Max搭建设备3维 模型,采用WebGL技术实现在Web端3维模型上实 时展示传感器数据的功能,使操作人员更直观地监测 试验运行情况。

(3)所搭建的高空台液压加载试验智能管控平台 集成了数据的3维可视化、试验设置与试验操作、试 验数据管理、试验过程分析和故障诊断分析功能,可 以使操作人员直观地监控试验过程,对系统的设备和 试验状况进行管控,高效地进行数据管理与数据分 析,深度挖掘数据潜在的价值,便捷直观地读取试验 过程和故障诊断分析报表。该管控平台提高了高空 台液压加载试验的效率和安全性,以及智能化和自动 化水平。

参考文献:

- [1] 侯敏杰.高空模拟试验技术[M].北京:航空工业出版社,2014:1-4.
 HOU Minjie. Altitude simulation test technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2014:1-4.(in Chinese)
- [2]张俊杰,蒋平,田金虎,等.基于F100发动机试验的美国高空模拟试验鉴定体系研究[C]//第三届体系工程学术会议论文集——复杂系统与体系工程管理.广东珠海:国防科技大学系统工程学院,2021: 135-139.

ZHANG Junjie, JIANG Ping, TIAN Jinhu, et al.Research on American altitude simulation test evaluation system based on F100 engine test [C]//Proceedings of the Third Academic Conference on Systems Engineering – Complex Systems and Systems Engineering Management. Zhuhai Guangdong: School of Systems Engineering, National University of Defense Technology, 2021:135–139.(in Chinese)

[3] 黄劲东.航空发动机试验验证体系建设[J].航空动力,2021(3): 57-63.

HUANG Jindong.Construction of aeroengine test verification system[J]. Aviation Power, 2021 (3):57-63 (in Chinese)

- [4] Luminas J K, Boytsov J F. Aero-propulsion environmental test facility [R].ASME 98-GT-555.
- [5] Shahzad F, Sheltami T R, Shakshuki E M, et al. A review of latest web tools and libraries for state-of-the-art visualization[J]. Procedia Computer Science, 2016, 98:100-106.
- [6] ISO. Building information modeling information delivery manual part 1: methodology and format: ISO 29481-1: 2010 (E) [S]. Geneve: ISO,2010:1-34.
- [7] Zhou X, Wang J, Guo M, et al. Cross-platform online visualization system for open BIM based on WebGL[J]. Multimedia Tools and Applications, 2019, 78(20): 28575-28590.
- [8] 黎凯,郭迎清,赵万里,等.高空台试验设备管控平台构建技术研究 [J].航空计算技术,2022,52(1):96-100.
- LI Kai, GUO Yingqing, ZHAO Wanli, et al. Research on construction technology of control platform for altitude test facility[J]. Aeronautical Computing Technology, 2022, 52 (1):96–100.(in Chinese)
- [9] 曹阳,李文峰,陈震宇,等.航空发动机试验数据采集分析系统设计 与实现[J].航空发动机,2010,36(6):36-38.

CAO Yang, LI Wenfeng, CHEN Zhenyu, et al.Design and implementation of aeroengine test data acquisition and analysis system [J]. Aeroengine, 2010, 36(6): 36–38.(in Chinese)

[10] 王风雨,蒋东翔,周明,等.航空发动机高空试验台状态监测系统[J].航空发动机,2000(1):36-40.

WANG Fengyu, JIANG Dongxiang, ZHOU Ming, et al. Condition monitoring system of aeroengine altitude simulation test facility[J]. Aeroengine,2000(1):36-40.(in Chinese)

- [11] Zhang S, Hou D, Wang C, et al. Integrating and managing BIM in 3D web-based GIS for hydraulic and hydropower engineering projects[J]. Automation in Construction, 2020, 112:103114.
- [12] 王海峰,王宏亮.航空装备保障智能化发展认识与探讨[J].测控技术,2020,39(12):1-9,27.
- WANG Haifeng, WANG Hongliang. Understanding and discussion on intelligent development of aviation equipment support[J]. Measurement and Control Technology, 2020, 39(12):1–9,27. (in Chinese)
- [13] Rahmatulloh A, Darmawan I, Gunawan R. Performance analysis of data transmission on WebSocket for real-time communication[C]// 2019 16th International Conference on Quality in Research (QIR): International Symposium on Electrical and Computer Engineering. Padang; IEEE, 2019:1-5.
- [14] Staicu C A, Schoepe D, Balliu M, et al. An empirical study of information flows in real-world javascript[C]//Proceedings of the 14th ACM SIGSAC Workshop on Programming Languages and Analysis for Security. New York: Association for Computing Machinery, 2019: 45-59.
- [15] 文维阳,陈震宇,曹阳,等.航空发动机试验数据管理系统设计[J]. 航空发动机,2021,47(3):97-102.

WEN Weiyang, CHEN Zhenyu, CAO Yang, et al. Design of data management system in aeroengine test[J]. Aeroengine, 2021, 47 (3): 97-102.(in Chinese)

(编辑: 刘静)

航空发动机振动环境谱统计归纳方法 及振动试验台复现

房剑锋 (中国飞行试验研究院,西安 710089)

摘要:为满足航空发动机及机载产品研制过程贴近使用环境的振动考核试验需求,需根据发动机实测振动数据给出振动考核 试验所需的输入谱图。依据GJB/Z 126-99 中给出的环境测量数据归纳方法,建立了发动机实测振动环境谱统计归纳方法并通过 程序实现。利用发动机多架次实测试飞振动数据统计归纳得到发动机测点位置的振动实测谱。基于能量等效及信号频域特征分 布一致原则,将归纳得到的实测谱转化为可用于振动台输入的振动环境谱,并在振动台上进行了振动信号的复现试验。结果表 明:振动台输出信号与发动机实测振动信号频域分布特征一致,在统计频率带宽范围内振动总量最大相差5.7%,证明了转化方法 是合理的,为航空发动机机载设备贴近使用环境的振动考核试验方法提供了真实的输入谱图。

关键词:振动数据;统计归纳;环境谱;振动试验台;复现;航空发动机

中图分类号:V216.2+1;V231.92 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.022

Aeroengine Vibration Environment Spectrum Statistical Induction and Reproduction on Vibration Testing Table

FANG Jian-feng

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To meet the requirements of conducting vibration assessment tests under conditions close to the operating environment for the development of aeroengine and airborne products, it is necessary to provide the input spectrum required for the vibration assessment test based on the measured engine vibration data. Based on the induction method of environment measurement data provided in GJB/Z 126– 99, a statistical induction method for vibration environment spectra measured engine vibration data was established and implemented through a program. The measured vibration spectra at engine measuring positions were obtained by statistical induction according to vibration data from multiple actual test flights. Based on the principle of energy equivalence and consistent distribution of signal frequency domain characteristics, the spectra obtained using the induction method were converted into vibration environment spectra which can be used as the input for the vibration testing tables, and experiments for vibration signal reproduction were conducted on vibration testing tables. The results show that the frequency domain distribution characteristics of the output signal of the vibration testing table are consistent with that of the measured engine vibration signal. The maximum difference in the overall vibration within the statistical frequency bandwidth is 5.7%, which proves the rationality of the conversion method and the capability of providing real input spectra for vibration assessment tests of aeroengine airborne equipment under conditions close to the service environment.

Key words: vibration data; statistical induction; environment spectrum; vibration testing table; reproduction; aeroengine

0 引言

在航空发动机试飞过程中振动信号的测量具有 重要意义,一方面可用于发动机整机振动特性的确 定,定位发动机整机振动故障^{[11},70%以上的故障都以 振动的形式表现出来;另一方面可通过试飞测试数据 获取发动机的整机振动环境,为机载设备振动考核试 验提供真实的试飞数据谱图。在机载设备研制过程 中的振动考核试验标准¹²指出"应尽可能用实测数据 和装备实际寿命周期的持续时间来制定装备试验条

收稿日期:2021-09-11 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:房剑锋(1980),男,硕士,高级工程师。

引用格式:房剑锋. 航空发动机振动环境谱统计归纳方法及振动试验台复现[J]. 航空发动机,2024,50(2):159-163.FANG Jianfeng. Aeroengine vibration environment spectrum statistical induction and reproductionon vibration testing table[J]. Aeroengine, 2024,50(2):159-163.

件,也可以用已有数据库数据代替实测数据"。航空 发动机测量耙作为一种机载产品,用于测量飞机进气 道及发动机流道流场分布^[3]。在研制过程中需开展振 动考核试验,目前在振动试验过程中依据试验标准^[2] 推荐的振动环境谱开展相关考核试验,在新的装备试 验鉴定体系下需开展贴近使用环境的考核方法,而振 动环境谱的编制作为考核试验的前提具有重要意义。

实测振动数据不能直接用于振动试验过程中,需 将其进行统计归纳,得到其频域、幅值分布特征信息 后用于试验中。实测振动环境谱有多种归纳方法,包 括极值包络法^[4-6]、统计容差法^[7-8]等。GB 10593.3^[5]采 用极值包络法进行归纳统计,无需繁杂的计算处理及 理论基础,简单明了,但未考虑数据样本数量及分布 特性,不能精确评估具体固有频率上振动数值的大 小。GJB/Z 126^[8]、MIL-STD-810F^[9]等标准都推荐采用 统计容差法进行振动环境归纳,是从传统的上限包络 法到统计概念归纳方法的突破。为便于工程运用,归 纳后的实测谱仍需简化,且保留足够的裕度。

王桂华等^[10]、刘海年等^[11]发展和完善了基于环境 测试数据的振动环境试验剖面确定方法;张涛^[12]对振 动台功率谱复现控制算法进行在线修正,提出了一种 功率谱复现迭代算法,并进行了功率谱复现仿真。在 机载设备振动环境试验考核方面,目前国内大多采用 GJB推荐的相关振动环境谱开展试验,没有获得设备 实际使用环境下的振动数据。而对基于实测环境谱 的振动环境谱的简化和振动台复现方法研究较少。

本文建立了发动机振动环境实测谱统计归纳方 法及流程,将实测谱转化为可用于振动台输入的振动 环境谱,并在振动试验台进行了振动信号复现。

1 振动环境谱统计归纳方法

随机振动环境下的实测谱归纳目前已有相应的 国家军用标准和航空标准,数据归纳方法较多,如极 值包络法等,这些方法不仅归纳过程相对复杂而且依 靠人为给定置信度,这将影响随机振动环境实测数据 归纳谱结果的准确性,给结果带来一定的偏差。

MIL-STD-810H^[13]和GJB/Z 126-99都提出在振动 环境实测数据处理中采用统计容差法,其是振动环境 实测数据归纳方法从使用传统上的极值包络法到运 用统计概念归纳法的突破,通过基于GJB/Z 126-99中 的统计容差法建立数据归纳方法,并完成相应归纳程 序的开发,以实现对随机振动实测数据的快速准确 归纳。

数据处理前需对振动数据的平稳性、各态历经 性、周期性和正态性等基本特性进行检验,确认待归 纳的振动数据为各态历经随机信号。采用柯立一杜 开(Cooley-Tukey)方法¹¹⁴,对原始振动数据直接快速 傅里叶变换得到加速度功率谱密度,根据发动机测点 位置振动数据及处理得到的加速度功率谱密度数据 如图1所示。



实测谱归纳的基础是对某通道多个架次样本进行功率谱(Power Spectral Density, PSD)分析,将分析结果按照谱线、功率谱值存入数据文件,随机振动数据归纳流程如图2所示。



随后对通道样本 G(k,u)(k为谱线数,u为样本数) 做变换,得到服从近似正态分布的样本 x(k,u)

$$x(k,u) = \sqrt{G(k,u)} \tag{1}$$

对样本x(k,u)进行均值和方差估计,得到

$$\begin{cases} \overline{X}(k) = \frac{1}{U} \sum_{u=1}^{U} x(k,u) \\ S^{2}(k) = \frac{1}{U-1} \sum_{u=1}^{U} [x(k,u) - \overline{X}(k)]^{2} \end{cases}$$
(2)

(*k*=1,2,3…,*N*) 计算置信度为(1 - α)、分位点为β的容限系数*F*

$$F_{u} = \frac{t_{U-1;(1-\alpha)}}{\sqrt{U}} + Z_{\beta} \sqrt{\frac{U-1}{\chi^{2}_{U-1;\alpha}}}$$
(3)

式中: Z_{β} 为满足 Pro[$Z \leq Z\beta$]= β 的正态分布分位点。

则该样本容差上限由式(1)、(2)、(3)联立得到

 $G(k) = [\overline{X}(k) + F_{u}S(k)]^{2}, (u = 1, 2, \dots, U)$ (4) 从而得到该振动测点的实测振动功率谱。

随后进行规范谱的归纳,与实测谱不同,规范谱 需要对特征样本G(k,u)相邻谱线对应的x(k,u)进行 参数假设检验。对相邻谱线的均值 $\overline{X_k}(u)$ 和方差 $S_k^2(u)$ 计算统计

$$\begin{cases} F(k,k+1) = \frac{S_k^2(p)}{S_{k+1}^2(p)} \\ t(k,k+1) = \frac{\overline{X}_k - \overline{X}_{k+1}}{\sqrt{(S_k^2(p) + S_{k+1}^2(p))/v_u}} \end{cases}$$
(5)
$$(k = 1,2,3,\dots,N-1)$$

如特征样本u中第k条谱线和第k+1条谱线的 PSD属于同一总体,则F(k,k+1)服从 $F(v_u - 1,v_u - 1)$ 的F分布,t(k,k+1)服从 $t(2v_u - 2)$ 的中心t分布。

如满足式(5)则将相邻第k条谱线和第k+1条谱 线归并在同一频段内,设u通道最后形成 h_u 个频段, 记作 $H_u(c), c = 1, 2, 3, \cdots, h_u$ 代表每一个平直频带,设 每一平直频带起止频点为 sta_c 、 end_c ,谱线数共 d_c 条, 从而任一频段内 $x(u, v_u)$ 近似服从正态分布;反之,不 属于一个频段。

由于频段已经归并,因此上限系数需要根据归并 频段内的幅值估算

$$\overline{X}(k) = \frac{1}{U \cdot d_c} \sum_{u=1}^{U} \sum_{k=c_{ak}}^{c_{real}} x(k,u)$$

$$S^2(k) = \frac{1}{U \cdot d_c - 1} \sum_{u=1}^{U} \sum_{k=c_{ak}}^{c_{real}} [x(k,u) - \overline{X}(k)]^2$$
(6)

计算容差上限系数F(k)

$$F(k) = \frac{t_{U \cdot d_c - 1;(1 - \alpha)}}{\sqrt{U \cdot d_c}} + Z_\beta \sqrt{\frac{U \cdot d_c - 1}{\chi^2_{U \cdot d_c - 1;\alpha}}}$$
(7)

该振动测点平直段容差上限估计为 $G(k) = [\overline{X}(k) + F(k)S(k)]^2$ $(u = 1, 2 \cdots, U; c = 1, 2, 3, \cdots, h_u)$ (8)

最终将式中的相邻平直段连起来即得到随机振 动规范谱。

2 振动环境的振动台复现技术

利用上述振动环境实 测谱和规范谱统计归纳方 法,开发相应的算法程序, 对发动机进气机匣多架次 振动数据进行统计归纳, 得到发动机测点位置振动 环境实测谱如图3所示。



环境实测谱和规范谱

从图中可见,规范谱与实测谱较为接近。这是因 为按照GJB/Z 126-99规定的归纳方法,首先对相邻谱 线(频率)的样本数据(PSD数据)进行样本假设检验, 结果显示相邻谱线的样本数据不满足归并为同一样 本的条件,因而没有出现如GJB 150.16A中C.16所示 较为规范的发动机振动环境谱。这说明了实际发动 机振动环境的复杂性,若直接将该规范谱作为结构件 振动考核试验的输入,在振动台上难以实现输入控 制。而如何将实测谱及规范谱转换为振动台的控制 输入有较大难度。

为此需要将实测振动数据统计归纳得到的实测 谱转化为可用于振动台输入的谱图,用于机载设备的 振动环境考核试验。

2.1 振动环境试验室复现原则及方法

振动试验台对发动机实际振动环境的复现目的 是提供尽可能接近于实际振动环境的试验室振动环 境^[15]。在工程应用中,由于振动台模拟能力的限制、 振动环境固有的随机性和易变性,导致在试验室振动 环境下无法完全复现产品使用过程中所经历的振动 环境。实际上完全复现使用过程中的振动环境没有 足够的使用价值^[16]。因此振动环境规范和试验条件 的制定一般基于适当的等效原则^[16-17],以保证振动环 境试验条件能够覆盖产品在预期使用过程中所经历 的振动环境,并且具有适当的裕量。

通过实际振动环境归纳得到的实测谱/规范谱代 表了测点位置的振动环境,通常从以下几个方面描述 其整体振动环境:随机振动的频率范围、随机振动各 个频率上的能量值以及随机振动加速度总均方根值 $(G_{\text{RMS}}),其中<math>G_{\text{RMS}} = \sqrt{S}, S$ 为功率谱密度曲线与频率f 轴所包围的面积。为了尽可能还原实际振动环境,需 从上述3方面对振动台输入谱图进行处理。其中复 现的基本原则是基于能量相等原则,即振动台的输入 谱和实测谱分别与横坐标轴所包围的面积相等,同时 结合 GJB 150.16A 中 C.16 给出的涡轮发动机振动环

境(如图4所示)与实测 谱谱型,确定发动机窄带 中心频率。窄带频率对 应的幅值则通过对应的 窄带频率与频率f轴围成 的面积占比相等的原则 进行确定。



基于统计得到的实测谱/规范谱,按照上述原则 确定的用于试验室振动台输入的振动环境谱(如图5 所示)能够从频率分布、能量分布及能量值3方面反 映实际振动环境的特点,同时谱型简洁,便于试验室 振动台输入。



2.2 振动环境振动台复现验证

涡轮发动机振动环境是窄带随机叠加宽带随机 振动,在试验室模拟时本质是将1组窄带随机振动分 量叠加在宽带随机振动分量上。其中宽带随机振动 分量为高斯分布的平稳随机振动过程,通常采用加速 度自功率谱密度定义。窄带随机振动分量同样为高 斯分布的平稳随机振动过程,分为2种类型:固定频 率窄带随机振动分量和窄带扫描随机振动分量。发 动机振动环境通常为窄带扫描随机振动分量。

为了验证基于等效原则确定的发动机振动环境 输入谱的合理性,在试验室振动台利用电磁式振动台 产生的振动台输入谱(图5)对应的输出信号,利用数 据采集系统采集试验过程中振动台面的振动加速度 信号及分析结果如图6所示。

对振动台产生的振动信号从时域、频率分布与发 动机测点位置实测振动数据进行对比分析,振动信号



图6 振动台产生的振动加速度信号及对应的功率谱

时域峰值包含了发动机实测时域的最大峰值。振动 信号的频域成分与实测信号的频域成分保持一致且 在统计频率带宽范围内振动总量相等,模拟随机振动 信号在统计频率带宽范围内的振动总量与实测谱的 振动总量最大相差5.7%,表明基于实测数据的振动 台振动环境输入谱转化方法具有合理性和可行性。

在开展发动机进气道测量耙振动考核试验过程 中,基于发动机实测振动数据,对发动机常见工作状态(慢车、巡航、最大等)多架次振动数据依据本文给 出的统计归纳方法进行处理,将其转化为可用于振动 台输入的谱图,并基于文献[18]推荐的试验方法依据 不同发动机状态的时间占比统计数据,确定不同振动 谱图对应的振动试验时间。

3 结束语

本文基于 GJB/Z 126-99 环境测量数据归纳方法 建立了航空发动机振动数据统计归纳方法及流程,对 发动机进气机匣多架次振动数据进行统计归纳得到 其实测谱及规范谱,建立了用于振动台输入的环境谱 转化方法,在电磁式振动台上开展了振动信号的复 现,验证了转化方法的合理性和可行性。为贴近使用 环境的发动机机载设备振动环境考核试验提供了基 础的环境振动谱。

参考文献:

[1] 王树兰.某航空发动机振动故障诊断[D].长沙:湖南大学,2011.

WANG Shulan. The vibration fault diagnosis of a aeroenging [D]. Changsha:Human University, 2011.(in Chinese)

[2] 中国人民解放军总装备部.军用装备实验室环境试验方法(第16部分一振动试验):GJB 150.16A-2009[S].北京:中国人民解放军总装备部,2009,17-18.

General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army.Laboratory environment test methods for military materiel(part16 —vibration test) : GJB150.16A-2009[S]. Beijing: General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army, 2009, 17–18.(in Chinese)

- [3] Yuhas A J, Ray R J, Burley R R, et al.Design and development of an F/ A-18 inlet distortion rake: a cost and time saving solution [R]. NASA-TM-1995-4722.
- [4] 孙建勇,姚军,张建军,等.军用飞机平台环境测量数据归纳方法: HB 20237-2014[S].北京:国家国防科技工业局,2014:5-17.
 SUN Jianyong, YAO Jun, ZHANG Jianjun, et al. Inductive methods for platform environment measured data of military airplane: HB 20237-2014[S]. Beijing: State Administration of Science, Technology and Industry for National Defence, 2014:5-17. (in Chinese)
- [5] 国家技术监督局.电工电子产品环境参数测量方法振动数据处理和归纳方法:GB 10593.3-90[S].北京:中国标准出版社,1990: 675-677.

State Bureau of Technical Supervision. The measure methods for environmental parameters of electronic electrical products the inductive methods for vibration data: GB 10593.3-90[S]. Beijing: Standards Press of China, 1990:675-677. (in Chinese)

- [6] Department of defense guidance for implementing net-centric data sharing[EB/OL].[2006-4-12].http://www.dtic.mil.
- [7]徐明.随机振动环境测量数据归纳的统计容差法[C]//武器装备环境 工程技术交流研讨会.北京:中国航空综合技术研究所,2002: 231-236.

XU Ming. The statistical tolerance method for environment measured data of random vibration[C]//Weaponry Materiel Environment Engineering Proseminar. Beijing: AVIC China Aero–Polytechnology Establishment, 2002;231–236.(in Chinese)

[8] 中国人民解放军总装备部.振动、冲击环境测量数据归纳方法: GJB/Z 126-99[S].北京:中国标准出版社,1999:2-5.

General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. The inductive methods for environment measured data of vibration and shock: GJB/Z 126-99 [S]. Beijing: Standards Press of China, 1999:2-5.(in Chinese)

- [9] Department of Defense. Environment engineering considerations and laboratory tests: MIL-STD-810F[S]. Washington: Department of Defense, 2000:1-539.
- [10] 王桂华,刘海年,张大义,等.航空发动机成附件振动环境试验剖 面确定方法研究[J].推进技术,2013,34(8):1101-1107.WANG Guihua, LIU Hainian, ZHANG Dayi, et al.Study on formulat-

ing method for vibration environment test profile of aero-engine

accessories[J].Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8):1101–1107.(in Chinese)

[11] 刘海年,张志强,张大义,等.航空发动机成品振动环境分析与试 验载荷谱确定[J].航空维修工程,2013,247(4):63-65.

LIU Hainian, ZHANG Zhiqiang, ZHANG Dayi, et al. Study on the vibration environment characteristics and test spectrum of aeroengine accessories[J]. Aviation Maintenance and Engineering , 2013, 247(4):63-65.(in Chinese)

[12] 张涛.振动台功率谱复现控制算法的研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业 大学,2008.

ZHANG Tao.Research of replicate algorithm for PSD of vibration table [D].Harbin:Harbin Institute of Technology, 2008.(in Chinese)

- [13] Department of Defense. Test method standard environment engineering consideration and laboratory: MIL-STD-810H[S].Washington: Department of Defense, 2019: 1-1089.
- [14] 田永卫, 闫楚良, 张书明, 等. 飞机随机振动环境实测试验数据的 归纳方法[J]. 振动、测试与诊断, 2014, 34(6):577-580.

TIAN Yongwei, YAN Chuliang, ZHANG Shuming, et al. Inductive method of flight test data measured from aircraft random vibration environment[J]. Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis, 2014,34(6):577-580.(in Chinese)

[15] 王帅,夏益霖,荣克林.振动环境试验[M]北京:国防工业出版社, 2021:28-33.

WANG Shuai, XIA Yilin, RONG Kelin. Vibration environment test[M] Beijing: National Defence Industry Press, 2021:28-33.(in Chinese)

- [16] Benasciutti D, Tovo R.Fatigue life assessment in nonGaussian random loadings[J].International Journal of Fatigue, 2006, 28(7):733-746.
- [17] Ashwini P, Abhijit G, Guru R K.Fatigue failure in random vibration and accelerated testing[J].Journal of Vibration and Control, 2011, 18 (8):1199–1206.
- [18] 中国航空工业集团公司.军用装备实验室环境试验方法(第16部 分一振动试验实施指南):Q/AVIC 05017-2014[S].北京:中国航空 综合技术研究所,2014:128-130.
 - Aviation Industry Corporation of China, Ltd.Laboratory environmental test methods for military materilel (part 16—guidance for vibration test) : Q/AVIC 05017-2014[S]. Beijing: AVIC China Aero-Polytechnology Establishment, 2014:128-130.(in Chinese)

(编辑:刘 静)

机匣包容试验的叶片根部爆破飞断方法

刘 闯1,张亚楠2,王海舟1,黄福增1,陈国栋1,王 全1

(1.辽宁省航空发动机冲击动力学重点实验室,沈阳 110015; 2.沈阳理工大学 机械工程学院,沈阳 110159)

摘要:在航空发动机包容试验中,为满足叶片在根部失效的要求,设计了基于爆破切割技术的叶片根部飞断试验方法。通过 平板静态爆破试验确定了柔爆索的切割能力,并使用柔爆索进行了真实叶片的静态爆破试验。在MTS拉伸试验机上对爆破切割 后的损伤叶片进行了静拉伸试验,确定了损伤叶片的剩余强度为50~56 kN。按照静态爆破试验获得的开槽尺寸在叶片根部开槽 并敷设柔爆索,采用树脂胶固定后,在立式转子试验器上采用遥控触发的方式进行了真实叶片旋转状态下的飞断试验。结果表 明:在叶片两侧加工4mm深沟槽并敷设柔爆索爆破后,叶片被柔爆索切割,并在预定飞断转速下失效飞出。飞断截面断口显示叶 片中段被柔爆索的金属射流完全切断,前后缘在离心载荷作用下拉断,爆破作用没有对叶片产生附加动能,成功实现了叶片在预 定转速下的根部断裂失效。

关键词:风扇叶片;包容试验;柔爆索;爆破切割;平板预试验;失效分析;航空发动机 **中图分类号:**V232.5 **文献标识码:**A **doi**:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.023

Research on Fan Blade Root Explosive Cutting Method for Casing Containment Test

LIU Chuang¹, ZHANG Ya-nan², WANG Hai-zhou¹, HUANG Fu-zeng¹, CHEN Guo-dong¹, WANG Quan¹

(1. Liaoning Key Laboratory of Impact Dynamics on Aero Engine, Shenyang 110015, China;

2. School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China)

Abstract: In the aeroengine containment test, the fan blade is required to be cut off at the root section, a method based on explosive cutting technology was designed to meet the requirement. First of all, the cutting capability of the Flexible linear shaped charge (FLSC) was confirmed by the static plate explosive test, and then the real fan blade static explosive test was carried out subsequently. Static tensile test was conducted on the damaged blade after explosive cutting using an MTS tensile test machine, the residual strength of the damaged blade was determined to be 50 ~ 56kN. According to the slot size obtained from the static explosive test, the blade was slotted at the root section and the FLSC was fixed by resin adhesive, then explosive blade-off test under rotating conditions was conducted on a vertical spin rig by remote control triggering. The results show that after machining a 4-mm wide slot on both sides of the fan blade and laying the FLSC, the fan blade was cut off by FLSC at the predetermined rotational speed; The fracture surface shows that the middle part of the blade root was cut off by metal jet of the FLSC, then the leading and trailing edge of the blade were fractured by centrifugal load, the explosive effect did not generate additional kinetic energy on the blade, successfully achieving root fracture of the blade at the predetermined speed.

Key words: fan blade; containment test; Flexible linear shaped charge; explosive cutting; plate pretest; failure analysis; aeroengine

0 引言

随着现代航空技术的不断发展,发动机转子转速 越来越高,若遇到外物撞击或出现疲劳损伤极易导致 叶片断裂。高能的飞断叶片如不能被机匣包容,会对 发动机造成极大的损伤,甚至造成机毁人亡的严重空 难¹¹⁻²¹。因此,世界上研制航空发动机的国家对发动机 机匣的包容性都极为重视,美国和欧洲的军、民用发 动机规范中均要求叶片飞失后需被机匣包容且不能 引起危险性发动机影响¹³⁻⁵¹。中国民航总局发布的《航 空发动机适航标准》¹⁶¹中指出:"最危险的风扇叶片在 榫头以外截面(对于整体叶盘则至少是叶片的80%

收稿日期:2022-03-28 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:刘闯(1983),男,硕士,高级工程师。

引用格式: 刘闯,张亚楠, 王海舟,等. 机匣包容试验的叶片根部爆破飞断方法[J]. 航空发动机,2024,50(2):164-169.LIU Chuang, ZHANG Yanan, WANG Haizhou, et al. Research on fan blade root explosive cutting method for casing containment test[J]. Aeroengine, 2024, 50(2):164-169.

处)断裂,发动机必须具有包容断裂叶片的能力"。一 般来说,适航规范要求在发动机整机上进行机匣包容 性验证试验,但是整机包容试验存在"成本高、风险 大、周期长"的问题。同时,在航空发动机研制过程 中,也迫切需要一种成本低、周期短、风险小的验证方 法来支持其包容能力设计。

在包容试验中,对叶片飞断转速进行精确控制是 非常必要的,如叶片在低于(或高于)预定转速下飞 断,都将会对机匣的包容性设计造成很大影响。中国 的范志强等[7]、唐家茂等[8]、张晓峰等[9]采用在叶片根 部预制缺口的方式,在旋转试验器上进行了机匣的包 容性试验,通过控制缺口长度使其在预定的转速范围 内飞断,这种方法易于实施,但由于受到材料分散性 和切口敏感性的影响,飞断转速的控制精度较低,试 验的成功率难以保证;Lepeshkin等^[10]提出了加热与切 割相结合的方法,在钛合金叶片根部植入加热器的同 时在两侧进行切割,当叶片到达预定转速时,在加热 温升作用下叶片的强度迅速降低,实现了叶片在预定 转速下飞断,然而该方法的不足之处是加热器供电线 路复杂且仅适用于形状较为规则的叶片。近年来,爆 破技术在叶片飞断试验中得到越来越多的应用,国外 的航空发动机公司采用爆破技术完成了多次包容试 验[11-12],但技术细节公布甚少。中国的郭明明等[13]、吕 登洲等[14]采用聚能切割器进行了旋转状态下的包容 试验,但试验对象均为模拟叶片,且聚能切割器需采 用夹具固定,不易在真实叶片包容试验中应用;杨 斌^[15]介绍了PX8发动机包容试验所采用的爆破方法, 在榫头处沿轴向钻孔放置炸药,在孔两侧的外部预制 缺口,但该方法仅适用于存在平直段榫头的叶片,对 于叶片根部复杂型面处飞断试验则无法应用,且容易 产生附加动能。

本文以真实发动机风扇叶片作为研究对象,通过 平板试验确定了柔爆索的切割能力,在叶片根部表面 进行开槽设计及柔爆索敷设,在旋转试验器上通过无 线触发的方式进行了叶片的飞断试验,对叶片型面根 部飞断或整体叶盘的包容试验具有重要的工程意义。

1 试验状态

在发动机风扇机匣包容试验中,要求风扇叶片在 5251 r/min转速下飞断,考虑飞断转速控制精度具有 一定的分散性,叶片预定飞断转速为5251~5301 r/ min.叶片材料为TC6.飞断截面以上叶片参数与材料 属性见表1^[16]。

表1 试验叶片参数

质量	质心半径	或と#共AN	理论强度极限(平
/kg	/m	呙心致何/KN	均值)/MPa
1.604	0.4841	234.79	1092

叶片飞断截面位于叶身型面与缘板相切位置,如 图1所示。此处应力复杂,受拉伸载荷和弯曲载荷共

同作用,叶身型面很不规 则,采用预制缺口飞断方 法很难准确控制叶片飞断 转速,同时由于此型叶片 没有平直段榫头,钻孔爆 破的技术也无法应用。



图1 叶片飞断位置

为解决此问题,在叶片飞断位置表面开槽,敷设 柔爆索对叶片进行切割来进行叶片飞断试验。叶片 根部开槽后,仍保持较大的预留面积,不会在预定转 速下由于离心载荷而失效;当转子到达预定转速后,触 发柔爆索对叶片进行切割,被柔爆索削弱后的剩余面 积已无法承载叶片离心载荷,导致叶片失效向外飞出。

试验所需柔爆索通过拉拔式工艺加工制作,其结 构如图2所示。柔爆索金属外壳材料为铅锑合金,内 部所用炸药为黑索金炸药。首先通过平板爆破试验 获取柔爆索的切割能力,而后进行叶片静态爆破试验 确定柔爆索对真实叶片的切割效果,最后通过遥控触 发的方式进行了真实叶片旋转状态下的叶片飞断 试验。





静态爆破预试验 2

2.1 平板爆破试验

为获取柔爆索的切割能力,在装甲防护试验舱内 进行TC6合金平板(材料与飞断叶片相同)静态爆破 试验。设计了2种平板开槽试验件,分别为两侧贯通 开槽和两侧中段开槽2种方式,平板叶片试验件开槽 方式如图3所示。

风扇叶片飞断截面最大厚度为13 mm,据此设计平



板试验件厚度为13 mm,贯通开槽方式的试验件沟槽深 度分别设计为4.0、3.8、3.6、3.4、3.0 mm,依次标记为PB1 ~PB5,中段开槽方式的试验件沟槽深度为4 mm和 3 mm,分别标记为PB6和PB7。在沟槽内敷设柔爆索 并采用胶带固定。平板开贯通槽的爆破试验结果如 图4所示,平板中段开槽的爆破试验结果如图5所示。



敷设柔爆索结构 爆破结果

(a) PB-1 开槽深度为4 mm, 中部剩余厚度为5 mm



敷设柔爆索结构 爆破结果(b) PB-2 开槽深度为 3.8 mm, 中部剩余厚度为 5.4 mm



敷设柔爆索结构 爆破结果(c) PB-3开槽深度为3.6 mm,剩余厚度为5.8 mm



敷设柔爆索结构 爆破结果(d) PB-4开槽深度为3.4 mm,中部剩余厚度为6.2 mm



敷设柔爆索结构 爆破结果(e) PB-5 开槽深度为3 mm,中部剩余厚度为7 mm

图4 平板开贯通槽爆破试验结果



敷设柔爆索结构 爆破结果(a) PB-6开槽深度为3 mm,剩余厚度为7 mm



敷设柔爆索结构 爆破结果(b) PB-7开槽深度为4 mm,剩余厚度为5 mm

图5 平板中段开槽爆破结果

根据爆破结果得到如下结论:

(1)开贯通槽敷设柔爆索切割效果明显,中段开槽切割效果较差。

(2)开贯通槽,柔爆索切割深度为3.2~3.4 mm。

2.2 叶片静态爆破试验

根据柔爆索的切割能力设计了叶片开槽静态爆 破方案,叶片开槽结构如图6所示。在叶背处开贯通 沟槽,在叶盆处加工4mm直径的半通孔(防止在旋转 试验时的应力集中),孔的长度为111 mm,孔在叶盆 侧与叶片型面贯通后形成沟槽,中间剩余厚度为5mm, 开槽截面尺寸如图7所示,在沟槽内敷设柔爆索并 固定。



图7 开槽截面尺寸

敷设柔爆索和雷管后,在装甲防护试验舱内进行 了真实叶片静态爆破试验,试验前将叶片榫头部分固 定在夹具上,叶片静态爆破预试验装夹如图8所示。 共进行了3个叶片的静态爆破试验,爆破后试验叶片 损伤如图9所示。





(b) 正视

(a) 侧视

图8 叶片静态爆破预试验装夹



为确保叶片受到爆破切割后能够在旋转状态下 被离心载荷拉断,对爆破后的风扇叶片进行了静态拉 伸试验。试验在MTS拉伸试验机上进行,设计了叶片 拉伸试验夹具,叶片装夹在拉伸试验机上,叶片拉伸 试验装夹结构如图10所示。试验在常温下进行,采 用位移加载控制,对叶片试验件以0.001/s应变率进 行加载,保护载荷设为120kN。叶片在拉伸载荷作用 下失效,叶片拉断后形貌如图11所示,3次拉伸试验 的拉断载荷分别为56、55、50 kN,仅为叶片最大离心 载荷的21%~24%(离心载荷为234.79 kN),确保了叶 片爆破损伤后能够在离心载荷拉伸作用下失效。





图 10 叶片拉伸试验装夹 结构

图11 叶片拉断后形貌

3 叶片飞断正式试验

风扇叶片在旋转状态下飞断试验的总体方案如 图12所示。风扇转子与试验台柔性主轴相连,通过 电机驱动试验转子旋转。为了在叶片飞断时保护试 验转子,在转子驱动轴外侧设计了限位防护结构。



图 12 叶片飞断试验总体方案

按照静态爆破试验确定的开槽工艺,在叶片根部 开槽敷设柔爆索进行叶片爆破。在叶片边缘圆柱孔 内安装雷管,柔爆索分别布置在叶片盆背两侧,切割 方向指向叶片中部预留部分,其中叶背侧的柔爆索沿 叶片表面敷设至雷管处,叶盆侧柔爆索直接与雷管端 头接触,实现了1个雷管同时引爆2根柔爆索。放置柔 爆索后,使用纤维布对其进行包覆并通过树脂胶固定, 以保证旋转条件下柔爆索在沟槽内固定可靠,柔爆索 敷设及雷管安装如图13所示。在风扇叶片外侧试验 舱内壁装有整圈的包容防护环,叶片飞脱后将撞击包 容环,用于安全防护和评估叶片撞击后损伤情况。





(a) 敷设柔爆索和雷管(b) 覆盖玻璃纤维布图 13 柔爆索敷设及雷管安装

试验测控系统包括爆破装置起爆系统、触发系统、高速摄像系统。试验起爆系统中雷管通过引线与 无线起爆信号接收器相连,并在试验舱内部安装信号 天线,通过舱外控制电路发射起爆信号,实现旋转爆 破飞断过程。在防护环内壁叶片飞断截面上粘贴触 发线圈,当叶片发生旋转爆破飞出后撞击包容防护 环,切断防护环内侧缠绕的触发线圈,形成触发信号, 触发控制试验台降速停机;同时触发安装在试验舱底 部的高速相机,拍摄叶片飞断过程并存储数据。

4 试验结果与分析

在试验中,逐步提升转速至5251 r/min,待转速平 稳后通过雷管引爆柔爆索,叶片在柔爆索切割与离心

载荷共同作用下飞断,向 外飞出切断触发线圈,触 发高速相机进行数据记 录,设备自动停车。叶片 飞断试验运行曲线如图 14所示。



4.1 飞断叶片失效分析

飞断叶片断口形貌如图15所示。从图中可见, 叶片中部为柔爆索产生的金属射流切断,前后缘有明

显的拉断断口,说明飞断 叶片并未由于爆破产生附 加动能。

通过扫描电镜对叶片 断裂位置进行观察,爆破 射流切割断口区域宏观和



图15 飞断叶片断口形貌

微观形貌如图 16 所示。从图中可见,爆破切割断口 呈熔融状,表明炸药爆破产生了较高热量,使断口经 历了很高的温度;局部区域可观察到残留的韧窝形貌 特征,表明爆破断口为瞬时断裂。试验中叶片受到柔 爆索爆破切割作用后,剩余的靠近前后缘的区域在离 心载荷作用下拉断,向外飞出;对断口熔融区域进行 能谱分析,可见断口含有铅、锑元素,与柔爆索外壳成 分相符,如图 17 所示。



宏观形貌 (b) 微观形 图 16 爆破射流切割断口区域形貌



图 17 爆破断口区域能谱分析

4.2 高速影像结果

在试验中叶片在预定的转速下失效,向外飞出过 程被高速相机完整记录下来,叶片爆破飞断高速摄影 如图18所示。从图中可见,在*t*=0 ms时刻,叶片根部



(a) *t*=0 ms

(b) *t*=0. 3 ms





 (c) t=0.8 ms
 (d) t=1.2 ms

 图 18 叶片爆破飞断高速摄影

开始产生火光,柔爆索起爆;在t=0.3 ms时刻,叶片根 部火光强烈,柔爆索已完全起爆;在t=0.8 ms时刻,火光 逐渐暗淡,柔爆索完成了对风扇叶片的切割;在t=1.2 ms 时刻,受到爆破切割后的叶片在离心载荷作用下被拉 断向外飞出。

5 结论

(1)采用在叶片根部预埋柔爆索的切割方法能够 准确控制叶片在预定转速下沿叶根截面飞断,具有较 高的飞断转速控制精度。

(2)通过静态爆破预试验可以有效获取柔爆索的 切割能力。

(3)叶片中部受柔爆索切割后,剩余前后缘的区 域无法承受离心载荷,在离心载荷作用下被拉断向外 飞出,不会产生附加动能。

参考文献:

[1] 宣海军,陆晓,洪伟荣.航空发动机机匣包容性研究综述[J].航空动 力学报,2010,25(8):1860-1870.

XUAN Haijun, LU Xiao, HONG Weirong. Review of aero-engine case containment research [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1860-1870.(in Chinese)

[2] 陈国栋,刘闯,王洪斌,等.航空发动机包容试验研究综述[J].航空发动机,2019,45(3):82-90.

CHEN Guodong, LIU Chuang, WANG Hongbin , et al.Review of aeroengine containment test research[J].Aeroengine, 2019, 45(3): 82–90. (in Chinese)

- [3] Federal Aviation Administration. Air-worthiness standards aircraft engines: FAR33[S]. United States: Federal Aviation Administration, 2007:70-71.
- [4] Unite States Air Force. Engine structure integrity program: MIL-STD-1783B[S].Unite States: Department of Defence, 2002:106–108.
- [5] European Aviation Safety Agency. Certification specification for engine: CS-E[S]. Germany: European Aviation Safety Agency, 2010: 71-72.

[6] 中国民航总局.中国民用航空规章CCAR33-R1航空发动机适航规 定:CCAR33-R1[S].北京:中国民用航空总局,2005:104-105. Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards: aircraft engine: CCAR33-R1[S].Beijing: Civil Aviation Administration of China,2005:104-105.(in Chinese)

[7] 范志强,高德平,覃志贤,等.航空发动机真实机匣的包容性试验[J]. 航空动力学报,2007,22(1):18-22.

FAN Zhiqiang, GAO Deping, TAN Zhixian, et al. Experimental study of

real casing containment[J].Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 18-22.(in Chinese)

[8] 唐家茂,宣海军,彭煜,等.单级轴流压气机叶片预置裂纹法包容性 试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2018,31(1):18-23.

TANG Jiamao, XUAN Haijun, PENG Yu, et al. Experimental study on blade containment with prefabricated crack method for single stage axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31 (1):18-23.(in Chinese)

[9] 张晓峰,宣海军,吴荣仁.航空发动机叶片包容模拟试验与数值仿 真研究[J].航空发动机,2005,31(4):39-42.

ZHANG Xiaofeng, XUAN Haijun, WU Rongren. Experimental investigation and numerical simulation of aeroengine blade containment [J].Aeroengine, 2005, 31(4): 39–42.(in Chinese)

- [10] Lepeshkin A, Bychkov N, Vaganov P, et al. The blade releasing method for test of engine casing containment[C]//Proceedings of the ASME 2013 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. San Diego: ASME, 2013: 1–5.
- [11] 梁春华.RR公司完成TRENT900发动机的叶片包容试验[J]. 航空 发动机,2003,29(3):44.

LIANG Chunhua. Rolls-Royce finished blade containment test of Trent900 engine[J].Aeroengine, 2003, 29(3):44.(in Chinese)

[12] 白水. 遄达800型风扇叶片包容试验成功[J]. 国际航空, 1994(4):64.

BAI Shui. The fan blade containment test of Trent800 engine was finished successfully[J]. International Aviation, 1994(4): 64. (in Chinese)

[13] 郭明明, 吕登洲, 洪伟荣, 等. 航空发动机机匣包容试验叶片飞脱 方法[J]. 航空发动机, 2016, 42(2): 73-76.

GUO Mingming, LYU Dengzhou, HONG Weirong, et al. Blade out methods of aeroengine case containment test[J].Aeroengine, 2016, 42 (2):73-76.(in Chinese)

[14] 吕登洲.航空发动机风扇机匣包容试验中叶片爆破飞脱技术研究 [D].杭州:浙江大学,2017.

LYU Dengzhou. Research on explosive blade-off test in containment evaluation of aero-engines[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017. (in Chinese)

[15] Yang B. Blade containment evalution of civil aircraft engines[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(1):9-16.

[16]《航空发动机设计用材料数据手册》编委会. 航空发动机设计用 材料数据手册[M]. 北京:航空工业出版社,2008:1183-1205.

Editorial Board of Materials Data Manual for Aircraft Engine Design. Material data manual for aircraft engine design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008:1183–1205. (in Chinese)

(编辑:刘静)

隐蔽式安装布局涡轴发动机安装损失的飞行试验

张浩,汪涛,李延希 (中国飞行试验研究院,西安710089)

摘要:为确定轻小型直升机飞行性能评估所需的发动机安装性能损失,对隐蔽式安装布局的涡轴发动机进行了不同直升机飞 行姿态的飞行试验。基于试飞数据建立了一套真实飞行条件下涡轴发动机安装损失的计算流程,对比分析了在不同高度和速度 下稳定平飞、有/无地效悬停、有/无地效悬停回转、不同高度爬升、不同高度下滑、盘旋、侧后飞等飞行姿态对涡轴发动机安装损失 的影响。结果表明:隐蔽式安装布局的涡轴发动机安装损失主要来自进气温升,不同飞行姿态下功率损失为4.3%~20.7%,耗油率 相对增量为1.2%~132.7%;功率损失随飞行高度的变化规律不明显,随飞行速度的增大而减小;耗油率相对增量随飞行高度和飞 行速度的增大而减小;在近地面的低速飞行姿态下安装损失最小,且受地效影响较小;风速和风向对安装损失的影响较大。

关键词:安装损失;涡轴发动机;飞行姿态;隐蔽式安装布局;飞行试验
 中图分类号:V231
 文献标识码:A
 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.02.024

Research on Installation Loss of Turboshaft Engine with Covert Installation Layout

ZHANG Hao, WANG Tao, LI Yan-xi

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To determine the installation performance loss of turboshaft engines required for the flight performance evaluation of light and small helicopters, flight tests were conducted on turboshaft engine with covert installation layout under different helicopter flight attitudes. Based on test flight data, a set of calculation processes of turboshaft engine installation loss under real flight conditions was established. The effects of flight attitudes such as stable level flight at different altitudes and speeds, IGE/OGE hover, IGE/OGE hover rotation, different altitude climb, different altitude glide, circling, and side backward flight on the installation loss of turboshaft engine were compared and analyzed. The results show that the installation loss of turboshaft engine with covert installation layout mainly comes from the inlet temperature rise; the power loss under different flight attitudes is 4.3%–20.7%, and the relative increment of specific fuel consumption is 1.2%–132.7%; the power loss does not change obviously with the flight altitude and speed; the installation loss is minimized in low-speed flight attitude near the ground, and it is less affected by ground effects; wind speed and direction have a significant impact on installation losses.

Key words: installation loss; turboshaft engine; flight attitude; covert installation layout; flight test

0 引言

一般来说,涡轴发动机型号说明书上所给出的功率是台架试车功率,而发动机在直升机上真实装机使用以后,处于直升机诱导的上下游气动环境中,由于进排气条件的变化会产生一部分装机性能损失,使发动机输出功率低于相同环境条件下的台架功率^[1-2]。 发动机安装损失直接关系到直升机和发动机的性能

收稿日期:2022-07-27 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:张浩(1992),男,硕士,工程师。 匹配^[3-5],是飞发一体化设计的重要研究方向^[6]。然而 在以往的军用直升机飞行试验中,发动机安装损失评 估工作不受重视,通常采用直升机设计方给定的固定 安装损失粗略地预估发动机使用状态性能,用于直升 机性能试飞试验点设计^[7]。在真实飞行试验中,直升 机/发动机构型、引气及功率提取、地面效应、大气条 件变化等多种因素均会使发动机安装损失的数值产 生变化。若是忽略这些影响因素,采用固定安装损失

引用格式: 张浩, 汪涛, 李延希. 隐蔽式安装布局涡轴发动机安装损失的飞行试验[J]. 航空发动机, 2024, 50(2): 170-174. ZHANG Hao, WANG Tao, LI Yanxi. Research on installation loss of turboshaft engine with covert installation layout[J]. Aeroengine, 2024, 50(2): 170-174.

预测试飞试验点,就会与真实飞行结果存在较大偏差,给飞行试验的实施带来不便。另外,通过涡轴发动机使用状态性能试验结果去计算评估非安装性能, 准确性也难以保证。

国外关于涡轴发动机安装损失的评估工作主要 依据 1998年的 SAE-ARP-1702A标准^[8],推荐的做法 是应用发动机性能模型来预测发动机在台架状态和 飞行状态下的性能,通过比较来计算安装损失。在 EH101直升机试飞过程中,Jones^[9]采用了 RTM322涡 轴发动机高精度计算模型来评估安装损失;徐朝梁^[10] 和 Casavant^[11]在确定 AC313直升机的 PT6B-67A 发动 机可用功率时,采用了加拿大普惠公司提供的发动机 计算程序(EEPP)进行计算。但目前中国大多数涡轴 发动机不具备相当精度的性能计算模型,直接采用该 方法可能引入较大的计算误差,不能满足工程应用的 需求。徐威阳^[12]采用数值模拟的方法研究了典型飞 行姿态下的涡轴发动机安装气动性能,简要说明了飞 行姿态对安装性能的影响。

安装损失与直升机动力系统的进排气设计息息 相关,对于小型直升机或轻型直升机来说,结构较为 紧凑,为了减轻质量,发动机多采用隐蔽式安装布 局¹³¹,发动机和主减速器共用滑油散热器,相对复杂 的进气情况也随之产生了较大的安装损失。本文以 涡轴发动机配装轻型直升机的安装损失试飞为算例, 建立真实飞行状态下的涡轴发动机安装性能损失计 算流程,针对直升机隐蔽式安装的涡轴发动机在各种 飞行条件下的安装性能损失进行探索研究,以期为直 升机与其发动机性能匹配设计提供借鉴。

1 研究对象

所研究的涡轴发动机由单级离心压气机、单级燃 气涡轮、环形回流燃烧室和单级动力涡轮等组成,采 用全权限数字式电子控制系统,最大工作高度为 6000 m,最大来流*Ma*=0.4。试飞载机为5座型单发轻 型直升机,最大飞行质量为1.7 t,结构形式为单旋翼 带涵道式尾桨,配备滑橇式起落架,机体为金属结构, 发动机安装布局为完全隐蔽式安装。

被试发动机采用径向进气方式,试飞载机在发动 机进气口前、后安装边上安装进气兜包绕进气口,进 气兜侧向开口,呈矩形。由于离心压气机转速高,单 级压比高,且进气兜的矩形进口距离进气防护网较 近,因此发动机进口气流不均匀。发动机在试飞载机 上安装之后形成了复杂的进气条件,气流从直升机动 力舱前端进气,绕过主减舱和设备舱后,进入发动机 进气兜,进气路径上相关各部件结构紧凑且形状不规 则,没有平直段,没有稳定流动区域。此外,发动机与 直升机主减速器共用的滑油散热器位于主减舱,起动 发电机的排气也位于主减舱,这些因素造成了较大的 进气温升。复杂的进气情况导致发动机进口处的流 场条件与大气条件差异较大,因此进气压力损失和进 气温度升高引起的安装损失较为严重。

2 研究方法

在发动机进气兜的矩形进口处加装进气总温总 压复合测头,用于测取发动机进气总温和进气总压。 选取试飞载机的有/无地效悬停、有/无地效悬停回转、 爬升、稳定平飞、下滑、盘旋、侧后飞等飞行姿态,针对 发动机安装损失进行计算分析。

真实飞行试验在非标天条件下进行,而台架试验 只开展了地面3种温度条件的试验,以台架性能试验 结果外插换算空中非标天的性能参数会引入较大误 差。因此,本文假设不同飞行姿态条件下发动机进口 截面流场变化较小,可以使用复合测头所测温度、压 力代替台架进口条件,通过进气总温升高和进气总压 损失来评估发动机的安装损失。本文采用同转速条 件下相比较获取安装损失的计算方法,具体的研究思 路如下。

(1)以发动机进口截面总温*T*₁*、总压*P*₁*为基准, 参考国军标^[14-15]推荐的相似换算方法,建立涡轴发动 机非装机状态下的稳态性能计算方法。

$$P_{\rm sh,0} = f_1(T_1^*, P_1^*, N_{\rm g}) \tag{1}$$

$$S_{\text{fc}\,0} = f_2(T_1^*, P_1^*, N_g) \tag{2}$$

(2)挑选典型的直升机飞行姿态试飞数据,计算 使用状态的功率P_{sh}和耗油率S_{fc},并记录大气总温T^{*}₀、 大气总压P^{*}₀和燃气发生器转速N_g。

(3)以真实飞行的大气总温*T*₀*和大气总压*P*₀*替 换发动机进口截面参数,代入(1)所建立的稳态性能 计算方法中,计算飞行大气条件下的非安装性能。

$$P_{\rm sh,0} = f_1(T_0^*, P_0^*, N_{\rm g}) \tag{3}$$

$$S_{\text{fc}\,0} = f_2(T_0^*, P_0^*, N_g) \tag{4}$$

(4)将(2)和(3)计算出来的真实飞行性能和非装 机性能进行比较,得到(T₀^{*}, P₀^{*}, N_g)条件下的功率损失

第50卷

和耗油率相对增量。

$$\tilde{P}_{\rm sh} = \frac{P_{\rm sh,0} - P_{\rm sh}}{P_{\rm sh,0}} \times 100\%$$
(5)

$$\tilde{S}_{\rm fc} = \frac{S_{\rm fc} - S_{\rm fc\,0}}{S_{\rm fc\,0}} \times 100\% \tag{6}$$

(5)为进一步探讨发动机安装损失来源,计算(2) 中各典型飞行姿态的进气总温升高值和进气总压恢 复系数,与安装损失数值开展对比分析,总结规律。

$$\Delta T_1 = T_1^* - T_0^* \tag{7}$$

$$\delta = \frac{P_1^*}{P_0^*} \times 100\%$$
 (8)

3 计算结果

3.1 稳定平飞

选取试飞载机在高度为1000~6000m不同速度 点的稳定平飞数据进行安装损失计算,将计算结果整 理为进气总温升高值、进气总压恢复系数、功率损失 和耗油率相对增量随飞行速度变化的曲线,如图1 所示。



图1 稳定平飞时发动机参数随飞行速度的变化

总结试验结果可以得出以下规律。

(1)进气温升随高度上升而增大,随飞行速度增大而减小。

(2)进气总压恢复系数随高度上升的变化规律不 明显,随飞行速度增大而减小。

(3)功率损失随高度上升的变化规律不明显,随

飞行速度增大而减小。

(4)耗油率相对增量随高度上升而减小,随飞行 速度增大而减小。

下面结合发动机及直升机的结构和气动设计特 点,进一步分析上述规律产生的原因。

发动机进气温度升高主要来源于主减舱内滑油 散热器对主减滑油和发动机滑油的冷却作用。试验 表明,随着气压高度的升高,外界环境温度逐渐降低 (每升高1000m降低约6.5℃),而主减速器和发动机 的滑油温度变化不大。主减速器滑油和发动机滑油 的物理性质类似,以发动机滑油系统为例进行说明。 被试发动机滑油系统的基本工作原理为,通过滑油泵 将滑油从滑油箱中抽出,并为滑油增压,高压滑油在 发动机内部进行冷却和润滑,然后在回油管路上通过 空气滑油散热器后返回滑油箱。发动机滑油进口处 设有1个温度/压力复合传感器,试验时又在滑油散热 器进口加装了滑油温度传感器,2个传感器分别测量 了冷却后的滑油箱内滑油温度和滑油散热器前滑油 温度。在发动机正常工作时,压力温度复合传感器所 测的发动机进口滑油温度约为70℃,位于直升机主 减平台的滑油散热器进口滑油温度为84~95℃,外 界气流经过滑油散热风扇时会产生温升。随着气压 高度的升高,外界气流与滑油散热器进口滑油温度的 温差逐渐增大,导致进气温升逐渐增大。

另外,直升机飞行速度较低时,受到旋翼下洗流 的影响,发动机进口总压可能会高于大气总压,使得 总压恢复系数大于1。随着飞行速度增大,旋翼下洗 流的影响逐渐减弱,大气总压逐渐提高;而试飞载机 的发动机进口处于动力舱内部,经过动力舱内较长进 气路径的整流,使得发动机进口截面流场受到外界环 境影响较小,总压变化不大。根据进气总压恢复系数 的计算公式,即可说明进气总压恢复系数随飞行速度 增大而减小。

3.2 其他飞行姿态

选取试飞载机的有/无地效悬停、有/无地效悬停 回转、爬升、下滑、盘旋、侧后飞等飞行姿态,针对发动 机安装损失进行计算分析。

由稳定平飞姿态下的计算结果可知,气压高度对 发动机安装损失的影响较大,因此在比较不同飞行姿 态的安装损失时,尽量选取相同或相近高度下的不同 飞行姿态。近地面不同飞行姿态下的安装损失计算 结果见表1,包括有/无地效悬停、有/无地效悬停回转、小速度前飞/后飞/左侧飞/右侧飞;高空中不同飞 行姿态下的安装损失计算结果见表2,包括爬升、下 滑和稳定盘旋。直升机爬升和下滑过程中安装损失 的时间历程曲线如图2所示。

序号	飞行姿态	$H_{_{\rm W}}/{ m m}$	$V_{\rm g}/({\rm m/s})$	$T_{\rm ht}/^{\circ}{ m C}$	$N_{\rm g}$ /%	$P_{\rm sh}/\%$	$S_{\rm fc}/({\rm kg/(kW \cdot h)})$	ΔT_1 /°C	δ/%	$\tilde{P}_{\rm sh}/\%$	$S_{\rm fc}$ /%
1	有地效悬停	7.2		29.0	98.4	90.1	0.373	4.0	100.2	4.3	2.1
2	有地效右悬停回转	6.6		29.1	98.0	87.6	0.377	3.9	100.3	4.3	2.2
3	有地效左悬停回转	6.8		29.1	98.0	87.2	0.377	4.0	100.4	4.5	2.2
4	无地效悬停	19.3		28.8	98.0	86.2	0.378	5.0	100.2	5.7	2.5
5	无地效右悬停回转	18.2		28.6	98.5	90.8	0.371	4.9	100.2	4.4	2.1
6	无地效左悬停回转	16.2		28.6	98.1	87.8	0.376	4.7	100.2	4.8	2.3
7	前飞	17.4	5.7	28.1	97.7	83.2	0.387	7.1	100.3	8.1	4.7
8	左侧飞	19.4	5.8	28.6	98.2	86.7	0.380	5.8	100.2	6.4	3.5
9	右侧飞	17.5	5.5	28.6	97.9	82.5	0.386	6.0	100.2	9.2	4.6
10	后飞	15.2	4.2	28.5	98.3	88.6	0.376	5.6	100.1	5.9	2.9

表1 近地面飞行时的安装损失试验结果

表2 高空飞行时的安装损失试验结果

序号	飞行姿态	H_p/m	$V_i/(\text{km/h})$	$T_{\rm ht}/{ m ^{\circ}C}$	$N_{\rm g}$ /%	$P_{ m sh}/\%$	$S_{\rm fc}/({\rm kg}/({\rm kW} \cdot {\rm h}))$	ΔT_1 /°C	δ/%	$\tilde{P}_{\rm sh} / \%$	$S_{ m fc}/\%$
1	爬升	1000	98.1	3.6	93.1	68.2	0.395	8.1	98.8	12.3	5.0
2		2000	100.8	3.5	94.3	67.0	0.379	9.0	98.7	11.3	4.0
3		3000	95.4	-2.8	94.5	63.1	0.369	10.0	98.8	13.2	4.4
4		4000	99.9	-9.1	96.2	67.4	0.347	12.9	98.6	11.8	3.0
5		5000	89.1	-16.7	97.1	66.9	0.335	13.3	98.9	11.9	2.1
6		6000	82.1	-23.1	98.7	67.5	0.326	14.1	98.6	12.2	3.1
7	下滑	2000	119.3	3.6	79.4	11.1	1.093	4.4	98.9	9.7	88.7
8		3000	115.2	-3.3	80.4	12.2	0.926	5.7	99.0	12.3	132.7
9		4000	112.2	-9.5	77.3	7.3	1.040	6.9	99.2	20.7	73.2
10	右盘旋	3056	152.5	8.2	96.3	65.9	0.369	9.0	98.8	10.2	4.2
11	左盘旋	3054	145.2	8.2	95.6	62.6	0.374	8.8	98.9	10.5	4.1

根据试验结果,可以总结得出以下规律。

(1)在近地低速飞行姿态下,进气温升较小,进气 总压恢复系数大于1,安装功率损失和耗油率相对增 量比高空高速飞行姿态的小。

(2)隐蔽式安装布局条件下,发动机进气流场受 到地效的扰动影响较弱,有/无地效悬停、悬停回转的 安装损失基本一致。







(3)在小速度近地机动时,右侧飞的安装损失最 大,接下来的顺序分别是前飞、左侧飞、后飞。说明在 直升机不同的飞行姿态下,相对来流方向不同,发动 机所处的流场环境不同,使安装损失不同,右侧飞时 更容易达到发动机状态限制,使右侧飞边界性能相对 其他方向的较差。 (4)近地试飞科目考核目的是评估直升机的抗侧 风能力,因此可推测该型直升机的抗右侧风能力

(5)不同高度的爬升、下滑,飞行速度基本一致, 主要差异在于进气温升不同,因此与稳定平飞时的规 律基本相似,在相同发动机功率状态下,随着高度的 上升,功率损失逐步增大,耗油率相对增量基本不变。

(6)由于直升机在爬升时,发动机多处于大功率 状态,而下滑时发动机多处于小功率状态,因此应多 关注爬升时的安装损失,以开展更好的爬升性能 设计。

(7)在相同高度下,左盘旋和右盘旋的安装性能损失基本一致。

4 结论

(1)隐蔽式安装的涡轴发动机安装损失主要来自 于进气温升;在同一飞行姿态下,进气温升随高度上 升而增大,随飞行速度增大而减小;进气总压恢复系 数随高度上升的变化规律不明显,随飞行速度增大而 减小;功率损失随高度上升的变化规律不明显,随飞 行速度增大而减小;耗油率相对增量随高度上升而减 小,随飞行速度增大而减小。

(2)在高度和速度相同的条件下,悬停、悬停回转 的安装损失基本一致,不同方向盘旋的安装损失基本 一致。

(3)在近地面的低速飞行姿态下,隐蔽式安装的 涡轴发动机安装损失比其他飞行姿态的小。

(4)风速风向对直升机的安装损失影响较大,安装损失影响着直升机不同方向的抗侧风能力。

参考文献:

- [1]《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册:第6册— 涡桨涡轴发动机总体[M].北京:航空工业出版社,2001:84.
 General Editorial Board of Aeroengine Design Manual. Aeroengine design manual; volume 6—turboprop and turboshaft engine general[M].
 Beijing: Aviation Industry Press,2001:84.(in Chinese)
- [2] Prouty R W.Helicopter performance, stability, and control[M].Florida: Krieger Publishing Company, 1986:276–278.
- [3] SAE. The effect of installation power losses on the overall performance of a helicopter: SAE AIR 5642[S]. United States: SAE Technical Standards Board, 2005:4–14.
- [4] 交通运输部.运输类旋翼航空器适航规定:CCAR-29[S].北京:交通运输部,2017:48-59.

Ministry of Transpor. Airworthiness regulations for transport rotorcraft: CCAR-29[S].Beijing: Ministry of Transport, 2017:48-59.(in Chinese)

- [5]杨志强,周灵玲,马阔. 直升机涡轴发动机安装损失特性研究[J].中国战略新兴产业,2018(24):172.
- YANG Zhiqiang, ZHOU Lingling, MA Kuo. Study on installation loss of helicopter turboshaft engine[J].China Strategic Emerging Industry, 2018 (24):172.(in Chinese)
- [6] 梁彩云,谢业平,李泳凡,等.飞/发性能一体化技术在航空发动机 设计中的应用[J].航空发动机,2015,41(3):1-5.

LIANG Caiyun, XIE Yeping, LI Yongfan, et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing[J]. Aeroengine,2015,41(3):1-5.(in Chinese)

[7] 沈雳,于琦,郑甲宏.直升机发动机装机功率损失试飞研究[J]. 航空 科学技术, 2015, 26(3): 39-43.

SHEN Li, YU Qi, ZHENG Jiahong. Fight test study on the engines power loss of helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(3):39-43.(in Chinese)

- [8] SAE Technical Standards Board.Defining and measuring factors affecting helicopter turbine power available: SAE ARP 1702A[S]. United States:SAE Technical Standards Board, 1998: 1–14.
- [9] Jones M J, Morgan S G.Evaluation of the installed performance of the RTM322 in EH101[R].AIAA-94-2673.
- [10] 徐朝梁. AC313 直升机符合性验证方法[M].北京:航空工业出版 社,2019:14-38.

XU Chaoliang.Means of compliance of AC313 helicopter[M].Beijing: Aviation Industry Press, 2019: 14-38.(in Chinese)

- [11] Casavant F. Installation losses flight testing for the change AC313 helicopter with standard intake[R]. Longueuil: Pratt and Whitney Canada Corp, 2012.
- [12] 徐威阳. 直升机涡轴发动机一体化安装气动性能研究[D]. 南京:南 京航空航天大学, 2013.

XU Weiyang. Study of integrated installation aerodynamic characteristics of helicopter turboshaft engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics , 2013. (in Chinese)

[13]《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册:第19册一直升机设计 [M].北京:航空工业出版社,2005:837-838.

General Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual: volume 19, helicopter design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005:837-838.(in Chinese)

[14] 国防科学技术工业委员会.航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求:GJB 243-2004[S].北京:国防科学技术工业委员会,2004: 25-39.

Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. The fight test requirements for aircraft gas turbine powerplant: GJB 243–2004[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2004: 25–39. (in Chinese)

[15] 国防科学技术工业委员会.直升机动力装置飞行试验要求:GJB 5883-2006[S].北京:国防科学技术工业委员会,2006:14-20.

Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. The flight test requirement for helicopter powerplant: GJB 5883-2006 [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2006: 14-20.(in Chinese)

(编辑:刘静)

较差。

《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)、万方数据一数字化期刊群、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或技术先进性,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,并请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"背景一综述一结论、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后插入。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。



双月刊 1975年3月创刊 第50卷第2期(总第227期) 2024年4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 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 XX 址:www.avicaeroengine.com 电子邮箱:hkfdj606@163.com 发 行:《航空发动机》编辑部 刷:沈阳中科印刷有限责任公司 印 封面设计:顾鹏设计 Started in Mar. 1975 Vol.50 No.2 (Series 227) Apr. 2024 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.Box428–18,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 Shenyang Zhongke Printing Co.Ltd. Designed by Gupeng.com

刊 号: <u>ISSN 1672-3147</u> <u>CN 21 - 1359/V</u> 公开发行 ISSN 1672-3147 0 4>

国内定价: 300.00元/年 国外定价: 300.00美元/年