



JJNE

3

HANGKONG FADONGJI

2025 Vol.51

No.3 第51卷 第3期

ISSN 1672-3147

AECC MAGAZINE

CN 21-1359/V

中文核心期刊 中国科技核心期刊

# 航空发动机

Aeroengine

声学专栏

航空发动机噪声源分解方法研究进展

基于波束形成与等效球源的声场重建技术

对转开式转子气动噪声预测与优化方法综述



中国航发沈阳发动机研究所



官方网站

# 《航空发动机》双月刊第四届编辑委员会

## 顾问(按姓氏笔画)

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

主任 陈少洋

副主任 徐朋飞 刘永泉

主编 蔚夺魁

副主编 潘若痴 刘殿春 石多奇 刘存良 毛军逵 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 邓洪伟  
艾延廷 叶笃毅 宁方飞 师俊东 朱惠人 任文成 任祝寅  
刘波 刘太秋 刘庆东 齐飞 闫晓军 许全宏 许庆彦  
苏彬 杜少辉 李维 李舜韶 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 缙林峰 廖明夫  
谭慧俊 薛秀生 薛婷婷

编辑部主任 李华文

## 青年编委(按姓氏笔画)

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

# 航空发动机

2025 年 第 51 卷 第 3 期

2025 年 6 月

## 目 次

### 声学专栏

- 航空发动机噪声源分解方法研究进展 .....张家齐,刘丽梅,秦维锐,许玮健,杨明绥(1)  
基于波束形成与等效球源的声场重建技术 .....王 萌,程荣辉,马博瀚,马 威,杨明绥(13)  
压气机内部高强声波特征与产生机理仿真 .....孙鑫宇,赵奉同,崔 勃,杨明绥,许志远,栾孝驰(22)  
基于 TSAM-EAI 算法的风扇离散噪声分析 .....许志远,杨明绥,张健新,王 萌(30)  
基于 Bempp-cl 开源库的有流动管道声辐射预测方法 .....刘曦檬,王志德,王 萌,王 鉴,洪志亮(37)  
陶瓷基复合材料薄壁结构热声载荷下应力应变分析 .....孙远驰,赵奉同,骆 丽,张 立,宋乐琨,沙云东(45)  
热流环境下薄壁壳结构声激振响应特征计算 .....李文为,沙云东,唐晓宁,杨延泽(53)  
对转开式转子气动噪声预测与优化方法综述 .....吴东林,张家齐,洪志亮(62)

### 综述

- 航空发动机数字化需求分解及工程实践 .....吴 雄,黎方娟,黄维娜(75)

### 总体设计与气动热力学

- 基于 EEMD 与功率谱熵的旋转机械故障诊断方法 .....席俊杰,谢明川,汪 勇,张海波(83)  
基于技术成熟度的弹用涡喷/涡扇发动机成本分析方法 .....李佳妮,唐 敏,张保山,郭基联(89)

### 叶轮机

- 级间引气对轴流压气机 1.5 级叶片颤振特性分析 .....王昊者,方世川,赵家毅,梁崇治,叶 巍,陆庆飞(96)

### 燃烧、传热、传质

- 离心喷嘴喷雾特性对燃烧室火焰结构影响的测量分析 .....陈 坚,董清清,薛九天(103)  
液氮冷却的新型加力燃烧室对发动机红外辐射特性影响的数值仿真  
.....孙 旭,肖永鑫,程荣辉,尚守堂,邓洪伟,杨胜男(109)  
轴对称推力矢量喷管动力学特性仿真与分析 .....滕晓鑫,罗 忠,余 稀,许春阳(115)

### 结构、强度、振动

- 燃油离心泵可靠性仿真 .....刘 洋,孙 博,吴晓丹,万里勇(123)

### 控制技术

- 民用航空发动机推力控制故障处置方案设计及验证 .....司茂鑫,叶志锋,黄向华,余云峰,辛长堃(129)  
一种双通道热并行架构 FADEC 系统任务可靠性分析 .....王建锋,张天宏,周永权,袁春飞(137)

### 试验与测试

- 基于 CSLDV 技术的薄壁机匣外表面模态测试 .....陈 香,王 琦,臧朝平,欧晓泉(143)  
矢量推力模拟测试装置耦合及解耦 .....孙文举,任宗金,李新阳,林 山,周 伟,张 军(148)  
压气机钛合金叶片外物损伤试验 .....孙 震,陈少俊,赵振华,李文凯,金洪江,姚 婷(154)  
融合注意力和可变形卷积的航空发动机叶片缺陷检测 .....苏宝华,张吟龙,齐跃举(160)

### 材料与工艺

- 基于纤维单丝随机分布的复合材料偏轴拉伸弹性性能预测 .....翁晶萌,张月怡,陈 波,畅一鹏,温卫东(167)

《航空发动机》编辑委员会 ..... 封二

《航空发动机》征稿简则 ..... 封三

责任编辑:兰海青

总编辑:李华文

期刊基本参数:

CN21-1359/V\*1975\*b\*A4\*174\*zh\*P\*¥50.00\*1200\*23\*2025-06

声明:

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

# AEROENGINE

Vol. 51 No. 3 June 2025

## Contents

### Acoustic

- Review on Research of Decomposition Methods of Aero-Engine Principal Noise Sources  
.....ZHANG Jia-qi, LIU Li-mei, QIN Wei-ru, XU Wei-jian, YANG Ming-sui(1)
- Sound Field Reconstruction Technology Based on Beamforming Algorithm and Equivalent Spherical Source Method  
.....WANG Meng, CHENG Rong-hui, MA Bo-han, MA Wei, YANG Ming-sui(13)
- Simulation of High-Intensity Acoustic Wave Characteristics and Generation Mechanisms Inside a Compressor  
.....SUN Xin-yu, ZHAO Feng-tong, CUI Bo, YANG Ming-sui, XU Zhi-yuan, LUAN Xiao-chi(22)
- Fan Discrete Noise Analysis Based on TSAM-EAI Algorithm  
.....XU Zhi-yuan, YANG Ming-sui, ZHANG Jian-xin, WANG Meng(30)
- Prediction Method of Sound Radiation from Ducts with Flow Based on the Bempp-cl Open Source Library  
.....LIU Xi-meng, WANG Zhi-de, WANG Meng, WANG Jian, HONG Zhi-liang(37)
- Stress-Strain Analysis of Thin-Walled Ceramic Matrix Composite Structures Under Thermoacoustic Load  
.....SUN Yuan-chi, ZHAO Feng-tong, LUO Li, ZHANG Li, SONG Le-kun, SHA Yun-dong(45)
- Calculation of Acoustic Excitation Vibration Response Characteristics for Thin-Walled Shell Structure in Thermal-Flow Environment  
.....LI Wen-wei, SHA Yun-dong, TANG Xiao-ning, YANG Yan-ze(53)
- Review on Aeroacoustic Prediction and Optimization Methods for Contra-Rotating Open Rotor  
.....WU Dong-lin, ZHANG Jia-qi, HONG Zhi-liang(62)

### Review

- Digital Requirement Decomposition and Engineering Practices for Aeroengines  
.....WU Xiong, LI Fang-juan, HUANG Wei-na(75)

### Aeroengine Design and Aerothermodynamics

- Fault Diagnosis Method of Rotating Machinery Based on EEMD and Power Spectrum Entropy  
.....XI Jun-jie, XIE Ming-chuan, WANG Yong, ZHANG Hai-bo(83)
- Cost Analysis Method for Missile Turbojet/Turbofan Engines Based on Technology Readiness Level  
.....LI Jia-ni, TANG Min, ZHANG Bao-shan, GUO Ji-lian(89)

### Turbomachinery

- Analysis of Blade Flutter Characteristics of a 1.5-Sage of Axial Compressor with Interstage Bleed  
.....WANG Hao-zhe, FANG Shi-chuan, ZHAO Jia-yi, LIANG Chong-zhi, YE Wei, LU Qing-fei(96)

### Combustion, Heat and Mass Transfer

- Effect of Pressure-Swirl Atomizer Atomizing Characteristics on Flame Structure in Combustor  
.....CHEN Jian, DONG Qing-qing, XUE Jiu-tian(103)
- Numerical Investigation of the Influence of a New Type of Liquid Nitrogen Cooled Afterburner on Engine Infrared Radiation Characteristics  
.....SUN Xu, XIAO Yong-xin, CHENG Rong-hui, SHANG Shou-tang, DENG Hong-wei, YANG Sheng-nan(109)
- Dynamic Characteristics Simulation and Analysis of Axisymmetric Thrust Vectoring Nozzle  
.....TENG Xiao-xin, LUO Zhong, YU Xi, XU Chun-yang(115)

### Structure, Strength and Vibration

- Centrifugal Fuel Pump Reliability Simulation.....LIU Yang, SUN Bo, WU Xiao-dan, WAN Li-yong(123)

### Sensor and Control Technology

- Design and Verification of Thrust Control Malfunction Accommodation Scheme for Civil Aeroengine  
.....SI Mao-xin, YE Zhi-feng, HUANG Xiang-hua, SHE Yun-feng, XIN Chang-kun(129)
- Mission Reliability Analysis of a FADEC System with Dual-Channel Parallel-Active Architecture  
.....WANG Jian-feng, ZHANG Tian-hong, ZHOU Yong-quan, YUAN Chun-fei(137)

### Test Technology

- Modal Testing Method for Outer Surface of Thin-Wall Casing Based on CSLDV Technique  
.....CHEN Xiang, WANG Qi, ZANG Chao-ping, OU Xiao-quan(143)
- Coupling and Decoupling of Vector Thrust Simulation Test Device  
.....SUN Wen-ju, REN Zong-jin, LI Xin-yang, LIN Shan, ZHOU Wei, ZHANG Jun(148)
- Foreign Object Damage Test on Compressor Titanium Alloy Blades  
.....SUN Zhen, CHEN Shao-jun, ZHAO Zhen-hua, LI Wen-kai, JIN Hong-jiang, YAO Ting(154)
- Fusion of Attention Mechanism and Deformable Convolution for Aeroengine Blade Defect Detection  
.....SU Bao-hua, ZHANG Yin-long, QI Yue-ju(160)

### Material and Process

- Prediction of Off-Axial Tensile Elastic Properties of Composites Based on Random Distribution of Fiber Monofilaments  
.....WENG Jing-meng, ZHANG Yue-yi, CHEN Bo, CHANG Yi-peng, WEN Wei-dong(167)

# 航空发动机噪声源分解方法研究进展

张家齐<sup>1</sup>, 刘丽梅<sup>1</sup>, 秦维锐<sup>1</sup>, 许玮健<sup>2</sup>, 杨明绥<sup>2</sup>

(1. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

**摘要:** 随着民用飞机和航线数量的不断攀升, 噪声问题已引起民航局和工业部门的密切关注。作为航空器的主要噪声源, 发动机噪声贡献与飞行状态直接相关, 对发动机整机噪声源的定量分解在发动机声学设计和适航评估中均具有重要意义。为了给航空发动机噪声源分解提供方向性借鉴, 满足低噪声结构设计与噪声适航需求, 系统阐述了发动机风扇噪声和喷流噪声等主要噪声源的频域特征, 分析了旋转声模态分解、纯音宽频噪声分解、基于近场和远场传声器阵列的发动机部件噪声源分解等现有发动机管道内和远场噪声源分解方法的研究现状、适用性及其所面临的挑战, 得到了高阶模态分解需采用非均匀壁面探针、压缩感知和旋转耙等技术, 以及时频域相关性是实现噪声源分解的关键因素等结论。在此基础上, 针对未来发展趋势, 对发展面向高精度测试需求的测量数据修正方法, 基于发声物理过程信息增强噪声源分解方法的自适应性以及在现有研究基础上进一步细分噪声成分进行了展望。

**关键词:** 气动噪声; 声学设计; 噪声适航审定; 噪声源分解; 风扇噪声; 喷流噪声; 航空发动机

中图分类号: V235.11

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.001

## Review on Research of Decomposition Methods of Aero-Engine Principal Noise Sources

ZHANG Jia-qi<sup>1</sup>, LIU Li-mei<sup>1</sup>, QIN Wei-ru<sup>1</sup>, XU Wei-jian<sup>2</sup>, YANG Ming-sui<sup>2</sup>

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

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

**Abstract:** With the growing volume of civil aircraft operations, noise issues have drawn significant attention from airworthiness authorities and industrial sectors. As the primary noise source of aircraft, the noise contribution of engines is directly related to flight conditions. Quantitative decomposition of engine noise sources is of great significance in engine acoustic design and airworthiness certification. To provide directional reference for the decomposition of aeroengine noise sources, and meet the demands of low-noise structural design and noise airworthiness, the frequency-domain characteristics of main aeroengine noise sources, including fan noise and jet noise, are systematically explained. The research status, applicability, and challenges of various in-duct and far-field noise source decomposition methods, including spinning acoustic mode decomposition, tone and broadband noise decomposition, and primary noise source decomposition based on near-field and far-field microphone arrays, are introduced. The conclusion shows that non-uniform wall probes, compressed sensing, and rotating rake are required in high-order mode decomposition; the time- and frequency-domain correlation is the key to achieving noise source decomposition. Furthermore, prospects for future development trends are proposed, including developing measurement data correction methods for high-accuracy testing requirements, enhancing the adaptability of the noise source decomposition method based on the physical process information of noise generation, and further subdividing the noise components based on existing research.

**Key words:** aerodynamic noise; acoustic design; noise airworthiness certification; noise source decomposition; fan noise; jet noise; aeroengine

## 0 引言

随着公众对环境舒适性要求的日益提高, 航空器

噪声问题近年来引发了大量关注。国际各主要适航管理机构均制定了噪声适航标准, 对航空器噪声水平限制<sup>[1]</sup>。因此, 具有强制性的噪声适航规章成为了淘

收稿日期: 2024-03-22 基金项目: 中央高校基本科研业务费(3122019171)资助

作者简介: 张家齐(1997), 男, 硕士, 研究实习员。

引用格式: 张家齐, 刘丽梅, 秦维锐, 等. 航空发动机噪声源分解方法研究进展[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 1-12. ZHANG Jiaqi, LIU Limei, QIN Weirui, et al. Review on research of decomposition methods of aero-engine principal noise sources[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 1-12.

汰竞争对手的有效方式之一。2017年,国际民航组织第5阶段噪声标准开始实施<sup>[2]</sup>,中国制造的C919客机也受到了严格的噪声审查。这意味着在飞机设计过程中不仅要考虑满足通过型号合格审定的适航法规,还要为变更发动机工作状态、换装中国制造的发动机等设计更改留有一定裕度的技术储备,以应对未来更加严格的法规要求。发动机噪声是航空器的主要噪声来源,在起飞阶段可贡献80%的噪声,在进近阶段也高于机体噪声<sup>[3]</sup>。由于发动机各主要部件协同工作,声源有混杂交织特点,不利于开展针对性声学设计以及适航评价,因此有必要发展可靠的数据处理方法,对发动机噪声进行分解。

根据航空发动机噪声的产生和传播机理<sup>[4]</sup>,噪声源分解主要涉及管道声模态分解、离散纯音和宽频成分分解、发动机主要部件噪声源分解等关键处理技术。在模态分解方面,Bolleter等<sup>[5]</sup>首次采用壁面嵌入式传声器方法进行模态分解;Rademaker等<sup>[6]</sup>提出采用非均匀分布传声器实现高阶模态分解。在噪声分解方面,主要采用基于近场和远场传声器阵列的技术。针对离散纯音和宽频成分分解,Cheng等<sup>[7]</sup>、倪俊帅等<sup>[8-9]</sup>发展了基于自适应信号处理技术;Sree等<sup>[10]</sup>发展了基于短时信号移相技术;Vold等<sup>[11]</sup>发展了Vold-Kalman阶次滤波器的分解技术。在部件噪声分解方面,Allen等<sup>[12]</sup>发展了基于近场阵列技术的波束形成方法;Brühl等<sup>[13]</sup>发展了反卷积方法;Michel等<sup>[14]</sup>提出了互相关谱矩阵指向性建模方法。基于远场指向性阵列的技术包括Parthasarathy等<sup>[15]</sup>、Shivashankara<sup>[16]</sup>、Hultgren等<sup>[17]</sup>、Minami等<sup>[18]</sup>改进和拓展的基于频域相干性的互相关谱方法,以及Wang等<sup>[19]</sup>、Guo等<sup>[20]</sup>发展的基于独立分量分析的时域方法。然而,目前应用的各种噪声分解方法在精细度和普适性等方面仍然存在参数敏感、精细度不足、离散成分泄漏等各自的固有问题,在一定程度上影响了声学设计和噪声适航的开展。

本文对航空发动机噪声源的关键特征、评估方法的主要特点和技术难点进行深入分析,从机理层面提炼各种现有方法发挥作用及受到局限的根本原因,指出发展方法时应当遵循的原则。

## 1 发动机主要噪声源特征与分析方法

### 1.1 整机噪声测量技术

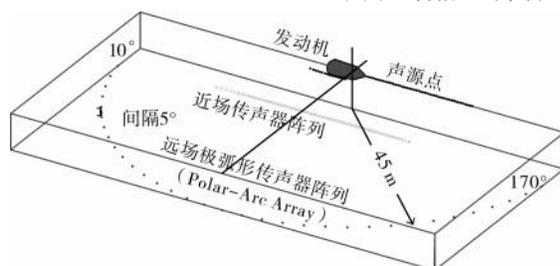
发动机整机噪声的测量需在户外露天试车台进

行<sup>[4]</sup>,如图1(a)所示。

试验中,近场可采用等间距直线型阵列进行噪声测量;远场可采用极弧形传声器阵列<sup>[21]</sup>(Polar-Arc Array)进行噪声测量,以确定噪声的指向特征。阵列的布置半径为45 m、等角度间隔 $5^\circ$ ,传声器距地面1.5 m,如图1(b)所示。



(a) 户外露天试车台<sup>[4]</sup>



(b) 典型传声器阵列设置<sup>[21]</sup>

图1 发动机整机噪声测量设备

### 1.2 主要噪声源特征与声源分解方法

发动机的风扇、燃烧室、涡轮、尾喷管等主要部件均能产生噪声<sup>[22]</sup>,噪声由声源产生后,将历经管道内传播和远场传播2个主要传播阶段,航空发动机主要噪声源如图2所示。

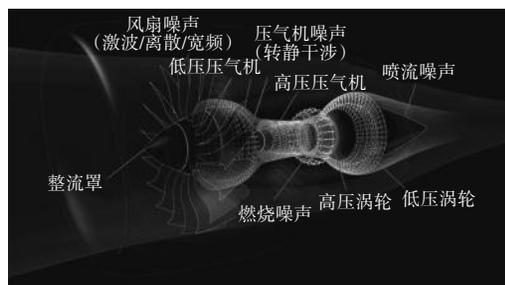


图2 航空发动机主要噪声源

各部件噪声源的发声原理、空间位置和频谱结构均有明显差异,为部件噪声源的分离提供了基础。在航空发动机远场噪声中,风扇噪声和喷流噪声是贡献度最高的噪声源。

风扇噪声中存在单极子、偶极子、四极子声源,其中偶极子声源占主导作用。根据频谱结构的差异,将其中的成分进一步分为:来源于转子和静子与上游尾迹间发生周期性干涉的转静干涉纯音噪声<sup>[23]</sup>,其频率 $\omega$ 与转子叶片数 $B$ 和转速 $\Omega$ 相关,出现于叶片通过频率及其 $s$ 阶倍频处 $\omega=sB\Omega$ ;来源于转子叶尖超音工况的多重纯音激波噪声,出现于叶片通过频率的分频处;来源于叶片与来流湍流间的相互作用、边界层引

起的叶片表面压力波动以及叶片表面涡流脱落引起的压力波动的宽频成分<sup>[24]</sup>。因上述声源的发声位置相对固定,其在不同测点间的时域相关性和频域相干性较强。

喷流噪声中包含多种声源,包含排气掺混成分、核心激波噪声、大涡流及小涡流,空间分布上具有较强的随机性。其声功率近似与排气速度的 8 次方成正比<sup>[25]</sup>,在频域呈现出较强的宽频特征,对总噪声的贡献主要出现在 500 Hz 以下频带。因喷流噪声源不断移动,其在不同测点间的时域相关性和频域相干性较弱。典型的风扇、喷流噪声频谱如图 3 所示。

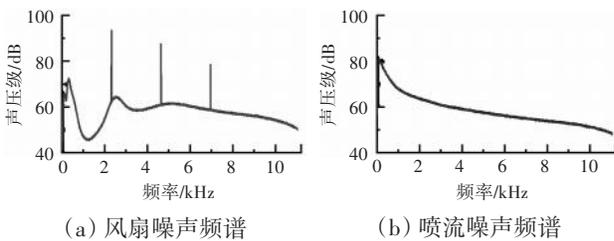


图 3 典型的风扇、喷流噪声频谱

核心机噪声指发动机内部噪声源所产生的主要噪声分量,包括高频涡轮噪声、燃烧噪声、管壁障碍物周围流动噪声等,具有向流动方向下游的指向性。

从风扇噪声的产生机理来看,转子叶片尾迹与下游静子叶片的周期性相互干涉导致的转静干涉噪声是非常重要的噪声成分。旋转的转子叶片与静子叶片干涉引起具有不同周向和径向阶数的旋转声模态,其传播/截止特性则与发动机工况以及短舱管道的结构尺寸相关。为了更有针对性的进行风扇降噪设计,了解其声模态的产生和传播特性至关重要。然而,风扇管道声模态的阶次构成非常复杂,仅通过远场麦克风的指向性测量很难将其分解。因此,有必要通过管道内声模态的分解,对占优模态实现有效抑制,达到控制航空发动机噪声的目的。

为了在设计阶段就将声学设计纳入考虑,需要通过噪声预测模型指导设计,而通过实测噪声分解得到的部件噪声有助于提高预测的准确程度。在适航审定领域,在通过型号合格审定基础上进行设计更改的衍生型航空器,噪声适航符合性验证方法允许申请人通过“地空映射”方法,即将衍生型号的地面静态噪声试验结果外推至飞行状态,以节约试验成本,缩短审定周期,其中要求对每个噪声源的外推作用效果均需单独考虑,ICAO Doc9501 中建议的地空映射程序<sup>[26]</sup>如

图 4 所示。

因此,需要对整机噪声以及纯音宽频噪声进行分解,以单独量化各部件噪声的贡献,明确离散纯音和宽频成分的来源。

综合考虑发动机噪声的产生和传播机理以及工业部门和适航标准对处理目标的需求,本文主要内容结构如图 5 所示。



图 4 ICAO Doc9501 中建议的地空映射程序<sup>[26]</sup>

发动机声学问题——需求——处理目标——声源分解方法

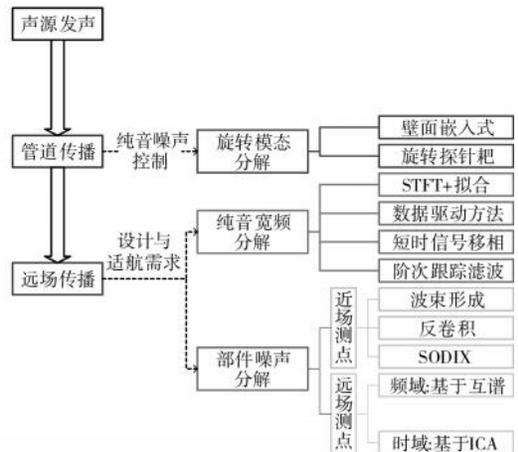


图 5 本文主要内容结构

## 2 发动机管道声模态分解

### 2.1 壁面嵌入式测量模态分解方法

在航空发动机管道壁面边界条件的影响下,只有部分特定类型的声波才能沿着管道传播,在管道声学理论中,这种特定类型的声波结构称为模态。管道声模态的传播特性由管道几何形状、尺寸大小以及管道内流场特性决定<sup>[27]</sup>。

风扇噪声降噪途径主要包括铺设声衬吸声,以及风扇精细气动设计。为发展风扇降噪技术和管道吸声技术,需要对管道声模态进行识别、分解和预测,了解其结构、传播规律及其分布特征,掌握主要模态的声级、相位以及传播过程。同时,模态的产生和旋转部件叶片与流动的扰动直接相关,通过声模态可有效研究旋转失速团等异常工况,因此模态检测一直是管道声场测试的主要手段。

管道声场一般可以表示为一系列模态的线性叠加,每一阶模态都是波动方程的 1 个特征解,通过测

量估计每一阶模态的幅值就可以得到管道声场。

Bolleter 和 Crocker<sup>[5]</sup>最早在轴流风扇噪声试验中采用模态分解方法,即采用2支传声器,通过移动传声器至不同的位置来检测入射和反射模态,并与 Tyler 等<sup>[28]</sup>的工作进行了对比分析。其他学者也在此基础上开展了大量类似研究,如 Bodén 等<sup>[29]</sup>根据双传感器的传递函数来进行模态分解并进行了试验验证等。

随着传感器和数据处理能力的提高,可采用均匀分布周向阵列进行模态检测,用于管道声模态分解的传声器阵列如图6所示。

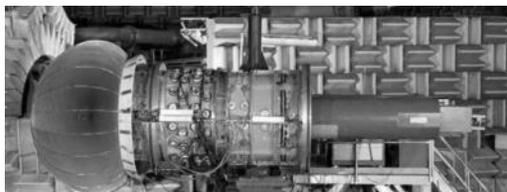


图6 用于管道声模态分解的传声器阵列

基于圆形管道内声模态的声场表达式,对每支传声器建立方程并联立求解,即可得到有限阶数的模态信息,进而实现模态的周向、径向以及前后传分解。一般情况下可分解的模态阶数与传声器总数相等。

该测量方法较为简单,但存在一定局限性,当观测模态阶数较高时,对传声器数量需求也随之提高,导致试验成本增加,系统过于复杂,且对管道壁面的破坏较为严重。目前针对这个问题的解决方法主要有2类:

#### (1)非均匀采样。

通过非均匀采样,优化阵元的位置,以实现提高模态观测阶数及抗混叠的能力。Sijtsma 等<sup>[30]</sup>通过对管道模态检测的方法进行研究和总结,提出了利用环形阵列数据提取周向模态的多种方法,可以降低背景噪声的影响,并利用 NLR 小型消声室中测试的数据进行了验证。通过优化传声器排布位置,使传声器阵列变为非均匀排列,有效

减少了传声器数量需求。

Rademaker 等<sup>[6]</sup>通过对测点间距的优化计算,实现了通过

100个测点分解159阶模态,即-79~+79阶模态,非均匀麦克风测点如图7

所示。Tapken 等<sup>[31]</sup>则提出

一种 RMA 方法对径向模态进行分析,优化阵列的位置和采样点个数,并考虑了流动的影响,同时提出一种通过模态检测来区分声源的方法。但这种方法的传声器测点优化形式与风扇的几何参数有关,因而普适性方面仍有待完善。

#### (2)压缩感知方法。

$N$ 维离散空间内任意1维信号都可以用离散空间内的 $N$ 个基向量线性表示,当仅使用 $k$ 个基向量( $k \ll N$ )就可以近似逼近原始信号时,则称该信号是稀疏信号。若要通过压缩感知方法实现原始信号的重构,则需要使观测信号满足有限等距(Restricted Isometry Property, RIP)条件。旋转声模态在特定的频率下是稀疏信号,故可以使用压缩感知方法重构<sup>[32-34]</sup>。首先,需在 $N$ 个均匀周向坐标中确定随机 $k$ 个测点,构建稀疏随机观测矩阵以满足信号重构的 RIP 条件;其次,需要确定稀疏基使得管道内的声场信号稀疏,可以使用傅里叶正交基,通过声场信号稀疏表示原始信号,确定采样模型;最后,通过以误差容限作为约束条件,求解原始信号的最小化范数问题,得到分解结果。基于该方法,Bu 等<sup>[35]</sup>仅采用8个传感器,实现了共136阶模态的分解,传感器数量仅为传统方法的1/17。

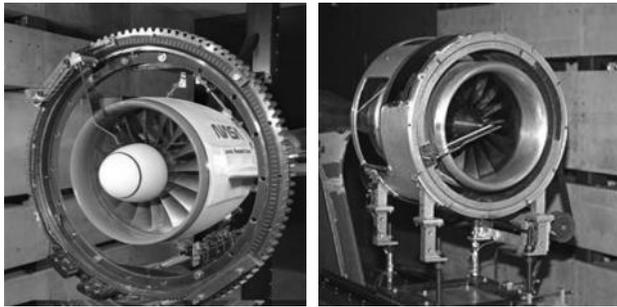
这种方法针对单个模态占优的空间稀疏声模态具有比较好的辨识精度,可以极大减少传声器数量需求,但在多阶声模态并存的情况下,其在算法的精度和稳健性方面都有待提高。

## 2.2 旋转探针耙法

旋转探针耙<sup>[36-37]</sup>系统的核心原理是通过与发动机转轴呈锁定关系的低速旋转传声器耙,对旋转声模态形成多普勒频移效应,从而通过频移量确定出各阶周向声模态的信息,再结合旋转耙中径向测点的声压拟合,最终确定出周向和径向的幅值与相位参数<sup>[38-39]</sup>。尽管该方法需要较复杂的机械旋转装置,但这类方法的突出优势包括:(1)传声器安装在独立于发动机结构的旋转耙上,无需对机匣进行开孔处理;(2)所采用的传声器数量大大减少,通常可控制在10支以内;(3)一次测量便可以得到所有的周向和径向声模态的幅值和相位信息。因此,这种方法目前在国内外开展的发动机整机和风扇部件试验中都已经得到了较为广泛的应用,如图8、9所示。

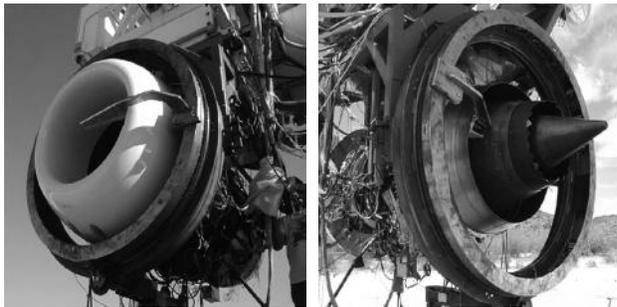


图7 Rademaker等设计的非均匀麦克风测点<sup>[6]</sup>



(a) 进气道方向 (b) 尾喷管方向

图 8 旋转靶在风扇部件试验器上的应用



(a) 进气道方向 (b) 尾喷管方向

图 9 旋转靶在 Honeywell 公司的 TFE731-60 发动机进口和出口声模态测试中的应用

### 3 离散纯音与宽频成分分解

#### 3.1 基于短时傅里叶变换与数据拟合的方法

由于离散纯音成分与宽频成分在频谱结构上具有明显差异,因此可考虑通过先进行整体频域变换,再从中移除离散纯音成分的方法进行处理。这类方法首先根据转子的转频选择合适的采样率与频域分辨率进行短时傅里叶变换(Short-Time Fourier Transform, STFT),再通过中值平滑滤波<sup>[40]</sup>或峰值提取及曲线拟合,移除其中的离散纯音成分,剩余的频谱即视为宽频成分<sup>[41]</sup>。

该类方法虽然具有相当快的计算速度,但受制于短时傅里叶变换的特点,频域变换参数对该方法的精度影响较大,且使用中可能会出现分解所得宽频成分略高于总噪声中宽频成分的误差。

#### 3.2 基于自适应数据驱动的时域分解方法

鉴于离散纯音成分的时频特性具有明显的规律性,而变分模式分解<sup>[42]</sup>(Variational Mode Decomposition, VMD)、经验小波变换<sup>[43]</sup>(Empirical Wavelet Transformation, EWT)等数据驱动的信号处理方法结合希尔伯特变换<sup>[44-45]</sup>能够充分挖掘数据自身的特点,将数据分解成为具有不同带宽和频率的分量<sup>[7-9]</sup>,且自

适应性较强、普遍适用性较好,因此这类方法被应用于流致噪声中不同噪声组分的分离,并取得了一定的效果<sup>[46]</sup>。

然而,这类自适应方法的性能往往与参数的选择密切相关,而正确选择能够将不同阶次纯音分解进入不同分量的合适参数,需要大量的先验知识,对实现精细化分解具有明显影响。目前的研究表明,实现纯音提取时选择的参数与采样率和离散成分的频率均有关联。

#### 3.3 基于短时信号移相技术的分解方法

宽频噪声频谱结构与平稳随机过程近似,而离散纯音噪声在时域可近似为正弦波及其谐波的叠加,这为时域信号中的宽频成分和离散纯音成分分解提供了理论基础。

Sree 等<sup>[10]</sup>开展的一系列工作将转速纳入考虑,通过将各测点处的时域信号分割成为等长的短时信号,并抽取 2 段相邻信号进行互相关分析、对齐相移的方式实现离散成分频谱和宽频成分时域信号的提取,短时信号移相处理技术<sup>[10,47]</sup>如图 10 所示,其中  $N_{PR}$  代表处理过程中每段短时信号的长度,与采样率  $f_s$  和发动机转速  $R_{PM}$  相关。在 F31/A31 开式转子发动机上进行的试验表明,该方法可成功分解旋转机械噪声中的纯音和宽频成分<sup>[48]</sup>。

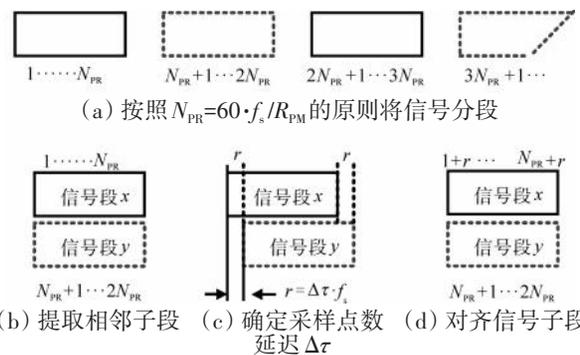


图 10 短时信号移相处理技术<sup>[10,47]</sup>

然而,在提取过程中,因相邻信号进行相移对齐处理,获得的宽频成分时域信号采样点数将减少到接近原始信号的 1/2。

#### 3.4 基于阶次跟踪滤波的分解方法

Vold-Kalman 阶次跟踪滤波器法可用于处理时变旋转机械的瞬时频率分析,得到信号中各阶次随时间变化的时域波形<sup>[49]</sup>。其效应相当于 1 组并联窄带带通滤波器,各中心频率由产生相应谐波的轴的转速控制。该方法通过窄带进行跟踪,需测量转子转速和所

处位置,因此其优势在于通过转速信号计算包络,更能够凸显转子噪声中的阶次特征<sup>[50]</sup>,进而实现不同旋转声源的分别提取;而劣势在于其高度依赖转速和位置的测量结果,测量误差将明显影响分解的准确性。

在此基础上,学者对该方法进行了进一步研究,并应用于旋转机械产生信号数据的分析<sup>[51-53]</sup>。例如将 Vold-Kalman 滤波器和 Wiener 滤波器进行级联,实现具有不同转频的多转子混合噪声源的离散成分与宽频成分分解<sup>[54]</sup>;基于双准则方法设置阈值以确定 Vold-Kalman 最佳带宽,实现更高精度的离散成分分解<sup>[55]</sup>等。

对各种纯音宽频分解方法的对比见表1。

表1 各种纯音宽频分解方法的对比

项目	STFT+拟合	数据驱动方法	短时信号移相	阶次跟踪滤波
先验知识	转子转频	转速	转子转速	转子转速及位置
结果类型	频域	时域	频域+时域	时域
优势	程序简单 速度快	自适应性较强	速度快 准确性高	凸显纯音 阶次特征
劣势	精细度低 误差大	参数选择较难	改变信号 采样点数	依赖转子 位置测量

由于发动机噪声中的离散纯音成分与旋转部件均具有很强的关联性,因此实现离散纯音成分和宽频成分分解的机理均与发动机发声的实际物理过程相关。

## 4 发动机主要部件噪声源分解

### 4.1 基于近场传声器阵列的分解方法

采用近场传声器阵列开展声源分解的方法可分为延时求和波束形成<sup>[56]</sup>、反卷积以及互相关谱矩阵指向性建模(Source Directivity Modeling in Cross Spectral Matrix, SODIX)<sup>[57]</sup>等。

#### 4.1.1 延时求和波束形成方法

延时求和波束形成方法通过采集各传声器的声压信号,并在参考传声器的基础上进行延时、加权和求和,使得所有传声器接到信号相位相同,即可得到声源的入射方向和波束成形<sup>[12]</sup>,延时求和波束形成模型如图11所示。

该方法可通过对时域信号进行插值或对互相关谱进行频域叠加进行,具有计算量较小,稳定性高的特点。

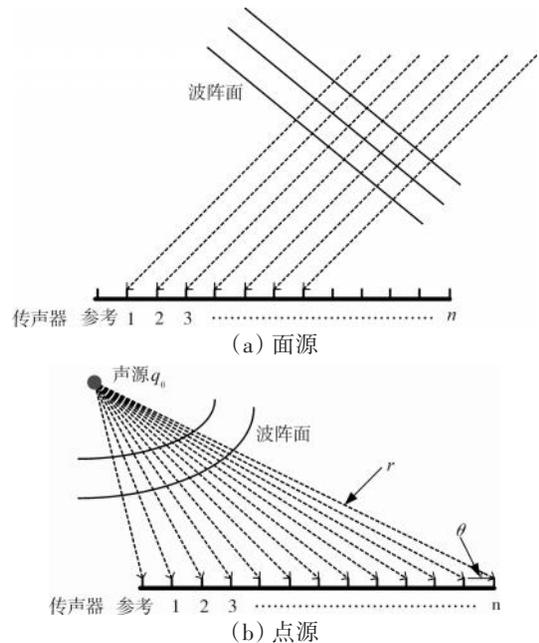


图11 延时求和波束形成模型

然而,其受到旁瓣问题和瑞利限影响,对于多声源识别问题解决效果不佳<sup>[58]</sup>。其旁瓣问题可通过反卷积方法来避免。

#### 4.1.2 反卷积方法

Brühl等<sup>[13]</sup>于2000年首次提出了以“声强建模”为名的反卷积声源分解方法。Brooks等<sup>[59]</sup>提出了通过改进的高斯-塞德尔方法求解反卷积问题的声源成像反卷积(Deconvolution Approach for Mapping of Acoustic Sources, DAMAS)方法。该方法是将每次迭代后的负源设为零,且需逐点计算波束图,因此可能导致求解收敛缓慢。

为此,Dougherty在DAMAS方法的基础上设计了改良算法DAMAS2<sup>[60-61]</sup>,通过计算平移不变的波束图提高计算速度。为了解决波束图的计算准确性问题,降低计算成本,学者又先后开发了CLEAN-SC<sup>[62]</sup>方法,以及基于互相关谱矩阵时域计算的TIDY<sup>[63]</sup>方法。

这些声源反卷积方法都基于波束图的计算,而在相干声源的处理中会出现退化现象<sup>[64]</sup>,对具有明显指向性声源的指向性处理不够准确<sup>[65]</sup>,为此在通过求解互相关谱矩阵而非波束形成图的谱估计(Spectral Estimation Method, SEM)<sup>[66]</sup>方法的基础上衍生了互相关谱矩阵指向性建模方法<sup>[67]</sup>。

#### 4.1.3 互相关谱矩阵指向性建模方法

互相关谱矩阵指向性建模方法通过将传声器阵列测量得到的互相关谱矩阵与可能存在的声源点所

生成的互相关谱矩阵进行拟合,使二者均方误差达到最小,进而确定各声源向各传声器的指向性<sup>[14]</sup>。

学者对 SODIX 方法展开了系列理论和试验研究<sup>[68]</sup>。Funke 等<sup>[69]</sup>考虑了迭代过程中正源强度的约束,提高了方法稳定性,并通过基于具有 128 支传声器的阵列,对大涵道比发动机的喷流噪声进行了分析,在后续试验中又对 RR 公司的 BR700 发动机噪声进行了分解<sup>[70]</sup>。Oertwig 等<sup>[71]</sup>进一步将方法扩展到相干声源的测量。Siller 等<sup>[72]</sup>通过 V2500 发动机及 248 支传声器组成阵列,对 95 m×75 m 声学处理机库与自由场下的声源分解结果进行了分析,证明声学处理机库测量结果误差仍在可接受范围内。

总体而言,近场传声器方法能够以一定精度实现发动机主要噪声源的分解。但其对传声器数量的要求较高,往往一次测量需要同时使用数十甚至上百支传声器才能进行测量,且传声器间距等阵型参数需要考虑声源波长等物理特征,为试验开展带来了较大难度。

### 4.2 基于远场指向性测点噪声数据的分解方法

相对于基于近场传声器阵列的方法,基于远场指向性测点的方法能够用更少的传声器达到分解主要噪声源的目的,同时精度也能满足测量要求<sup>[71]</sup>,因此在工业部门开展的噪声试验中应用较广,分解可在时域或频域下进行。

#### 4.2.1 基于频域互相关性的互相关谱分解方法

互相关谱法基于主要噪声源在远场传声器阵列中不同噪声测点间的频域相干性,实现测点间具有强相干性的风扇噪声和相干性较弱的其他噪声的分解。通过计算不同测点处的自相关谱和互相关谱,并根据测点处不同噪声成分与总噪声间声能量守恒列出方程组并求解,即可得到测点处的主要部件噪声成分,互相关谱方法原理如图 12 所示,其中  $x(t)$  为相干声源项,  $n(t)$  为不相干声源项,  $H_1(f)$  为声传播过程中的衰减函数,  $u_1(f)$  为经历过传播衰减过程的相干声源,  $y_1(t)$  为布置于不同位置的传声器测点。

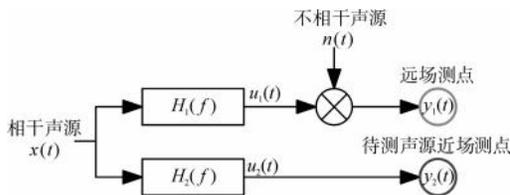


图 12 互相关谱方法原理

NASA 推进动力实验室的 Parthasarathy 等<sup>[15]</sup>最早提出采用该方法的理论推导,并通过不同流速下的喷嘴噪声测量试验证明了其有效性;同时提出该方法可行的基本条件是计算中选择的传声器测点间的夹角应当大到足以体现相干性的差异。在此基础上,波音公司的 Shivashankara<sup>[16]</sup>进一步提出了基于 3 个远场测点的互相关谱方法并利用 JT9D 发动机进行发动机内部、远场噪声测量试验,如图 13 所示。

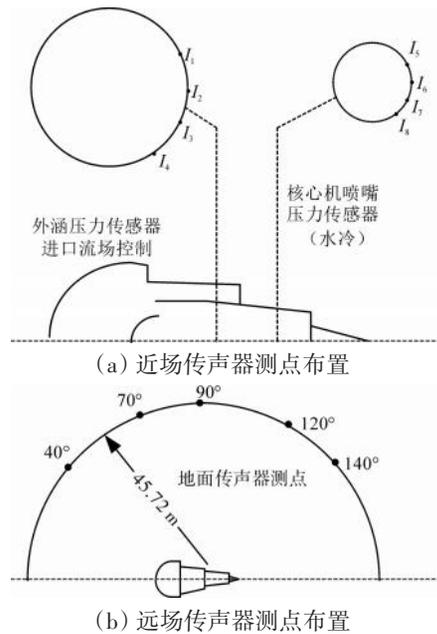


图 13 Shivashankara 开展的 JT-9D 噪声试验

结果表明:喷流噪声因空间分布具有随机性,是远场噪声中的主要不相干成分;风扇噪声叶片通过频率及其各阶倍频具有明显相干性,但上述频率下的宽频成分则与先验知识不同,呈现出不相干特点,导致该频率下呈现的并非 100% 相干,某发动机不同测点间的噪声相干函数值,如图 14 所示,其中横轴的标度为叶片通过频率及其倍频,从图中可见,风扇噪声中也可能存在少量不相干噪声成分。

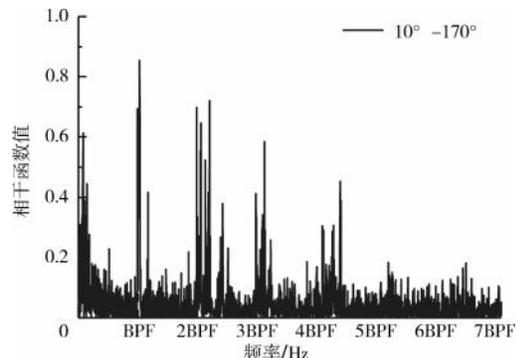


图 14 发动机不同测点间的相干函数值

此后还出现了实现风扇、喷流和核心机噪声分解的4传声器<sup>[17]</sup>和5传声器<sup>[18]</sup>测点法,其中4测点法需采用3个远场+1个内部测点,而5测点法均为远场测点。研究者也在不断对不同设计特点的发动机开展试验,以进行方法测试与改进<sup>[73]</sup>。

在前序大量工作的基础上,NASA利用TECH977涡扇发动机对上述多测点互相关谱方法进行了全面测试和分析<sup>[74]</sup>,其中110°传声器测点处总噪声的分解结果<sup>[74]</sup>如图15所示。提出在阵列半径为45 m时,参与计算的测点间角度差 $\geq 10^\circ$ 即可较好地满足相干性基本条件;同时,在功率

谱估计过程中使用了welch法进行处理,其参数选择同样对分解精细度有明显影响,在频域分辨率为4~8 Hz时,频谱的辨识效果较好<sup>[75]</sup>。

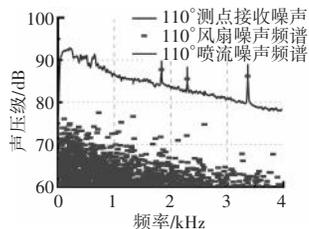


图15 NASA开展的Tech 977试验中110°传声器测点处总噪声的分解结果<sup>[74]</sup>

不同计算传声器数量的互相关谱方法的对比见表2。

表2 不同计算传声器数量的互相关谱方法的对比

方法名称	3远场	3远场+1内部	5远场
解类型	解析解	数值解	数值解
计算效率	较快	一般	不易收敛
计算精度	一般	较高	预期较高
测点布置难度	较低	较高 热端部件周围	较低

归结而言,该类方法的主要特点有:

(1)内部测点需在热端部件附近机匣打孔处布置传声器,高温和机械振动对测量精度影响较大,工程实践中难以应用。在仅采用远场测点的方法中,3测点法有解析解,能够实现较快求解;5测点法需列出具有55个未知数的非线性非齐次方程组<sup>[76]</sup>,数值求解不易收敛;

(2)在3测点法分解所得风扇噪声中混有其他部件的高相干性成分,同时风扇噪声中的部分不相干成分会混入其他噪声,实际相干性与理论的差异会导致纯音成分大量泄漏进入喷流噪声,影响分解精度。

#### 4.2.2 基于独立分量分析的时域分解方法

基于独立分量分析的时域分解方法经历了直接对阵列测量数据进行分析→单通道滤波前处理→多通道同时滤波前处理等发展阶段。

由于各主要部件噪声源间相对独立、频谱结构均有差异,且传声器阵列测点数量明显大于声源数量,符合盲源分离问题的基本假设,如图16所示,其中 $S_i$ 指不同声源, $a_i$ 指各传声器测点接收的信号, $X$ 指由 $a_i$ 构成的信号矩阵, $U_i$ 为经过解混矩阵 $W$ 估计出的独立声源。因此有学者曾尝试采用基于独立分量分析<sup>[77]</sup>(Independent Component Analysis, ICA)的时域方法解决部件噪声分解问题。

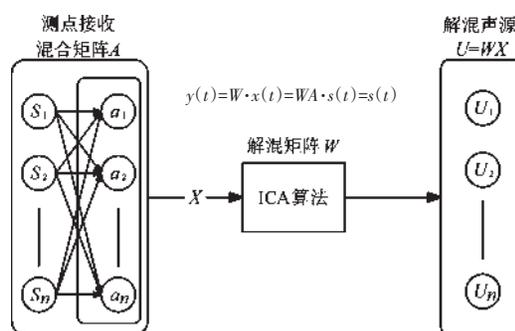


图16 部件噪声分解时域模型说明

尽管对仿真发动机信号的分解取得了较好效果,但对试验测量得到的成分更加复杂的发动机噪声信号,在喷流噪声源空间分布随机性的主导下,算法依赖的声源数大于测点数的假设被破坏,出现了分解效果不够显著的问题,分解出的各声源频谱出现了一定程度的混淆。

进一步研究表明,针对单支传声器采集得到的信号,将原始时间序列通过滤波器组划分为多个具有相同采样点数的子块,并对其进行独立分量分析,即可得到原始信号中反映出的部分主要特征<sup>[78]</sup>。在此基础上,为排除复杂声源的混淆,学者进一步引入经验模式分解(Empirical Mode Decomposition, EMD)或与之类似的数据驱动方法对待分解的噪声信号进行滤波处理<sup>[79]</sup>,分解为具有不同频率成分的内涵模式分量<sup>[80]</sup>,并采用数据降维<sup>[19-20]</sup>(如主成分分析<sup>[81]</sup>等)或特征提取<sup>[82]</sup>(如支持向量机<sup>[83]</sup>等)方法,进一步重构为满足独立性假设的信号,再进行分解得到原始噪声分量。这类方法在语音降噪<sup>[84-85]</sup>、乐声分离、振动信号分析<sup>[86-88]</sup>等相似领域取得了良好效果,因其具有自适应的设计特点,具有较好的普遍适用性。

但是,这种方法采用了单支传声器的数据进行分析,而在互相关谱方法的研究过程中可以了解到,阵列中各传声器间的噪声信号相关性对声源的顺利分解起到了重要作用,因此该类方法对这种隐含信息无法得到充分保留。为此,学者又进一步开发出能够将全部传声器一次性纳入考虑的多维经验模式分解<sup>[89]</sup>(Multivariate Empirical Mode Decomposition, MEMD)及多维变分模式分解<sup>[90]</sup>(Multivariate Variational Mode Decomposition, MVMD)等,通过多个通道同时前处理,再采用在各自通道内进行ICA分析的方式,将各传声器测点处的噪声信号进行对齐,兼顾了相关性信息,在旋转机械故障诊断、心电信号识别、电网故障检测等领域<sup>[91-93]</sup>效果良好。

然而,ICA通过求解线性方程组对时域信号进行解混,由此引入了所得分解结果中噪声幅值和输出次序的不确定性<sup>[94]</sup>。目前该方法的应用领域更加重视算法是否能准确还原主要组分的时序特征和频谱中的关键频率信息,并通过与纯净组分信号进行对比,进一步判断其属性或进行幅值标定,而发动机噪声分解的目的是指导降噪设计和噪声审定,适用的分解方法既需要准确还原幅值特征,又必须明确频谱与发声部件的对应关系,而纯净发动机部件噪声难以直接获取,这些特点制约了基于MEMD或MVMD联合ICA方法的大规模应用。

因此,基于对互相关谱方法和独立分量分析方法的研究,可以得出部件噪声源分解的主要技术要求:

(1)不同部件声源的噪声频谱间无泄漏现象,尤其是纯音成分和宽频成分之间;

(2)能够表明声源数量以及频谱与部件噪声间的对应关系,且幅值一致;

(3)对具有不同工况和不同设计特点的发动机均具有适用性。

## 5 总结

(1)在管道声模态方面,随着对模态分解阶数要求的提高,非均匀壁面探针、压缩感知技术和旋转耙更加有利于减少探针数量,实现较高周向与径向阶数的模态分解。

(2)在整机噪声分解问题中,噪声在不同测点间蕴含的时域相关性(或频域相干性)是实现成功分解的关键因素之一,包括近场的SODIX方法、远场的短

时信号移相方法都体现了相关性和相干性的应用。

## 6 展望

综合现有的技术现状,建议未来对航空发动机主要部件噪声源定量评估方法的发展集中在以下几方面:

(1)研究面向高精度测试需求的测量数据修正方法。高精度的测量是准确分解噪声的基础。在管道声模态测量中,传声器的安装对测量精度具有明显影响。而在远场整机噪声测量中,相关研究表明,传播过程中的大气不均匀性将对测量结果产生影响,因此在现有的测量要求中对试验时的大气环境进行了详细规定。发展针对这些影响因素的修正方法,不仅有助于提高原始数据的精度,进而提升分解结果的可靠性,同时有助于拓宽试验可进行的条件,更加便于工程应用。

(2)基于发声物理过程蕴含的信息,增强方法的自适应性。对于主要噪声源的分解,其难点与关键在于将发动机发声的物理过程与信号处理手段建立联系,寻找难以直接选择的信号处理参数与发动机工况等物理参数间的内在关系,由此实现对不同工况、不同型号发动机分解的普遍适用性,摆脱方法处理过程中参数选择对工程经验的依赖及对结果的影响,提高精细化分解能力。

(3)进一步细分主要噪声成分。目前主流的噪声源分解方法实现了风扇噪声和喷流噪声的分解,但传声器测点处的风扇噪声实际上包含由进气道向流动方向上游传播的前传成分和沿热端部件向流动方向下游传播的后传成分,实现上述2种成分的分解有助于风扇噪声预测模型的进一步发展。

### 参考文献:

- [1] ICAO Committee on Aviation Environmental Protection. Environmental protection volume 1-aircraft noise: ICAO annex 16 volume 1 [S]. Montréal: International Civil Aviation Organization, 2018: 45-60.
- [2] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第36部:航空器型号和适航合格审定噪声规定:CCAR-36-R3[S]. 北京:中国民用航空局, 2023: 16-36.  
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulations part 36: noise standards: aircraft type and airworthiness certification: CCAR-36-R3[S]. Beijing, Civil Aviation Administration of China, 2023: 16-36. (in Chinese)
- [3] 金奕山. 民用航空器噪声合格审定概论[M]. 上海:上海交通大学出

- 版社, 2013: 16–30.
- JIN Yishan. An introduction of noise certification of civil aircraft[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2013: 16–30. (in Chinese)
- [4] Bu H, Huang X, Zhang X. An overview of testing methods for aeroengine fan noise[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2021, 124: 100722.
- [5] Bolleter U, Crocker M J. Theory and measurement of modal spectra in hard-walled cylindrical ducts[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1971, 50: 137–138.
- [6] Rademaker E, Sijtsma P, Tester B. Mode detection with an optimised array in a model turbofan engine intake at varying shaft speeds[R]. AIAA-2001-2181.
- [7] Cheng W, Song C, Bo B, et al. Single-tone aerodynamic noise source separation for gas turbines[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2024, 579: 118375.
- [8] 倪俊帅, 胡长青, 赵梅. 基于 VMD 和改进 CNN 的舰船辐射噪声识别方法[J]. *振动与冲击*, 2023, 42(5): 74–82.
- NI Junshuai, HU Changqing, ZHAO Mei. Recognition method of ship radiated noise based on VMD and improved CNN[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2023, 42(5): 74–82. (in Chinese)
- [9] 倪俊帅, 胡长青, 赵梅等. 基于 VMD 和窄带包络相关的船舶辐射噪声改进 DEMON 分析[J]. *声学技术*, 2023, 42(6): 701–708.
- NI Junshuai, HU Changqing, ZHAO Mei, et al. Improved DEMON analysis of ship radiated noise based on VMD and narrow-band envelope correlation[J]. *Technical Acoustics*, 2023, 42(6): 701–708. (in Chinese)
- [10] Sree D, Stephens D B. Improved separation of tone and broadband noise components from open rotor acoustic data[J]. *Aerospace*, 2016, 3(3): 29.
- [11] Vold H, Mains M, Blough J. Theoretical foundations for high performance order tracking with the Vold-Kalman tracking filter[J]. *SAE Transactions*, 1997: 3046–3050.
- [12] Allen C S, Blake W K, Dougherty R P, et al. Beamforming in acoustic testing[J]. *Aeroacoustic Measurements*, 2002: 62–97.
- [13] Brühl S, Röder A. Acoustic noise source modelling based on microphone array measurements[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2000, 231(3): 611–617.
- [14] Michel U, Funke S. Noise source analysis of an aeroengine with a new inverse method SODIX[R]. AIAA-2008-2860.
- [15] Parthasarathy S P, Cuffel R F, Massier P F. Separation of core noise and jet noise[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(3): 256–261.
- [16] Shivashankara B N. High bypass ratio engine noise component separation by coherence technique[J]. *Journal of Aircraft*, 1983, 20(3): 236–242.
- [17] Hultgren L S, Arechiga R O. Full-scale turbofan engine noise-source separation using a four-signal method[R]. NASA-TM-2016-219419.
- [18] Minami T, Ahuja K. Five-microphone method for separating two different correlated noise sources from farfield measurements contaminated by extraneous noise[R]. AIAA-2003-3261.
- [19] Wang K, Hao Q, Zhang X, et al. Blind source extraction of acoustic emission signals for rail cracks based on ensemble empirical mode decomposition and constrained independent component analysis[J]. *Measurement*, 2020, 157: 107653.
- [20] Guo Y, Huang S, Li Y. Single-mixture source separation using dimensionality reduction of ensemble empirical mode decomposition and independent component analysis[J]. *Circuits, Systems, and Signal Processing*, 2012, 31(6): 2047–2060.
- [21] Martinez M. Microphone polar arc phased array for locating turbofan source noise components[R]. AIAA-2007-3445.
- [22] Royce R. *The jet engine*[M]. New York: Wiley, 2015: 200–202.
- [23] Kaji S, Okazaki T. Generation of sound by rotor-stator interaction[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1970, 13(3): 281–307.
- [24] 乔渭阳. 航空发动机气动声学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010: 20–35.
- QIAO Weiyang. *Aero-engine aeroacoustics*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2010: 20–35. (in Chinese)
- [25] Lighthill M J. Jet noise[J]. *AIAA Journal*, 1963, 1(7): 1507–1517.
- [26] ICAO Committee on Aviation Environmental Protection. Environmental technical manual volume I procedures for the noise certification of aircraft: Doc. 9501[S]. Montréal: International Civil Aviation Organization, 2018.
- [27] 王良锋. 风扇管道声模态识别的试验及数值模拟研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
- WANG Liangfeng. Experimental and numerical study on duct mode identification of fan noise[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [28] Tyler J M, Sofrin T G. Axial flow compressor noise studies[R]. East Hartford: Pratt & Whitney Aircraft Div, 1962.
- [29] Bodén H, Åbom M. Influence of errors on the two-microphone method for measuring acoustic properties in ducts[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1986, 79(2): 541–549.
- [30] Sijtsma P, Brouwer H. Deconvolution of azimuthal mode detection measurements[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 422: 1–14.
- [31] Tapken U, Enghardt L. Optimization of sensor arrays for radial mode analysis in flow ducts[R]. AIAA-2006-2638.
- [32] Huang X. Compressive sensing and reconstruction in measurements with an aerospace application[J]. *AIAA journal*, 2013, 51(4): 1011–1016.
- [33] Donoho D L. Compressed sensing[J]. *IEEE Transactions on Information Theory*, 2006, 52(4): 1289–1306.
- [34] Lal B, Gravina R, Spagnolo F, et al. Compressed sensing approach for physiological signals: a review[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2023, 23(6): 5513–5534.
- [35] Bu H, Huang X, Zhang X. A compressive-sensing-based method for radial mode analysis of aeroengine fan noise[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2020, 464: 114930.
- [36] Sutliff D L, Dahl M D. Techniques for analyzing rotating rake mode

- measurements over passive treatment[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2016, 15(4-5): 430-461.
- [37] Sutliff D L. Rotating rake mode measurements over passive treatment in a ducted fan[C]//Curran Associates 35th International Congress and Exposition on Noise Control Engineering (INTER-Noise 2006). Honolulu: Institute of Noise Control Engineering of the USA, 2006.
- [38] Sutliff D, Konno K, Heidelberg L. Duct mode measurements on the TFE731-60 full scale engine[R]. AIAA-2002-2564.
- [39] Sijtsma P, Orsi H. Azimuthal and radial mode detection by a slowly rotating rake[R]. AIAA-2013-2244.
- [40] Stephens D, Envia E. Acoustic shielding for a model scale counter-rotation open rotor[R]. AIAA-2011-2940.
- [41] Kingan M, Blandeau V, Tester B, et al. Relative importance of open rotor tone and broadband noise sources[R]. AIAA-2011-2763.
- [42] Dragomiretskiy K, Zosso D. Variational mode decomposition[J]. *IEEE transactions on signal processing*, 2013, 62(3): 531-544.
- [43] Liu Q, Yang J, Zhang K. An improved empirical wavelet transform and sensitive components selecting method for bearing fault[J]. *Measurement*, 2022, 187: 110348.
- [44] Souza de U B, Escola J P L, Cunha da Brito L. A survey on Hilbert-Huang transform: evolution, challenges and solutions[J]. *Digital Signal Processing*, 2022, 120: 103292.
- [45] Lei Y, Lin J, He Z, et al. A review on empirical mode decomposition in fault diagnosis of rotating machinery[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2013, 35(1-2): 108-126.
- [46] Meloni S, de Paola E, Grande E, et al. A wavelet-based separation method for tonal and broadband components of low Reynolds-number propeller noise[J]. *Measurement Science and Technology*, 2023, 34(4): 044007.
- [47] Tokaji K, Soós B, Horváth C. Beamforming method for extracting the broadband noise sources of counter-rotating open rotors[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(7): 3028-3039.
- [48] Sree D. Far-field acoustic power level and performance analyses of F31/A31 open rotor model at simulated scaled takeoff, nominal takeoff, and approach conditions: technical report I[R]. NASA-CR-2015-218716.
- [49] Rachaprolu J S, Greenwood E. Helicopter noise source separation using an order tracking filter[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2024, 69(1): 1-9.
- [50] Stephens D B, Vold H. Order tracking signal processing for open rotor acoustics[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, 333(16): 3818-3830.
- [51] Feng K, Ji J C, Wang K, et al. A novel order spectrum-based Vold-Kalman filter bandwidth selection scheme for fault diagnosis of gearbox in offshore wind turbines[J]. *Ocean Engineering*, 2022, 266: 112920.
- [52] Chen X, Feng Z. Order spectrum analysis enhanced by surrogate test and Vold-Kalman filtering for rotating machinery fault diagnosis under time-varying speed conditions[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 154: 107585.
- [53] Feng K, Ji J C, Ni Q. A novel adaptive bandwidth selection method for Vold-Kalman filtering and its application in wind turbine planetary gearbox diagnostics[J]. *Structural Health Monitoring*, 2023, 22(2): 1027-1048.
- [54] Wang R, Yu L, Wei C, et al. Aerodynamic noise separation of helicopter main and tail rotors using a cascade filter with Vold-Kalman filter and cyclic Wiener filter[J]. *Applied Acoustics*, 2022, 192: 108751.
- [55] Pan M C, Wu C X. Adaptive Vold-Kalman filtering order tracking[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, 21(8): 2957-2969.
- [56] Perrot V, Polichetti M, Varray F, et al. So you think you can DAS? a viewpoint on delay-and-sum beamforming[J]. *Ultrasonics*, 2021, 111: 106309.
- [57] Jekosch S, Sarraji E. An inverse microphone array method for the estimation of a rotating source directivity[J]. *Acoustics*. MDPI, 2021, 3(3): 462-472.
- [58] 魏龙, 秦朝红, 任方, 等. 一种改进的声反卷积相关声源定位方法[J]. *航空学报*, 2019, 40(11): 98-110
- WEI Long, QIN Zhaohong, REN Fang, et al. An improved acoustic deconvolution method for localizing correlated sound sources[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(11): 98-110. (in Chinese)
- [59] Brooks T F, Humphreys W M. A deconvolution approach for the mapping of acoustic sources (DAMAS) determined from phased microphone arrays[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 294(4-5): 856-879.
- [60] Dougherty R. Extensions of DAMAS and benefits and limitations of deconvolution in beamforming[R]. AIAA-2005-2961
- [61] Wang J, Ma W. Deconvolution algorithms of phased microphone arrays for the mapping of acoustic sources in an airframe test[J]. *Applied Acoustics*, 2020, 164: 107283.
- [62] Chu Z, Zhao S, Yang Y, et al. Deconvolution using CLEAN-SC for acoustic source identification with spherical microphone arrays[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 440: 161-173.
- [63] Battista G, Chiariotti P, Martarelli M, et al. Inverse methods in aeroacoustic three-dimensional volumetric noise source localization and quantification[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2020, 473: 115208.
- [64] Yardibi T, Li J, Stoica P, et al. A covariance fitting approach for correlated acoustic source mapping[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2010, 127(5): 2920-2931.
- [65] 连健欣, 陈伟杰, 乔渭阳, 等. 基于SODIX方法的叶片前缘噪声指向性及降噪试验研究[J]. *试验流体力学*, 2024, 38(1): 1-13.
- LIAN Jianxin, CHEN Weijie, QIAO Weiyang, et al. Experimental study on the directivity and noise reduction of the blade leading-edge noise using inverse method SODIX based on microphone array[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2024, 38(1): 1-13. (in Chinese)

- [66] Zhang X D. Modern signal processing[M]. Berlin: De Gruyter Brill, 2022: 23–30.
- [67] Oertwig S, Schumacher T, Siller H A, et al. Extension of the source localization method SODIX for coherent sound sources[R]. AIAA-2021-2128.
- [68] Oertwig S, Siller H. Validation of the source localization method SODIX for coherent sound sources[C]//European Acoustics Association 10th Forum Acusticum. Torino: European Acoustics Association, 2023: 776.
- [69] Funke S, Skorpel A, Michel U. An extended formulation of the SODIX method with application to aeroengine broadband noise[R]. AIAA-2012-2276.
- [70] Funke S, Siller H A, Hage W, et al. Microphone-array measurements of a Rolls-Royce BR700 series aeroengine in an indoor test-bed and comparison with free-field data[R]. AIAA-2014-3070.
- [71] Oertwig S, Funke S, Siller H. Improving source localisation with SODIX for a sparse microphone array[C]//Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt 7th Berlin Beamforming Conference (BeBeC). Berlin: Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt, 2018: S05.
- [72] Siller H, Bassetti A, Funke S. Investigation of turbo machinery and jet noise of the V2500 engine during ground tests with an A320 aircraft [C]//Raul Vazquez 11th European Turbomachinery Conference. Madrid: EUROTURBO Non-profit Scientific International Organization, 2015: 99685.
- [73] Rodriguez Garcia P. Aircraft turbine combustion noise processing[D]. Southampton: University of Southampton, 2016.
- [74] Weir D. Engine validation of noise and emission reduction technology phase I: [R]. NASA-CR-2008-21522.
- [75] Jwo D J, Chang W Y, Wu I H. Windowing techniques, the Welch method for improvement of power spectrum estimation[J]. Computers, Materials & Continua, 2021, 67(3): 3983–4003.
- [76] Sohail A. Genetic algorithms in the fields of artificial intelligence and data sciences[J]. Annals of Data Science, 2023, 10(4): 1007–1018.
- [77] Hyvärinen A, Oja E. Independent component analysis: algorithms and applications[J]. Neural Networks, 2000, 13(4–5): 411–430.
- [78] Davies M E, James C J. Source separation using single channel ICA[J]. Signal Processing, 2007, 87(8): 1819–1832.
- [79] Wang Y, Markert R. Filter bank property of variational mode decomposition and its applications[J]. Signal Processing, 2016, 120: 509–521.
- [80] Žvokelj M, Zupan S, Prebil I. EEMD-based multiscale ICA method for slewing bearing fault detection and diagnosis[J]. Journal of Sound and Vibration, 2016, 370: 394–423.
- [81] Kherif F, Latypova A. Principal component analysis[M]. Amsterdam: Academic Press, 2020: 209–225.
- [82] Qiao W, Fu Z, Du M, et al. Seasonal peak load prediction of underground gas storage using a novel two-stage model combining improved complete ensemble empirical mode decomposition and long short-term memory with a sparrow search algorithm[J]. Energy, 2023, 274: 127376.
- [83] Pisner D A, Schnyer D M. Support vector machine[M]. Amsterdam: Academic Press, 2020: 101–121.
- [84] Colominas M A, Schlotthauer G, Torres M E. Improved complete ensemble EMD: a suitable tool for biomedical signal processing[J]. Biomedical Signal Processing and Control, 2014, 14: 19–29.
- [85] 林建培. 基于盲源分离的挖掘机驾驶室噪声识别与控制[D]. 长沙: 中南大学, 2022.
- LIN Jianpei. Noise identification and control of excavator cab based on blind source separation[D]. Changsha: Zhong Nan University, 2022. (in Chinese)
- [86] Miao Y, Zhang B, Li C, et al. Feature mode decomposition: new decomposition theory for rotating machinery fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2022, 70(2): 1949–1960.
- [87] 同晓雅, 陈春俊, 张振, 等. 基于独立分量分析的动车组模型噪声分离[J]. 机械设计与制造, 2020(6): 153–156.
- TONG Xiaoya, CHEN Chunjun, ZHANG Zhen, et al. Noise separation of EMU model based on independent component analysis[J]. Machinery Design & Manufacture, 2020(6): 153–156. (in Chinese)
- [88] Wang M, Bai L, Luo L, et al. An underdetermined environmental sound source separation algorithm based on improved complete ensemble EMD with adaptive noise and ICA[C]//IEEE 2021 IEEE 21st International Conference on Communication Technology (ICCT). Tianjin: IEEE, 2021: 1335–1340.
- [89] Rehman N, Mandic D P. Multivariate empirical mode decomposition[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 2010, 466(2117): 1291–1302.
- [90] Ur Rehman N, Aftab H. Multivariate variational mode decomposition [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2019, 67(23): 6039–6052.
- [91] Liu S, Yu K. Successive multivariate variational mode decomposition based on instantaneous linear mixing model[J]. Signal Processing, 2022, 190: 108311.
- [92] Song Q, Jiang X, Wang S, et al. Self-adaptive multivariate variational mode decomposition and its application for bearing fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2022, 71: 1–13.
- [93] 边杰, 陈亚农, 郑锦妮, 等. 基于CEEMDAN降噪与双谱分析的轴承故障诊断[J]. 航空发动机, 2023, 49(6): 47–53
- BIAN Jie, CHEN Ya nong, ZHENG Jinni, et al. Rolling bearing fault diagnosis based on CEEMDAN de-noising and bispectral analysis[J]. Aeroengine, 2023, 49(6): 47–53. (in Chinese)
- [94] Tharwat A. Independent component analysis: An introduction[J]. Applied Computing and Informatics, 2021, 17(2): 222–249.

(编辑: 孙明霞)

# 基于波束形成与等效球源的声场重建技术

王 萌<sup>1,2</sup>, 程荣辉<sup>1,2</sup>, 马博瀚<sup>3</sup>, 马 威<sup>3</sup>, 杨明绥<sup>1</sup>

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 中国航空研究院 研究生院, 江苏扬州 225000;  
3. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240)

**摘要:** 为获取航空发动机整机地面噪声场分布特征, 支撑地勤人员和设备的噪声防护与主动管理, 提出一种基于反射感知波束形成反卷积类算法与自适应等效球源模型的声场重建方法。该方法采用反射感知波束形成得到声源强度, 通过压缩网格方法加速后的反卷积类波束形成算法快速获得声源准确位置, 利用自适应等效球源模型完成整个声场的重建与环境干扰因素修正。在包含规则反射的环境下, 将与航空发动机主要噪声源特性相似的涵道风扇作为原理级真实声源, 对提出的声场重建方法进行了验证。结果表明: 该方法在复杂有界空间内, 对规则反射条件下的真实小型气动声源的重建误差控制在 1.3% 以内; 相较于传统单极子脉动球源声场重建方法, 误差降低了 4.5%, 显著提升了声场重建的准确性。研究结果可为航空发动机噪声场快速重建、噪声控制和优化设计提供良好的技术支持。

**关键词:** 声场重建; 噪声; 等效球源; 波束形成; 航空发动机

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.002

## Sound Field Reconstruction Technology Based on Beamforming Algorithm and Equivalent Spherical Source Method

WANG Meng<sup>1,2</sup>, CHENG Rong-hui<sup>1,2</sup>, MA Bo-han<sup>3</sup>, MA Wei<sup>3</sup>, YANG Ming-sui<sup>1</sup>

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

2. Graduate School of Chinese Aeronautical Establishment, Yangzhou Jiangsu 225000, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** To characterize the ground noise distribution of an aeroengine and support the noise protection and active management for ground crew and equipment, a sound field reconstruction method based on a reflection-sensing beamforming deconvolution algorithm and adaptive equivalent spherical source model is proposed. The intensity of the sound source is obtained by reflection-sensing beamforming, and then the accurate location of the sound source is obtained quickly by the deconvolution beamforming algorithm accelerated by the compressed grid method. The entire sound field is reconstructed, and environmental interference factors are corrected using the adaptive equivalent spherical source model. In an environment containing regular reflections, a ducted fan with characteristics similar to the main noise sources of an aeroengine was used as a principle-level real sound source to verify the proposed sound field reconstruction method. The results show that the reconstruction error of the proposed method is controlled within 1.3% for the real small-scale aerodynamic sound source under regular reflection conditions in a complex bounded space. Compared to the traditional monopole pulsating ball sound field reconstruction method, the error is reduced by 4.5%, significantly improving reconstruction accuracy. These research results provide robust technical support for rapid noise field reconstruction, noise control, and optimization design in aeroengine applications.

**Key words:** sound field reconstruction; noise; equivalent spherical source; beamforming; aeroengine

## 0 引言

航空发动机运行过程中会产生强烈的噪声, 对从

事发动机测试、机场地勤等工作人员的健康构成了严重威胁。为了制定有效的防护措施, 必须详细了解发动机辐射噪声的分布特征、强度和频率等关键信息,

收稿日期: 2024-09-02 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 王萌(1987), 男, 硕士, 自然科学研究员。通信作者: 程荣辉(1965), 男, 博士, 自然科学研究员。

引用格式: 王萌, 程荣辉, 马博瀚, 等. 基于波束形成与等效球源的声场重建技术[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 13-21. WANG Meng, CHENG Ronghui, MA Bohan, et al. Sound field reconstruction technology based on beamforming algorithm and equivalent spherical source method[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 13-21.

同时,发动机声场分布测试也是发动机适航评估中的重要一项。国内相关研究学者建立了发动机地面静态试验噪声向飞行状态噪声修正的方法,用来降低了衍生型航空器适航评估的成本<sup>[1]</sup>。然而,在实际发动机地面静态试验噪声测试中,由于受空间和安全的限制,通常难以在发动机周围部署全面的声学测量设备,为适航评估带来困难。声场重建技术能够利用有限的离散声场数据,推断出整个声场的分布情况,成为航空发动机噪声测试的重要研究方向。

国内外学者对声场重建技术开展了广泛研究。Lewy<sup>[2-3]</sup>利用FW-H方程<sup>[4]</sup>建立了声源点与观测点之间的数学关系,可以根据观测点采集的声场数据逆推出声源的辐射特性,包括强度、位置等信息,进而实现声场的重建。基于此,衍生出了多种声场重建技术,包括边界元法<sup>[5]</sup>、亥姆霍兹最小二乘法<sup>[6]</sup>、等效声源法(Equivalent Source Method, ESM)<sup>[7-9]</sup>和贝叶斯推理方法<sup>[10]</sup>等。但这些方法在处理FW-H方程所建立的声源与观测点之间的传递矩阵时,往往会遇到病态问题<sup>[11]</sup>,尤其是在强背景噪声和复杂反射条件的环境下,不稳定性问题更加严重。为了减轻这种不稳定性,Salin等<sup>[12]</sup>提出在排布阵列时,尽可能靠近声源,使用线性微型阵列代替传统大型阵列,来满足声学近场测量条件,再利用声全息得到声源信息,进行建模投影获得声学远场结果;Shi等<sup>[13]</sup>、Envia<sup>[14]</sup>、Wan等<sup>[15]</sup>都提出了一些基于声全息声学近场采集数据重建声学远场的方法,对于航空发动机近场辐射噪声场的分布重建同样适用,并能有效避免病态问题;Kim等<sup>[16]</sup>选择借助定向波函数来解决病态问题;Shi等<sup>[17]</sup>在此基础上进一步推导了这一数学模型,并用离散皮卡德理论来定义逆重建问题是否病态;Hu等<sup>[18-19]</sup>对传递矩阵进行奇异值分解,并用Tikhonov正则化方法对重建结果进行处理,用不同方法得到合适的正则化参数,减轻不稳定性,从而完成声场重建。但这些方法通常要求测量点需与声源表面距离小于2倍的最小波长,并且需要大量的测量点以确保结果的精确度。Leclere<sup>[11]</sup>提出可利用波束形成类算法结合单极子脉动球源模型来重建声场;贾文强等<sup>[20]</sup>利用经典的波束形成获得声源位置,使用波叠加法配置等效源,再利用迭代算法对局部声场数据进行扩展,对获得的声场数据进行重建。这一方法避开了病态问题,克服了传统声全息对重建平面距离要求过近的限制。

本文以单极子脉动球源模型为基础,建立了一种适用于复杂有界空间内规则反射条件下的航空发动机近场辐射噪声快速声场重建方法,并命名为自适应脉动球源声场重建方法(Adaptive Monopole Acoustic Field Reconstruction, AMAFR)。

## 1 理论简介

对单极子脉动球源模型进行了精炼的回顾,并介绍了反射感知波束形成算法,此外,考虑了风速、风向、温度、湿度以及地面反射等环境因素对声场重建准确性的潜在影响。

### 1.1 单极子球源声场重建模型

采用组合堆叠单极子脉动球源模型来近似航空发动机部件噪声在航空业已经有着广泛的应用。单极子球源指进行均匀涨缩振动的球面声源,球源表面各点都在径向做着同振幅、同相位的振动<sup>[21]</sup>,单极子脉动球源模型如图1所示。



图1 单极子脉动球源模型

球体半径为 $r_0$ ,径向质点速度为 $V_r$ ,振速幅值为 $u_a$ 。对于空间位置为 $\vec{x}$ 且振动规律是 $\sigma(t)$ 的单极子球源,位于 $\vec{x}$ 处 $t$ 时刻的声压信号满足空间波动方程

$$\nabla^2 p(\vec{x}, t) + \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p(\vec{x}, t)}{\partial t^2} = \sigma(t) \delta(\vec{x} - \vec{x}_s) \quad (1)$$

式中: $p(\vec{x}, t)$ 为 $\vec{x}$ 处 $t$ 时刻的声压; $c$ 为声速。

若取球坐标系,则在距离 $r$ 处的 $t$ 时刻下的波动方程为

$$\frac{\partial^2 p}{\partial r^2} + \frac{2}{r} \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} \quad (2)$$

式中: $p$ 为声压。

如不考虑空间向球心反射汇聚的反射球面波,则一般解的形式为

$$p(\vec{x}, t) = q_a e^{j(\omega t - kr + \theta)} \quad (3)$$

式中: $j$ 为虚数单位; $\omega$ 为辐射声波频率; $k$ 为波数; $r$ 为距离; $\theta$ 为球源初始相位; $q_a$ 为声压幅值。

$$q_a = \frac{|A|}{r}, A = \begin{cases} A_t \approx \rho_s c_0 k r_0^2 u_a \\ A_n \approx \rho_s c_0 r_0 u_a \end{cases} \quad (4)$$

式中: $A$ 为待定常数,取决于边界条件。

$A$ 的一般解可能为复数形式,而 $q_a = \frac{|A|}{r}$ 即为声

压幅值。

式(4)表明 $r$ 处的声压取决于 $|A|$ 值,与球源振幅值 $u_a$ 、辐射声波频率 $\omega$ 、球体半径 $r_0$ 有关。当球源半径较小、声波频率较低时,球源看作点声源,此时 $|A|$ 取 $|A_L|$ 。当球源半径比较大、声波频率较高时,则取 $|A_H|$ 。

由上述分析可知,在利用麦克风阵列测量得到单极子声源传播到此处的声压信息,可以反推声压信号传播到接收位置所需的时间和振动幅值衰减程度,继而反推声源的位置和表面声压幅值强度。代入式(3)得到整个声场声压信息。

但在此过程中,传统方法在逆向解算 $|A|$ 值的过程中,遇到了传播矩阵病态无法求逆的问题,而正向构建逼近真实声源的方法中,球源本身是一种假想模型,其振幅值和半径是很难观测的。除此之外,如果声源背景噪声强,环境复杂且存在反射情况,会加剧反问题不适定性并无法正向估算逼近真实值的情况。

因此,本文通过频谱分析,选择出声场的特征频率,求出特征频率下的波束形成结果。通过反射感知波束形成算法修正得到真实声源强度,通过反卷积类波束形成算法获得声源更精确的位置。利用自适应幅值修正系数,排除环境干扰因素,修正声场重建结果。

## 1.2 反射感知波束形成算法

波束形成技术是一种基于声学远场麦克风阵列测量的信号处理技术。阵列会对声场进行空间采样,然后由波束形成算法执行过滤,使其映射出到阵列一定距离的假想声源分布。波束形成算法通过增强阵列在特定方向上的信号捕捉能力,当声源导向方向更接近声源的传播方向时,波束形成的信号会更强,以此确定声源的实际位置和强度。假设麦克风阵列上具有 $M$ 个麦克风传感器,在声源处进行扫描的网格格点数为 $S$ 个,设声源频率为 $f$ ,声速为 $c$ 。将麦克风阵列放置于声场中,采集一段时间,对于每个麦克风采集到的时域信号,通过快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform, FFT)转化为各频率下的频域信号

$$P(\omega) = \begin{bmatrix} p(\vec{x}_1, \omega), \dots, p(\vec{x}_m, \omega), \dots, p(\vec{x}_M, \omega) \end{bmatrix}, \omega = \begin{bmatrix} e^{ikr_{s,1}}, \dots, e^{ikr_{s,m}}, \dots, e^{ikr_{s,M}} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $P(\omega)$ 为在频率 $\omega$ 下的麦克风阵列观测到的复数频域信号向量; $\vec{x}_1, \dots, \vec{x}_M$ 为麦克风阵列中各麦克风

的位置向量; $\vec{y}_s$ 为扫描区域中第 $s$ 个假想声源的位置向量,其中 $s=1, 2, \dots, S$ ;  $r_{s,1}, r_{s,2}, \dots, r_{s,M}$ ,为从第 $s$ 个假想声源位置 $\vec{y}_s$ 到各麦克风位置 $\vec{x}_m$ 的距离; $k = \frac{2\pi f}{c}$ 为波数。

即 $P \in C^{S \times 1}$ 为阵列上的频域声压分布, $\omega \in C^{M \times 1}$ 为导向矢量(Steering Vector, SV)。则

$$C_{\text{csm}}(\omega) = P(\omega)P(\omega)^H \quad (6)$$

式中: $C_{\text{csm}} \in C^{M \times M}$ 为交叉互谱矩阵(Cross Spectrum Matrix, CSM); $(-)^H$ 为共轭转置。

另外麦克风频域上的声压分布还可以表示为

$$P(\omega) = Gq \quad (7)$$

式中: $G \in C^{M \times S}$ 为格林函数传播矩阵; $q \in C^{S \times 1}$ 为网格上的声源分布。由此可以得到对应网格点的波束形成输出结果

$$B(\vec{y}_s) = \frac{1}{M^2} \omega(\vec{y}_s)^H C_{\text{csm}}(\omega) \omega(\vec{y}_s) \quad (8)$$

可以发现,当不同位置的麦克风算出的假想声源同相位时,假想声源的振幅会更大。因此,当假想声源位置(扫描点)与实际声源位置相近时,波束形成幅值会达到最大。借此,可以通过寻找波束形成幅值最大的扫描点,确定假想声源位置,而波束形成值的平方根则是假想的声源强度。反射感知与修正的空间如图2所示。

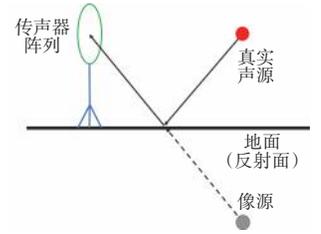


图2 反射感知与修正的空间

波束形成的基本方法是将频域的波束信息分解到交叉互谱矩阵(Cross-Spectral Matrix, CSM)与导向矢量(Steering Vector, SV)两部分中。其中,CSM包含了麦克风阵列经过傅里叶变换的时域信号数据,而SV记录了阵列中的麦克风与扫描网格格点的相对位置信息。当为高密度的刚体反射面附近的脉动球声源进行反射的建模时,可以视作在反射面镜像位置,存在1个强度相等、相位相反的“像源”。在有反射像源位置的情况下,麦克风时域数据中包含了像源的声压数据。为了在最终的波束形成值中消除像源的影响,可通过在SV中包含像源位置信息的方法,使波束形成的过程中同时将声源与像源的声音信息计算到同一个网格点。通过改进SV,可以将反射环境的相关信息纳入波束形成计算。

Stefanakis等<sup>[22]</sup>列举的4种导向矢量都有相近的

形式,是传递函数经过一定处理后得到的。由于阵列垂直靠近反射面放置,因此,像源到阵列的位置信息被近似为声源到格点的反向矢量。在本文试验中,这种方法并不适用,需要在导向矢量中引入包含反射面位置信息的位置矩阵。改进后的导向矢量称作反射感知导向矢量

$$\omega_i = e^{jk(r_{i,0} - r_{i,0})} + k(\omega) e^{jk(r_{i,0'} - r_{i,0})} \quad (9)$$

式中: $\omega_i$ 为改进后的导向矢量; $r_{i,0'}$ 为对应扫描网格中麦克风到像源的距离; $r_{i,0}$ 为声源到阵列中心的距离; $k(\omega)$ 为反射增益,表示像源的强度,在实际情况下与反射面的材料属性有关。

### 1.3 反卷积计算与压缩网格加速技术

为了进一步提高结果的分辨率,Brooks等<sup>[23]</sup>提出了DAMAS类算法,其实质是对“点声源”卷积的结果做进一步的反卷积计算,从而得出声源的声压级绝对值。这种方法通过迭代解卷积,使用高斯-赛德尔式求解波束形成矩阵的精确解。具体方法思路是:利用麦克风传感器取得的声压信号,转换成虚拟传声器的信号,再将虚拟传声器信号通过转向矢量得到修正后的中间声源分布,再对这些信号做波束形成得到最终声源。具体数学推导过程如下:首先使用传感器阵列的声压信号计算声强度互功率谱,接收到的功率谱由测量阵列表示为

$$P_m^s = q_s g_m^s \quad (10)$$

式中: $P_m^s$ 为第 $m$ 个麦克风测得的扫描点 $s$ 处假想声源的声场声压; $q_s$ 为扫描点 $s$ 处假想声源的强度; $g_m^s$ 为第 $m$ 个麦克风与扫描点 $s$ 的传递函数。

类比与测量CSM的推导,每个格点位置的声压场投影为

$$P_m^H P_m^s = (q_s g_m^s)^H (q_s g_m^s) = q_s g_m^{sH} g_m^s q_s^H \quad (11)$$

则式(6)中定义的CSM交叉互谱矩阵可以表示为

$$C_{csm} = \sum_s C_{s,csm} \quad (12)$$

式中: $C_{s,csm}$ 为扫描点 $s$ 处假想声源给出的交叉互谱矩阵值。

$$C_{s,csm} = X_s \begin{bmatrix} g_1^s H g_1^s & \cdots & g_1^s H g_M^s \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ g_M^s H g_1^s & \cdots & g_M^s H g_M^s \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: $X_s = q_s^H q_s$ 代表了真实声源的分布。

根据式(8)得到

$$B_s = \frac{\omega_s^H C_{s,csm} \omega_s}{M^2} \quad (14)$$

式中: $B_s$ 为扫描点 $s$ 的波束形成输出值; $\omega_s$ 为扫描点 $s$ 对应的导向矢量。

$$B = \sum_{s=1}^S \frac{\omega_s^H [ ]_s \omega_s}{M^2} X_s \quad (15)$$

$$B = \sum_{s=1}^S A_{s,s'} X_s \quad (16)$$

式中: $A_{s,s'}$ 为单位点声源的响应,又称为点传播函数

$$A_{s,s'} = \frac{\omega_s^H [ ]_s \omega_s}{M^2} \quad (17)$$

令 $B = \tilde{Y}$ ,  $\sum_{s=1}^S A_{s,s'} = \tilde{A}$ ,  $X_s = \tilde{X}$ ,那么求解真实源分布 $X_s$ 的问题,就相当于求解方程组 $\tilde{A}\tilde{X} = \tilde{Y}$ 的解。这类方程的解法可以使用雅可比迭代法,高斯赛德尔迭代法或者超松弛迭代法求解。

由于需要求解与声源处网格数相同维度的线性方程组,网格的增加会使得计算量指数级增长。后续的研究者在此基础上提出了DAMAS-C<sup>[24]</sup>、DAMAS2<sup>[25]</sup>等方法。本文基于压缩网格算法<sup>[26]</sup>对网格进行了压缩处理。根据网格点数目确定压缩比。根据频谱分析和数据处理的经验设定阈值,并对原始网格格点的波束形成值进行判别,如因为其噪声水平较低,未满足该判定条件的,则当作“冗余点”剔除,只将剩下网格点上的波束形成结果进行输出,进行反卷积操作。

1.4 自适应幅值系数修正

在波束形成结果中,如果高强度的范围呈大圆环状,则取边缘点声压幅值为球源表面的初始幅值,环中心点为声源位置,边缘点与环中心点的距离做为球源半径,特征频率作为声源频率。如果呈单点状,则取声场的总声压级换算的声压幅值作为初始幅值,点位置作为声源位置,最小的网格间距为球源半径。在航空发动机进行试车或位于舰载机甲板期间,环境温度的变化会影响声波在同一介质中的传播速度,进而对麦克风传感器的测量精度造成影响。此外,风场的存在导致不同位置的麦克风传感器接收到的声信号出现差异。在这些因素共同作用下,导致仅凭估算得到的参数进行声场重建其准确性是不足的。鉴于此,本文采用最小二乘法优化策略,对声场重建过程中的参数进行精确校准。在式(3)中引入了1个自适应幅值修正系数 $K$ ,以建立更为精确的声场重建模型。该修正系数的引入,旨在补偿由于温度变化和风场效应

引起的声信号传播和测量误差,从而提高声场重建的精度。

$$P_{\text{model}} = K \cdot \frac{A_L}{r} e^{j(\omega t - kr + \theta)} \quad (18)$$

式中: $P_{\text{model}}$ 为模型预测声压级; $K$ 为自适应幅值修正系数, $K \in (0, \infty]$ ;  $A_L$ 为待定常数,在球源半径较小、声波频率较低时,球源看作点声源时的取值。

建立基于模型预测声压级与实际传感器接收声压级间相对误差的损失函数  $L$

$$L = P_{\text{observe}} - P_{\text{model}} \quad (19)$$

式中: $P_{\text{observe}}$ 为实际传感器接收声压级。

令  $\frac{\partial L}{\partial K} = 0$  取得损失函数  $L$  极小值,也可以通过递增或递减自适应幅值修正系数  $K$ ,调整模型表面的振荡速度估计值,从而使损失函数最小化,继而使得模型预测声压级与实际传感器接收声压级间相对误差最小,得到更为精准的自适应脉动球源声场重建方法。

## 2 数值仿真

### 2.1 仿真设置

设计了1个仿真算例以验证提出方法的有效性。仿真算例仅放置1个单极子声源,考察方法对不同特征频率下声场重建情况,以及空间中不同距离的重建点处误差的变化情况。在仿真算例中,以麦克风阵列面法向为  $Z$  轴正方向,阵列面中心为原点,建立左手坐标系。在声源点位置放置波束形成扫描平面,大小为  $2 \text{ m} \times 2 \text{ m}$ ,网格尺寸为  $0.05 \text{ m} \times 0.05 \text{ m}$ 。源强度为  $72.5 \text{ dB}$ ,位置坐标为  $\{0, 1, 2\}$ 。算例在 Python-acoular<sup>[27]</sup> 框架下编程得到,虚拟的麦克风阵列放置距声源面  $2 \text{ m}$  处,使用的麦克风测点数量为  $56$  个,使用整体阵列做波束形成算法运算,使用编号前  $28$  个采集的声场数据作为声场重建的输入信号,使用后  $28$  个采集的声场数据作为对比验证重建点信号。

### 2.2 重建误差随重建点距离的变化规律

在原有仿真实间的基础上,增加了1组线性阵列,沿  $Z$  轴从  $z = -1 \text{ m}$  到  $1.9 \text{ m}$  处,每间隔  $0.1 \text{ m}$  放置1个麦克风测点。增加线性阵列后的仿真实间如图3所示。得到重建误差随重建位置的变化规律,如图4所示。从图中可见,AMAFR模型的误差是距离声源点越近误差越大。在测点  $0.5 \text{ m}$  内,平均误差为  $1.5\%$ 。在距离声源点  $0.3 \text{ m}$  内,平均误差仅约  $2.1\%$ 。

对模型的误差数据进行指数型函数拟合,得到 AMAFR 模型结果

$$y = 2.87 \times e^{(-0.81x)} - 0.15 \quad (20)$$

## 3 试验分析

为验证本文提出的声场重建方法在真实航空发动机试验测试环境下的合理性、准确性,明确所建模型的实际使用效果,采用与真实航空发动机主要声源特征相似(即频谱特征相似,后文会详细介绍)的涵道风扇来模拟航空发动机噪声,并且在全自由场消声室和半自由场消声室

环境下开展真实发动机试验场景下的地面反射影响研究。其中涵道风扇叶片数为  $12$ ,叶片半径为  $4.5 \text{ cm}$ ,升力面积为  $63.6 \text{ cm}^2$ ,最大转速为  $16000 \text{ r/min}$ 。

### 3.1 试验台布置及频谱分析

为了将反射纳入本试验的考量范围,同时验证重建方法对于复杂环境的适应性,建立如下试验场景。使用涵道风扇作为真实声源,声源与进行波束形成的麦克风阵列同轴放置,并将声源与麦克风阵列分别移动到普通试验室房间与消声室内分别进行试验,试验场所的地面作为声波的反射平面。波束形成的麦克风阵列选用环形麦克风阵列,麦克风阵列中心高度为  $1.2 \text{ m}$ 。环形麦克风阵列实物如图5所示,麦克风阵列传声器分布形式如图6所示。阵列选用  $39$  个型号为 BK4958 麦克风测量声场信息,其频率测量范围为  $10 \sim 20000 \text{ Hz}$ ,灵敏度为  $11.2 \text{ mv/pa}$ ,采集卡选用的是

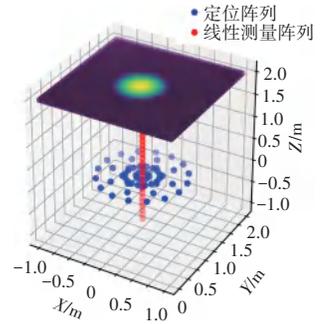


图3 增加线性阵列后的仿真实间

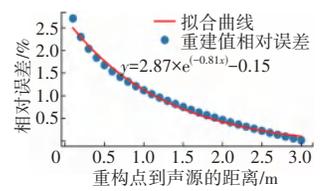


图4 重建误差随重建位置的变化规律



图5 环形麦克风阵列实物

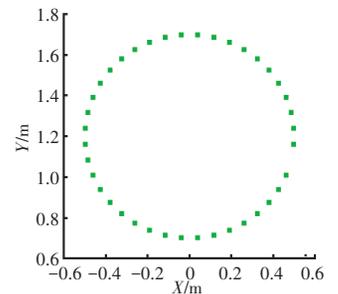


图6 环形麦克风阵列传声器分布形式

NIPXIe-4499。声源距离麦克风阵列平面 1.2 m。普通试验台布置如图 7 所示,消声实验室试验台布置如图 8 所示。



图 7 普通试验室试验台布置



图 8 消声实验室试验台布置

对涵道风扇声场进行 FFT 处理,频谱计算方法采用 Welch 法<sup>[28]</sup>。扫描平面尺寸为 1 m×1 m,网格大小为 0.02 m×0.02 m,声源分布图动态范围为 10 dB。模拟发动机主要部件声学特征的涵道风扇噪声频谱如图 9 所示,这与黄晶晶等<sup>[29]</sup>对真实航空发动机试车台的噪声采集频谱相似。真实航空发动机噪声频谱如图 10 所示。因此,可以采用涵道风扇进行本文方法对真实航空发动机的噪声声场重建有效性的测试研究中。

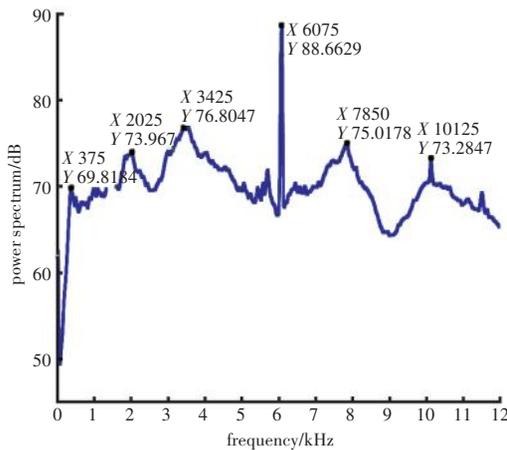


图 9 模拟发动机主要部件声学特征的涵道风扇噪声频谱

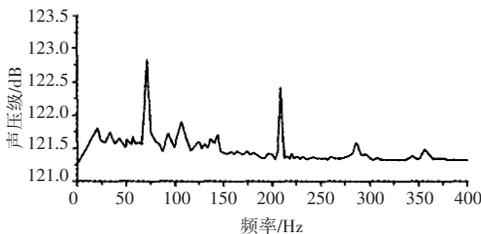


图 10 真实航空发动机噪声频谱<sup>[29]</sup>

### 3.2 反射感知与声源定位结果

在涵道风扇频谱中,2 个典型频率  $f=3425$ 、6075 Hz 的声场波束形成结果,如图 11 所示。通过 DAMAS

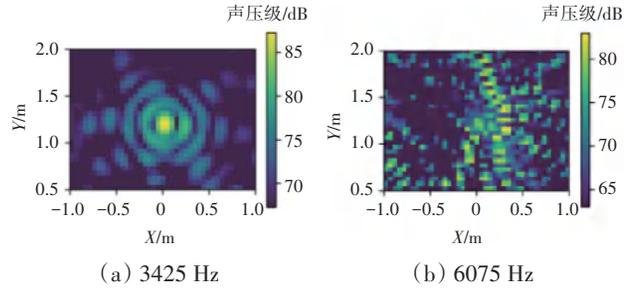


图 11 模拟发动机主要部件声学特征的涵道风扇不同特征频率下波束形成定位结果

算法处理得到反卷积后的在 3456 Hz 结果,如图 12 所示。通过引入反射感知的导向矢量,波束形成获得的声学影像中在像源的位置出现了原本并不存在的波束。反射感知波束形成结果如图 13 所示。新波束的声压级与反射感知中反射面的反射增益  $k$  正相关。

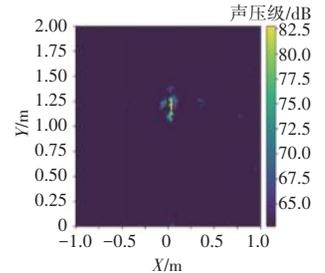


图 12 模拟发动机主要部件声学特征的涵道风扇在 3456 Hz 下 DAMAS 算法结果

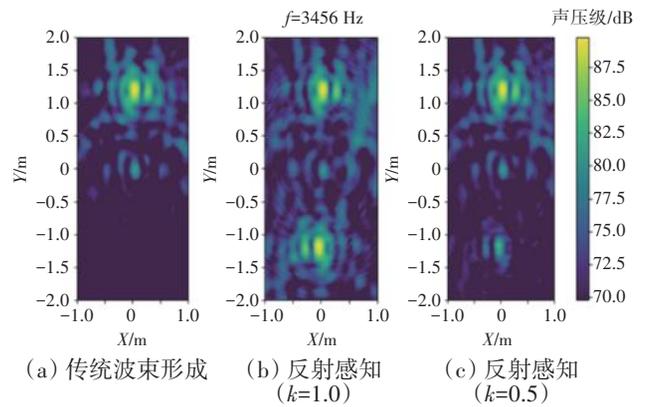


图 13 反射感知波束形成结果

### 3.3 声场重建方法

利用 DAMAS 方法获得的声源信息建立脉动球模型。仿真给定单极子脉动球频率为 3456 Hz(任意给定的频率),声压级为 89.2 dB,半径为 0.04 m。反演求得工作平面上声压级分布。反射面为  $y=0$  处的地面,工作平面为  $y=0.5$  的平面。将声压分布云图映射到工作平面得到无反射工作平面声压分布,得到无反射声场重建如图 14 所示、有反射声场重建结果如图 15 所示。当不存在反射时,可见工作平面上的声压与其到声源处的空间距离相关,其分布符合自由场下的球面波声压式(3)。而在反射场景下,存在 1 个与声源处

于镜像位置、相位相反的像源,每一时刻空间及工作平面都会呈现出球面波的干涉图样。由于声源与像源相干涉形成了声压高低轮替分布的条纹。这些条纹会随时间移动,在长时间段内,空间各位置的时均声压仍符合中间强并向四周减少的趋势,声压级也相较没有反射时有所提高。

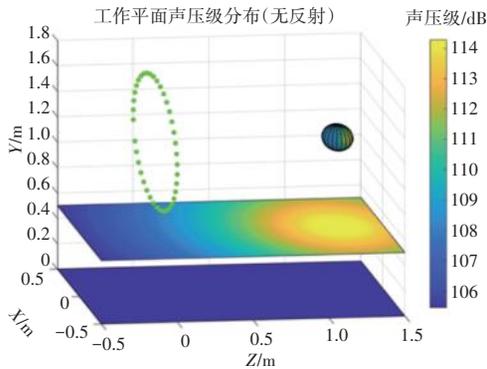


图 14 无反射声场重建

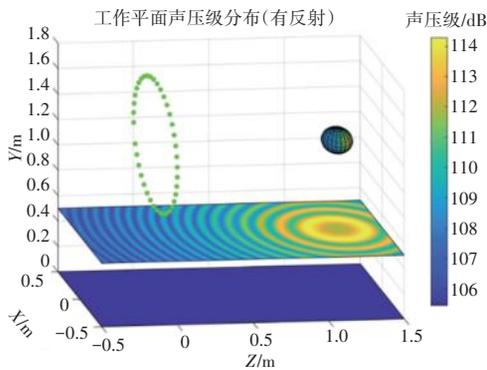


图 15 有反射声场重建结果

通过单独观察特定时刻的声压分布,可以更好地认识像源干涉对声压分布带来的影响。这时可以更清晰地看到干涉条纹的形状,而有反射时椭圆形的声压分布则是声源声压与像源干涉相叠加共同作用的结果。在不同时刻的时间序列中,声压分布的干涉条纹呈周期性变化。不同时刻下的像源干涉下声压分布如图 16 所示。

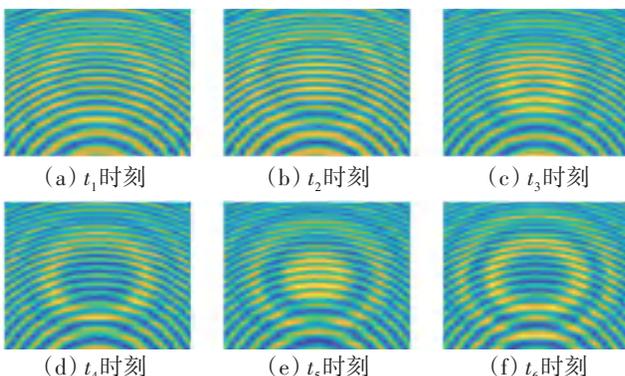


图 16 不同时刻下的像源干涉下声压分布

将 39 个环形阵列收集到的涵道风扇在特征频率下的声场数据划分为测试集和验证集。测试集是同声场,同阵列中利用 13 个麦克风传感器所测量到的真实声压值;验证集是同声场,同阵列其余 26 个麦克风测量到的真实声压值。有反射声场重建结果对比如图 17 所示,未加幅值修正的单极子脉动模型误差约为 5.7 dB (5.8%)。而经本方法修正后的声场重建误差降至 1.2 dB (1.3%),误差降低了 4.5%。满足试验预期,提升效果显著。

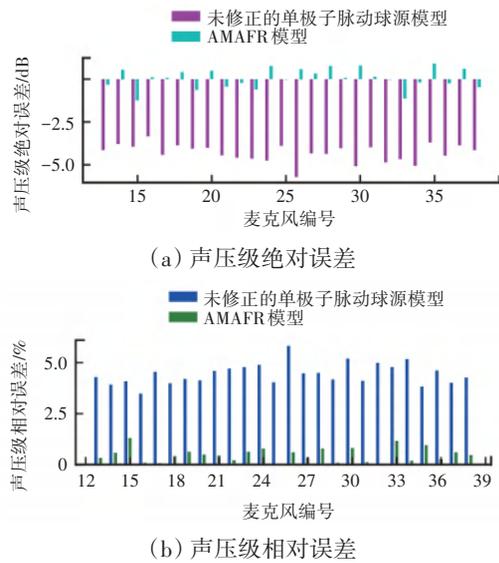


图 17 有反射声场重建结果对比

### 4 讨论

本文的研究工作是聚焦于航空发动机主要噪声源声场的建模与重建,核心目标是找到 1 类可进行航空发动机声场重建的方法,完成对发动机辐射声场的测试与评估。这一目标本身具有很重要的研究价值,可支撑军/民用航空发动机的噪声主/被动降噪设计工作,对行业内的军用/民用航空发动机的研制具有重要意义。然而在实际应用的过程,这类技术往往面临一些现实困难和问题:

- (1) 在飞行测试中,航空发动机的声场信息难获取,在地面条件下模拟试验成本高。
- (2) 航空发动机尺寸和声源检测面积大,如果采用计算气动声学的方式,同等精度下网格数量极多,一般算力难以承载。
- (3) 航空发动机试车台周围的环境复杂多变,不仅可能存在多种不规则反射面,时间空间中的风向、湿度、温度都可能发生很大变化。

这些问题都给发展这项技术带来了不小的挑战。本文提出的方法中使用最小二乘法求取自适应幅值系数,其背后的算法思想都是如今司空见惯的,但取得的声场重建效果是不错的,与其他研究学者的研究相比见表1。本文方法在低频声学近场中,仍然有不亚于声全息等效源法的重建精度,并且使用的麦克风数量更少。同时,与需要大量训练数据和计算资源的深度学习方法相比,本文方法更易实现且参数含义明确,对于区分噪声成分,研究噪声产生机理,评估航空发动机主/被动降噪管理都有所帮助。

表1 与其他学者研究对比(同500 Hz声场结果)

方法名称	声场重建误差/%	麦克风/测点数量	重建点与声源间距/m
Xiao等 <sup>[10]</sup> ESM	6.65	208	0.05
Xiao等 <sup>[10]</sup> BCS	3.15	208	0.05
Hu等 <sup>[18]</sup> C-ESM	4.77	64	0.05
Hu等 <sup>[18]</sup> CMESM	4.53	64	0.05
陈璐等 <sup>[30]</sup> STSF	7.60	121	0.26~0.53
陈璐等 <sup>[30]</sup> SONAH	8.40	121	0.26~0.53
陈璐等 <sup>[30]</sup> ESM	3.80	121	0.26~0.53
AMAFR模型	1.33	10	0.3

注:ESM为等效球源法;BCS为贝叶斯压缩感知;C-ESM为压缩等效球源法;CMESM为压缩模态等效球源方法;STSF为空间声场变换;SONAH为统计最优近场声全息。

本文相信仍存在可优化空间:

(1)AMAFR是否可根据方位角加入相位等更多修正系数,从而更好的重建偶极子声源类型的声场。

(2)对于相干噪声源存在时,单偶极子混叠的这类更复杂的情况,在采用混合波束形成反卷积类算法分离和识别源时仍有困难。能否基于球谐波系数组,反向甄别源的类型,再引入AMAFR重建方法得到更好的效果,也是1个值得探究的问题。

本文打开了这个方向的研究思路,找到了需要深入研究的关键问题。采用本文提出的声场重建方法对航空发动机辐射噪声声场建模是可行之举,后续将展开更深入的研究,并将成果深入应用到其他航空发动机噪声问题中。

## 5 结论

(1)本文提出了一种融合有反射感知波束形成反卷积算法与自适应等效球源模型的声场重建新方法。

未经过幅值修正的单极子脉动模型的误差约为5.7 dB(5.8%),而经本方法修正后的声场重建误差降至1.2 dB(1.3%),误差降低了4.5%。这一显著的误差下降验证了本方法的有效性,并满足了实验的预期目标。

(2)本研究成功克服了复杂有界空间内不规则反射条件下声场重建的技术难题,提出了能在一定程度上解决风速、风向、温度、湿度以及地面反射等复杂环境条件下的噪声修正技术。

提出的方法为航空发动机辐射噪声声场的快速重建提供了一种可行的参考方案,具有重要的理论意义和应用价值。

### 参考文献:

- [1] 张海涛, 马晓宁. 航空发动机飞行状态噪声修正方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(5): 35-41.  
ZHANG Haitao, MA Xiaoning. Aeroengine flight noise correction method[J]. Aeroengine, 2024, 50(5): 35-41. (in Chinese)
- [2] Lewy S. Inverse method predicting spinning modes radiated by a ducted fan from free-field measurements[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2005, 117(2): 744-750.
- [3] Lewy S. Numerical inverse method predicting acoustic spinning modes radiated by a ducted fan from free-field test data[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2008, 124(1): 247-256.
- [4] Williams J F, Hawkings D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions for the Royal Society of London, 1969, 264(1151): 321-342.
- [5] Bai M R. Application of BEM(Boundary Element Method)-based acoustic holography to radiation analysis of sound sources with arbitrarily shaped geometries[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1992, 92(1): 533-549.
- [6] Wang Z, Wu S F. Helmholtz equation-least-squares method for reconstructing the acoustic pressure field[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1997, 102(4): 2020-2032.
- [7] Bi C, Chen X, Chen J, et al. Nearfield acoustic holography based on the equivalent source method[J]. Engineering Materials Science, 2005, 48(3): 338-353.
- [8] Sarkissian A. Method of superposition applied to patch near-field acoustic holography[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2005, 118(2): 671-678.
- [9] Too G P J, Wu B H. Application of similar source method for noise source identification[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, 21(8): 3167-3181.
- [10] Xiao Y, Yuan L, Wang J, et al. Sparse reconstruction of sound field using bayesian compressive sensing and equivalent source method[J]. Sensors(Basel), 2023, 23(12): 5666-5686.

- [11] Leclere Q. Acoustic imaging using under-determined inverse approaches: frequency limitations and optimal regularization[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 321(3-5): 605-619.
- [12] Salin M, Kosteev D. Nearfield acoustic holography-based methods for far field prediction[J]. *Applied Acoustics*, 2020, 159: 107099.
- [13] Shi T, Bolton J S, Thor W. Acoustic far-field prediction based on near-field measurements by using several different holography algorithms [J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2022, 151(3): 2171-2180.
- [14] Envia E. Application of acoustical holography for projecting near-field data to the far field[R]. Edmane Envia: Glenn Research Center, 2023.
- [15] Wang Q, Zhang T, Cheng L, et al. Physics based sparsity level determination for acoustic scattered far-field prediction[J]. *JASA Express Letters*, 2023, 3(6): 066001.
- [16] Kim Y, Nelson P A. Estimation of acoustic source strength within a cylindrical duct by inverse methods[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2004, 275(1-2): 391-413.
- [17] Shi Z, Xiang Y, Lu J, et al. Construction and selection of a directivity wave function improving ill-condition problems in equivalent source method based near-field acoustic holography[J]. *AIP Advances*, 2021, 11(7): 075220.
- [18] Hu D Y, Li H B, Hu Y, et al. Sound field reconstruction with sparse sampling an equivalent source method[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2018, 108: 317-325.
- [19] Bi C X, Liu Y, Xu L, et al. Sound field reconstruction using compressed modal equivalent point source method[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2017, 141(1): 73-79.
- [20] 贾文强, 陈进, 李加庆, 等. 波叠加联合波束形成的局部声场重建技术研究[J]. *振动与冲击*, 2010, 29(1): 125-127.  
JIA Wenqiang, CHEN Jin, LI Jiaqing, et al. Partial sound field reconstruction technique on combined wave superposition and beamforming method[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2010, 29(1): 125-127. (in Chinese)
- [21] 杜功焕, 朱哲民, 龚秀芬. 声学基础[M]. 南京: 南京大学出版社, 2002: 168-169.  
DU Gonghuan, ZHU Zhemin, GONG Xiufen. *Fundamentals of acoustics*[M]. Nanjing: Press of Nanjing University, 2002: 168-169. (in Chinese)
- [22] Stefanakis N, Delikaris-manias S, Mouchtaris A. Acoustic beamforming in front of a reflective plane[C]//2018 26th European Signal Processing Conference. Rome: IEEE, 2018: 26-30.
- [23] Brooks T F, Humphreys W M. A Deconvolution Approach for the Mapping of Acoustic Sources (DAMAS) determined from phased microphone arrays[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 294(4-5): 856-879.
- [24] Brooks T F, Humphreys W. Extension of DAMAS phased array processing for spatial coherence determination (DAMAS-C) [C]//27th AIAA Aeroacoustics Conference. Cambridge: AIAA, 2006: 2654-2672.
- [25] Brusniak L. DAMAS2 validation for flight test airframe noise measurements[C]//2nd Berlin Beamforming Conference. Berlin: The Boeing Company, 2008: 11-17.
- [26] Ma W, Liu X. DAMAS with compression computational grid for acoustic source mapping[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2017, 410: 473-484.
- [27] Sarradj E, Herold G. A python framework for microphone array data processing[J]. *Applied Acoustics*, 2017, 116: 50-58.
- [28] Welch P. The use of fast fourier transform for the estimation of power spectra: a method based on time averaging over short, modified periodograms[J]. *IEEE Transactions on Audio and Electroacoustics*, 1967, 15(2): 70-73.
- [29] 黄晶晶, 吴志真, 雷勇. 航空发动机试车台噪声声功率谱技术研究[J]. *计算机测量与控制*, 2006, 14(10): 1395-1397.  
HUANG Jingjing, WU Zhizhen, LEI Yong. Research of noise power spectrum in aeroengine test[J]. *Computer Measurement & Control*, 2006, 14(10): 1395-1397. (in Chinese)
- [30] 陈璐, 郭世旭, 王月兵, 等. 基于近场声全息的重建算法分析与研究[J]. *计量学报*, 2021, 42(10): 1335-1342.  
CHEN Lu, GUO Shixu, WANG Yuebing, et al. Analysis and research of reconstruction algorithm based on near-field acoustic holography[J]. *Acta Metrologica Sinica*, 2021, 42(10): 1335-1342. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)

# 压气机内部高强声波特征与产生机理仿真

孙鑫宇<sup>1</sup>, 赵奉同<sup>1</sup>, 崔勃<sup>1</sup>, 杨明绥<sup>2</sup>, 许志远<sup>2</sup>, 栾孝驰<sup>1</sup>

(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:** 航空发动机压气机内部高强噪声是引起叶片振动的重要因素。高压压气机内部噪声测试试验数据证明, 转子叶片振动与噪声信号表现为较好的一致性。为了深入探讨压气机内部高强声波产生机理, 建立了矩形管道内置平板叶栅模型, 并采用大涡模拟和 Lighthill 声类比方法进行数值仿真计算。通过改变平板叶栅的弦厚比和平板间距分析脱落涡的演化规律, 探究管道内部的声共振典型特征和发生机理。结果表明: 随着平板弦厚比的减小, 诱发声共振的流速和管道内的声模态频率逐渐提高; 串联平板的间距越大, 管道内的声模态频率越高, 频率范围为 590~620 Hz; 在共振时声压级超过 160 dB 时, 管道内部声共振模态以  $\beta$  模态为主。

**关键词:** 平板叶栅; 声共振; 旋涡尾迹; 特征频率; 噪声; 压气机; 航空发动机

中图分类号: V211.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.003

## Simulation of High-Intensity Acoustic Wave Characteristics and Generation Mechanisms Inside a Compressor

SUN Xin-yu<sup>1</sup>, ZHAO Feng-tong<sup>1</sup>, CUI Bo<sup>1</sup>, YANG Ming-sui<sup>2</sup>, XU Zhi-yuan<sup>2</sup>, LUAN Xiao-chi<sup>1</sup>

(1. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

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

**Abstract:** High-intensity noise inside an aeroengine compressor is an important factor inducing blade vibration. The internal noise test data of a high pressure compressor demonstrate strong consistency between rotor blade vibration and noise signals. To further investigate the generation mechanism of high-intensity sound waves in the compressor, a numerical model of a rectangular pipe with built-in flat cascades was established, and simulations were conducted using large eddy simulation (LES) and the Lighthill acoustic analogy method. By varying the chord-thickness ratio and plate spacing of the flat cascade, the evolution laws of the shedding vortices were analyzed, and the typical characteristics and generation mechanism of the acoustic resonance inside the pipeline were explored. The results indicate that with the decrease of the chord-thickness ratio of the flat plate, the velocity of the induced acoustic resonance and the acoustic modal frequency in the pipe gradually increase. Additionally, larger spacing between tandem flat plates leads to higher acoustic modal frequencies in the duct, with a frequency range of 590–620 Hz. During resonance, when the sound pressure level exceeds 160 dB, the dominant acoustic resonance mode inside the duct is primarily the  $\beta$  mode.

**Key words:** flat blade cascade; acoustic resonance; vortex wake; characteristic frequency; noise; compressor; aeroengine

## 0 引言

航空发动机压气机结构性失效是制约其发展的关键因素之一, 而由叶片疲劳破坏引起的故障占比达 1/3<sup>[1]</sup>。早期的发动机设计和制造重点关注由外部激励所引起的叶片非同步振动<sup>[2-3]</sup>, 直到发动机喷流噪声引起零件疲劳失效时, 工程师们才意识到高强噪声的影响在发动机的研发过程中不容忽视<sup>[4-6]</sup>。随着噪声

问题研究的不断深入, 发现除了强迫振动引起的噪声以外, 声共振同样是引起强烈噪声的重要形式<sup>[7-8]</sup>。声共振涉及流体、固体以及声场之间的相互耦合作用, 与 Helmholtz 共振器、吹哨、吹笛等声学现象类似, 属于流体诱发的强烈发声现象。

国内外学者对声学共振开展了广泛研究。Parker<sup>[9]</sup>对单级轴流压气机进行试验时, 发现由旋涡尾迹引起的声学共振与叶片结构、叶盘间隙尺寸和声

收稿日期: 2024-07-03 基金项目: 航空科学基金(20240015054001)、辽宁省教育厅面上项目(JYTMS20230247)资助

作者简介: 孙鑫宇(2000), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 孙鑫宇, 赵奉同, 崔勃, 等. 压气机内部高强声波特征与产生机理仿真[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 22–29. SUN Xinyu, ZHAO Fengtong, CUI Bo, et al. Simulation of high-intensity acoustic wave characteristics and generation mechanisms inside a compressor[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 22–29.

学模式有关;Parker<sup>[10-11]</sup>根据风洞中平板试验结果定义了 $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\gamma$ 和 $\delta$ 4种共振模态, $\beta$ 模态是最容易发生共振的, $\beta$ 模态主要特点是管道内声压沿着中心线对称分布,相位相反;Liu等<sup>[12]</sup>通过一种基于特征值方法的多级轴流压气机内部流场的非定常流动模型,证明了振荡叶片叶尖泄漏流是引起不稳定频率噪声的原因;Welsh等<sup>[13-14]</sup>在方形管道中研究了声共振与厚、钝、平板绕流的相互作用,确定声共振最初可以在法向涡脱落频率的谐波处被激发;Katasonov等<sup>[15]</sup>在风洞中利用平板弦厚比为39~71的模型研究有限空间内的声共振模态分布特点,检测到 $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\gamma$ 3种模态,并证明了平板尾迹脱落涡是声共振的主要来源;Koch<sup>[16]</sup>将解析的Wiener-Hopf方程计算平板叶栅的声学频率作为系统的固有频率,对平均来流马赫数流经交错叶栅之间的声模态给出了新的结果;Lai等<sup>[17]</sup>结合大涡模拟(Large Eddy Simulation, LES)和FW-H方程预测了低马赫数下空腔流动没有严格周期性,空腔声波主要以低频声为主;洪志亮等<sup>[18-19]</sup>对压气机流体诱发的声共振现象进行了系统性阐述,表明声场对流场的反馈调节是引起声共振关键环节,并发现声反馈效应对涡流脱落的影响引起了频率锁定现象。上述研究表明压气机内部声共振是一种非同步振动,声压频谱表现为纯音;尾迹脱落涡和叶尖间隙涡是导致声共振的主要原因;声共振发生伴随频率锁定现象。这些结论主要集中于描述声共振的现象和特征机理,而对于压气机内诱发声共振的原因以及多级叶片间的声共振特性的研究相对不足。

本文将压气机内部简化为管道内置平板叶栅模型进行数值仿真,结合高压压气机内部噪声试验,研究压气机内部高强声波的产生机理和声共振的影响因素。

## 1 理论模型

通过对瞬态流场进行数值模拟得到管道内部速度、压力以及密度等时域信息。利用Lighthill声类比方程将流场参量转化为声源时域信息,并将声源信息插值到声场网格中,再进行傅里叶变换,把声源时域信号转换为频域信号。对0~2000 Hz范围内的声波频率进行频域响应分析,频率分辨率设置为10 Hz。

### 1.1 大涡模拟方程

LES的一般步骤为:选取亚格子模型,通过选取的滤波方法将流场湍流的涡结构分解为大尺度涡和

小尺度涡,只对流场中大尺度涡旋进行模拟求解。对于流动中的小尺度涡,将其体现在大尺度脉动项和黏性项中。通过数学滤波函数处理后,大涡模拟的控制方程可表示为

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \overline{u_i u_j}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中:带有“—”的项为滤波后的场变量; $\rho$ 为流体密度; $u_i$ 和 $u_j$ 为气流速度 $u$ 在 $i$ 、 $j$ 方向的分量; $p$ 为流体压力; $t$ 为时间坐标; $x_i$ 、 $x_j$ 为空间坐标 $x$ 在 $i$ 、 $j$ 方向的分量; $\mu$ 为流体运动粘度系数 $\tau_{ij}$ 为亚格子尺度应力项。

$$\tau_{ij} = \rho \overline{u_i' u_j'} - \rho \overline{u_i' u_j'} \quad (2)$$

亚格子尺度应力项能够反映出小尺度涡团对运动方程的影响,其中,变量的取值为滤波后的瞬时值。在式(2)中, $\tau_{ij}$ 应力项是未知的,因此需要通过其它物理量来表示,在此基础上Smagorinsky提出了SGS的基本模型

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2\mu_t \overline{S_{ij}} \quad (3)$$

式中: $\tau_{kk}$ 为亚格子应力的各向同性部分; $\delta_{ij}$ 为单位张量; $\mu_t$ 为亚格子尺度模型的湍流黏度; $\overline{S_{ij}}$ 为可解尺度变形率张量; $\mu_t = (C_s \Delta)^2 |\overline{S}|$ ,其中

$$\begin{cases} \overline{S_{ij}} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \\ |\overline{S}| = \sqrt{2S_{ij} S_{ij}} \\ \Delta = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3} \\ C_s = \frac{1}{\pi} \left( \frac{2}{3} C_\kappa \right)^{3/4} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $S_{ij}$ 为应变率张量; $C_\kappa = 1.4$ ; $C_s$ 为Smagorinsky常数,取1.8。

### 1.2 Lighthill声类比

Lighthill声类比的推导是基于质量守恒方程与动量守恒方程,适用于自由空间内的发声问题。该方程将系统中的流场和声场分开,方程一侧是通过流场计算获得源项,另一侧是典型的声波方程。

质量守恒方程和动量守恒方程可表示为

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial \rho v_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i v_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p_{ij}}{\partial x_i} \end{cases} \quad (5)$$

$$p_{ij} = \rho \delta_{ij} - \tau_{ij} \quad (6)$$

式中:  $v$  为速度;  $\delta_{ij}$  为克罗内克 (Kronecker) 符号 ( $\delta_{ij} = 1, i = j; \delta_{ij} = 0, i \neq j$ )。

将式(5)的第1式对时间求偏导数、第2式对空间求偏导数, 并将结果相减得到

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{\partial \rho v_i v_j}{\partial x_j} + \delta_{ij} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \right) \quad (7)$$

再将式(7)两侧减去  $c_0^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2}$  得到

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2} = -\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (8)$$

式(8)中各项参数满足

$$\begin{cases} T_{ij} = \rho v_i v_j - (p - c_0 \rho) \delta_{ij} + \tau_{ij} \\ p = p_0 + p_a \\ \rho = \rho_0 + \rho_a \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $p_0, \rho_0$  为没有声扰动时的气流压力和密度;  $p_a, \rho_a$  为声压脉动引起的压力和密度变化量;  $c_0$  为声源和平均流域之外的声速;  $T_{ij}$  为 Lighthill 应力张量。

在低马赫数流动条件下, 忽略2阶以上的高阶项得到

$$\rho v_i v_j = (\rho_0 + \rho_a) v_i v_j \approx \rho_0 v_i v_j \quad (10)$$

不考虑熵源项和黏性应力得到

$$T_{ij} = \rho_0 v_i v_j \quad (11)$$

最终得到 Lighthill 声类比方程

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 \rho_a}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho_a}{\partial x_i \partial x_i} = -\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \\ \frac{\partial^2 p}{\partial x_i \partial x_i} = \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} \end{cases} \quad (12)$$

这里的声类比方程是由连续性方程和动量守恒方程组合得到,  $T_{ij}$  是未知量。通过流场计算求解完整的 N-S 方程就可以得到  $T_{ij}$ 。

## 2 测试试验

### 2.1 测试方法

航空发动机高压压气机内部环境复杂, 内部温度超过  $150^\circ\text{C}$ , 压力超过  $3\text{ MPa}$ , 噪声声压级高达  $170\text{ dB}$ 。为了解决压气机内部高温、高压、高流速复杂环境下噪声信号测量问题, 本次试验采用基于刚性壁声波导管技术的导出式测量方法。这种方法具有适应温度高, 动态测量范围宽等优势, 在发动机内部噪声测试中得到广泛应用。根据导出式测量方法搭建了

测试系统, 系统设备包括声波导管、传声器安装底座、半无限衰减管及数据采集分析系统等4部分组成。测试系统连接如图1所示。

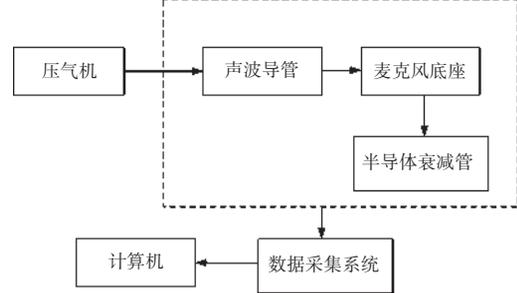


图1 测试系统连接

试验系统沿着轴向设置4个噪声测点, 测点依次设置在压气机0级导向叶片槽道 (IGV)、0级导向叶片与1级转子叶片极间 (IGV/1R)、1级转子叶片上方 (1R) 和1级静子叶片槽道 (1S)。噪声测点位置如图2所示。

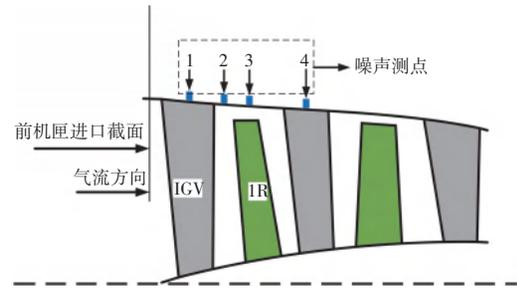


图2 噪声测点位置

### 2.2 噪声分布

改变高压压气机0级静子叶片偏转角度并逐渐提高转子叶片转速。发现改变0级静子叶片不同的偏转角度会引起压气机内部声压频谱发生明显变化, 1级转子叶片的振动出现异常振动。在特定的转速工况下, 调整压气机结构状态, 监测到压气机流道内部噪声信号出现特征频率结构, 并且高压, 1级转子叶片出现高振幅值现象。

发动机上推过程噪声信号  $1402\text{ Hz}$  处声压级变化见表1。噪声测点处的信号频谱如图3所示。从表1和图3中可见, 4个噪声测点处的噪声信号类似, 其中, 1级转子叶片上方测点的噪声信号幅值最大, 特征频率处出现显著峰值, 声压级要高于周围频率处  $10\text{ dB}$ 。随着转子转速逐渐提高, 特征频率处的声压峰值随着转速的提高呈现先升高后降低的特征。在转子转速为  $9840 \sim 9960\text{ r/min}$  时, 特征频率对应的声压级最高超过  $150\text{ dB}$ , 表明该转速区间压气机腔内发生强烈的声共振现象, 证明压气机内部声压高振幅现

象和转子叶片转速有关。特征频率为 1402、4883、6285 Hz 等时,其中,1402 Hz 纯音分量的峰值最高,6285 Hz 为高压 1 级转子叶片通过频率(1BPF)。

表 1 发动机上推过程噪声信号 1402 Hz 处声压级变化

转速/(r/min)	声压级/dB	转速/(r/min)	声压级/dB
9420	144.4	10020	147.5
9480	144.5	10080	142.0
9540	144.1	10140	141.0
9600	144.3	10200	141.3
9660	144.1	10260	140.9
9720	144.8	10320	140.4
9780	146.5	10380	140.6
9840	151.1	10440	139.8
9900	152.7	10500	138.9
9960	151.9	10560	136.7

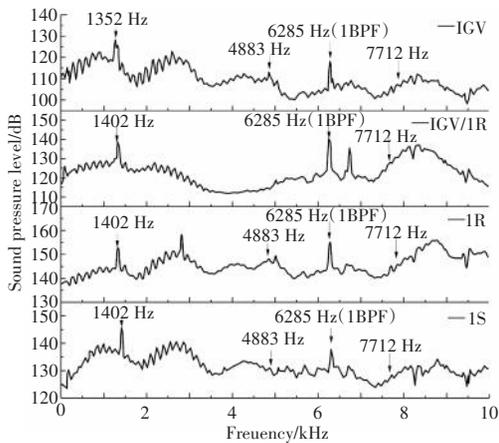


图 3 噪声测点处的信号频谱

高压 1 级转子叶片振动与噪声信号的对应关系如图 4 所示。从图中可见,叶片振动与噪声信号变化同步,增减趋势保持一致。叶片振动最大时,对应的噪声信号最高。这意味着这中声模态特征与高压 1 级转子叶片频率呈现一定的组合关系。

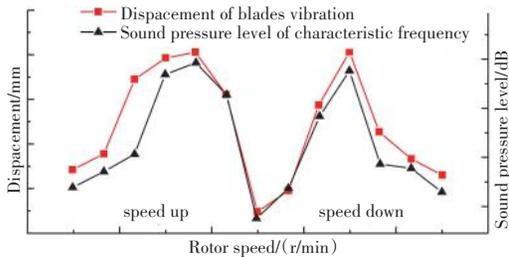


图 4 1 级转子叶片振动与噪声信号的对应关系

### 3 管道内置单板

#### 3.1 计算模型

为了深入分析压气机叶栅间的声共振特性,建立了管道内置平板叶栅模型对压气机叶栅结构进行模拟。管道模型如图 5 所示,管道总长度为 592 mm,边

长为 244 mm,平板厚度  $t=12$  mm,管道进口到平板前缘距离为 200 mm,前缘采用半圆形前缘,尾缘采用方形尾缘。

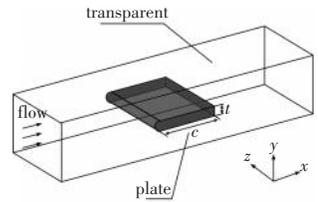


图 5 管道模型

长场网格采用非结构

化网格,并对平板周围的区域进行局部加密处理,网格增长率设置为 1.2。声场网格采用结构化网格。为了模拟管道内部声音自由传播,在管道的进出口外部设置声传播域,在管道内部为声源区域。为了保证计算精度,必须在计算前进行网格无关性验证。以流场网格为例,设计了粗、中、细 3 种计算网格,Case1、Case2、Case3 的网格数分别为 350 万、430 万、500 万,网格无关性结果如图 6 所示。计算结果显示 Case2 和 Case3 的计算结果的相对误差大约 2.11%。

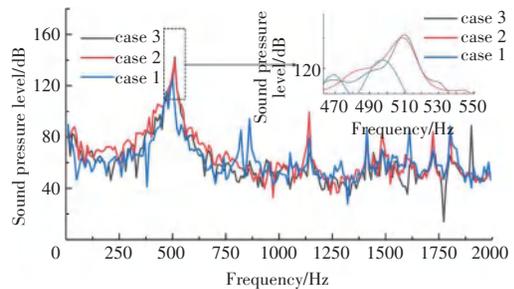


图 6 网格无关性结果

#### 3.2 流场计算分析

通过流场计算得到平板不同弦厚比的旋涡尾迹如图 7 所示。随着流速的提高平板尾缘两侧的速度剪切层稳定性降低, $z$  方向出现较大的摆动。当平板尾部压力脉动频率接近管道内部的声模态频率时,脱落涡在平板尾缘的上下表面交替形成,之后沿着主流流向向后运动。其中,大尺度的旋涡由细小尺度演化形成,呈现反相位的同步模式最终消失于平板远端。随着流速的继续提高,这种涡脱落状态失衡,平板尾缘处的不稳定剪切层呈现剧烈摆动状态。

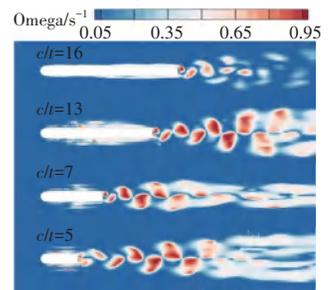


图 7 不同弦厚比的旋涡尾迹

当平板弦厚比  $c/t$  逐渐减小时,大尺度旋涡逐渐增加并占据主导,由于平板尾端能量损失增加旋涡稳定性难以维持。当  $c/t < 5$  时,旋涡产生位置远离平板尾缘,平板长度逐渐减小平板尾迹涡分散加剧,稳定

性继续降低。小尺度旋涡分布逐渐消失,大尺度旋涡占比显著增加,平板尺寸越小,脱落涡消失的越快,呈现出杂乱无章的状态。

弦厚比  $c/t=16$  的脱落涡的脉动频率曲线如图 8 所示。从图中可见,管道内部的脱落涡的脉动频率是随着流速的提高而逐渐升高。当流速增加到  $28\sim 32$  m/s 时,脱落涡的脉动频率将会保持不变,该区域被称为频率锁定区域。而在频率锁定区之外的流速区域,随着流速的提高脱落涡频率以线性变化为主。当平板  $c/t$  逐渐减小时,对应的流速的平均值和脱落涡的锁定频率则逐渐升高,但是,脱落涡的频率锁定区间逐渐降低现象。

图 8 弦厚比  $c/t=16$  的脱落涡的脉动频率曲线

### 3.3 声场结果分析

管道内部声共振的声源是平板尾迹涡产生的偶极子声源。当声共振发生时可以明显的观察到 2 个离散的纯音分量:脱落涡产生的声波频率  $f_s$  和管道内的固有声模态频率  $f_0$ 。

不同  $c/t$  的声共振模态见表 2。当平板的弦厚比  $c/t=5\sim 16$  逐渐减小时,可见管道内部的声模态频率  $f_0$  逐渐升高。当  $c/t=5$  时,  $f_0$  达到最大 680 Hz,声共振发生时的峰值声压则呈现降低趋势;当  $c/t=2\sim 4$  时,  $f_0$  没有继续升高,而是保持在 690 Hz 位置,声压级出现较小的峰值。当  $c/t=1$  时,声压级没有明显峰值。总之,当  $c/t<4$  时,管道内部声共振状态极其微弱直至消失。随

表 2 不同  $c/t$  的声共振模态

$c/t$	$f_0/\text{Hz}$	声压级/dB	$c/t$	$f_0/\text{Hz}$	声压级/dB
16	510	147	8	650	138
15	520	145	7	660	139
14	540	145	6	670	129
13	560	134	5	680	125
12	580	143	4	690	121
11	590	142	3	690	124
10	610	141	2	690	120
9	630	142	1		110

着平板长度的减小,  $f_0$  趋于“切入”频率。较长平板在共振期间管道内的声压随频率变化幅度较小,当  $c/t<5$  时,声压级降低显著。

管道内部部分声压频谱曲线如图 9 所示。管道内部的声共振以 1 阶共振为主。然而在频率 800 Hz

和 1400 Hz 附近,同样发生 2 阶声共振和 3 阶声共振,但是 3 阶声共振对应的声压幅值远小于 1 阶共振幅值,表明由脱落引起的噪声信号是线性的。脱落涡频率  $f_s$  随着流速增加而升高,涡街产生的声场的功率输入与声粒子速度近似成正比,与声压成正比,与声频率成反比。表明平板弦长减小平板尾部能量损失增加。

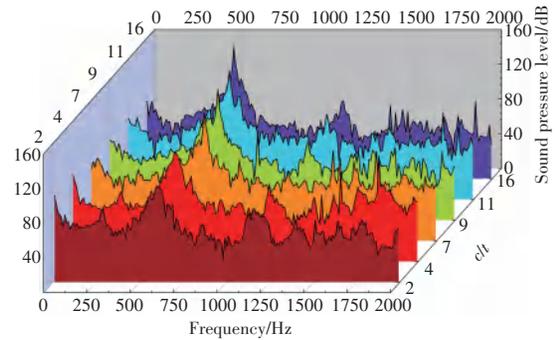


图 9 声压频谱曲线

以弦厚比  $c/t=16$  的平板为例,分析管道内声共振特性。监测得到不同流速下的声压频谱如图 10 所示。随着管道进口流速的提高,平板尾迹旋涡频率呈线性升高。当流速提高到  $29\sim 33$  m/s 时,特征频率  $f_s$  与  $f_0$  同步,管道内部声压出现明显峰值,说明管道内发生声共振现象,声压级超过 140 dB,脱落涡频率  $f_s$  被锁定在 510 Hz,与文献[13]中所描述的共振模态频率 530 Hz 相差 3.7%。此时,由于脱落涡频率  $f_s$  小于自然斯特劳哈尔数,因此被锁定。当流速大于 33 m/s 时,脱落涡频率  $f_s$  突然升高,等于自然斯特劳哈尔数下的频率,声共振现象逐渐消失,锁频区间发生在  $0.93 < f_s/f_0 < 1.06$  时。

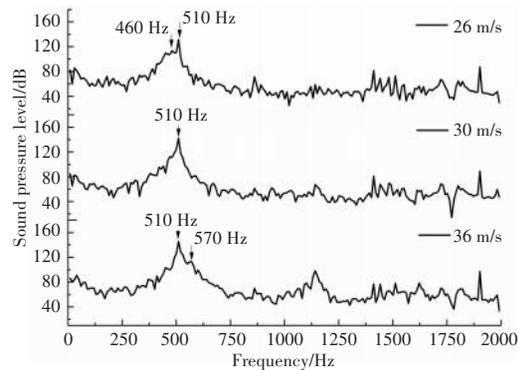


图 10 弦厚比  $c/t=16$  不同流速下的声压频谱

不同弦厚比  $c/t$  下的声压如图 11 所示。从图中可见管道内部声压呈对称分布,图中的红色和蓝色区域代表高声波。平板前后则声压分布情况相同,最高声

压出现在平板正中心上方对应的管壁上, 表明管道内的声共振模态以 $\beta$ 模态为主。

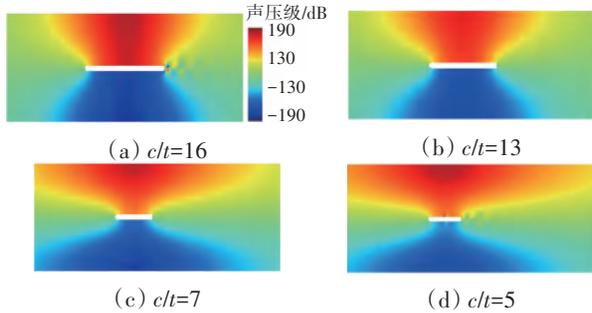


图 11 不同弦厚比  $c/t$  下的声压

#### 4 管道内置串联平板

以弦厚比  $c/t=7$  的平板为基础, 建立了串联平板叶栅模型, 如图 12 所示,  $d$  为上下游平板间距,  $C$  为平板弦长。通过逐渐增加平板之间的距离, 增加量  $\Delta d$  等于平板厚度  $t$ 。计算时选择的进口流速为  $30 \sim 60 \text{ m/s}$ 。

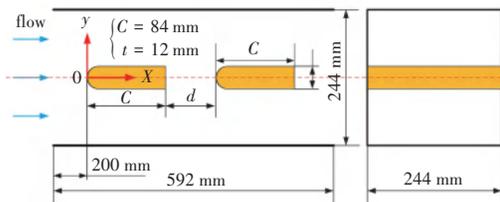


图 12 串联平板叶栅模型

##### 4.1 流场计算分析

不同串联平板间距的旋涡尾迹如图 13 所示。从图中可见, 当流体流经平板尾部时, 与下游平板相互作用出现旋涡脱落, 在尾缘  $0.75d$  范围处形成回流区。下游平板尾缘的旋涡以大尺度结构为主, 随着流动进行以反相位的同步模式向远端演化, 脱落涡的演化方式和单平板尾迹涡类似。而且下游平板对上游平板尾迹脱落涡存在抑制作用, 平板之间的距离越小, 抑制作用越强。

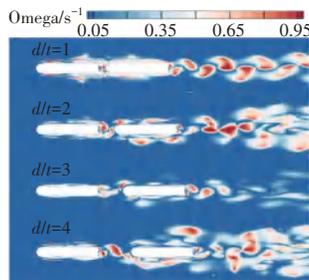


图 13 不同串联平板间距的旋涡尾迹

当平板的间距比  $d/t=1$  时, 由于间距太小下游平板抑制作用太强导致了上游平板尾缘流体并未脱落, 而是在主流的推动直接流向下游平板, 并依附在下游平板表面形成较稳定的边界层; 当  $d/t=2$  时, 下游平板表面存在少量小尺度旋涡, 旋涡产生于平板间隙, 边界层在下游平板前缘发生分离, 上游平板也能形成稳

定涡脱。由于下游平板的影响, 上游平板脱落涡频率被锁定且 2 个平板涡脱频率保持一致。上下游平板尾部出现稳定的速度回流区域。如果平板间距的继续增加, 平板间隙内的脱落涡的稳定性逐渐增加, 演化完整的尾迹旋涡越来越多, 旋涡破碎的时间延长。下游平板表面的边界层分离现象由剧烈转向缓慢, 流体流动的湍流度有降低的趋势。平板间距变大, 下游平板尾迹涡更加稳定, 小尺度旋涡占比逐渐降低并低于大尺度旋涡。

间距比  $d/t=3$  脱落涡的脉动频率曲线如图 14 所示。从图中可见, 当流速提高到  $47 \sim 51 \text{ m/s}$  时, 曲线的变化率明显降低并趋于平稳, 脱落涡频率被强制锁定在  $610 \text{ Hz}$  附近。增大平板的间距会导致流场的频率锁定区域增大。

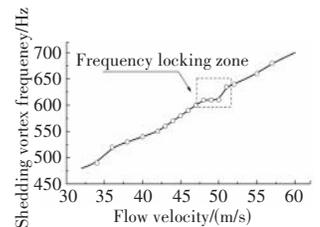


图 14 间距比  $d/t=3$  脱落涡的脉动频率曲线

##### 4.2 声场结果分析

随着平板的间距逐渐增加, 管道的声模态频率  $f_0$  逐渐升高, 分布在  $590 \sim 620 \text{ Hz}$  区间, 2 阶频率在  $1140 \text{ Hz}$  附近, 3 阶频率为  $1640 \text{ Hz}$  附近。不同板间距比的声学模态频率见表 3。这种特征表明脱落涡引起的噪声信号是非线性的, 与管道内置单平板模型类似。如果改变串联平板模型的间距, 但是固定管道的进口流速时,  $v=40 \text{ m/s}$  部分声压频谱如图 15 所示。当间距比  $d/t=1, 2, 3$  时,  $f_s$  依次为  $570, 560, 540 \text{ Hz}$ 。表明串联平板的间距增加会导致管道的声模态频率  $f_0$  升高。相反, 同一流速下脱落涡频率  $f_s$  随着平板间距的增大而呈现降低的趋势。

表 3 不同板间距比的声学模态频率

$d/t$	$f_0/\text{Hz}$	声压级/dB	$d/t$	$f_0/\text{Hz}$	声压级/dB
1	590	126	2	600	138
3	610	160	4	620	140

管道内部发生声共振时的声压频谱如图 16 所示。随着流速的提高, 脱落涡频率  $f_s$  逐渐升高, 当二者相互接近时, 发生强烈的声共振, 对应的声压级峰值超过  $160 \text{ dB}$ , 比单平板模型的声共振强度更高。在发生声共振时, 管道内部声压随着平板间距的增加逐渐升高。在间距比  $d/t=1$  时, 声压级在  $150 \text{ dB}$  附近, 当间距比增加到 3 时, 声压级已经超过  $160 \text{ dB}$ , 这意味着管道内的声共振强度在不断增强。

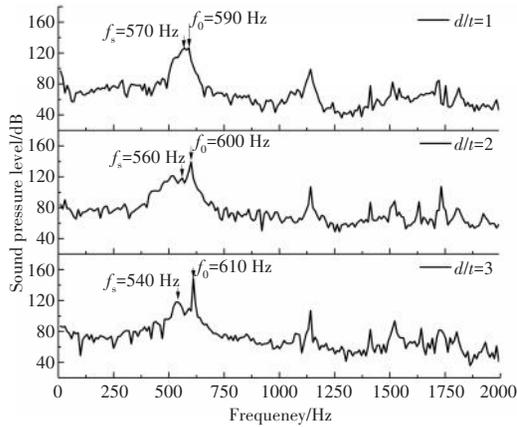


图 15  $v=40$  m/s 部分声压频谱

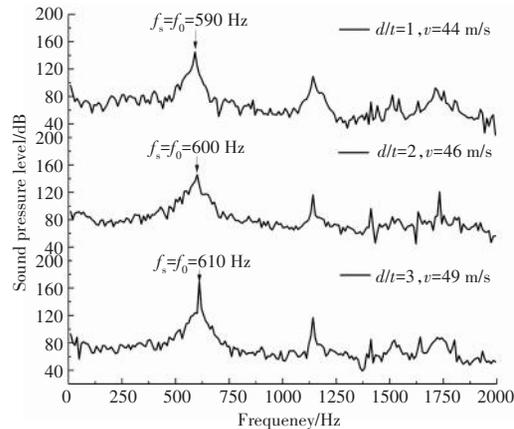


图 16 管道内部发生声共振时的声压频谱

当间距比  $d/t=1, 2, 3$  时,管道内的 1 阶共振强度远大于 1 阶的。但是,当串联平板的间距增加到  $d/t=4$  时,声压频谱如图 17 所示。从图中可见,在该间距下管道内的声模态频率  $f_0$  达到 620 Hz, 1 阶声共振发生在流速为 48 m/s 附近,但是声压幅值较小,在 140 dB 附近。管道内的声共振呈现处明显的非线性特征。但是 2 阶共振模态对应的声压级峰值超过 160 dB。这种现象一方面是因为管道内部剪切层的不稳定分离,另一方面是因为管道内的平板尾部脱落涡已经为完全发展的湍流状态,不再有主频率。

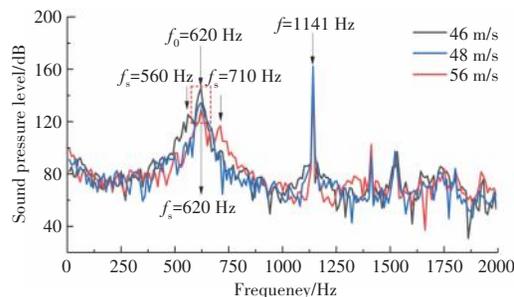


图 17  $d/t=4$  声压频谱

平板间距比  $d/t=3$  时,声波频率和声压级随流速的演化规律如图 18 所示。从图中可见,随着进口流

速提高,管道内的脱落涡频率  $f_s$  逐渐升高,以线性变化为主。当流速达到 43 m/s 时,管道内发生声共振,声压级达到 160 dB。此时由脱落涡引起的噪声频率不会继续随着流速的提高而逐渐升高,被强制锁定在 610 Hz 附近,低于自然斯特劳哈尔数对应的频率。若流速持续增加,当流速高于 51 m/s 后,则脱落涡  $f_s$  突然升高,管道内的声压显著降低,声共振现象结束。可以发现,大部分区域脱落涡  $f_s$  随流速呈线性变化,在  $0.90 < f_s/f_0 < 1.08$  声波进入频率锁定区域。根据斯特劳哈尔数与特征长度和频率的关系  $St = ft/v_\infty$ ,发现  $St \approx 0.18$ 。

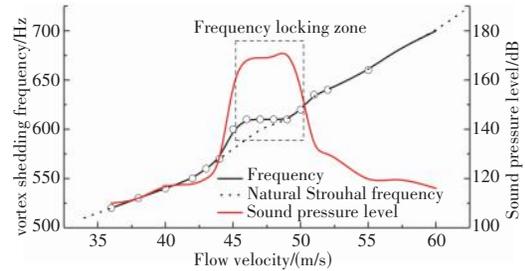


图 18 声波频率和声压级随流速的演化规律

声场关于平板中心线呈对称分布的现象,平板间隙内声压幅值和管道进口和出口基本相等。平板上方声压和平板下方声压幅值相同,相位相差成  $180^\circ$ 。声压峰值出现在平板中心线上方靠近管道壁面上,管道内的共振模态属于  $\beta$  共振模态。声压如图 19 所示。

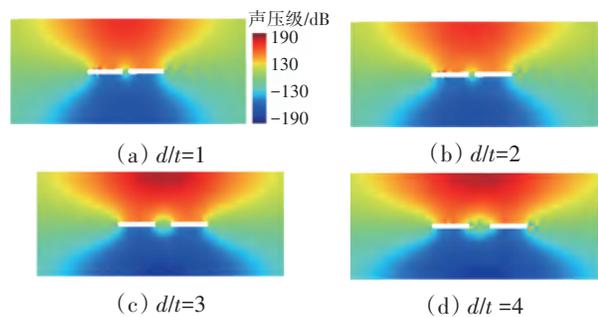


图 19 不同间距比  $d/t$  下的串联平板声压

### 5 结论

(1) 高压压气机试验结果表明,压气机内部声压高振幅现象和转子叶片转速有关。特征频率处对应的声模态特征与第 4 级高压转子叶片频率呈现一定的组合关系。压气机内部的高强声波的产生和声共振关系紧密。

(2) 管道内部的声模态频率随着平板的弦厚比  $c/t$

逐渐减小而逐渐升高,与空气流速的变化无关。在声共振发生时,管道内部的声压级超过 140 dB,并随平板弦长减小逐渐降低,声共振模态属于 $\beta$ 共振模态。

(3)在管道内串联平板模型发生声共振时,对应的总声压级超过 160 dB。管道内部的声模态频率随着平板的间距增大逐渐升高。间距比 $d/t=4$ 时,管道内 1 阶的共振强度远大于 2 阶的。

#### 参考文献:

- [1] 洪杰,张大义,陈璐璐.气流激励下的叶片高周疲劳寿命研究的发展[J].航空动力学报,2009,24(3):652-661.  
HONG Jie, ZHANG Dayi, CHEN Lulu. Review on investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 652-661. (in Chinese)
- [2] Holzinger F, Wartzek F, Schiffer H P, et al. Self-excited blade vibration experimentally investigated in transonic compressors: acoustic resonance[J]. Journal of Turbomachinery, 2016, 138(4): 1-12.
- [3] 许志远,杨明绥,王萌.压气机声共振特性理论预测与试验研究[J].航空学报,2023,44(14):54-69.  
XU Zhiyuan, YANG Mingsui, WANG Meng. Theoretical prediction and experimental study on acoustic resonance characteristics of certain type of compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(14): 54-69. (in Chinese)
- [4] Schuff M, Chenux V A. On the Effect of frequency separation, mass ratio, solidity, and aerodynamic resonances in coupled mode flutter of a linear compressor cascade[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2023, 145(1): 78-90.
- [5] 杨明绥,刘思远,王德友.航空发动机压气机声共振现象初探[J].航空发动机,2012,38(5):36-42.  
YANG Mingsui, LIU Siyuan, WANG Deyou. Study of acoustic resonance for aeroengine compressors[J]. Aeroengine, 2012, 38(5): 36-42. (in Chinese)
- [6] Bednarz J. Operational modal analysis for crack detection in rotating blades[J]. Archives of Acoustics, 2017, 42(1): 105-112.
- [7] 许坤波,乔渭阳,魏人可.基于参考信号方法的叶轮机械宽频噪声试验研究[J].航空发动机,2017,43(4):79-84.  
XU Kunbo, QIAO Weiyang, WEI Renke. An experimental investigation on turbomachinery broadband noise based on reference[J]. Aeroengine, 2017, 43(4): 79-84. (in Chinese)
- [8] 闫国华,李成晨,王玺臻.基于声学处理的风扇噪声预测模型改进[J].航空发动机,2021,47(S1):19-24.  
YAN Guohua, LI Chengchen, WANG Xizhen. Improvement of fan noise prediction model based on acoustic treatment[J]. Aeroengine, 2021, 47(S1): 19-24. (in Chinese)
- [9] Parker R. Resonance effects in wake shedding from parallel plates: calculation of resonant frequencies[J]. Journal of Sound and Vibration, 1967, 5(2): 330-343.
- [10] Parker R. An Investigation of acoustic resonance effects in an axial flow compressor stage[J]. Journal of Sound and Vibration, 1968, 8(2): 281-297.
- [11] Parker R. Resonance effects in wake shedding from compressor blading[J]. Journal of Sound and Vibration, 1967, 6(3): 302-309.
- [12] Liu X, Willeke T, Herbst F, et al. A theory on the onset of acoustic resonance in a multistage compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(8): 22-34.
- [13] Welsh M C, Stoke A N, Parker R. Flow-resonant sound interaction in a duct containing a plate, part I: semi-circular leading edge[J]. Journal of Sound and Vibration, 1984, 95(3): 305-323.
- [14] Welsh M C, Gibson D C. Interaction of induced sound with flow past a square leading edged plate in a duct[J]. Journal of Sound and Vibration, 1979, 67(4): 501-511.
- [15] Katasonov M M, Sung H J, Bardakhanov S P. Wake flow-induced acoustic resonance around a long flat plate in a duct[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 24(1): 36-56.
- [16] Koch W. Resonant acoustic frequencies of flat plate cascades[J]. Journal of Sound and Vibration, 1983, 88(2): 233-242.
- [17] Lai H, Luo K H. A three-dimensional hybrid less-acoustic analogy method for predicting open-cavity noise[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2007, 79(1): 55-82.
- [18] 洪志亮,赵国昌,杨明绥,等.航空发动机压气机内部流体诱发声共振研究进展[J].航空学报,2019,40(11):6-17.  
HONG Zhiliang, ZHAO Guochang, YANG Mingsui, et al. Development of flow-induced acoustic resonance in aeroengine compressors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11): 6-17. (in Chinese)
- [19] Hong Z L, Fu Y L, Chen L F, et al. Experimental investigation on vortex sound interaction in self-induced acoustic resonance[J]. Journal of Sound and Vibration, 2023, 548(31): 117510.

(编辑:兰海青)

# 基于 TSAM-EAI 算法的风扇离散噪声分析

许志远<sup>1</sup>, 杨明绥<sup>1</sup>, 张健新<sup>2</sup>, 王 萌<sup>1</sup>

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 中国航发燃气轮机有限公司, 沈阳 110000)

**摘要:** 在航空发动机风扇试验件稳态条件下转速受载荷和电压等影响会出现波动, 导致试验件离散噪声频率发生偏移, 采用传统频域线性平均 (FLAM) 算法无法消除转速波动对信号处理影响。为提高风扇离散噪声数据处理精度, 提出基于等角度插值的时域同步平均 (TSAM-EAI) 算法。通过数值方法对 TSAM-EAI 算法进行验证, 在此基础上采用 TSAM-EAI 算法进行风扇部件噪声试验数据分析。数值仿真结果以及试验分析结果表明: TSAM-EAI 算法可以消除转速波动影响, 能够准确拾取转/静干涉噪声和激波噪声的频率和幅值。针对风扇试验件, 相对于传统算法, TSAM-EAI 算法低频噪声分析幅值约高 2~3 dB, 高频噪声幅值约高 6~8 dB, 能够准确分析风扇前传噪声模态特征, 实现对风扇离散噪声水平的准确评估。

**关键词:** 风扇; 离散噪声; 时域同步平均; 等角度插值

**中图分类号:** V233.2

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.004

## Fan Discrete Noise Analysis Based on TSAM-EAI Algorithm

XU Zhi-yuan<sup>1</sup>, YANG Ming-sui<sup>1</sup>, ZHANG Jian-xin<sup>2</sup>, WANG Meng<sup>1</sup>

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

2. AECC Gas Turbine Company, Shenyang 110000, China)

**Abstract:** Under steady-state conditions of an aeroengine fan test, rotor speed fluctuations caused by load and voltage variations lead to frequency shifts in discrete noise signals. The traditional Frequency-Domain Linear Averaging Method (FLAM) cannot eliminate the impact of rotational speed fluctuations on signal processing. To improve the data processing accuracy of fan discrete noise, a Time-Domain Synchronous Averaging Method based on Equal Angle Interpolation (TSAM-EAI) algorithm was proposed. The TSAM-EAI algorithm was verified numerically and subsequently applied to fan component test noise data analysis. Numerical and test results show that the TSAM-EAI algorithm can eliminate the influence of rotational speed fluctuations and accurately capture the frequency and amplitude of rotor-stator interference noise and shock noise. For the fan test article, compared with the frequency domain averaging method, the TSAM-EAI algorithm yields approximately 2~3 dB higher amplitude in low-frequency noise analysis, and 6~8 dB higher amplitude in high-frequency noise analysis. The method enables precise evaluation of forward-propagating fan noise modal characteristics and achieves accurate assessment of fan discrete noise levels.

**Key words:** fan; discrete noise; time-domain synchronous averaging method; equal angle interpolation

## 0 引言

航空涡扇发动机噪声主导噪声来自于风扇噪声和喷流噪声, 随着发动机对经济性的要求, 民用发动机的涵道比越来越大, 风扇噪声在发动机噪声中的占比增大<sup>[1]</sup>, 风扇降噪研究已成为民机适航取证的重要内容。风扇噪声分为宽频噪声和非定常离散噪声 2 种<sup>[2]</sup>。宽频噪声主要由叶片表面附面层及尾缘旋涡脱落、大气湍流干扰等因素引起。非定常离散噪声主要

包括激波噪声和转/静干涉噪声, 当转子叶片尾迹与静子叶片以及支板等相互作用时, 会产生分布在叶片通过频率及其谐波处的转/静干涉噪声, 当转子叶片叶尖达到超声状态时还会存在分布在转子转频及其倍频处<sup>[3]</sup>激波噪声。风扇非定常高强度离散噪声能够产生非周期性声载荷, 影响风扇叶片和结构疲劳强度。开展风扇非定常离散噪声测试与降噪技术研究是航空发动机风扇噪声的主要研究内容。

传统风扇噪声数据分析较多集中在频域下, 采用

收稿日期: 2024-04-29 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 许志远 (1991), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 许志远, 杨明绥, 张健新, 等. 基于 TSAM-EAI 算法的风扇离散噪声分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 30-36. XU Zhiyuan, YANG Mingsui, ZHANG Jianxin, et al. Fan discrete noise analysis based on TSAM-EAI algorithm[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 30-36.

频域线性平均算法(Frequency-Domain Linear Averaging Method, FLAM)进行数据平均处理<sup>[4]</sup>。在工程试验中,在相同工况下,发动机物理转速会围绕设定转速波动,从而引起风扇噪声叶片通过频率(Blade Passing Frequency, BPF)发生偏移,采用频域平均算法进行数据平均计算时,无法保证不同分析周期内频域数据相位相同,导致分析的噪声幅值要小于真实噪声幅值,尤其是在高换算转速下,风扇转速波动较大,采用FLAM评估风扇噪声会带来较大的偏差。时域平均方法是一种非常有效的齿轮和旋转机械振动检测诊断方法<sup>[5]</sup>,李辉等<sup>[6]</sup>和吕琛等<sup>[7]</sup>采用时域同步平均算法针对齿轮机械故障开展测试分析,识别齿轮发生故障时频谱特征;万德安等<sup>[8]</sup>基于时域同步阶次分析法有效诊断了汽车变速箱故障。根据数据分段依据的不同,时域同步平均算法可以分为基于时标的和基于周期的2种方法。McFadden<sup>[9-11]</sup>对振动信号进行插值、分段和平均,发展基于周期的时域同步平均算法,广泛应用到齿轮箱故障诊断中,并将基于周期的时域同步平均算法应用于滚动轴承的故障检测中<sup>[12]</sup>;刘红星等<sup>[13-14]</sup>和沈国际等<sup>[15]</sup>基于试验数据验证了基于周期的时域同步平均算法会发生相位误差累积效应,导致有用信号的幅值随着平均段数的增加而减小;Soon等<sup>[16]</sup>在分析直升机振动信号时也验证这一结论。航空发动机风扇部件试验转速波动大,采用FLAM算法和基于周期的时域同步平均算法无法满足风扇噪声工程量化分析需求。

针对风扇噪声的频谱特征以及定量评估需求,本文提出一种基于等角度插值的时域同步平均算法(Time-Domain Synchronous Average Method based Equal Angle Interpolation, TSAM-EAI),基于风扇试验件转速脉冲时标信号和测试数据,对风扇前传噪声进行量化评估。

## 1 TSAM-EAI算法原理

### 1.1 时域同步平均算法

在对噪声数据进行采样时,采样率经过设定后保持不变,因此常规的频域平均算法不能保证转速波动时分析周期内数据段点数相同,从而导致不同分析周期内数据在进行平均时,噪声的相位偏差较大。解决这一问题的主要方法是对风扇转动频率进行频率跟踪。通过重采样或者插值手段保证数据段点数相同,

以消除和给定频率无关的噪声分量,通过拾取回转轴の時标脉冲,锁定待分析信号段的起始点,实现对风扇转速的实时跟踪。

假设  $x(t)$  为风扇噪声信号,数据采集到的离散信号为  $x_n = x(n\Delta)$ ,其中  $\Delta$  为采样间隔。假设风扇旋转频率为  $f_0$ ,通过插值重采样保证不同数据段内在  $1/f_0$  时间内数据采样点数为  $N$ ,则时域同步平均可以表示为

$$\bar{x}_n = \frac{1}{P} \sum_{p=0}^{P-1} x_{n+pN} \quad (1)$$

式中: $P$ 为分析的数据段数; $N$ 为通过插值重采样保证不同数据段内在  $1/f_0$  时间内数据采样点数,  $n = 1, 2, 3, \dots, N$ 。

对式(1)进行  $Z$  变换并根据时移特性得到

$$\bar{X}(Z) = \frac{1}{P} X(Z) \sum_{p=0}^{P-1} Z^{pN} \quad (2)$$

化简并令  $Z = e^{-j2\pi/\Delta}$  可得时域同步平均的频率响应函数

$$H(f) = \frac{1 - e^{-j2\pi/\Delta PN}}{P(1 - e^{-j2\pi/\Delta N})} \quad (3)$$

因为  $\Delta N = T = 1/f_0$ ,式(3)可转化为

$$H(f) = \frac{e^{j\pi P f / f_0} (e^{-j\pi P f / f_0} - e^{j\pi P f / f_0})}{P e^{j\pi f / f_0} (e^{j\pi f / f_0} - e^{-j\pi f / f_0})} \quad (4)$$

最后得到时域同步平均系统的幅频、相频特性分别为

$$H(f) = \frac{1}{P} \left| \frac{\sin P\pi f / f_0}{\sin \pi f / f_0} \right| \quad (5)$$

$$\phi(f) = \pi(P-1) f / f_0 \quad (6)$$

时域同步平均算法的幅频特征曲线如图1所示,其中横坐标为无量纲频率。

带通滤波器的中心频率是回转频率  $f_0$  的整数倍,即  $Kf_0$  ( $K = 0, 1, 2, 3, \dots$ ) 通常增益  $|H(kf)kf_0| = 1$ ,

半功率带宽近似等于  $f_0/P$ ;在平均次数  $P$  很大时,通带宽度变得很窄,因此时域同步平均能有效提取与回转频率  $f_0$  相关的周期信号,选择适当的  $f_0$  就可以达到提取特征频率相应信号,排除干扰的目的。其相频特性与频率成线性关系,表示各数据段的时延。

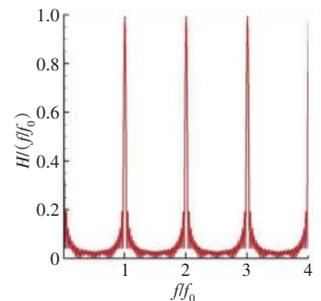


图1 时域同步平均算法的幅频特征曲线

设随机信号的功率谱为常数  $S_x$ , 则通过时域同步平均可以得到功率谱  $S_y(f)$

$$S_y(f) = S_x |H(f)|^2 \quad (7)$$

在一个分析周期内  $S_y(f)$  的总能量为

$$\int_{-f_0/2}^{f_0/2} S_y(f) df = \int_{-f_0/2}^{f_0/2} S_x |H(f)|^2 df \quad (8)$$

信噪比为

$$S_{NR} = \frac{1}{f_0} \int_{-f_0/2}^{f_0/2} \frac{S_y(f) df}{S_x} = \frac{1}{f_0} \int_{-f_0/2}^{f_0/2} |H(f)|^2 df \quad (9)$$

化简并经过时域同步平均后, 随机噪声功率变为之前的  $\frac{1}{P}$

$$S_{NR} = \frac{1}{\pi P} \int_{-f_0/2}^{f_0/2} \frac{\sin^2 Px}{\sin^2 x} dx = \frac{1}{P} \quad (10)$$

## 1.2 等角度插值

实现频率跟踪技术保证在分析周期内数据分析点数相同是时域同步平均的关键。目前主要有 2 种方法: 时标脉冲触发器(硬件)和数据二次重采样。采用二次重采样技术能够完成频率跟踪, 精度高、可靠性强。由于风扇噪声数据采样率比较高, 由采样信号恢复原始信号的方法会大大增加计算机内存, 在工程试验过程中较多使用基于时标脉冲的外部触发采样。风扇噪声试验采用磁电转化脉冲触发装置跟踪试验件转速, 将时标脉冲触发信号和噪声信号同时接入数据采集装置, 采用相同的采样率对转速信号和噪声信号进行同步采集, 从而实现试验件转速和相位的跟踪。

采用等角度插值需要同时采集风扇转速的时标信号和风扇噪声信号, 通过转速的信号来标定待分析周期噪声信号的起点和终点。风扇每旋转 1 周会触发 1 个脉冲。将分析信号  $x(t)$  和时标脉冲  $e(t)$  输入, 通过周期内脉冲信号将分析信号分为若干数据段  $x_n^p$  ( $p=0, 1, 2, \dots, P$ )。试验测试过程中由于采样率为设置值, 风扇转速存在波动, 因此各数据段的分析点数不同。等角度插值就是保证在 1 个时标脉冲内, 将 1 个旋转周期内离散噪声信号按照相同数据分析点数进行等角度插值重采样。在插值重采样过程中假设风扇在时标脉冲内转速为恒定的, 文中等角度插值函数采用拉格朗日插值函数, 通过插值后, 各数据段的分析点数相同, 将变周期信号转化为周期信号进行时域平均, 从而提高风扇噪声数据处理的精度。

## 1.3 TSAM-EAI 算法分析流程

TSAM-EAI 算法分析流程如图 2 所示。变周期信号的时域同步平均新算法根据名义转速截取一段信号数据, 利用转速波动的频域估计法确定同步平均的每转信号的周期, 再利用谱分析法计算出其对应的数据长度, 依次递推确定每一转对应的信号长度, 针对各转信号进行重采样, 将变周期信号转换成等周期信号后进行时域同步平均。

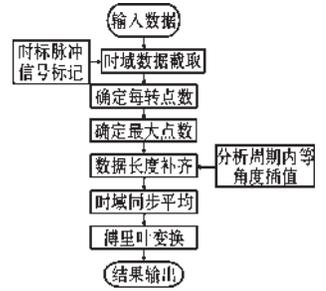


图 2 TSAM-EAI 算法分析流程

## 2 TSAM-EAI 算法验证与应用

### 2.1 TSAM-EAI 算法验证

模拟信号为  $x_1(t)$  声压幅值波动的变周期信号, 模拟信号参数值见表 1。为了验证算法的准确性和通用性, 模拟信号角速度设定为  $15 \sim 30 \text{ rad/s}$  随机数, 模拟信号频率围绕  $4 \text{ Hz}$  波动, 信号的声压级  $S_{PL}$  为  $134 \text{ dB}$ 。

参数	数值
中心频率/Hz	4
声压级/dB	134
角速度波动/(rad/s)	$15 \sim 30$
采样率	64

模拟转速脉冲信号采用率与信号采用率相同, 转速信号高电平电压为  $20 \text{ V}$ , 低电平电压为  $0 \text{ V}$ 。模拟变周期声压信号和对应的时标脉冲信号, 如图 3 所示, 其中红线为变周期声压信号, 绿线为时标脉冲信号。从图中可见, 时标脉冲信号能够对分析周期内声压信号的起点和终点进行标记, 得到时域周期内信号的起点和终点对应的物理时刻。采用插值方法可以对截取周期内信号进行等角度插值, 保证不同变周期信号内噪声数据采样点数和相位相同, 实现变周期信号同步分析与处理。

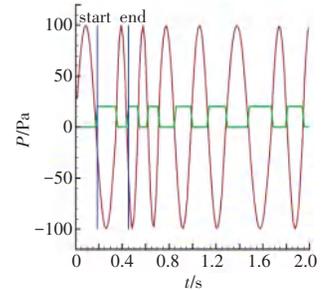


图 3 变周期声压信号和对应的时标脉冲信号

FLAM 算法和 TSAM-EAI 算法对模拟信号  $x_1(t)$  频域结果如图 4 所示。从图中可见, 采用 FLAM 算法分析得到的信号声压级小于模拟信号给定声压级, 并且在分析频率附近信号识别效果较差。TSAM-EAI 算法能够有效提取与转速相周期信号, 消除转速波动

对信号的识别误差,得到的信号频率和幅值与给定信号频率和幅值近似相等,模拟信号  $x_1(t)$  识别结果见表 2。从表中可见 2 种算法对模拟信号的识别结果。

改变模拟信号频率和转速波动范围,模拟信号  $x_2(t)$  信号频率设置为 16 Hz,转速波动的角速度改为 80 ~ 120 rad/s 随机数,采样率设置为 256,模拟信号  $S_{PL}$  为 134 dB。模拟信号  $x_2(t)$  参数值见表 3。

参数	$f/\text{Hz}$	$S_{PL}/\text{dB}$
FLAM	3/4	127.6/128.1
TSAM-EAI	4	134

参数	数值
$f/\text{Hz}$	16
$S_{PL}/\text{dB}$	134
角速度波动(rad/s)	80 ~ 120
采样率	256

采用时域平均算法和频域平均算法对模拟信号进行识别,2种算法对模拟信号  $x_2(t)$  频域分析结果如图 5 所示。从图中可见,时域同步平均算法能够准确识别信号频率和幅值,信号识别精度远高于频域平均算法的识别精度。2种算法对模拟信号  $x_2(t)$  的识别结果见表 4。

通过对比 2 种算法识别结果可以得出,由于变周期信号相位误差累积效应,FLAM 算法无法准确从波动信号中提取特征信号,导致信号识别声压级小于模拟信号声压级,信号频率信息识别效果较差。TSAM-EAI 算法能够有效拾取模拟信号,识别频率和幅值与给定信号频率和幅值近似相等,从而验证 TSAM-EAI 算法的准确性,为算法在工程试验应用提供支撑。

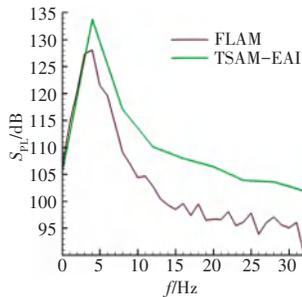


图 4 模拟信号  $x_1(t)$  频域分析结果

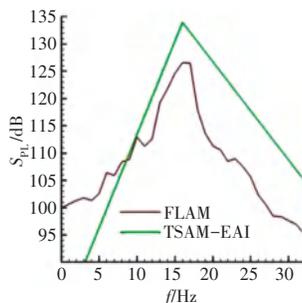


图 5 模拟信号  $x_2(t)$  频域分析结果

参数	$f/\text{Hz}$	$S_{PL}/\text{dB}$
FLAM	16/17	126.7/126.5
TSAM-EAI	16	134

## 2.2 TSAM-EAI 算法在风扇/增压级试验件噪声数据分析中应用

风扇/增压级试验件声学性能试验在风扇/增压级气动声学试验器上完成。风扇/增压级试验件为缩尺 0.565 的模型试验件,风扇转子叶片数为 30,风扇/增压级声学试验器如图 6 所示。以试验件的设计点换算转速为 1.0 相对换算转速,分别测定试验件在均匀进气条件下 0.7、1.01 相对换算转速内涵工作点、外涵工作点工况下气动和声学性能。



图 6 风扇/增压级声学试验器

### 2.2.1 声学测试方案

风扇/增压级管道声模态测点周向位置如图 7 所示。从图中可见,在风扇进口截面周向均匀布置 80 个传感器,相邻噪声测点间隔为  $4.5^\circ$ ,将  $92.8^\circ$  位置测点定义为进口管道声模态测点 1,试验件前视顺时针传声器测点依次定义为测点 2、3...80,传感器类型采用型号为 MPA421 压力场传感器,频率范围 10 ~ 50 kHz,声压级测试范围 69 ~ 170 dBA。

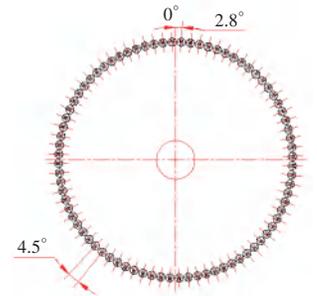


图 7 风扇/增压级管道声模态测点周向位置

风扇/增压级远场噪声测量方案如图 8 所示。从图中可见,以风扇进口中心为圆心,在测试半径为 21.6 m 的圆弧上,均匀布置 25 支传感器,试验件进口轴向上的测点定义为  $0^\circ$  测点,相邻噪声测点间隔  $5^\circ$ 。传感器类型采用型号为 BK4191 自由场传感器,频率范围 3.15 ~ 40 kHz,声压级测试范围 20 ~ 162 dBA。

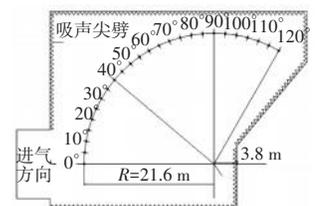


图 8 风扇/增压级远场噪声测量方案

### 2.2.2 FLAM 算法频谱分析

试验件 0.7 相对换算转速下转速信号曲线如图 9 所示。从图中可见,转速信号受气动载荷和变频器控制精度等影响会出  $\pm 3 \text{ r/min}$  的波动。

转速波动直接影响试验件BPF发生偏移,采用FLAM算法对风扇前传噪声分析时,由于相位累计误差,造成特征频率和幅值识别出现偏差。采用FLAM算法得到风扇试验件的噪声频谱,如图10所示。从图中可见,红线为50 s内频域平均分析结果,绿线为100 s内频域平均分析结果,蓝线为300 s内频域平均分析结果。FLAM算法数据分析重叠率为50%,不同数据分析时段内采用FLAM算法分析试验件噪声频谱特性均能够捕捉噪声的频谱特征,然而在主要离散噪声识别存在偏差。

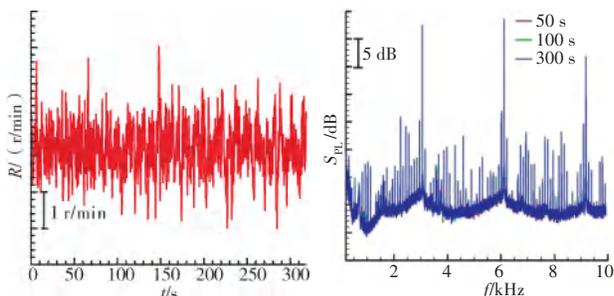


图9 试验件0.7相对换算转速下转速信号曲线

图10 试验件0.7相对换算转速下的噪声频谱

试验件第1、2阶BPF局部频谱如图11、12所示。从图中可见,当平均次数增加时,离散噪声识别频率相同,能够准确识别噪声频率特征,离散噪声幅值由于相位累计误差有所降低。

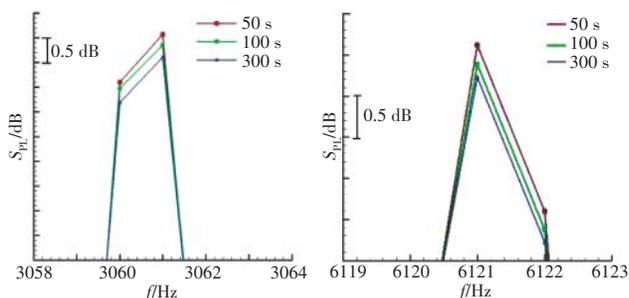


图11 试验件第1阶BPF局部频谱

图12 试验件第2阶BPF局部频谱

### 2.2.3 TSAM-EAI算法频谱分析

本节采用FLAM算法和TSAM-EAI算法对风扇试验件0.7和1.01相对换算转速外涵工作点声学性能进行分析。

采用FLAM算法和TSAM-EAI算法对试验件0.7相对换算转速噪声数据进行分析,试验件管道内某测点噪声频谱如图13所示。从图中可见,红线代表TSAM-EAI算法得到的噪声频谱,绿线代表FLAM算法得到的噪声频谱。FLAM算法数据分析平均次数

为300次,分析重叠率为50%,从风扇试验件的噪声频谱曲线中可以看出,试验件主要噪声源是风扇转子和静子之间的转/静干涉噪声。

在相同分析频率下,FLAM算法得到的噪声特征频率存在杂波的干扰,并且分析得到的特征频率幅值要低于TSAM-EAI算法分析得到的特征频率幅值。2种算法对风扇试验件噪声识别结果与数值仿真验证结果一致。在噪声低频处,FLAM算法所得频谱幅值与TSAM-EAI算法得到的频谱幅值相差约2~3 dB,在高频噪声处,FLAM算法所得频谱幅值与TSAM-EAI算法得到频谱幅值相差约6~8 dB,TSAM-EAI算法对试验件高频噪声频谱识别具有良好的分析精度。

试验件1.01相对换算转速下转速信号曲线如图14所示,转速波动约为 $\pm 20$  r/min,试验件管道内某测点噪声频谱如图15所示。从图中可见,当风扇叶尖超音时,TSAM-EAI算法能够识别激波噪声。在噪声低频处,FLAM算法所得频谱幅值与TSAM-EAI算法得到的频谱幅值相差约3~5 dB,在高频噪声处,FLAM算法所得频谱幅值与TSAM-EAI算法得到频谱幅值相差约6~8 dB。

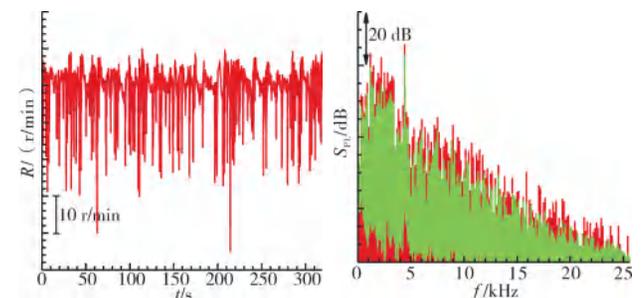


图14 试验件1.01相对换算转速下转速信号曲线

图15 试验件1.01相对换算转速下的噪声频谱

当转速波动较大并且分析频率较高时,FLAM算法得到声压级幅值与真实噪声幅值偏差较高,采用TSAM-EAI算法可以有效消除转速波动对噪声信号识别的影响,从而提高分析信号的信噪比。

### 2.2.4 管道声模态分析

管道声模态可以反映风扇声源传播、衰减特征。由于试验件转速存在波动,采用频域平均方法计算管

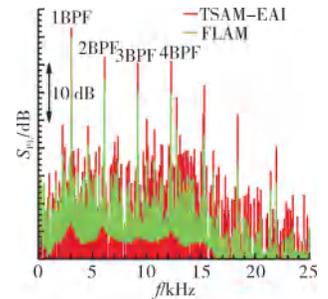


图13 试验件0.7相对换算转速下某测点噪声频谱

道声模态会带来相位累计误差,影响声模态分解精度,因此传统风扇管道声模态计算方法较多采用单个 FFT 序列进行分析。

$$A(m, \omega) = \frac{1}{K} \sum_{k=1}^K p(\theta_k, \omega) e^{im\theta_k} \quad (11)$$

模态振幅  $A(m, \omega)$  可由式(11)得到,其中阵列上的传声器数目为  $K$ ,各传声器周向位置分别为  $\theta_k (k = 1, 2, \dots, K)$ 。

试验件 1.01 相对换算转速下 1 阶 BPF 频率附近管道声模态分解结果如图 16~18 所示。由于试验件转速存在波动,导致分析得到风扇阶 BPF 存在偏差,试验件在 1 阶 BPF 附近频率均存在类似模态分析结果,主导模态  $m$  为 -30 阶,满足管道声模态分解理论,因此传统的管道声模态分析方法误差较大,无法对管道真实声模态进行高精度评估。

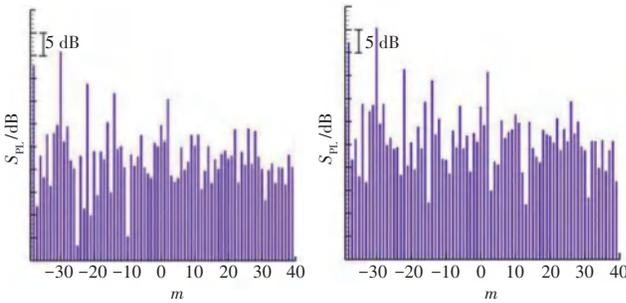


图 16 1 阶 BPF-1 管道声模态分解结果 图 17 1 阶 BPF 管道声模态分解结果

采用基于 TSAM-EAI 算法对管道声模态进行分解,其结果如图 19 所示。从图中可见,声模态纵坐标绝对值与传统方法得到的声模态幅值相同,可以得出,基于发展的 TSAM-EAI 算法识别的管道声模态幅值相对于传统算法幅值约高 3 dB,可有效消除转速波动带来的模态识别偏差。

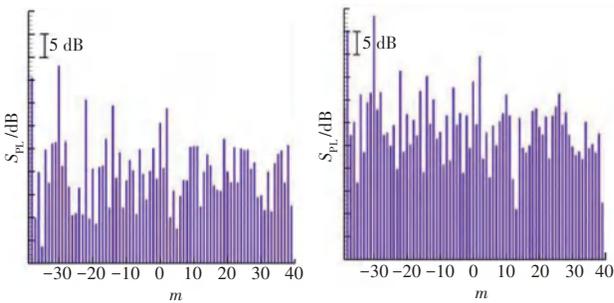


图 18 1 阶 BPF+1 管道声模态分解结果 图 19 基于 TSAM-EAI 算法管道声模态分解结果

### 2.2.5 声功率分析

采用 FLAM 算法和 TSAM-EAI 算法对试验件 1.01

相对换算转速 1 阶 BPF 辐射噪声声功率进行分析,近似计算方法为

$$L_w = 10 \lg \left( \int 2\pi R^2 \left( \frac{p(\phi)}{p_0} \right)^2 \sin \phi d\phi \right) - 9 \lg(4\pi R^2) + C \quad (12)$$

式中: $R$ 为测点半径; $p(\phi)$ 为远场测点声压; $p_0$ 为参考声压; $C$ 为声功率计算大气环境修正值。

采用线性插值获得远场不同辐射角度的声压级,假设远场辐射噪声相对于试验件轴线空间对称。由于测点个数有限,本文中计算结果为试验件在  $0^\circ \sim 120^\circ$  近似辐射声功率。

采用 TSAM-EAI 算法分析得到的特征频率声功率  $P_{wl}$  比 FLAM 算法得到的高 3.2 dB,见表 5。TSAM-EAI 算法能够有效消除转速波动带来的声功率计算误差。

算法	阶次	$P_{wl}/\text{dB}$
FLAM	30	130.867
TSAM-EAI	30	134.063

### 3 结论

(1) 采用数值仿真算法对基于等角度插值的 TSAM-EAI 算法进行验证,算法分析得到的信号频率和幅值与给定信号幅值相同,验证了算法的有效性。

(2) TSAM-EAI 算法能够消除随机转速波动对噪声数据分析的影响,提高离散噪声信号的信噪比。针对风扇/增压级试验件而言,相比于 FLAM 算法,采用 TSAM-EAI 算法得到的风扇试验件低频噪声幅值约高 2~5 dB,高频噪声幅值约高 6~8 dB,提高了风扇噪声数据分析准确性。

(3) TSAM-EAI 算法能够有效识别风扇前传噪声的声模态,消除转速波动带来的模态分析误差,实现风扇前传噪声的有效评估。

#### 参考文献:

[1] Owens R E. Energy efficient engine: Propulsion system-aircraft integration evaluation[R]. NASA-CR-159488.  
 [2] 蒋永松,董洪瑞,郑文涛,等. 风扇激波相关噪声预测方法及试验验证[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 51-58.  
 JIANG Yongsong, DONG Hongrui, ZHENG Wentao, et al. Prediction method and test verification of fan noise related with shock waves[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 51-58. (in Chinese)  
 [3] Goldstein A W, Glaser F W, Coats J W. Acoustic properties of a supersonic fan[R]. NASA-TMX-52937.  
 [4] 罗德扬. 时域同步平均原理与应用[J]. 振动、测试与诊断, 1999, 19(3): 202-207.

- LUO Deyang. Time domain synchronization average principle and application[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 1999, 19(3): 202-207. (in Chinese)
- [5] Braun S. The extraction of periodic waveforms by time domain averaging[J]. *Acoustic*, 1975, 32(2): 69-77.
- [6] 李辉, 郑海起, 潘宏侠. 基于阶次跟踪和角域平均的齿轮裂纹故障诊断[J]. *中北大学学报: 自然科学版*, 2007, 28(1): 27-31.  
LI Hui, ZHENG Haiqi, PAN Hongxia. Study on fault diagnosis of gear crack based on order tracking and angle domain average[J]. *Journal of North University of China (Natural Science Edition)*, 2007, 28(1): 27-31. (in Chinese)
- [7] 吕琛, 宋希庚, 邹积斌. 基于DSP的振动信号阶比与时域同步平均分析[J]. *振动与冲击*, 2002, 21(2): 53-57.  
LV Chen, SONG Xigeng, ZOU Jibin. DSP-based order domain and time domain synchronous averaging analysis of vibration signal[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2002, 21(2): 53-57. (in Chinese)
- [8] 万德安, 孙东继, 赵永杰. 汽车变速箱故障诊断中的时域同步阶次分析法的分析研究[J]. *计算机测量与控制*, 2006, 14(3): 299-301.  
WAN Dean, SUN Dongji, ZHAO Yongjie. Synchronous revolution order analysis application in fault diagnosis of auto gear box[J]. *Journal of Computer Measurement & Control*, 2006, 14(3): 299-301. (in Chinese)
- [9] McFadden P D. Interpolation techniques for time domain averaging of gear vibration[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 1989, 3(1): 87-97.
- [10] McFadden P D. A technique for calculating the time domain averages of the vibration of the individual planet gears and sun gear in an epicyclic gearbox[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1989, 144(1): 163-172.
- [11] McFadden P D. Window functions for the calculation of the time domain averages of the vibration of the individual planet gears and sun gear in an epicyclic gearbox[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 1994, 116(1): 179-187.
- [12] McFadden P D, Toozhy M M. Application of synchronous averaging to vibration monitoring of rolling element bearings[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2000, 14(6): 891-906.
- [13] 刘红星, 林京, 屈梁生. 信号时域平均处理中的若干问题探讨[J]. *振动工程学报*, 1997, 10(4): 446-450.  
LIU Hongxing, LIN Jing, QU Liangsheng. Discussion on signal averaging in time domain[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 1997, 10(4): 446-450. (in Chinese)
- [14] 刘红星, 左洪福, 姜澄宇. 信号时域平均处理的新算法[J]. *振动工程学报*, 1997, 12(3): 344-347.  
LIU Hongxing, ZUO Hongfu, JIANG Chengyu. A new algorithm of time domain averaging[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 1997, 12(3): 344-347. (in Chinese)
- [15] 沈国际, 陶利民, 徐永成. 时域同步平均的相位误差累积效应研究[J]. *振动工程学报*, 2007, 20(4): 335-339.  
SHEN Guoji, TAO Limin, XU Yongcheng. Research on phase error accumulation effect of time synchronous averaging[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2007, 20(4): 335-339. (in Chinese)
- [16] Soon S L, Sherman P J. The influence of period variation on time-frequency analysis of the Westland helicopter data[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2000, 14(4): 571-577.

(编辑: 孙明霞)

# 基于 Bempp-cl 开源库的有流动管道声辐射预测方法

刘曦檬<sup>1</sup>, 王志德<sup>2</sup>, 王 萌<sup>3</sup>, 王 鉴<sup>4</sup>, 洪志亮<sup>2</sup>

(中国民航大学 中欧航空工程师学院<sup>1</sup>, 安全科学与工程学院<sup>2</sup>; 天津 300300;

3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 4. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200120)

**摘要:** 风扇噪声是大涵道比涡扇发动机的主要声源, 快速而准确地预测风扇噪声的管道内声传播及远场辐射特性, 对于发动机声学设计和整机适航符合性评估均具有重要价值。为拓宽声学边界元法的工程应用范围, 满足噪声适航设计快速迭代需求, 开展管道声辐射预测方法研究, 结合开源边界积分库 Bempp-cl、管道声模态理论和 Prandtl-Glauert-Lorentz 变换, 发展了有流动管道声辐射预测方法, 主要研究了亚声速均匀流下的管道声传播和辐射问题, 计算了球声散射、薄壁管道声传播和辐射算例。结果表明, 有流动管道声辐射预测方法具有一定准确性与可靠性, 与解析解对比, 计算相对误差小于 3%。应用有流动管道声辐射预测方法完成了管道中单极子声源与模态声源的声传播和辐射评估, 预测方法可较好地考虑线性声学领域内的发动机短舱声传播和辐射问题, 形成了有效的短舱声学分析工具, 并可以充分发挥开源算法不断发展、迭代更新的优势, 随之提高计算效率, 有利于边界元方法在航空声散射问题中的推广应用。

**关键词:** 管道声辐射; 边界元法; 声散射; 管道声模态; 单极子声源

中图分类号: V211.45

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.005

## Prediction Method of Sound Radiation from Ducts with Flow Based on the Bempp-cl Open Source Library

LIU Xi-meng<sup>1</sup>, WANG Zhi-de<sup>2</sup>, WANG Meng<sup>3</sup>, WANG Jian<sup>4</sup>, HONG Zhi-liang<sup>2</sup>

(Sino-European Institute of Aviation Engineering<sup>1</sup>, College of Safety Science and Engineering<sup>2</sup>, Civil Aviation University of China;

Tianjin 300300, China;

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

4. COMAC Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 200120, China)

**Abstract:** Fan noise is a primary noise source for high bypass ratio turbofan engines. The ability to rapidly and accurately predict the in-duct propagation and far-field radiation characteristics of fan noise is of great value, both for engine acoustic design and airworthiness compliance assessment. To broaden the engineering applicability of the acoustic boundary element method (BEM) and meet the demands of rapid iterative noise airworthiness design, duct sound radiation prediction methods were investigated. By integrating the open-source boundary integration library Bempp-cl, duct acoustic modes theory, and the Prandtl-Glauert-Lorentz transformation, a method for predicting sound radiation in ducts with flow was developed. The primary focus lies on sound propagation and radiation in ducts under subsonic uniform flow, with computational cases including spherical sound scattering and thin-walled duct sound propagation/radiation. The results demonstrate that the proposed method exhibits reasonable accuracy and reliability, with computational relative errors below 3% compared to analytical solutions. Furthermore, the method was applied to evaluate sound propagation and radiation from both monopole and modal sources within the duct. This method can adequately consider engine nacelle acoustic propagation and radiation issues within the domain of linear acoustics, forming an effective tool for nacelle acoustic analysis, and can fully leverage the advantages of the continuous development and iterative updates of open-source algorithms, thereby improving computational efficiency. This is conducive to the wider application of BEM in the field of aeronautical acoustic scattering.

**Key words:** duct acoustic radiation; boundary element method; sound scattering; duct acoustic modes; monopole sound source

收稿日期: 2024-03-29 基金项目: 国家自然科学基金(52276045)、中央高校基本业务费(3122021087)、中国民航大学研究生科研创新资助项目(2022YJS104)资助

作者简介: 刘曦檬(1999), 女, 在读硕士研究生。

引用格式: 刘曦檬, 王志德, 王萌, 等. 基于 Bempp-cl 开源库的有流动管道声辐射预测方法[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 37-44. LIU Ximeng, WANG Zhide, WANG Meng, et al. Prediction method of sound radiation from ducts with flow based on the Bempp-cl open source library[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 37-44.

## 0 引言

近年来,大涵道比涡扇发动机迅猛发展,风扇噪声逐渐成为发动机噪声中的主要矛盾<sup>[1]</sup>。大量试验及数值研究表明,随着涵道比的增大,风扇/压气机噪声在发动机总噪声中的占比显著提升,其宽频噪声与纯音噪声对飞机起降阶段的噪声认证影响尤为突出。在民用航空领域,噪声适航是民机的强制性要求。随着噪声标准要求的升级,促进了噪声源和噪声传播机制的相关研究<sup>[2-3]</sup>,准确预测风扇噪声在管道内的传播以及受复杂壁面影响的远场声散射问题成为了关键<sup>[4]</sup>。因此,为满足噪声适航设计的快速迭代需求,开展有流动的发动机管道声辐射预测工作,对于发动机和飞机的声学设计具有重要意义。

针对发动机噪声评估问题,张国旺等<sup>[5]</sup>验证了国内首个以适航噪声评估为主要目标的风扇/增压级气动声学试验器。相较于试验方法,数值方法在工程研究和产品开发中展现出高效性和便捷性优势。然而,使用计算气动声学(Computational Aeroacoustics, CAA)等工具进行建模是非常昂贵的,特别是对于管道内风扇噪声乃至整机噪声等大型远场噪声预测。美国航空航天局开发的快速散射代码(Fast Scattering Code, FSC),采用等效源法求解了外Helmholtz边值问题,可以用来评估发动机安装效应影响,但计算量限制了FSC能够计算的模型尺寸和频率。Nark等<sup>[6]</sup>将飞机噪声预测工具(Aircraft Noise Prediction Program, ANOPP)与FSC结合,提高了原有发动机风扇噪声模型的保真度。Redonnet等<sup>[7]</sup>在涉及传统构型飞机声学安装效应的数值研究中,应用法国航空航天研究院的计算平台sAbrinA,对风扇噪声的散射进行了耦合分析,并辅以了试验研究<sup>[8]</sup>,但依然以计算效率为代价。因此,将声学边界元法应用到声辐射计算是一个很自然的步骤<sup>[9]</sup>。

当前,边界元法包括快速边界元法在内,在处理各类气动噪声源,如风扇噪声在内的综合性噪声问题上,尚显不足。尽管对于相关问题的边界元法研究已取得了初步成果,但这些成果主要集中在较小规模的试验上,如简单的圆柱体和球体等简化模型。面对更大规模和更复杂的气动声学数值研究挑战,如风扇噪声、短舱声传播与声辐射、翼身融合整机噪声等问题,现有的基于边界元法的研究还远未达到充分考虑多

种噪声源、处理复杂声传播的阶段。

本文以发动机管道为研究对象,发展了一套完整的有/无流动管道内单极子声源与模态声源声辐射预测的数值方法,并验证了该方法的准确性与可行性。

## 1 管道声辐射预测方法

为准确评估发动机风扇噪声,推导并建立了融合多种方法的管道声辐射预测方法。预测方法主要利用开源的边界积分方法库Bempp-cl<sup>[10]</sup>完成边界积分方程的求解,结合管道声传播理论<sup>[3,11]</sup>确认输入,应用PGL(Prandtl-Glauert-Lorentz)方法<sup>[12]</sup>在前后处理环节实现流场变换,最终实现了有流动管道声辐射预测。首先完成声源处理,建立单极子声源入射场或应用管道声传播理论建立模态声源入射场;通过PGL变换对短舱等物理模型网格进行坐标变换,以预测亚声速均匀流动的影响。在确认工况参数并输入模型网格后,基于网格构建标量空间与边界积分,应用边界元法求解边界积分方程,得到模型表面结果;最后构建远场计算域与积分,求解远场声辐射,从而实现有流动管道的声辐射计算。

管道声辐射预测方法流程如图1所示。

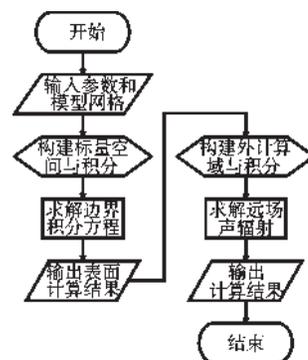


图1 管道声辐射预测方法流程

### 1.1 边界积分方程

对于外散射问题,应用无粘介质假设与线性声学假设, $\forall \mathbf{x} \in E$ 中的声学波动方程为

$$\nabla^2 P(\mathbf{x}, t) - \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} P(\mathbf{x}, t) + \tilde{Q}(t) \delta(\mathbf{x}, \mathbf{x}_0) = 0 \quad (1)$$

式中: $P(\mathbf{x}, t)$ 为声压; $\nabla^2$ 为Laplace算子; $c$ 为声速; $\tilde{Q}(t) \delta(\mathbf{x}, \mathbf{y})$ 为在位置 $\mathbf{y} \triangleq \mathbf{x}_0$ 处的声源; $\tilde{Q}(t)$ 为该点源随时间变化的强度。

假设时间独立项取为 $e^{-i\omega t}$ ,声压和强度项可分别表示为

$$P(\mathbf{x}, t) = p(\mathbf{x}) e^{-i\omega t} \quad (2)$$

$$\tilde{Q}(t) = Q e^{-i\omega t} \quad (3)$$

式中: $p(\mathbf{x})$ 仅与位置有关, $Q$ 为点源的强度, $\omega$ 为圆频率。

通过Fourier变换,从时域转换到频域进行稳态

分析。将式(2)、(3)带入式(1)并消去时间独立项,得到频域下任意均匀介质中稳态线性声波的 Helmholtz 控制方程。

$$\nabla^2 p(\mathbf{x}) + k^2 p(\mathbf{x}) + Q\delta(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = 0, \forall \mathbf{x} \in E \quad (4)$$

式中:波数  $k = \omega/c$ 。

设边界  $S$  为硬壁面,构建稳态声场的 Neumann 边界条件

$$q(\mathbf{x}) = \frac{\partial}{\partial n} p(\mathbf{x}) = ipcv_n(\mathbf{x}), \forall \mathbf{x} \in S \quad (5)$$

式中: $v_n(\mathbf{x}) = 0$ 。

对于外散射问题,需满足 Sommerfeld 远场辐射条件为

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \left[ r \left| \frac{\partial}{\partial r} p(\mathbf{x}) - ikp(\mathbf{x}) \right| \right] = 0 \quad (6)$$

根据自由声场 Green 函数得到 Helmholtz 微分方程的积分表达式

$$c(\mathbf{x})p(\mathbf{x}) = \int_S \left[ \frac{G(\mathbf{x}, \mathbf{y})q(\mathbf{y})}{\partial n(\mathbf{y})} p(\mathbf{y}) \right] dS(\mathbf{y}) + QG(\mathbf{x}, \mathbf{y}), \quad (7)$$

$$\forall \mathbf{x} \in S$$

由于式(7)及其导数各有1组互不重叠的共振频率,将2个方程进行适当的组合用来消除解的非唯一性问题<sup>[13]</sup>。入射场及其法向导数为  $q'(\mathbf{x}) =$

$\frac{\partial}{\partial n} p'(\mathbf{x}) = \frac{\partial QG(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\partial n}$ , 组合系数  $\beta$  取为  $ik$ <sup>[14]</sup>, 求解边界积分方程 (Burton-Miller, BIE)<sup>[13]</sup>

$$\begin{aligned} c(\mathbf{x})p(\mathbf{x}) + Dp(\mathbf{y}) + \beta Hp(\mathbf{y}) = \\ Sq(\mathbf{y}) + \beta Mq(\mathbf{y}) - \beta c(\mathbf{x})q(\mathbf{x}) + \\ p'(\mathbf{x}) + \beta q'(\mathbf{x}), \forall \mathbf{x} \in S \end{aligned} \quad (8)$$

其中积分算子定义为

$$Sq(\mathbf{y}) = \int_S G(\mathbf{x}, \mathbf{y})q(\mathbf{y})dS(\mathbf{y}) \quad (9)$$

$$Dp(\mathbf{y}) = \int_S \frac{\partial G(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\partial n(\mathbf{y})} p(\mathbf{y})dS(\mathbf{y}) \quad (10)$$

$$Mq(\mathbf{y}) = \int_S \frac{\partial G(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\partial n(\mathbf{x})} q(\mathbf{y})dS(\mathbf{y}) \quad (11)$$

$$Hp(\mathbf{y}) = \int_S \frac{\partial^2 G(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\partial n(\mathbf{x})\partial n(\mathbf{y})} p(\mathbf{y})dS(\mathbf{y}) \quad (12)$$

## 1.2 边界元开源积分库 Bempp-cl

边界元方法已广泛应用于求解外部声学问题,相应的算法模型逐渐成熟,例如 Bempp-cl 和 NumCalc 等<sup>[10,15]</sup>。Bempp-cl 是一个开源的边界元方法库,可用于组装 Laplace、Helmholtz 和 Maxwell 问题的所有标准

积分核,用户还可以自定义积分核,完成 BIE 求解。针对大尺寸模型问题, Bempp-cl 结合了快速多极子方法库 ExaFMM<sup>[16]</sup>, 显著提高了 BIE 的求解速度。然而, Bempp-cl 并不包括声源处理功能,对单极子声源、模态声源等的处理需要进行额外的计算工作;另外,它无法考虑背景流动对声传播的影响,不具备评估对流条件下声散射的能力。因此,需继续结合以下理论完善求解方法。

## 1.3 Prandtl-Glauert-Lorentz 变换

在涉及流动问题的 BIE 时, PGL 变换对时域和频域中的计算都同样适用。均匀流的对流波动方程可以通过 PGL 变换转化为无流方程<sup>[12]</sup>。变换前的对流波动方程为

$$\left( \frac{\partial}{\partial t} + \mathbf{U} \cdot \nabla \right)^2 \Phi(\mathbf{x}, t) - c^2 \nabla^2 \Phi(\mathbf{x}, t) = Q(\mathbf{x}, t) \quad (13)$$

式中: $\Phi(\mathbf{x}, t)$  为声速势; $\phi(\mathbf{x}, \omega)$  为频域中的声速势。

为了消除流动项,记变换矩阵  $\mathbf{A}$  为

$$\mathbf{A} = \mathbf{I} + \frac{1}{\alpha(1 + \alpha)} \mathbf{M}\mathbf{M}^T \quad (14)$$

式中: $\mathbf{M} = \mathbf{U}/c$ ,  $\mathbf{U}$  为 3 维速度矢量,  $c$  为声速;系数  $\alpha = \sqrt{1 - \mathbf{M}^2}$ 。

原物理场经变换为新计算场,新计算场中的距离、法向量、时间与圆频率表达式为

$$\mathbf{x}' = \mathbf{A}\mathbf{x} = \mathbf{x} + \frac{(\mathbf{M} \cdot \mathbf{x})}{\alpha(1 + \alpha)} \mathbf{M} \quad (15)$$

$$\mathbf{n}' = [\mathbf{A}^{-1}]^T \mathbf{n} / \left\| [\mathbf{A}^{-1}]^T \mathbf{n} \right\| \quad (16)$$

$$t' = \alpha t + \frac{1}{\alpha c} (\mathbf{M} \cdot \mathbf{x}) \quad (17)$$

$$\omega' = \frac{\omega}{\alpha} \quad (18)$$

式中:带有上标'的物理量为新计算场中的物理量,无上标的物理量为原计算场中的物理量。

新计算场中声速势  $\Phi(\mathbf{x}, t)$  记为  $\Phi'(\mathbf{x}', t')$ , 声源项  $Q(\mathbf{x}, t)$  记为  $Q'(\mathbf{x}', t')$ , 得到计算场中的无流波动方程为

$$\frac{\partial^2}{\partial t'^2} \Phi'(\mathbf{x}', t') - c^2 \nabla'^2 \Phi'(\mathbf{x}', t') = Q'(\mathbf{x}', t') \quad (19)$$

变换后硬壁边界条件:

$$\frac{\partial \Phi'}{\partial n'} = 0 \quad (20)$$

最后,反变换为原物理场,还原压力场与速度场为

$$\begin{aligned} P(\mathbf{x}, t) = -\rho \left( \frac{\partial \Phi}{\partial t} + \mathbf{U} \cdot \nabla \Phi \right) = \\ -\frac{\rho}{\alpha} \left( \frac{\partial \Phi'}{\partial t'} + \mathbf{U} \cdot \nabla' \Phi' \right) \end{aligned} \quad (21)$$

$$u(\mathbf{x}, t) = \nabla \Phi = \frac{M}{\alpha c} \frac{\partial \Phi'}{\partial t'} + \mathbf{A}^T \nabla' \Phi' \quad (22)$$

最后转换为频域求解为

$$\phi(\mathbf{x}, \omega) = \frac{1}{\alpha} \phi'(\mathbf{x}', \omega') e^{-\frac{i\omega}{\alpha^2 c}(M \cdot \mathbf{x})} \quad (23)$$

#### 1.4 发动机风扇噪声模拟方法

根据声模态传播原理模拟发动机短舱内的风扇噪声。将 $z_0=0$ 取为 $z$ 方向基准面,对于管道下游, $z > z_0$ 。将管道内 $H(H > 2M_g)$ 个点声源等角度设置在管道壁面内测 $a=r$ 处。设正交常量为 $\Lambda_{mn}$ ,得到硬壁面管道内点源的格林函数为

$$g(r, \theta, z | r_0, \theta_0, z_0) = \frac{i}{\pi a^2} \cdot \left\{ \begin{array}{l} \sum_{m=-M_g}^{M_g} \sum_{n=0}^{N_g} \left[ \frac{\Phi_{mn}(r, \theta) \Phi_{mn}(r_0, \theta_0)}{\Lambda_{mn}(1-M^2) \begin{pmatrix} k_{z, \text{cut-on}}^+ \\ -k_{z, \text{cut-on}}^- \end{pmatrix}} \right] e^{-ik_{z, \text{cut-on}}^+(z-z_0)}, z \geq z_0 \\ \sum_{m=-M_g}^{M_g} \sum_{n=0}^{N_g} \left[ \frac{\Phi_{mn}(r, \theta) \Phi_{mn}(r_0, \theta_0)}{\Lambda_{mn}(1-M^2) \begin{pmatrix} k_{z, \text{cut-on}}^+ \\ -k_{z, \text{cut-on}}^- \end{pmatrix}} \right] e^{-ik_{z, \text{cut-on}}^-(z-z_0)}, z < z_0 \end{array} \right. \quad (24)$$

其中,位于 $(a, \theta_h, 0)$ 的点声源产生的管道下游的声场表达式为

$$P(r, \theta, z | a, \theta_h, 0) = -i\omega\rho_0 Q_h g(r, \theta, z | a, \theta_h, 0) = \frac{\omega\rho_0 Q_h}{\pi a^2} \sum_{m=-M_g}^{M_g} \sum_{n=0}^{N_g} \left[ \frac{\Phi_{mn}(r, \theta) \Phi_{mn}(a, \theta_h)}{\Lambda_{mn}(1-M^2) \begin{pmatrix} k_{z, \text{cut-on}}^+ \\ -k_{z, \text{cut-on}}^- \end{pmatrix}} \right] e^{-ik_{z, \text{cut-on}}^-(z)} \quad (25)$$

式中: $\rho_0$ 为空气密度; $Q_h$ 为位于 $(a, \theta_h, 0)$ 的点声源强度。

再代入特征函数 $\Phi(r, \theta) = J_m(k_{mn}r) e^{im(\theta - \theta_0)}$ 得到

$$P(r, \theta, z | a, \theta_h, 0) = \frac{\omega\rho_0 Q_h}{\pi a^2} \sum_{m=-M_g}^{M_g} \sum_{n=0}^{N_g} \left[ \frac{J_m(k_{mn}r) J_m(k_{mn}a)}{\Lambda_{mn}(1-M^2) \begin{pmatrix} k_{z, \text{cut-on}}^+ \\ -k_{z, \text{cut-on}}^- \end{pmatrix}} \right] e^{im(\theta - \theta_h)} e^{-ik_{z, \text{cut-on}}^-(z)} \quad (26)$$

对于沿管道壁面周向排布的点声源,叠加形成的声场表示为

$$P(r, \theta, z) = \frac{\omega\rho_0}{\pi a^2} \sum_{h=1}^H \sum_{m=-M_g}^{M_g} \sum_{n=0}^{N_g} \left[ \frac{J_m(k_{mn}r) J_m(k_{mn}a)}{\Lambda_{mn}(1-M^2) \begin{pmatrix} k_{z, \text{cut-on}}^+ \\ -k_{z, \text{cut-on}}^- \end{pmatrix}} \right] Q_h e^{im(\theta - \theta_h)} e^{-ik_{z, \text{cut-on}}^-(z)} \quad (27)$$

对 $m$ 阶周向模态,复振幅 $A_m$ 可表示为

$$A_m(h) = \sum_{h=1}^H a'_m e^{-im\theta_h} Q_h \quad (28)$$

其中模态系数为

$$a'_m = \frac{\omega\rho_0}{\pi a^2} \sum_{n=0}^{N_g} \left[ \frac{J_m(k_{mn}r) J_m(k_{mn}a)}{\Lambda_{mn}(1-M^2) \begin{pmatrix} k_{z, \text{cut-on}}^+ \\ -k_{z, \text{cut-on}}^- \end{pmatrix}} \right] e^{-ik_{z, \text{cut-on}}^-(z)} \quad (29)$$

根据式(23)建立矩阵为

$$\begin{bmatrix} A_{-M_g} \\ \vdots \\ A_m \\ \vdots \\ A_{M_g} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{h=1}^H a'_{-M_g} e^{-i(-M_g)\theta_h} Q_h \\ \vdots \\ \sum_{h=1}^H a'_m e^{-im\theta_h} Q_h \\ \vdots \\ \sum_{h=1}^H a'_{M_g} e^{-iM_g\theta_h} Q_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_1 \\ \vdots \\ Q_h \\ \vdots \\ Q_H \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\begin{bmatrix} a'_{-M_g} e^{-i(-M_g)\theta_1} & \cdots & a'_{-M_g} e^{-i(-M_g)\theta_h} & \cdots & a'_{-M_g} e^{-i(-M_g)\theta_n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a'_m e^{-im\theta_1} & \cdots & a'_m e^{-im\theta_h} & \cdots & a'_m e^{-im\theta_n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a'_{M_g} e^{-iM_g\theta_1} & \cdots & a'_{M_g} e^{-iM_g\theta_h} & \cdots & a'_{M_g} e^{-iM_g\theta_n} \end{bmatrix}$$

根据式(30)即可求解单极子声源强度 $Q$ ,将之写入管道内点声源幅值,从而得到所需的周向模态,模拟涡扇发动机管道声辐射。

## 2 方法验证与评估

### 2.1 无流球声散射计算验证

球体的点源声散射问题存在解析解,由Morris<sup>[17]</sup>在1995年首先确认为基准问题。通过对比验证无流动情况下球声散射问题的解析解,确认了声散射方法的可行性与准确性。3维Helmholtz的格林函数解给出了点声源产生的入射场为

$$p_{\text{inc}}(R) = -\frac{ik_0}{4\pi} h_0^{(1)}(k_0 R) = -\frac{\exp(ik_0 R)}{4\pi R} \quad (31)$$

采用 $n$ 阶第1类Hankel函数与 $n$ 阶Legendre多项式 $P_n(\cos \theta)$ 确定解析的散射场,针对球声散射的外部

问题得出解析解为

$$p_{sc,o}(r,\theta) = \sum_{n=0}^{\infty} A_n h_n^{(1)}(k_o r) P_n(\cos \theta) \quad (32)$$

其中

$$A_n = (2n + 1) \left[ \frac{Z_r k_o j_n'(k_i a) I_n(a) - j_n(k_i a) I_n'(a)}{j_n(k_i a) h_n^{(1)}(k_o a)} \right] / k_o \Delta_n \quad (33)$$

$$I_n(a) = \frac{ik_o}{4\pi} j_n(k_o a) h_n^{(1)}(k_o L) \quad (34)$$

$$I_n'(a) = \frac{ik_o^2}{4\pi} j_n'(k_o a) h_n^{(1)}(k_o L) \quad (35)$$

$$\Delta_n = \left[ \frac{Z_r j_n'(k_i a) h_n^{(1)}(k_o a) - j_n(k_i a) h_n^{(1)'}(k_o a)}{j_n(k_i a) h_n^{(1)}(k_o a)} \right] \quad (36)$$

应用预测方法进行建模,求解刚性球体对点声源的声散射问题。选取半径  $a=1$  的球体,球体中心位于坐标原点,距离球心正右方 2 个单位距离处设置点声源,  $k$  为波数,计算频率满足  $ka=10$ 。入射场经过归一化处理,使得距离点声源 1 个单位距离处的声压为 1 Pa(且相位为 0)。球体声散射问题的计算验证如图 2 所示。图 2(b) 中的红色点线为图 2(a) 中  $y/a=0$  轴上结果,黑色实线为解析结果,可见球声散射的外部声场的计算值与解析解几乎完全一致,计算相对误差小于 3%。

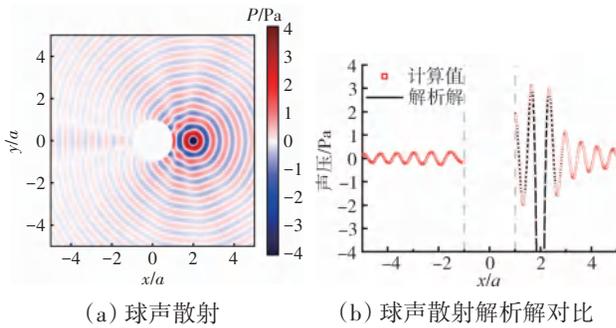


图 2 球体声散射问题的计算验证

### 2.2 有流球声散射计算验证

本文开展的 3 维方法同样可以求解均匀流背景下的声散射问题。对于低马赫数的情况,构建了第 2 组对比算例。直径  $d = 1$  m 的刚性球体位于原点,在  $(0, 0, 1.5)$  m 处设置点声源。经 PGL 变换,可获得  $L = 2.7$  m 处的指向性结果  $(D(\theta) = \frac{|r|}{d} \left| \frac{\hat{p}(r,\omega)}{\hat{p}_0(\omega)} \right|)$ , 其中  $\hat{p}_0(\omega)$  为坐标原点处入射场的声压)。亚声速流动声散射方法计算验证如图 3 所示,声压与指向性结果与 Hu 等<sup>[12]</sup>的结果对比良好,方法误差控制在 3 dB 以内。

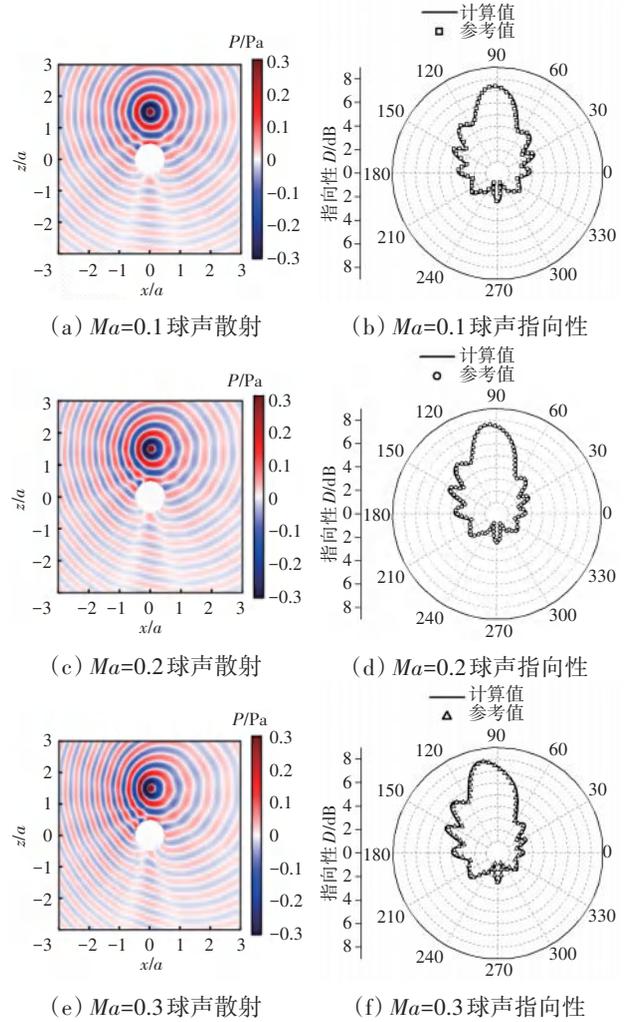


图 3 亚声速流动声散射方法计算验证

### 2.3 管道声辐射验证

文献[18]给出了可靠的薄壁管道辐射声场的参考值,通过对比计算,验证了管道远场声辐射的预测结果。管道模型的建立与观测面的选取如图 4 所示。

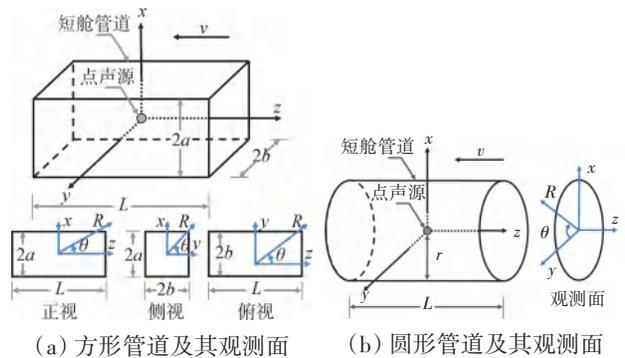


图 4 管道模型的建立与观测面的选取

点声源位于管道的几何中心,4 种不同形状、不同尺寸的管道模型参数分别为

- (1) 方形管道  $L = 0.5$  m,  $a = 0.25$  m,  $b = 0.5$  m;

(2) 方形管道  $L = 1.0 \text{ m}$ ,  $a = 0.25 \text{ m}$ ,  $b = 0.5 \text{ m}$ ;

(3) 圆形管道  $L = 0.5 \text{ m}$ ,  $r = 1.0 \text{ m}$ ;

(4) 圆形管道  $L = 1.0 \text{ m}$ ,  $r = 1.0 \text{ m}$ 。

管道声辐射的总声场为入射声场与散射声场的叠加。以下计算对比了不同形状、不同大小的3维管道声传播结果,如图5~8所示。图中蓝线代表入射场声压级指向性,橙线代表总场声压级指向性。从图中可见,预测结果与参考值对比较好,认为该方法具

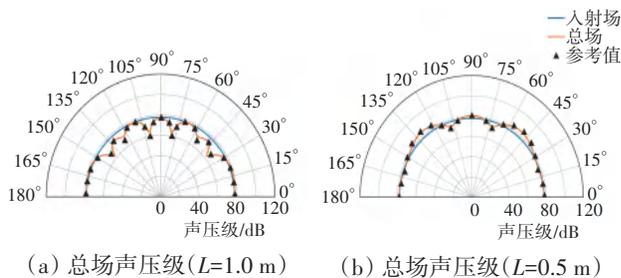


图5  $L = 0.5 \text{ m}$  与  $L = 1.0 \text{ m}$  方形管道在  $x = 0$  截面上距原点  $R = 5 \text{ m}$  的声辐射验证 ( $a = 0.25 \text{ m}$ ,  $b = 0.50 \text{ m}$ ,  $f = 750 \text{ Hz}$ )

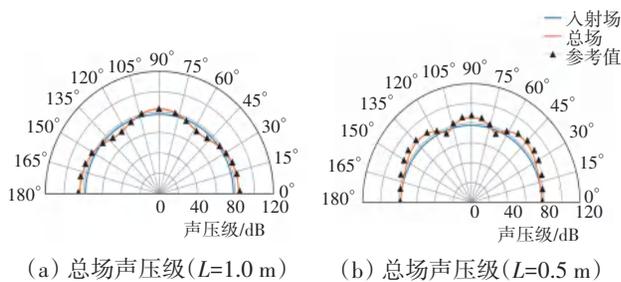


图6  $L = 0.5 \text{ m}$  与  $L = 1.0 \text{ m}$  方形管道在  $y = 0$  截面上距原点  $R = 5 \text{ m}$  的声辐射验证 ( $a = 0.25 \text{ m}$ ,  $b = 0.50 \text{ m}$ ,  $f = 750 \text{ Hz}$ )

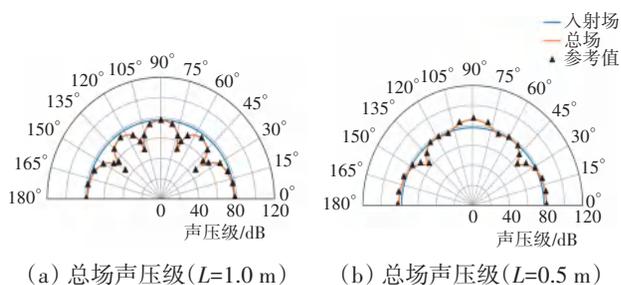


图7  $L = 0.5 \text{ m}$  与  $L = 1.0 \text{ m}$  方形管道在  $z = 0$  截面上距原点  $R = 5 \text{ m}$  的声辐射验证 ( $a = 0.25 \text{ m}$ ,  $b = 0.50 \text{ m}$ ,  $f = 750 \text{ Hz}$ )

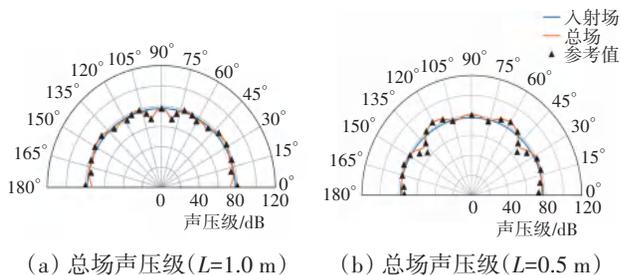


图8  $L = 0.5 \text{ m}$  与  $L = 1.0 \text{ m}$  圆形管道在  $y = 0$  截面上距原点  $R = 5 \text{ m}$  的声辐射验证 ( $r = 1.0 \text{ m}$ ,  $f = 750 \text{ Hz}$ )

有预测管道辐射声场的能力。

### 3 管道声辐射算例

#### 3.1 模型建立

将发动机结构简化为圆形薄壁管道,风扇面近似为圆形管道截面。风扇噪声可视作多个管道声模式的叠加,但仅有个别模式在风扇噪声的纯音成分中占主导地位,本文专注于单一模式的求解。建立的圆形薄壁管道半径  $r = 0.15 \text{ m}$ 、长度  $L = 0.6 \text{ m}$ ,管道入口圆截面的中心坐标为  $(0.80, 0.50, 0.30) \text{ m}$ ,模型如图9所示。点声源位于管道内距离入口  $0.2 \text{ m}$  的截面上,并且在声源所在截面的圆周上等角度分布,所在圆截面的中心坐标为  $(1.00, 0.50, 0.30) \text{ m}$ 。模型的网格划分

长度  $l$  满足  $\frac{\lambda}{8} \leq l \leq \frac{\lambda}{12}$ , 即

每一波长划分出  $8 \sim 12$  个

网格。声源幅值为  $A = \frac{ikQ}{4\pi}$ , 其中,  $Q$  为点声源

强度。

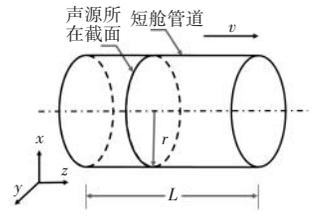


图9 圆形薄壁管道模型

#### 3.2 管道声模式辐射计算

取空气密度为  $1.22 \text{ kg/m}^3$ , 声速为  $340 \text{ m/s}$ , 参考声压为  $2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ 。根据第2.3节内容,在管道内布置不同强度和相位的点源,在圆形管道模型内生成周向管道声模式,模拟发动机风扇噪声。其中将各模式在管道出口截面声压设置为  $4 \text{ Pa}$ 。该方法可计算不同模式在短舱内的传播特性,以  $2000 \text{ Hz}$  以下2阶周向模式和  $3000 \text{ Hz}$  以下4阶周向模式为例,管道周向截面的声压和管道轴向截面的声压计算结果如图10、11所示。

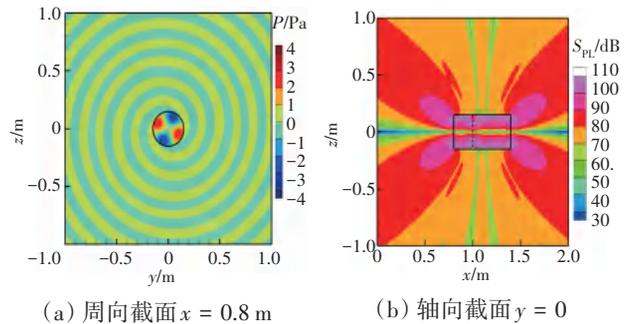


图10  $2000 \text{ Hz}$  以下2阶周向模式计算结果

从周向截面上(图10(a)和图11(a))可见,管道内清晰地呈现出周向模式的声压结果,管道外结果则具有旋转传播特性;从轴向截面上(图10(b)和图11

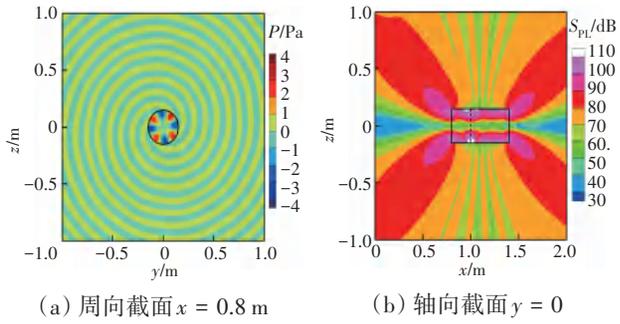


图 11 3000 Hz 以下 4 阶周向模态计算结果

(b)中)可见,声压级结果呈蝶形分布。以上结果示出了管道内风扇噪声的声辐射特性,包括周向模态的声压分布和不同传播方向上的指向性规律。因此,本文基于周向旋转声模态模拟风扇噪声的方法是可靠的,并可以准确预测声源通过管道向外辐射的噪声。

### 3.3 含流动管道声辐射计算

与 Myers<sup>[19]</sup>在 1997 年给出的结果进行对比,在亚声速均匀流  $Ma=0.5$  条件下,长度  $L=0.5$  m、直径  $d=0.5$  m 的圆形硬壁面管道的几何中心处设置一个点声源,  $f = 750$  Hz,幅值  $A$  满足  $\rho c A = 1$ 。对比结果如图 12 所示。图中  $180^\circ$  方向为管道入口,  $0^\circ$  方向为管道出口,橙色实线为远场声辐射的声压级结果。从图中可见,尽管结果在  $0^\circ$ 、 $35^\circ$  和  $145^\circ$  处存在一定差异,但总体上计算结果与参考值的指向性特征大致相符,具有较好的一致性。因此,本方法适用于求解流动条件下的管道远场声辐射问题。

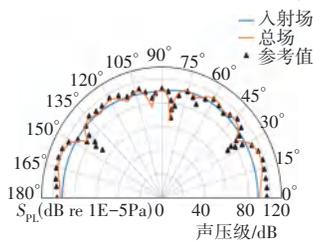


图 12  $L=d=0.5$  m 圆形管道在  $y=0$  截面上距原点 2.5 m 处的总场声压级

至此,本文研究的方法已经全面整合了 Morris、Myers 等用来计算相关问题的方法,包括有流和无流条件下的声传播与声辐射、管道声模态方法等,目前该方法已具有计算各类型管道内及管道外远场风扇噪声传播的能力。

## 4 结论

(1)提出有流动管道声辐射计算方法,通过无流动的球声散射解析解、有流动的球声散射数值解验证了方法可行性,与解析解对比,计算相对误差小于 3%。

(2)通过旋转声模态模拟风扇噪声,利用频域边

界元方法实现了管道内声传播与管道外声辐射求解,并考虑了亚声速均匀流的影响,对方形及圆形管道模型具有一定的适用性。

(3)相较于基于经验公式的传统噪声预测方法而言,本方法能得出具有复杂结构物理模型的噪声预测结果,初步形成了有效的短舱噪声数值预测工具。

管道声辐射特性需要在飞机声学设计中得到充分考虑,在实际应用中可以通过优化飞机构型、控制主要噪声频率等来实现特定的散射控制和优化设计。在本方法基础上,后续还可进一步拓展包含喷流噪声、软壁面、安装效应等的整机噪声预测方法,为求解飞机与发动机间的声散射问题提供理论和方法支撑。

### 参考文献:

- [1] Dunn M, Tweed J, Farassat F. The prediction of ducted fan engine noise via a boundary integral equation method[R]. AIAA-96-30880.
- [2] Bu H, Huang X, Zhang X. An overview of testing methods for aeroengine fan noise[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2021, 124: 100722.
- [3] Sharland I J. Sources of noise in axial flow fans[J]. Journal of Sound and Vibration, 1964, 1(3): 302-322.
- [4] 蒋永松,董洪瑞,郑文涛,等. 风扇激波相关噪声预测方法及试验验证[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 51-58.  
JIANG Yongsong, DONG Hongrui, ZHENG Wentao, et al. Prediction methods and experimental validation for fan shock-related noise[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 51-58. (in Chinese)
- [5] 张国旺,杨明绥,武卉,等. 风扇/增压级气动声学试验器设计及试验验证[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 151-158.  
ZHANG Guowang, YANG Mingsui, WU Hui, et al. Design and experimental validation of an aeroacoustic test rig for fan/booster stages[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 151-158. (in Chinese)
- [6] Nark D, Burley C, Tinetti A, et al. Initial integration of noise prediction tools for acoustic scattering effects[R]. AIAA-2008-2996.
- [7] Redonnet S, Desquesnes G, Manoha E, et al. Numerical study of acoustic installation effects with a computational aeroacoustics method[J]. AIAA Journal, 2010, 48(5): 929-937.
- [8] Redonnet S. Investigation of the acoustic installation effects of an open-jet anechoic wind tunnel using computational aeroacoustics[J]. Applied Acoustics, 2020, 169: 107469.
- [9] Liu Y. On the BEM for acoustic wave problems[J]. Engineering Analysis with Boundary Elements, 2019, 107: 53-62.
- [10] Betscke T, Scroggs M. Bempp-cl: a fast Python based just-in-time compiling boundary element library[J]. Journal of Open Source Software, 2021, 6(59): 2879.
- [11] Mugridge B D, Morfey C L. Sources of noise in axial flow fans[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 1972, 51(5A): 1411-1426.

- [12] Hu F Q, Pizzo M E, Nark D M. On the use of a Prandtl–Glauert–Lorentz transformation for acoustic scattering by rigid bodies with a uniform flow[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 443: 198–211.
- [13] Burton A J, Miller G F. The application of integral equation methods to the numerical solution of some exterior boundary–value problems[J]. *Proceedings of the Royal Society Series A Mathematical and Physical Sciences*, 1971, 323(1553): 201–210.
- [14] Marburg S. The Burton and Miller method: unlocking another mystery of its coupling parameter[J]. *Journal of Computational Acoustics*, 2016, 24(1): 1550016.
- [15] Kreuzer W, Pollack K, Brinkmann F, et al. NumCalc: an open–source BEM code for solving acoustic scattering problems[J]. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 2024, 161: 157–178.
- [16] Wang T, Yokota R, Barba L. ExaFMM: a high–performance fast multipole method library with C++ and Python interfaces[J]. *Journal of Open Source Software*, 2021, 6(61): 3145.
- [17] Morris P J. Scattering of sound from a spatially distributed, spherically symmetric source by a sphere[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 1995, 98(6): 3536–3539.
- [18] Lakota B A. The radiated field generated by a monopole source in a short, rigid, rectangular duct[R]. NASA–TM–1998–207543.
- [19] Myers M K. Radiation of sound from a point source in a short duct[C]// NASA Conference Publication. Tallahassee: NASA, 1997: 19–26.

(编辑: 孙明霞)

# 陶瓷基复合材料薄壁结构热声载荷下应力应变分析

孙远驰<sup>1</sup>, 赵奉同<sup>1</sup>, 骆丽<sup>1,2</sup>, 张立<sup>2</sup>, 宋乐琨<sup>2</sup>, 沙云东<sup>1</sup>

(1. 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136; 2. 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

**摘要:** 为有效解决航空发动机薄壁结构热声疲劳强度破坏导致的发动机运行异常难题, 采用有限元分析法建立板状结构计算模型, 并结合高温行波管试验器上薄壁结构板状试验件的约束条件对该模型施加约束载荷。计算结构危险位置单元在基频处的 Von Mises 应力以及应变片位置单元的应变值, 并与已有试验结果进行对比, 验证了动力学模型和计算方法的正确性。以陶瓷基复合材料(CMCs)薄壁结构为研究对象, 构建结构动力学响应计算模型, 结合结构热模态理论计算结构的模态阵型与频率, 完成稳态的温度载荷和有限带宽高斯白噪声的加载。计算热载荷与声载荷联合作用下的结构动力学响应, 分析不同声压级和不同温度等因素对板状结构应力/应变响应的影响规律。结果表明: 在温度为 900 °C、声压级为 157 dB 时, 板状结构分别在扩散场加载和行波场 90° 加载时的 Von Mises 应力最大; 在温度为 1500 °C、声压级为 157 dB 时, 板状结构在扩散场和行波场 90° 时的应变最大。

**关键词:** 陶瓷基复合材料; 薄壁结构; 有限元法; 热声载荷; Von Mises 应力; 航空发动机

中图分类号: V214.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.006

## Stress-Strain Analysis of Thin-Walled Ceramic Matrix Composite Structures Under Thermoacoustic Load

SUN Yuan-chi<sup>1</sup>, ZHAO Feng-tong<sup>1</sup>, LUO Li<sup>1,2</sup>, ZHANG Li<sup>2</sup>, SONG Le-kun<sup>2</sup>, SHA Yun-dong<sup>1</sup>

(1. Liaoning Province Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for Aviation Propulsion System, Shenyang 110136, China;

2. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** To effectively address the issue of abnormal engine operation caused by thermoacoustic fatigue failure of thin-walled structures in aeroengines, a finite element analysis (FEA) model of a plate-shaped structure was established, and constraint loads were applied to the model based on the boundary conditions of the plate-shaped specimen tested on a high-temperature traveling wave tube tester. The Von Mises stress at critical locations of the structure under the fundamental frequency and the strain values at gauge positions were calculated and compared with existing experimental results to validate the accuracy of the dynamic model and calculation methodology. Focusing on ceramic matrix composites (CMCs) thin-walled structures, a structural dynamic response model was constructed. Combining structural thermal modal theory, the mode shapes and frequencies of the structure were computed. Steady-state temperature loads and finite-bandwidth Gaussian white noise were applied, the structural dynamic responses under the combined effects of thermal and acoustic loads were evaluated, and the influence of varying sound pressure levels and temperatures on the stress/strain response of plate-shaped structures was analyzed. Results indicate that at 900 °C and a sound pressure level of 157 dB, the Von Mises stress values of the plate structure peaks under both the diffusion-field loading and the traveling wave field loading at 90°. At 1500 °C and a sound pressure level of 157 dB, the strain of the plate-shaped structure reaches its peak under diffuse-field loading and 90° traveling-wave field loading.

**Key words:** ceramic matrix composite material; thin-walled structure; finite element method; thermoacoustic load; Von Mises stress; aeroengine

## 0 引言

航空发动机传统的高温部件主要采用高温合金,

目前高温合金的耐温极限约为 1100 °C, 陶瓷基复合材料 (Ceramic Matrix Composites, CMCs) 的耐温能力为 1200 ~ 1350 °C, 并且 CMCs 的质量通常只是高温合

收稿日期: 2024-06-29 基金项目: 强度与结构完整性全国重点实验室开放基金 (ASSIKFJJ202303004) 资助

作者简介: 孙远驰 (2000), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 孙远驰, 赵奉同, 骆丽, 等. 陶瓷基复合材料薄壁结构热声载荷下应力应变分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 45-52. SUN Yuanchi, ZHAO Fengtong, LUO Li, et al. Stress-strain analysis of thin-walled ceramic matrix composite structures under thermoacoustic load[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 45-52.

金零部件的1/4~1/3。此外,在发动机运行时,热端部件所受的热、声载荷复杂。因此,对热端部件在实际工况下所处的噪声及高温环境的研究是十分重要的课题。

国内外学者针对热声相关试验开展了大量的理论分析与研究。Sharifi等<sup>[1]</sup>在大气圆柱形单射流燃烧室中开展了热声试验,将试验结果与仿真结果进行比较,表明在不稳定工作点自激不稳定性的振幅、频率和振型上具有合理的一致性,在稳定工作点中没有热声振荡;Rizzi等<sup>[2]</sup>介绍了热声疲劳装置(Thermal Acoustic Fatigue Apparatus, TAFA)声学控制系统的最新改进,以试验段声功率谱密度和相干性的形式给出了包括均匀谱、限带随机谱等多种输入谱的性能数据;Song等<sup>[3]</sup>提出了3种延长连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料使用寿命的方法;Li<sup>[4]</sup>研究了纤维增强CMCs在室温和高温循环载荷下的强度退化,预测了室温和高温循环载荷下纤维增强CMCs残余强度与循环数曲线的演变;栾新刚等<sup>[5]</sup>针对复合材料薄板开展噪声试验,使用红外热成像检测断面破坏形式,揭示了复合材料薄壁结构失效模式;沙云东等<sup>[6-7]</sup>研究了典型金属及复合材料薄壁结构的热声疲劳响应问题,并开展了大量试验;Zhang等<sup>[8]</sup>提出了一种声学疲劳模型,以获得平纹编织C/SiC复合板在声学荷载作用下的残余强度;Zou等<sup>[9]</sup>利用有限元计算典型筒支钛合金板临界热屈曲温度;胡殿印等<sup>[10]</sup>根据鲍迪安斯基-哈钦森-埃文斯(Budiansky-Hutchinson-Evans, BHE)剪滞模型理论,分析了随着疲劳峰值应力的不同,CMCs可能出现的4种疲劳迟滞行为,并对CMCs进行了疲劳寿命计算;周亚东<sup>[11]</sup>研究了陶瓷基复合材料薄壁结构及典型C/SiC材料在热声载荷下疲劳寿命问题;孙坤等<sup>[12]</sup>采用扣锁式壁面温度测试方法,对连续纤维增韧的碳化硅复合材料航空发动机火焰筒试件进行燃气热冲击性能研究;刘鑫等<sup>[13]</sup>采用细观有限元方法,应用模型计算得到SiC<sub>f</sub>/SiC陶瓷基复合材料的宏观弹性常数。上述针对复合材料及高温合金材料的热声响应及疲劳寿命问题的研究仅局限于较为单一的声压级或温度,国内针对陶瓷基复合材料应用的研究主要集中在热、力、振动、噪声等多物理场耦合作用下材料内部所产生的热应力和热变形,从而影响陶瓷基复合材料结构的服役性能。

本文详述了C/SiC陶瓷基复合材料薄壁结构板状

构件在热声载荷下的响应,计算并分析了CMCs板状结构在不同组合的热声载荷下的应力、应变分别随温度和声压级的变化规律。

## 1 研究理论

### 1.1 热载荷下复合材料薄壁结构控制方程

在热、机械载荷作用下,复合材料薄壁在主轴方向的应力应变关系式<sup>[14]</sup>为

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ 0 \end{Bmatrix} T \quad (1)$$

式中: $S_{ij}$ 为柔度系数; $\varepsilon_1$ 、 $\varepsilon_2$ 为主轴1、2方向的线应变; $\gamma_{12}$ 为1-2平面内的切应变; $\tau_{12}$ 为1-2平面内的切应力; $\sigma_1$ 、 $\sigma_2$ 为主轴1、2方向的正应力; $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 为热膨胀系数; $T$ 为温度。

当所选的坐标不是主轴方向时,应力应变关系为

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{Bmatrix} T \quad (2)$$

式中: $\bar{S}_{ij}$ 为折减柔度系数; $\varepsilon_x$ 、 $\varepsilon_y$ 为X、Y方向的线应变; $\gamma_{xy}$ 为XY平面内的切应变; $\alpha_x$ 、 $\alpha_y$ 、 $\alpha_{xy}$ 为材料在X、Y方向及XY平面的热膨胀系数。

用工程常数表示的柔度矩阵为

$$[S_{ij}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{u_2}{E_1} & 0 \\ -\frac{u_1}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $E_1$ 、 $E_2$ 为主轴1、2方向的弹性模量; $u_1$ 、 $u_2$ 为主轴1、2方向的泊松比; $G_{12}$ 为在1-2平面内的剪切模量。

### 1.2 正交各向异性薄壁结构的控制方程

根据线弹性理论,正交各向异性复合材料薄壁结构的势能表达式为

$$U = \frac{1}{2} \iiint_V \left[ \frac{E_1 z^2}{1-u_1 u_2} \left[ \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + u_2 \left( \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \right] + \frac{E_2 z^2}{1-u_1 u_2} \left[ u_1 \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \left( \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) + \left( \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 \right] + 4G_{12} z^2 \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 + \frac{E_1 (\alpha_1 + u_1 \alpha_2) \Delta T}{1-u_1 u_2} \left( \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + \frac{E_2 (\alpha_2 + u_1 \alpha_1) \Delta T}{1-u_1 u_2} \left( \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right] dV \quad (4)$$

式中: $U$ 为薄壁结构的应变能; $V$ 为体积; $z$ 为垂直于薄壁中面的坐标; $w$ 为结构的横向位移函数; $y$ 为薄壁结构平面位置的坐标变量; $x$ 为薄壁结构平面位置的坐

标变量。

动能表达式为

$$T = \frac{1}{2} \iiint_V \rho h \left( \frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 dV \quad (5)$$

式中: $\rho$ 为复合材料的密度; $h$ 为复合材料薄壁的厚度; $t$ 为时间。

根据哈密顿原理可得

$$\delta \int (T - U) dt = 0 \quad (6)$$

得到由位移表示的复合材料薄壁结构控制方程

$$D_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2D_3 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_2 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + \rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} - N_x^T \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - N_y^T \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - 2N_{xy}^T \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} = q \quad (7)$$

式中: $D_1$ 、 $D_2$ 、 $D_3$ 为弯曲刚度系数; $N_x^T$ 为X方向的热应力合力; $N_y^T$ 为Y方向的热应力合力; $N_{xy}^T$ 为XY方向的热应力合力; $q$ 为作用在复合材料薄壁结构上的横向载荷。

### 1.3 振动模态理论分析

模态分析方法<sup>[15]</sup>分为以有限单元计算获得的数值模态分析方法和试验模态分析方法。

运动微分方程为

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\} \quad (8)$$

式中: $M$ 为质量矩阵; $C$ 为阻尼矩阵; $K$ 为刚度矩阵; $F$ 为外力向量; $\dot{x}$ 为速度向量; $\ddot{x}$ 为加速度向量。

将式(8)进行拉氏变换后,令 $s=jf$ 得

$$([K] - f^2[M] + jf[C])\{x(f)\} = \{F(f)\} \quad (9)$$

系统各点的位移运动向量 $\{x\}$ 表达式为

$$\{x\} = [\phi]\{q\} \quad (10)$$

式中: $[\phi]$ 为结构振型矩阵; $\{q\}$ 为模态坐标。

将式(10)代入式(9)得

$$([K] - w^2[M] + jf[C])[\phi]\{q\} = \{F\} \quad (11)$$

式中: $j$ 为虚数单位; $f$ 为圆频率,描述结构振动的快慢。

## 2 热声载荷计算方法验证

### 2.1 热声载荷试验

热声载荷下的试验件采用GH188合金,结构尺寸长宽厚分别为308 mm×243 mm×1.5 mm,约束条件为四边固支,其水平方向为X方向,竖直方向为Y方向。开展不同温度载荷下的模态试验以及施加稳态

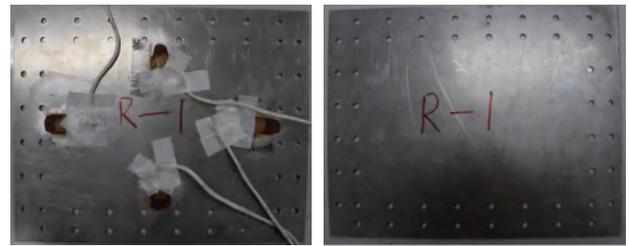
温度载荷和有限带宽高斯白噪声载荷联合作用下的热声响应试验。GH188合金属性见表1。

表1 GH188合金属性

$T/^\circ\text{C}$	$E/\text{GPa}$	$\mu$	$\alpha/(10^{-6}/^\circ\text{C})$	$\rho/(10^3\text{kg}/\text{m}^3)$
50	213	0.3	11.4	9.09
100	208	0.302	11.7	9.09
150	199	0.304	11.9	9.09
200	194	0.307	12.2	9.09

注: $T$ 为试验温度; $E$ 为弹性模量; $\mu$ 为泊松比; $\alpha$ 为热膨胀系数; $\rho$ 为材料密度。

试验中应变片位置和试验件如图1所示。



(a) 应变片贴片位置

(b) 试验件

图1 应变片位置及试验件

根据GH188合金薄壁板状结构在不同温度下的热模态响应试验得到薄壁板的前4阶热模态响应频率,见表2。

表2 前4阶热模态频率

温度/ $^\circ\text{C}$	频率/Hz			
	第1阶	第2阶	第3阶	第4阶
50	347	686	882	1101
100	257	746	860	1150
150	307	796	865	1067
200	350	780	868	1013

在热声载荷试验中,对板状构件施加稳态的温度载荷和有限带宽高斯白噪声,测得的测点位置的单向应变见表3。

表3 测点位置的单向应变

温度/ $^\circ\text{C}$	方向	应变/ $10^{-6}$			
		148 dB	151 dB	154 dB	157 dB
50	X向	8.9	12.6	17.8	25.1
	Y向	3.2	4.5	6.3	8.9
100	X向	14.1	19.9	28.1	39.6
	Y向	6.1	8.6	11.2	17.1
150	X向	6.3	8.9	12.6	17.8
	Y向	10.9	15.4	21.7	30.6
200	X向	8.2	11.6	16.3	23
	Y向	18.3	25.8	36.4	51.4

## 2.2 热模态频率计算验证

根据试验真实情况,在有限元软件中建立有限元计算模型材料属性(表1),并对模型加以四端固支的约束载荷条件。有限元计算模型及其约束条件如图2所示。有限元模型的前2阶模态下的GH188合金不同温度下的热模态频率对比见表4。

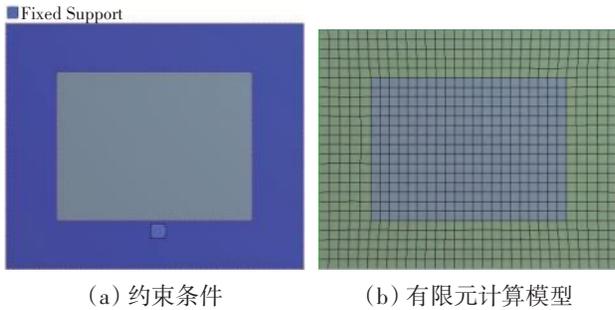


图2 有限元计算模型及其约束条件

表4 GH188合金不同温度下的热模态频率对比 Hz

温度/°C	仿真计算结果		试验结果		最大误差
	第1阶	第2阶	第1阶	第2阶	
50	323	740	347	686	7.8%
100	275	809	257	746	8.4%
150	313	803	307	796	0.8%
200	360	849	350	780	8.8%

通过对比仿真计算值与试验值的热模态频率值,得出误差范围为0.8%~8.8%,二者的数据吻合度较好。

## 2.3 动态响应结果验证

在动态响应仿真计算中,根据试验工况条件,施加稳态的温度载荷和有限带宽高斯白噪声。稳态的温度载荷分别为50、100、150、200 °C。声载荷频率范围为250~1500 Hz,频率间隔为5 Hz,本文采用的声载荷加载方式及构件危险位置应力如图3所示。在仿真计算软件中,对GH188合金板状结构采用扩散场加以声载荷,加载方式如图3(a)、(b)所示。分别提取在基频处的危险位置以及危险位置在基频处X方向与Y方向的应变值。当声压级为151 dB,温度载荷分别为50、100、150、200 °C时,GH188合金板状构件的危险位置如图3(c)~(f)所示。

当温度载荷为50、100、150 °C时,GH188合金构件的危险点均位于短边两侧中点处(图3(c)~(e))。当温度载荷为200 °C时,危险点位置位于板的中心处(图3(f))。

对GH188合金板状构件施加稳态的温度载荷和有

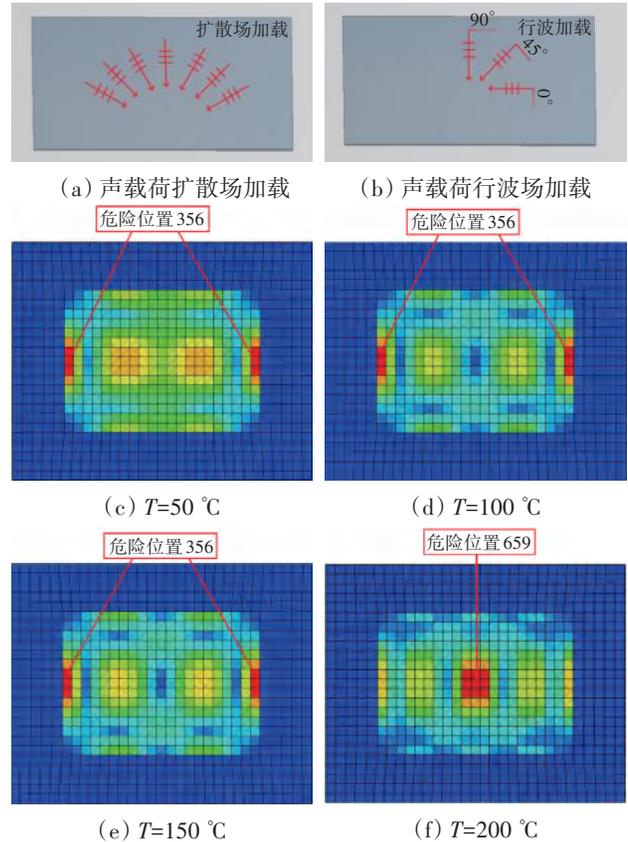


图3 声载荷加载方式及构件危险位置应力

限带宽高斯白噪声,其危险位置单元在声压级为151 dB时,在基频处的X方向和Y方向上的应变值见表5。

表5 危险位置单元应变值

温度/°C	方向	应变/ $10^{-6}$		误差
		仿真计算结果	试验结果	
50	X向	14.1	12.6	11.9%
	Y向	5.1	4.5	13.3%
100	X向	19.1	19.9	4.1%
	Y向	8.2	8.6	4.6%
150	X向	8.1	8.9	8.9%
	Y向	15.9	15.4	3.2%
200	X向	12.2	11.6	5.1%
	Y向	17.6	15.8	11.3%

通过对仿真计算所得的应变值与试验所测得的数值对比,二者结果吻合度相对较好,误差范围在15%以内。

通过热声试验与仿真计算结果的对比,二者的热模态频率数值吻合度较好,误差范围为0.8%~8.8%。在稳态的温度载荷和有限带宽高斯白噪声的载荷下,应变值的误差范围为0~13%,由此验证了该仿真计算方法的正确性。

## 3 陶瓷基复合材料热声响应计算

建立CMCs薄壁结构有限元模型,材料属性见表6,

计算其在不同温度载荷下的热模态频率。在稳态温度载荷和有限带宽高斯白噪声的载荷下,对 CMCs 板状模型进行热载荷与声载荷联合作用下的结构热声响应计算与分析,研究声压级和不同温度等因素对板状结构应力/应变响应的影响规律。温度载荷大小分别为 900、1100、1300、1500 °C。

表 6 陶瓷基复合材料属性

$T/^\circ\text{C}$	$E/\text{GPa}$	$\mu$	$\rho/(10^3\text{kg/m}^3)$
900	110	0.1	2.0
1100	91	0.1	2.0
1300	68	0.1	2.0
1500	61	0.1	2.0

### 3.1 模态计算

建立 CMCs 薄壁结构板状有限元模型,其模型的长宽分别为 300 mm×250 mm,厚度为 1.5 mm。结合高温行波管试验器上对 CMCs 板状试验件的约束条件,对有限元板状模型施加四端固支约束载荷,有限元计算模型及其坐标如图 4 所示。

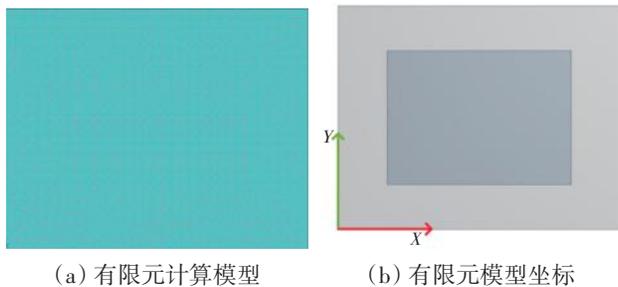


图 4 有限元模型及其坐标

计算 CMCs 薄壁板状结构在不同温度下的模态响应频率,得到不同温度载荷下 CMCs 板状结构热模态频率,见表 7。

表 7 不同温度载荷下 CMCs 板状结构热模态频率

温度/°C	频率/Hz			
	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 4 阶
900	685	1119	1636	1838
1100	623	1017	1488	1671
1300	539	879	1286	1445
1500	510	833	1218	1369

对四周固支薄壁板结构模型进行模态分析,以获得模型在不同温度下的热模态频率。4 种温度下结构的前 4 阶固有频率(表 7)在 900、1100、1300、1500 °C 下,CMCs 薄壁板结构的基频分别为 685、623、539、510 Hz。从表 7 中可见,随着温度升高,CMCs 薄壁板的固有频率呈递减趋势,而不同温度下相同阶次的模态振型形基本相同。

### 3.2 热声响应计算

对 CMCs 薄壁板施加稳态的温度载荷和有限带宽高斯白噪声,分析频率设置为 500~3000 Hz,频率步长为 5 Hz。声载荷大小分别为 145、148、151、154、157 dB,分别计算壁板在不同声载荷下的动态响应。加载方式分别为扩散场加载和行波场加载。其中,行波场的加载角度选取在正常工况下的 3 个特殊角度:0°、45°、90°作为加载角度。

#### 3.2.1 扩散场加载对构件响应的影响

当加载方式为扩散场加载,声压级为 151 dB 时,CMCs 在基频处危险点位置如图 5 所示。

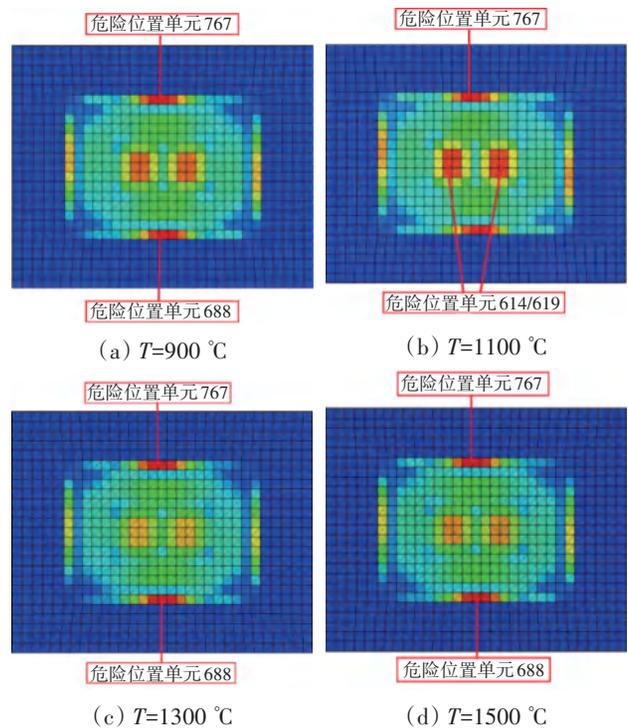


图 5 CMCs 在基频处危险点位置

从图中可见,当  $T=900\text{ }^\circ\text{C}$  时,危险位置点的 Von-Mises 应力达到最大;当  $T=900、1100\text{ }^\circ\text{C}$  时,危险点位置位于板状模型的长边中点处以及板的中心位置处;当  $T=1300、1500\text{ }^\circ\text{C}$ ,时危险位置仅位于长边中点处。

在热声载荷下,分别提取各温度载荷下在危险点基频处的 Von-Mises 应力以及应变片测点位置 X 方向及 Y 方向上的应变值。扩散场加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度如图 6 所示。

从图中可见,在相同的声载荷下,危险位置处的 Von-Mises 应力随着温度的升高呈现先降低再提高最后降低的趋势。在相同温度载荷下,危险位置处的 Von-Mises 应力随着扩散场声载荷的增大而提高。各

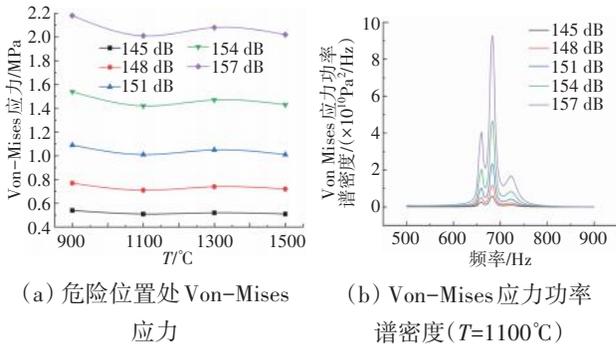


图 6 扩散场加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度

状态下,CMCs 板状构件短边中点 X 向和长边中点 Y 向应变值见表 8。

表 8 CMCs 板状构件短边中点 X 向和长边中点 Y 向应变

温度/°C	方向	应变/ $\times 10^{-2}$				
		145 dB	148 dB	151 dB	154 dB	157 dB
900	X 向	4.7	6.6	9.3	13.2	18.6
	Y 向	3.1	4.3	6.4	8.7	12.2
1100	X 向	6.4	6.3	12.7	17.9	25.4
	Y 向	3.6	3.6	7.2	10.1	14.3
1300	X 向	9.3	8.8	18.5	26.1	36.8
	Y 向	4.4	6.7	9.5	13.4	18.9
1500	X 向	10.6	15.1	21.2	29.9	42.3
	Y 向	6.1	8.6	12.1	17.1	24.1

从表中可见,在同一声压级下随着温度的升高 CMCs 板状模型在测点处的单向应变增大;在同一温度下随着声压级的增大 CMCs 板状模型在测点处的应变增大。

### 3.2.2 行波场加载对 CMCs 构件响应的影响

#### 3.2.2.1 入射角为 0° 的行波加载

在行波场 0° 加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度如图 7 所示。

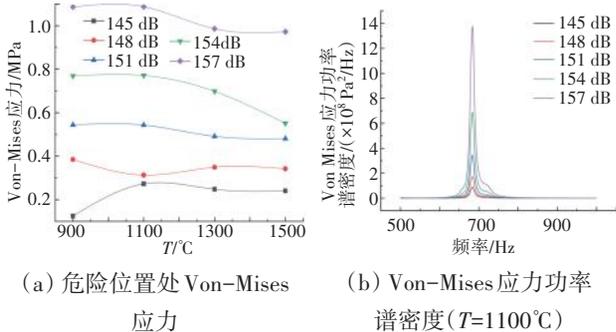


图 7 在行波场 0° 加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度

从图 7(a) 中可见,在相同温度载荷下,危险位置处的 Von-Mises 应力随着声压级的增大而逐渐提高。

在相同的声载荷下,危险位置的 Von-Mises 应力在 145 dB 时随着温度的升高而先提高后降低,在 148 dB 时先降低后提高,151、154、157 dB 时均降低。

在各状态下,CMCs 板状构件短边中点 X 向和长边中点 Y 向应变见表 9。

表 9 行波场 0°, CMCs 板状构件短边中点 X 向和长边中点 Y 向应变

温度/°C	方向	应变/ $\times 10^{-3}$				
		145 dB	148 dB	151 dB	154 dB	157 dB
900	X 向	10.6	3.8	5.3	7.5	10.6
	Y 向	5.7	2.1	2.9	4.1	5.8
1100	X 向	3.2	3.3	6.4	9.1	12.8
	Y 向	1.7	1.7	3.5	4.9	5.1
1300	X 向	3.9	5.5	8.1	11.1	15.6
	Y 向	2.1	2.9	4.2	5.9	8.3
1500	X 向	4.2	5.9	8.4	8.5	16.8
	Y 向	2.5	3.5	4.9	5.1	9.7

从表中可见,在同一声载荷下,随着温度的升高 CMCs 板状模型在测点处的应变在 145、148 dB 时先减小后增大,在 151、157 dB 时应变逐渐增大,在 154 dB 时先增大后减小。而在同一温度下,随着声压级的增大,CMCs 板状模型在测点处的单向逐渐应变增大。

#### 3.2.2.2 入射角为 45° 的行波加载

在各声压级下,在行波场 45° 加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度如图 8 所示。

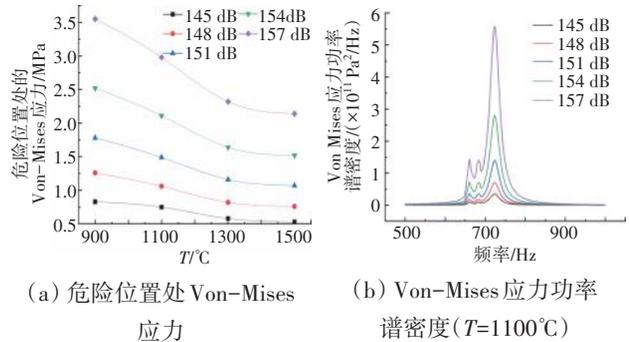


图 8 在行波场 45° 加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度

从图中可见,在同一温度载荷下,危险位置处的 Von-Mises 应力随着声压级的增大而提高。而在相同的声载荷下危险位置处的 Von-Mises 应力随着温度的升高而降低。

在各状态下,CMCs 板状构件短边中点 X 向和长边中点 Y 向应变见表 10。

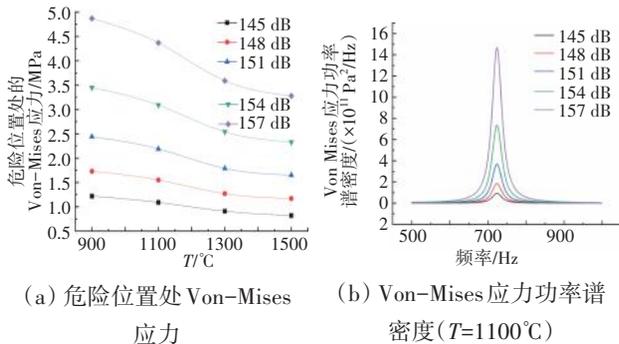
表 10 行波场 45°,CMCs 板状构件短边中点 X向和长边中点 Y向应变

温度/°C	方向	应变×10 <sup>-2</sup>				
		145 dB	148 dB	151 dB	154 dB	157 dB
900	X向	7.5	10.6	14.9	21.1	21.1
	Y向	4.6	6.5	9.1	12.9	12.9
1100	X向	10.9	11.1	21.8	30.8	43.5
	Y向	6.2	6.3	12.4	17.6	24.8
1300	X向	12.8	18.1	25.5	35.9	50.8
	Y向	9.3	13.2	18.9	26.4	37.3
1500	X向	13.7	19.3	27.3	38.5	54.4
	Y向	11.1	15.6	22.1	31.1	43.8

从表中可见,在同一声载荷下随着温度的升高,CMCs 板状模型在测点处的 X、Y 向应变均增大。在同一温度下随着声压级的逐渐增大,CMCs 板状模型在测点处的 X 向和 Y 向应变均增大。

3.2.2.3 入射角为 90°的行波加载

在各状态下,在行波场 90°加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度如图 9 所示。



(a) 危险位置处 Von-Mises 应力 (b) Von-Mises 应力功率谱密度 (T=1100°C)

图 9 在行波场 90°加载下危险位置处 Von-Mises 应力及功率谱密度

从图中可见,在同一温度载荷下,危险位置的 Von-Mises 应力随着声压级的增大而提高。在相同的声载荷下危险位置处的 Von-Mises 应力随着温度的升高而降低。在 900 °C, 157 dB 时达到所有加载方式下最大值。

在各状态下,CMCs 板状构件短边中点 X 向和长边中点 Y 向应变见表 11。

从表中可见,在同一声载荷下随着温度的升高,CMCs 板状模型在测点处的 X 向应变在 148 dB 时呈现出先减小后增大的趋势,而在其余声压级下应变均增大。Y 向应变随温度的升高而增大。在同一温度下随着声压级的增大,CMCs 板状模型在测点处的 X 向和 Y 向应变均增大。当 T=1500 °C, 声压级为 157 dB

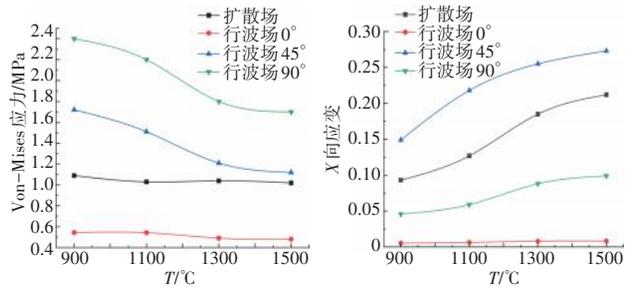
表 11 行波场 90°CMCs 板状构件短边中点 X向和长边中点 Y向应变

温度/°C	方向	应变×10 <sup>-2</sup>				
		145 dB	148 dB	151 dB	154 dB	157 dB
900	X向	2.3	3.3	4.6	6.5	9.2
	Y向	7.6	10.8	15.2	21.4	30.3
1100	X向	3.1	3.1	5.9	8.5	11.9
	Y向	9.9	9.9	19.7	27.9	39.4
1300	X向	4.4	6.2	8.8	12.5	17.6
	Y向	14.6	20.7	29.2	41.3	58.3
1500	X向	5.1	7.1	9.9	14.1	19.9
	Y向	17.1	24.2	34.1	48.2	68.1

时测点位置的单向应变达到所有加载方式下的最大。

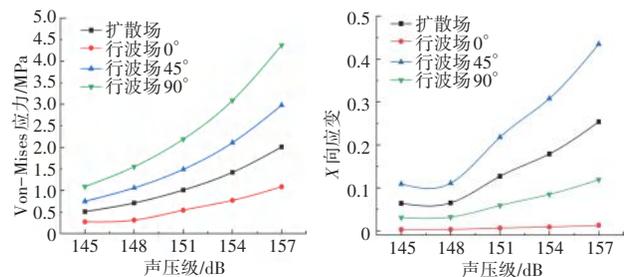
3.2.3 不同加载方式对 CMCs 板状构件响应的影响

选取声压级为 151 dB,测 CMCs 板状构件在不同的声载荷加载方式下的 Von-mises 应力及测点位置 X 方向单向应变随温度的变化规律,结果如图 10 所示。当温度为 1100 °C 时,测板状构件在各加载方式下的 Von-mises 应力及 X 方向单向应变随声压级的变化规律,结果如图 11 所示。



(a) 危险位置处 Von-Mises 应力变化规律 (b) 测点 X 向应变变化规律

图 10 151 dB 时各加载方式下响应随温度变化规律



(a) 危险位置处 Von-Mises 应力变化规律 (b) 测点 X 向应变变化规律

图 11 1100 °C 时各加载方式下响应随声压级变化规律

通过对比分析,发现当声压级为 151 dB 时,行波场各角度加载时的 Von-Mises 应力随着温度的升高而降低,扩散场的 Von-Mises 应力变化范围较小。测点 X 向应变随着温度的升高扩散场、行波场均增大。

当温度为 1100 °C 时,扩散场与行波场各角度加载时的 Von-Mises 应力及测点位置  $X$  向单向应变均随着声压级的增大而呈现增大的趋势。

#### 4 结论

(1) 通过将试验结果与仿真计算得出的热模态频率、测点位置处应变结果进行对比,验证了仿真计算方法的正确性及可靠性。CMCs 薄壁板的固有频率随温度的升高呈降低趋势,且在不同温度下相同阶次的模态振型形基本相同。

(2) 在扩散场加载下,危险位置处的 Von-Mises 应力随着温度的升高呈现先降低再提高最后降低的趋势。在行波场各角度加载下,危险位置处 Von-Mises 应力随着温度的逐渐升高呈现出缓慢降低的趋势。在扩散场和行波场各角度加载下,测点处的单向应变均随着温度的升高逐渐增大。在行波场 90° 时, Von-Mises 应力和测点单向应变均达到达到最大值。

(3) 当施加 90° 的行波加载、声压级为 157 dB、CMCs 薄壁板的温度为 900 °C 时,危险位置处的 Von-Mises 应力值达到各加载方式及各角度中的最大值,此时薄壁板的强度较小,易在其危险位置处发生疲劳破坏;当施加 45° 的行波加载时,最大单向应变值出现在温度为 1500 °C,声压级为 157 dB 时的  $X$  方向,此时易在其  $X$  方向上发生疲劳破坏;当施加 90° 的行波加载时,最大单向应变值出现在温度为 1500 °C,声压级为 157 dB 时的  $Y$  方向,此时易在其  $Y$  方向上发生疲劳破坏。

#### 参考文献:

- [1] Sharifi V, Beck C, Janus B, et al. Design and testing of a high frequency thermoacoustic combustion experiment[J]. *AIAA Journal*, 2021, 59(8): 3127-3143.
- [2] Rizzi S A, Bossaert G. Closed-loop control for sonic fatigue testing systems[J]. *Sound and Vibration*, 2001, 35(11): 19-23.
- [3] Song C, Ye F, Cheng L, et al. Long-term ceramic matrix composite for aeroengine[J]. *Journal of Advanced Ceramics*, 2022, 11(9): 1343-1374.
- [4] Li L B. Modeling strength degradation of fiber-reinforced ceramic-matrix composites under cyclic loading at room and elevated temperatures[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2017, 695: 221-229.
- [5] 栾新刚,尹良宣,陈禹同,等. 强噪声载荷下 2D-C/SiC 复合材料平板失效机理[J]. *新型炭材料*, 2019, 34(4): 373-381.  
LUAN Xingang, YIN Liangxuan, CHEN Yutong, et al. Failure mechanism of 2D-C/SiC composite plates under strong noise loads[J]. *New Carbon Materials*, 2019, 34(4): 373-381. (in Chinese)
- [6] 沙云东,王建,赵奉同,等. 热声载荷下薄壁结构振动响应试验验证与疲劳分析[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(11): 2659-2671.  
SHA Yundong, WANG Jian, ZHAO Fengtong, et al. Vibration response test verification and fatigue analysis of thin-walled structures under thermoacoustic load[J]. *Journal of Aerospace Dynamics*, 2017, 32(11): 2659-2671. (in Chinese)
- [7] 沙云东,朱付磊,赵奉同,等. 热声载荷下薄壁板行波管疲劳分析与试验研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(8): 1876-1886.  
SHA Yundong, ZHU Fulei, ZHAO Fengtong, et al. Fatigue analysis and experimental study of thin-walled TWT under thermoacoustic load[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(8): 1876-1886. (in Chinese)
- [8] Zhang Z, Ren F, Liu B, et al. Acoustic fatigue properties investigation of plain weave C/SiC composite plate[J]. *Journal of Materials Research and Technology*, 2020, 9(1): 331-339.
- [9] Zou X, Guo D, Zhang L. Dynamic Analysis of the titanium alloy plate under thermal-acoustic loadings[C]//MATEC Web of Conferences. EDP Sciences, 2015, 35: 01005-1-5.
- [10] 胡殿印,张泽帮,张龙,等. 陶瓷基复合材料疲劳寿命预测方法[J]. *航空发动机*, 2017, 43(4): 17-22.  
HU Dianyin, ZHANG Zebang, ZHANG Long, et al. Fatigue life prediction method for ceramic matrix composites[J]. *Aeroengine*, 2017, 43(4): 17-22. (in Chinese)
- [11] 周亚东. 热声振环境下复合材料薄壁结构疲劳评估问题研究[D]. 南京:东南大学, 2018.  
ZHOU Yadong. Research on fatigue evaluation of thin-walled composite structures under thermoacoustic vibration[D]. Nanjing: Southeast University, 2018. (in Chinese)
- [12] 孙坤,王洪斌,张树林,等. 基于热响应的陶瓷基复合材料火焰筒热冲击试验[J]. *航空发动机*, 2021, 47(3): 86-90.  
SUN Kun, WANG Hongbin, ZHANG Shulin, et al. Thermal shock test of ceramic matrix composite flame cylinder based on thermal response [J]. *Aeroengine*, 2021, 47(3): 86-90. (in Chinese)
- [13] 刘鑫,乔逸飞,董少静,等. 陶瓷基复合材料力学性能计算及涡轮导叶宏观响应分析方法[J]. *航空发动机*, 2021, 47(6): 85-90.  
LIU Xin, QIAO Yifei, DONG Shaojing, et al. Mechanical properties calculation of ceramic matrix composite and macro-response analysis method of turbine guide vane[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(6): 85-90. (in Chinese)
- [14] 白文君,沙云东,李华山,等. 热声载荷下 C/SiC 层合薄板动态响应分析及寿命预测[J]. *振动与冲击*, 2017, 36(10): 76-83.  
BAI Wenjun, SHA Yundong, LI Huashan, et al. Dynamic response analysis and life prediction of C/SiC laminates under thermoacoustic load[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2017, 36(10): 76-83. (in Chinese)
- [15] 张永杰,陈利斌,张菩仁,等. 扩散声场作用下 C/SiC 复合材料薄壁结构的全频段响应分析[J]. *航天器环境工程*, 2019, 36(4): 344-349.  
ZHANG Yongjie, CHEN Libin, ZHANG Puren, et al. Full frequency response analysis of thin wall structure of C/SiC composites under diffused sound field[J]. *Spacecraft Environmental Engineering*, 2019, 36(4): 344-349. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)

# 热流环境下薄壁壳结构声激振响应特征计算

李文为<sup>1,2</sup>, 沙云东<sup>1,2</sup>, 唐晓宁<sup>1,2</sup>, 杨延泽<sup>1,2</sup>

(1. 沈阳航空航天大学航空发动机学院, 2. 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室; 沈阳 110136)

**摘要:** 针对航空发动机加力燃烧室中钝体径向火焰稳定器典型薄壁壳结构的声激振响应问题, 基于耦合边界元/有限元法建立热流环境下声激振响应求解模型, 研究了来流温度、声压级、来流马赫数对径向火焰稳定器典型薄壁壳结构声激振响应的影响。结果表明: 径向火焰稳定器典型薄壁壳结构的总应力呈对称分布, 在内面中线-0.43 位置处最大; 随着来流温度的升高, 总应力呈减小趋势, 应力集中区域范围缩小, 但声压级对应应力集中区域范围影响较小, 当声压级在 148~160 dB 范围内时, 声压级每提高 3 dB, 总应力和 Von Mises Stress 峰值应力均增大约 1.41 倍; 当来流马赫数从 0.3 提高到 0.5 时, Von Mises Stress 峰值应力变化较小, 仅增大约 0.10%。研究结论可为径向火焰稳定器典型薄壁壳结构热流声激振响应分析提供理论依据。

**关键词:** 加力燃烧室; 火焰稳定器; 薄壁壳结构; 热声载荷; 振动应力; 航空发动机

中图分类号: V241.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.007

## Calculation of Acoustic Excitation Vibration Response Characteristics for Thin-Walled Shell Structure in Thermal-Flow Environment

LI Wen-wei<sup>1,2</sup>, SHA Yun-dong<sup>1,2</sup>, TANG Xiao-ning<sup>1,2</sup>, YANG Yan-ze<sup>1,2</sup>

(1. School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University,

2. Liaoning Province Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for Aviation Propulsion System; Shenyang 110136, China)

**Abstract:** In order to investigate the aeroacoustic response issues of a typical thin-walled shell structure of blunt-body radial flame stabilizers in the afterburner of the aeroengine, a thermal-flow-induced acoustic response model was established based on the coupled boundary element/finite element method. The influences of incoming flow temperature, sound pressure level, and Mach number on the aeroacoustic response characteristics of the radial flame stabilizer's typical thin-walled shell structure were investigated. The research reveals that the total stress of the typical thin-walled shell structure of radial flame stabilizers exhibits a symmetric distribution, reaching its maximum at -0.43 position of the inner surface midline; as the incoming flow temperature increases, the total stress decreases, with a reduced stress concentration zone, while the effect of sound pressure level on the stress concentration zone is relatively small. In the range of 148 dB to 160 dB, for every 3 dB increase in sound pressure level, both total stress and Von Mises Stress peak stress increase by approximately 1.41 times. When the incoming Mach number increases from 0.3 to 0.5, the Von Mises Stress peak shows minimal variation, with only about a 0.10% increase. These research conclusions provide a theoretical basis for the thermal-flow-induced aeroacoustic response analysis of typical thin-walled shell structures of radial flame stabilizers.

**Key words:** afterburner; flame stabilizers; thin-walled shell structure; thermoacoustic load; vibration stress; aeroengine

## 0 引言

从 20 世纪中叶至今, 航空发动机加力燃烧室的发展虽已取得长足进步, 但面临未来飞行器对推力的需求, 加力燃烧室结构强度设计仍面临巨大挑战。加

力燃烧室中存在如火焰稳定器等典型薄壁壳结构, 其在加力状态与非加力状态下均承受来自前端燃气所带来的复杂载荷: 气动力、高温载荷和噪声载荷。在高温高速来流环境下, 薄壁壳结构动态特性和噪声频率耦合时, 结构将产生显著的应力、应变以及位移动

收稿日期: 2024-04-25 基金项目: 辽宁省“兴辽英才计划”项目(LYC1802068)资助。

作者简介: 李文为(1994), 男, 硕士。

引用格式: 李文为, 沙云东, 唐晓宁, 等. 热流环境下薄壁壳结构声激振响应特征计算[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 53-61. LI Wenwei, SHA Yundong, TANG Xiaoning, et al. Calculation of acoustic excitation vibration response characteristics for thin-walled shell structure in thermal-flow environment[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 53-61.

态响应,在噪声诱导的交变应力作用下,将导致结构的疲劳破坏<sup>[1]</sup>。因此迫切需要开展火焰稳定器典型薄壁壳结构在热流环境下的声激振响应研究。

国内外学者对钝体火焰稳定器的研究主要集中在结构对流场的影响。Bush等<sup>[2]</sup>利用粒子图像测速法(Particle Image Velocimetry, PIV)对钝体火焰稳定器进行了非反应和反应环境下的试验,测量了不同环境下的流场状态;Mollaie等<sup>[3]</sup>在Bush试验的基础上进行有限元仿真并对火焰稳定器结构进行优化设计;Duan等<sup>[4-6]</sup>为衡量钝体阻流试验和计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)仿真之间的一致性,调整CFD经验参数,量化估计CFD模型的经验参数不确定性,提出了一种基于高斯过程回归的方法和新贝叶斯算法;季鹤鸣<sup>[7]</sup>认为常规V形稳定器具有低总压损失和高燃烧效率特性;钱壬章等<sup>[8]</sup>利用PIV技术对钝体进行了冷态流场的试验研究;全照旭等<sup>[9]</sup>针对火焰稳定器后燃烧不稳定现象进行了分析。

对于火焰稳定器或典型薄壁壳结构的结构强度研究,Lassiter等<sup>[10]</sup>对暴露于约160 dB喷气发动机噪声环境中的简单平板响应进行了研究,分别提供了实际应力数据以及受控实验室中离散与随机噪声名义水平下的测试数据;Hess等<sup>[11]</sup>采用了广义谐波分析方法,针对飞机发动机随机声学激励引起的板件动力学响应进行预测,得出均方根应力与板件自然频率对应单位带宽声压呈正比关系;付藻群<sup>[12]</sup>发现疏松冲塌断裂型失效是由于金属壁面的热塑性和气动力所导致;尚守堂等<sup>[13]</sup>指出火焰稳定器的破坏及失效形式包括裂纹、翘曲变形、过热、烧蚀、断裂等;王建等<sup>[14]</sup>发现薄壁锥壳结构的基频在热声激励响应中起主导作用;栾孝驰等<sup>[15]</sup>针对高速气流中四边固支的薄壁柱壳结构进行动力学响应计算,发现在相同声压级下,结构应力响应先随温度升高而增大,至临界屈曲温度后,随温度升高而减小;沙云东等<sup>[16-18]</sup>对航空航天典型薄壁壳结构在多场耦合下结构动态响应进行了大量仿真和试验分析。

通过对非燃烧状态下的流场试验进行仿真复现,对钝体火焰稳定器进行流固耦合,基于耦合边界元/有限元法提出钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构在热流环境下声激振响应求解模型。由于加力燃烧室内涵进口气流总温为1100~1300 K<sup>[19]</sup>,经过扩压后气流速度为80~180 m/s<sup>[13]</sup>,稳定燃烧时线性总声压级及总

声强级达150 dB以上<sup>[20]</sup>,因此本文开展来流温度、声压级、来流马赫数3种因素对径向火焰稳定器结构声激振响应的影响研究。

## 1 声激振响应特征理论模型

### 1.1 基于FEM/BEM耦合方程

为了表明物体表面振动谐运动与周围流体辐射声压场关系,引入克希霍夫-亥姆霍兹积分方程

$$P(\mathbf{r}) = \int \left\{ P(\mathbf{r}_0) \frac{\partial G}{\partial n} + i\omega\rho_0 u_n(\mathbf{r}_0) G \right\} dS \quad (1)$$

式中: $\mathbf{r}$ 为声场中某接受体位置矢量; $\mathbf{r}_0$ 为振动物体上某位置矢量; $P(\mathbf{r}_0)$ 为物体表面压力; $i\omega\rho_0 u_n(\mathbf{r}_0)$ 为法向表面加速度; $G$ 为频域格林函数, $G = G_\omega(\mathbf{r}, \omega | \mathbf{r}_0, \omega)$ ,即波动方程对谐量源的解。

声压与模态位移关系为

$$p(x, y, z, t) = H_{\text{pact}} u_\alpha(t) \quad (2)$$

式中: $H_{\text{pact}}$ 为声传递函数; $u_\alpha(t)$ 为边界声场质点位移。

结合边界元法中声场控制方程,可得声传递表达式为

$$\{H_{\text{pact}}\} = [H]^{-1} [G] [LT] \{-\rho_\alpha \omega^2\} \quad (3)$$

式中: $[H]$ 和 $[G]$ 为影响矩阵; $[LT]$ 为传递矩阵。耦合有限元/边界元结构动力学控制方程为

$$CPLG(\omega) \{SD_r(\omega)\} = SD_{\text{IN}}(\omega) \quad (4)$$

式中: $CPLG(\omega)$ 为全耦合矩阵; $SD_r(\omega)$ 为结构动力响应功率谱密度函数; $SD_{\text{IN}}(\omega)$ 为外部激励功率谱密度函数。

### 1.2 激振响应特征方程

物体表面某位置总应力为

$$\sigma_{\text{Total}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_i^2} \quad (5)$$

式中: $\sigma_{\text{Total}}$ 为物体表面某位置的总应力; $\sigma_i$ 为该位置在各频率下的Von Mises应力。

为方便计算物体某区域内平均总应力,引入平均总应力计算式

$$\sigma_{\text{Average}} = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n \sigma_j \quad (6)$$

式中: $\sigma_{\text{Average}}$ 为物体表面某区域平均总应力; $\sigma_j$ 为在上述区域内物体表面各点总应力。

为引入应力集中区域,定义大于应力极值附近某区域的均方根总应力的应力范围为应力集中区域,其中均方根总应力为

$$\sigma_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{j=1}^n \sigma_j^2} \quad (7)$$

式中:  $\sigma_{\text{RMS}}$  为物体某区域均方根总应力。

## 2 计算模型与算例验证

### 2.1 几何模型

钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构如图 1 所示。由于结构呈 V 形, 因此也被称为 V 形槽, 其中主要的参数包括槽宽  $D$  和顶角  $\theta$ 。非燃烧状态下的流场试验<sup>[2]</sup>中使用的火焰稳定器结构(图 1(a))开口  $D=38.1$  mm, 顶角圆弧  $\theta=35^\circ$ , 外圆弧半径与内圆弧半径分别为 8.95 mm、7.36 mm。中国研究比较多的钝体火焰稳定器仿真模型(图 1(b))其开口  $D=45$  mm, 顶角圆弧  $\theta=30^\circ$ , 外圆弧半径为 12 mm, 内圆弧半径为 9 mm。

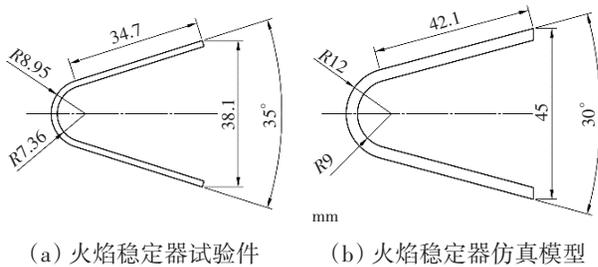


图 1 钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构

### 2.2 计算模型

钝体火焰稳定器流场计算域如图 2 所示。从图中可见, 坐标原点在火焰稳定器开口端中心位置, 计算域  $x$  方向长度为 20 倍的槽宽, 即  $20D$ ,  $y$  方向宽度为  $4D$ ,  $z$  方向高度为  $2D$ 。入口端为速度入口, 流速为 53.3 m/s, 温度为 633.4 K, 与 Bush 试验<sup>[2]</sup>中一致, 四周设置为壁面。火焰稳定器开口端至出口处的距离为  $15D$ , 出口设置为压力出口。湍流模型选择 Realizable k-epsilon 模型, 压力和速度耦合采用 SIMPLE

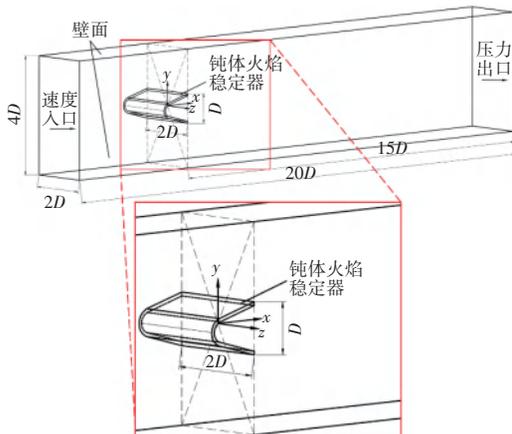


图 2 钝体火焰稳定器流场计算域

算法。

对图 1 中 2 个模型计算域进行六面体网格划分, Bush 试验钝体火焰稳定器试验件模型流场网格如图 3 所示。网格采用 C 型结构划分, 整体网格以火焰稳定器为核心, 向四周均匀过渡。火焰稳定器四周设置边界层网格, 其近壁面首层网格尺寸  $\Delta y \leq 0.02$  mm, 边界层网格增长率为 1.2。网格总体质量大于 0.87。

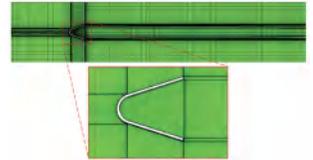


图 3 钝体火焰稳定器试验件模型流场网格

选取 3 种网格数量: Mesh1 为 30 万、Mesh2 为 177 万、Mesh3 为 442 万, 进行网格无关性验证, 非反应状态下流场在  $x/D=0.25$  处平均流向速度分量  $V_x$  与入口平均流速  $V_b$  的比值网格无关性验证如图 4 所示。从图中可见, 当网格数量由 177 万增加至 442 万时, 2 组网格计算结果基本重合, 可以忽略网格数量对计算结果误差的影响, 因此选取 Mesh2 即 177 万网格进行数值求解。

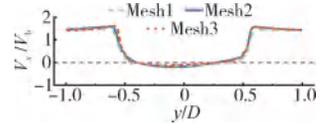


图 4 在  $x/D=0.25$  处  $V_x/V_b$  网格无关性验证

### 2.3 算例试验验证

将仿真结果与 Bush 试验<sup>[2]</sup>、Mollaie 仿真<sup>[3]</sup>结果进行对比, 试验与仿真流场在  $x$  方向速度对比如图 5 所示。

钝体火焰稳定器节点位置(图 5(a))以  $z=0$  平面为流场界面, 在  $x$  正方向, 以火焰稳定器开口  $D$  与  $x$  的比值为节点, 取  $x/D=0.25, 0.8, 1.3, 4.0$  共 4 个节点。各节点在  $y$  轴上的平均流向速度分量  $V_x$  与入口平均流速  $V_b$  的比值如图 5 (b) 所示。红色虚线为本文算例仿真结果, 蓝色实线为 Bush 试验结果, 青色虚线为 Mollaie 仿真结果, 其对比结果验证了仿真模型及计算方法的有效性和正确性。

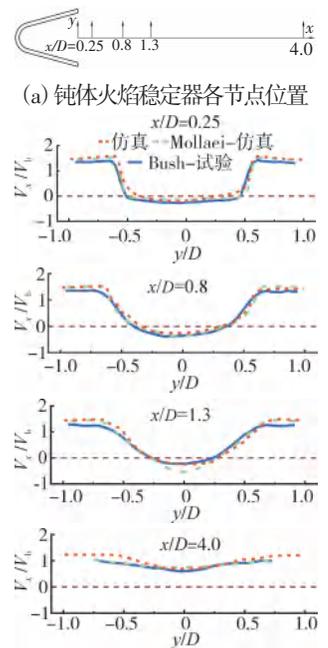


图 5 试验与仿真流场在  $x$  方向速度对比

### 3 动力特性影响因素分析

#### 3.1 材料与边界条件

为研究钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构在非反应状态下的声激振响应特征,对火焰稳定器(图1(b))材料选择GH188进行仿真,其密度 $\rho=9090 \text{ kg/m}^3$ ,不同温度下的材料参数见表1。

表1 不同温度下的材料参数

参数	1100 K	1150 K	1200 K	1250 K	1300 K
弹性模量 $E/\text{GPa}$	134.6	129.1	124.6	119.3	114.4
泊松比 $\mu$	0.336	0.339	0.341	0.343	0.345
线膨胀系数 $\alpha/(\times 10^{-6}/^\circ\text{C})$	15.52	15.81	16.06	16.38	16.66

探究来流温度、声压级和来流马赫数3种因素与径向火焰稳定器典型薄壁壳结构声激振响应之间的关系,不同来流条件下工况设置见表2,其中来流温度(Temperature,简称Temp)从1100 K上升至1300 K,间隔50 K的工况见Temp1-5,声压级(Sound Pressure Levels, SPL)从148 dB上升至160 dB,间隔3 dB的工况见SPL1-5,来流马赫数(Mach Number, MN)从0.3提高至0.5,间隔0.1的工况见MN1-3。

表2 不同来流条件下工况设置

参数	Temp1-5	SPL1-5	MN1-3
$Ma$	0.4	0.4	0.3/0.4/0.5
温度/K	1100/1150/1200/ 1250/1300	1200	1200
声压级/dB	160	148/151/154/ 157/160	160

#### 3.2 标准工况下声激振响应特征分析

由于Temp3、SPL5和MN2的工况参数设置一致,故将上述工况定义为标准工况。钝体火焰稳定器仿真模型在流固耦合计算结果中前6阶模态如图6所示。将流固耦合的仿真计算结果导入声学计算模型中,给钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构加载声压级为160 dB的宽带高斯白噪声,其频段为2~2500 Hz,带宽为2 Hz。得到火焰稳定器的 Von Mises Stress 峰值应力频率见表3。

在标准工况下钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构所受应力分布如图7所示。从图中可见,总应力分布(图7(a))的高应力区域集中在内圆弧、外圆弧以及内外圆弧面。因此,为研究钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构总应力分布规律,将应力集中区域进行简化,简化后的区域有5条分布线(图7(b)),即内圆弧、外圆弧、处于内圆弧面的内中圆弧和内中线,以及处于外圆弧面的外中线。

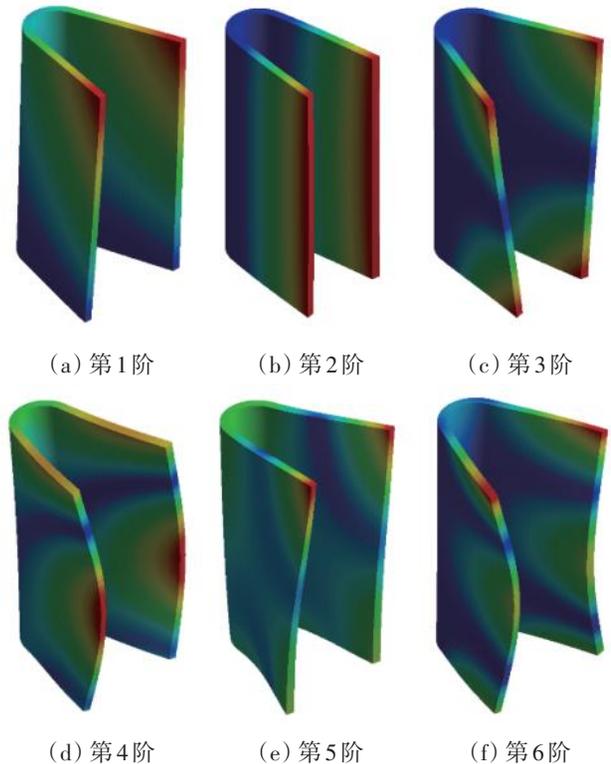


图6 钝体火焰稳定器模态

表3 Von Mises Stress 峰值应力频率

	第1阶	第2阶	第3阶	第4阶	第5阶	第6阶
频率/Hz	264	646	1020	1544	1884	2112

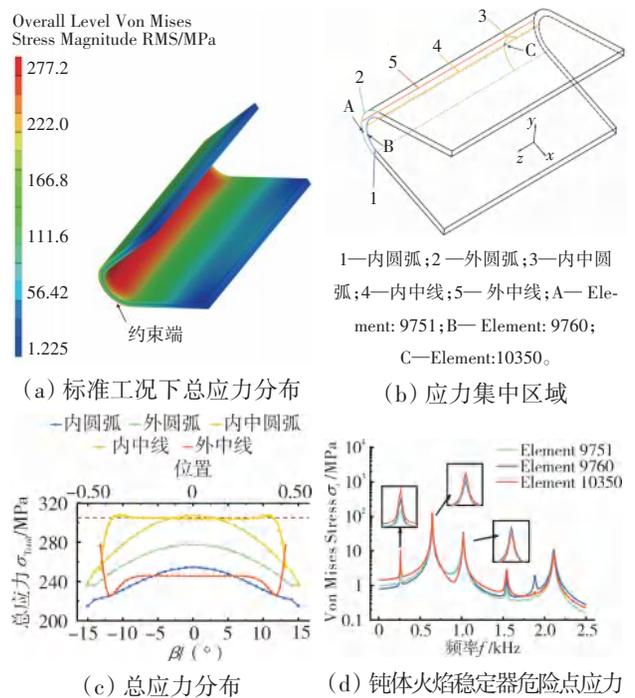


图7 钝体火焰稳定器在标准工况下应力分布

为清晰展示分布线上的总应力变化情况,将火焰稳定器高度方向单位化(图7(c)),即在z轴高度方向

采用无量纲化处理。钝体火焰稳定器的自由端和约束端分别对应图7(c)的上横坐标-0.5和0.5处。可以清晰发现,内中线的应力分布在坐标轴原点呈对称双肩型分布,其中内中线应力分布沿 $z$ 正方向先增大,在-0.43左右达到最大值后开始减小,在-0.3附近开始保持稳定,到达0.3附近后略微增大,在0.43处达到最大值后急剧减小。

外中线应力分布与内中线相反,在坐标轴原点呈对称倒双肩型分布。圆弧处的应力分布沿圆弧中心 $\beta=0^\circ$ 呈对称分布,其中外圆弧的总应力明显大于内圆弧的总应力。内中圆弧的应力分布相较外圆弧与内圆弧,总应力随角度变化剧烈。

同时,观察图7(c)中辅助线可知,靠近约束端的峰值总应力略低于靠近自由端的峰值总应力。将 $[-0.3, 0.3]$ 区间内中线上总应力的平均值定义为平均总应力,由式(6)可知平均总应力为303.96 MPa,内中线上最大总应力值定义为峰值总应力,其值为307.03 MPa,利用式(7)得到均方根总应力为305.50 MPa,将钝体火焰稳定器总应力大于均方根总应力的区域定义为应力集中危险区域,即在该工况下,结构所受总应力大于305.50 MPa的区域为应力集中区域。因此在内圆弧面存在2个应力集中区域:靠近约束端的应力集中区,其高度方向区间为 $[0.3601, 0.4298]$ ,宽度方向区间为 $[-2.2635^\circ, 2.2632^\circ]$ ,以及靠近自由端的应力集中区,高度方向区间为 $[-0.3342, -0.4288]$ ,宽度方向区间为 $[-2.2635^\circ, 2.2632^\circ]$ 。可以发现,靠近自由端的应力集中范围略大于靠近约束端范围。

钝体火焰稳定器仿真模型上总应力较大的位置有3个(图7(b)),由于内中线2处应力极值点呈对称分布,故只分析其中1个位置。上述3个位置分别对应有限元模型中的Element 9751、Element 9760、和Element 10340。其中Element 9751对应图7(b)中的A点,该点总应力为外弧线与外中线上最大点,其值为277.13 MPa,Element 9760对应图7(b)中的B点,该点为内弧线的总应力最大单元点,同时也是内中线的起点,其值为254.50 MPa,Element 10340对应图7(b)中的C点,为内面中线与内中圆弧的交点,在靠近自由端约-0.43处,总应力为307.35 MPa。

从图7(d)中可见,该标准工况下的钝体火焰稳定器危险点应力在0~2500 Hz内的总应力最大的3

个位置被激起6个峰值,其频率分别对应表3中的前6阶频率。在第1阶频率下,Element 10340的Von Mises Stress峰值应力为10.18 MPa,显著高于Element 9760的7.93 MPa,而在外圆弧的Element 9751的Von Mises Stress峰值应力最低,仅Element 10340的50%左右。

相较于第1阶频率,第2阶频率的响应对结构影响最大,标准工况下危险点峰值应力见表4。从表中可见,Von Mises Stress峰值应力的最大处在Element 10340,其值为130.89 MPa。第3阶频率响应仅次于第2阶频率响应,其中Element 9760的Von Mises Stress峰值应力最高,为34.61 MPa,相反在该频率下Element 10340的响应值为3个危险点处的最小值。

表4 标准工况下危险点峰值应力

位置	总应力/MPa	应力/MPa		
		第1阶	第2阶	第3阶
Element 9751	277.13	5.27	116.28	30.23
Element 9760	254.50	7.93	102.15	34.61
Element 10340	307.35	10.18	130.89	27.79

综上可知,此结构总应力呈现对称分布,第2阶频率的响应值对结构影响最大,最大应力点出现在内圆弧面的-0.43处,该位置与发动机的径向火焰稳定器凹槽相对应。

### 3.3 来流温度对声激振响应特征的影响

为进一步探究不同来流温度对钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构声激振响应的规律,根据加力燃烧室内涵道来流温度的特点,将来流温度分为1100、1150、1200、1250、1300 K。结构在上述温度下的前6阶热模态频率见表5。从表中可见,温度和模态频率呈现负相关的情况,即温度越高模态频率越小。这是由于随着温度的升高钝体火焰稳定器杨氏模量(表1)减小导致的。

表5 不同温度下模态频率

温度/K	频率/Hz					
	第1阶	第2阶	第3阶	第4阶	第5阶	第6阶
1100	274	671	1061	1605	1959	2196
1150	269	659	1041	1574	1922	2154
1200	263	646	1020	1543	1884	2111
1250	258	633	999	1512	1845	2068
1300	252	620	978	1479	1805	2024

不同温度下相同位置的总应力分布如图8所示。从图中可见,内中线、外中线以及内中圆弧位置的总应力分

布呈对称分布,总应力随温度升高而减小。

不同温度下火焰稳定器的平均总应力、峰值总应力、均方根总应力随温度的变化见表6。

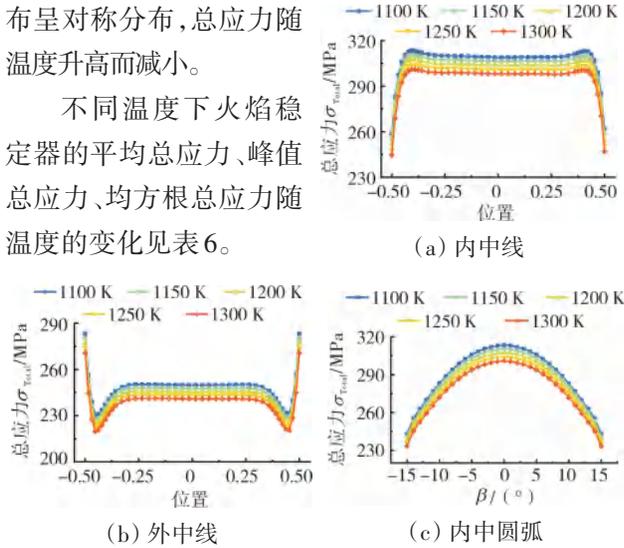


图8 不同温度下相同位置总应力分布(Temp.1-5)

表6 不同温度下内面中线应力

参数	应力/MPa				
	1100 K				
$\sigma_{Average}$	309.23	306.63	303.96	301.17	298.30
$\sigma_{Total}$	313.18	310.12	307.03	303.83	300.54
$\sigma_{RMS}$	311.21	308.38	305.50	302.50	299.42

从表中可见,随着温度的升高,平均总应力、峰值总应力、均方根总应力均减小,当温度从1250 K上升至1300 K时,分别减小2.87、3.29、3.08 MPa。

由于均方根总应力随温度的变化并非线性关系,因此不同温度下应力集中区域的位置也随之变化,详细数据见表7。

表7 不同温度下应力集中区域位置变化

位置	区间范围				
	1100 K	1150 K	1200 K	1250 K	1300 K
约束端区间上限	0.4367	0.4329	0.4298	0.4273	0.4249
约束端区间下限	0.3589	0.3595	0.3601	0.3608	0.3617
圆弧区间上限	2.4978	2.3829	2.2632	2.1426	2.0223
圆弧区间下限	-2.4984	-2.3835	-2.2635	-2.1435	-2.0223
自由端区间上限	-0.3363	-0.3351	-0.3342	-0.3334	-0.3323
自由端区间下限	-0.4335	-0.4310	-0.4288	-0.4269	-0.4252

约束端的应力集中区域范围略小于自由端的,这是因为自由端所受的总应力略大于约束端的而造成的。同时可以发现,随着温度的升高,应力集中区域的约束端上限和自由端下限呈非线性的收缩态势,收缩幅度随着温度的升高而减小,但圆弧上下限随温度变化呈线性变化,每当温度升高50 K,上下区间限均缩小 $0.12^\circ$ 左右。

不同温度下危险点响应如图9所示。从图中可

见,危险点Element 9760被激起6个峰值,3个危险点均为第2阶频率下Von Mises Stress峰值应力最大。

对比上述3个危险点的频率响应可以发现,随着温度升高杨氏模量减小,火焰稳定器峰值响应的频率也相应降低,根据式(5)可知,总应力也相应减小。

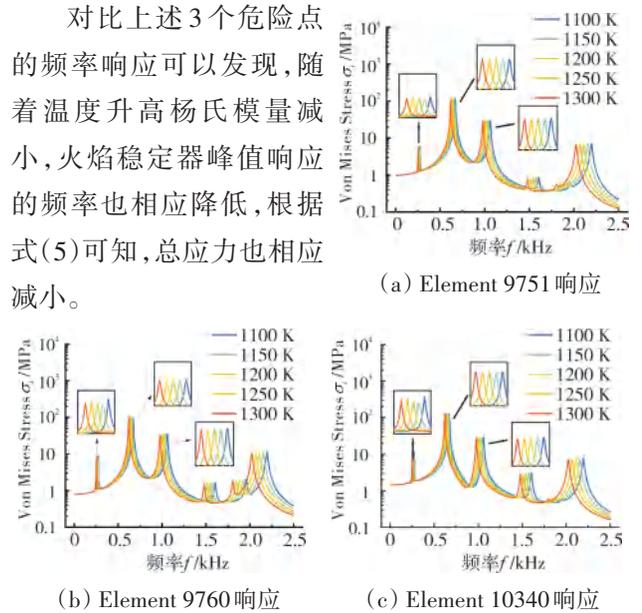


图9 不同温度下危险点响应(Temp.1-5)

不同温度下各危险点峰值应力见表8,结合图9和表8可知,各温度下第1阶Von Mises Stress峰值应力并未随温度而有规律性变化,第2阶Von Mises Stress峰值应力基本相同,第3阶Von Mises Stress峰值应力随着温度的升高而递减。

表8 不同温度下各危险点峰值应力

位置	应力/MPa					
	1100 K	1150 K	1200 K	1250 K	1300 K	
1st Order	Element 9751	5.86	4.95	5.27	5.60	5.44
	Element 9760	8.86	7.42	7.93	8.45	8.20
	Element 101340	11.35	9.54	10.18	10.83	10.53
2nd Order	Element 9751	114.53	114.98	116.28	113.96	115.71
	Element 9760	101.14	101.25	102.15	99.90	101.17
	Element 101340	128.78	129.39	130.89	128.24	130.47
3rd Order	Element 9751	30.57	30.18	30.23	29.65	29.56
	Element 9760	35.17	34.61	34.61	33.90	33.72
	Element 101340	28.28	27.75	27.79	27.42	27.24

从表8中可见,在相同温度下,危险点Element 10340的第1、2阶的Von Mises Stress峰值应力最大,第3阶的Von Mises Stress峰值应力在3个危险点中最小。

### 3.4 声压级对声激振响应特征的影响

为研究不同声压级对钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构的声激振响应的影响规律,根据加力燃烧室噪声特点,在流固耦合的基础上加载宽带高斯白噪声,

采用控制变量法将声压级设置为 148、151、154、157、160 dB。不同声压级下火焰稳定器平均总应力、峰值总应力、均方根总应力随声压级的变化见表 9。从表中可见,每当声压级提高 3 dB,上述应力均增大 1.41 倍。

表 9 不同声压级下内面中线应力

参数	应力/MPa				
	148 dB	151 dB	154 dB	157 dB	160 dB
$\sigma_{Average}$	76.35	107.85	152.34	215.19	303.96
$\sigma_{Total}$	77.12	108.94	153.88	217.36	307.03
$\sigma_{RMS}$	76.74	108.39	153.11	216.28	305.50

不同声压级下应力集中区域位置变化见表 10。从表中可见,声压级对应力集中区域位置几乎无影响。因此声压级不是影响应力集中区域范围的因素。

表 10 不同声压级下应力集中区域位置变化

位置	区域范围				
	148 dB	151 dB	154 dB	157 dB	160 dB
约束端区间上限	0.4298	0.4298	0.4299	0.4298	0.4298
约束端区间下限	0.3601	0.3601	0.3601	0.3601	0.3601
圆弧区间上限	2.2632	2.2635	2.2629	2.2626	2.2632
圆弧区间下限	-2.2635	-2.2635	-2.2644	-2.2638	-2.2635
自由端区间上限	-0.3342	-0.3342	-0.3342	-0.3342	-0.3342
自由端区间下限	-0.4288	-0.4288	-0.4288	-0.4288	-0.4288

不同声压级下相同位置应力分布如图 10 所示。从图中可见,总应力分布呈对称分布,但在相同位置下,声压级的变化并不改变总应力最小处与最大处的比值关系。同一声压级下最大处的应力是最小处的 1.22 倍(图 10(a))。

但不同位置存在差异,图 10(b)中总应力最大处的数值是最小处的 1.23 倍,图 10(c)中总应力最大处的数值是最小处的 1.29 倍。

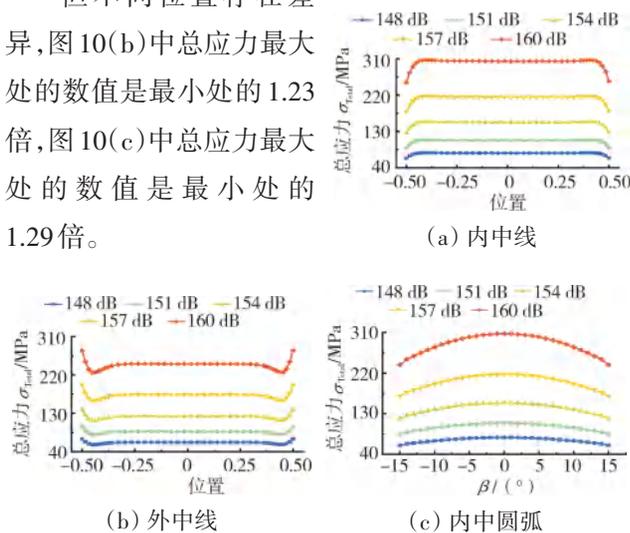


图 10 不同声压级下相同位置应力分布(SPL1-5)

不同声压级下危险点响应如图 11 所示。从图中可见,3 个危险点均为第 2 阶频率下的 Von Mises Stress 峰值应力最大。从小图中可见,随着声压级的提高,峰值随着声压级的变化呈正相关排列。

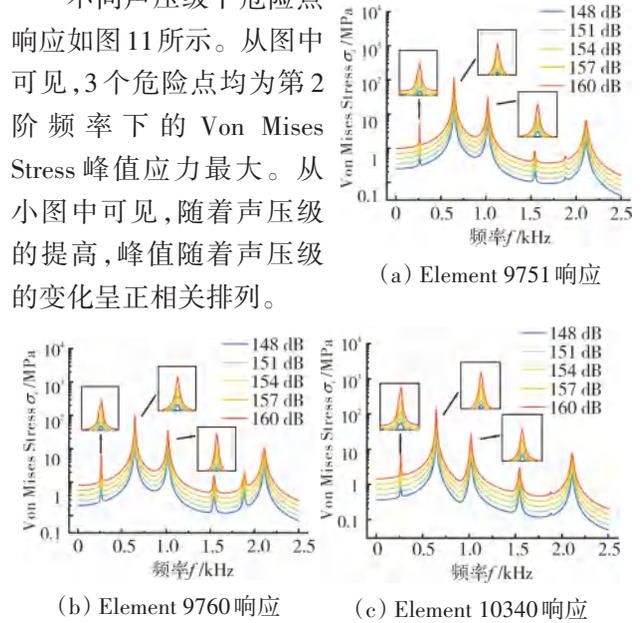


图 11 不同声压级下危险点响应(SPL1-5)

不同声压级下各危险点峰值应力见表 11,结合图 11 和表 11 可见,当声压级每提高 3 dB 时,总应力约增大 1.41 倍,其与总应力的变化规律一致。从表 11 中可见,在 5 组工况的相同声压级下,危险点 Element 10340 的第 1 阶和第 2 阶的 Von Mises Stress 峰值应力最大,第 3 阶的 Von Mises Stress 峰值应力在 3 个危险点中最小,危险点 Element 9760 第 2 阶的 Von Mises Stress 峰值应力最小,但第 3 阶 Von Mises Stress 峰值应力最大。

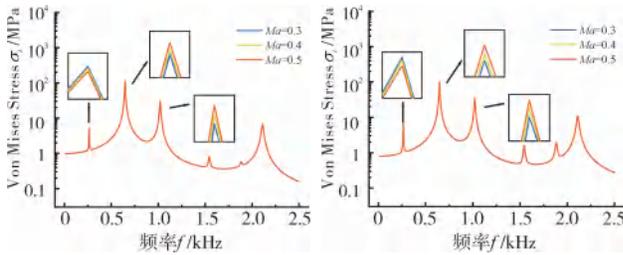
表 11 不同声压级下各危险点峰值应力

位置	应力/MPa					
	148 dB	151 dB	154 dB	157 dB	160 dB	
1st Order	Element 9751	1.32	1.87	2.64	3.73	5.27
	Element 9760	1.99	2.81	3.97	5.61	7.93
	Element 101340	2.56	3.61	5.10	7.21	10.18
2nd Order	Element 9751	29.21	41.26	58.28	82.32	116.28
	Element 9760	25.66	36.24	51.19	72.31	102.15
	Element 101340	32.88	46.44	65.60	92.66	130.89
3rd Order	Element 9751	7.59	10.73	15.15	21.40	30.23
	Element 9760	8.69	12.28	17.35	24.50	34.61
	Element 101340	6.98	9.86	13.93	19.68	27.79

### 3.5 来流马赫数对声激振响应特征的影响

为探究高速气流是否会对钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构的声激振响应产生影响,根据加力燃烧室内涵道中经过扩压段减速后的来流特点,将来流流速的  $Ma$  设置为 0.3、0.4 和 0.5。不同流速下危险点响应如图 12 所示。从图中可见,3 个工况下的曲线基本上

重合,说明高速气流对钝体火焰稳定器典型薄壁壳结构的声激振响应影响较小。



(a) Element 9751 响应 (b) Element 9760 响应

图 12 不同流速下危险点响应(MN 1-3)

不同流速下各危险点峰值应力见表 12。结合图 12 的小图和表 12 可见,危险点 Element 9751 和危险点 Element 9760 在第 1 阶响应频率处、 $Ma=0.3$  工况下 Von Mises Stress 峰值应力最大,在第 2、3 阶响应频率处、 $Ma=0.5$  工况下 Von Mises Stress 峰值应力最大。危险点 Element 9751 和 Element 9760 的 Von Mises Stress 峰值应力变化与流速成正比,这是因为径向火焰稳定器可以简化成悬臂梁结构,该 2 点处于约束区域,当来流流速加快时,由于力矩的作用使该 2 处危险点的应力增大。

表 12 不同流速下各危险点峰值应力

位置		应力/MPa		
		$Ma=0.3$	$Ma=0.4$	$Ma=0.5$
1st Order	Element 9751	5.28	5.27	5.24
	Element 9760	7.95	7.93	7.88
2nd Order	Element 9751	116.25	116.28	116.33
	Element 9760	102.10	102.15	102.20

流速对应力影响较小,当来流马赫数从 0.3 提高至 0.5 时,危险点 Element 9751 和 Element 9760 所在第 2 阶频率最大的 Von Mises Stress 峰值应力分别仅增大 0.07% 和 0.10%。

## 4 结论

(1) 径向火焰稳定器总应力呈对称分布,其在内面中线靠近自由端-0.43 位置处存在总应力最大点,最大响应发生在第 2 阶频率;来流温度从 1100 K 升高到 1300 K 时,总应力呈减小趋势,应力集中范围会随着温度的升高而缩小。

(2) 声压级对应力集中区域的范围影响较小;声压级在 148 ~ 160 dB 范围内,每当声压级提高 3 dB,总应力和危险点 Von Mises Stress 峰值应力增大约 1.41 倍;当流速从  $Ma=0.3$  提高到  $Ma=0.5$  时,对 Von Mises

Stress 峰值应力的影响较小,应力增大约 0.10%。

### 参考文献:

- [1] 栾孝驰,胡翼飞,沙云东,等.薄壁结构在热-声-流动载荷作用下疲劳寿命预估[J].机械设计与制造,2020(2):279-283,287.  
LUAN Xiaochi, HU Yifei, SHA Yundong, et al. Fatigue life prediction of thin-walled structures under thermal-acoustic-fluid loads[J]. Machine Design and Manufacture, 2020(2): 279-283, 287. (in Chinese)
- [2] Bush S M, Gutmark E J. Reacting and nonreacting flowfields of a V-gutter stabilized flame[J]. AIAA Journal, 2007, 45(3): 662-672.
- [3] Mollaei M, Ghassemi H. Numerical investigation of cold flow over regular and wavy V-gutters[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(15): 5837-5855.
- [4] Duan Y, Cooling C, Ahn S J, et al. Using a Gaussian process regression inspired method to measure agreement between the experiment and CFD simulations[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2019, 80: 108497.
- [5] Duan Y, Eaton M, Bluck M. Fixed inducing points online bayesian calibration for computer models with an application to a scale-resolving CFD simulation[J]. Journal of Computational Physics, 2021, 434 (pre-published): 110243.
- [6] Duan Y, Soo J A, Matthew D E, et al. Quantification of the uncertainty within a SAS-SST simulation caused by the unknown high-wavenumber damping factor[J]. Nuclear Engineering and Design, 2021, 381: 1-12.
- [7] 季鹤鸣.第四代歼击机发动机加力燃烧室的技术特点[J].航空发动机, 1996(4): 3-12.  
JI Heming. Technical characteristics of afterburner of the fourth generation fighter engine[J]. Aeroengine, 1996(4): 3-12. (in Chinese)
- [8] 钱壬章,邹怀宇,张孝春,等.钝体冷态流场的 PIV 实验研究[J].华中科技大学学报(自然科学版),2005,33(11):54-56.  
QIAN Renzhang, ZOU Huaiyu, ZHANG Xiaochun, et al. The PIV experimental investigation on cold-state wake behind bluff-body[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2005, 33(11): 54-56. (in Chinese)
- [9] 全照旭,韩启祥.钝体火焰稳定器后燃烧不稳定数值模拟[J].航空发动机, 2023, 49(1): 81-88.  
TONG Zhaoxu, HAN Qixiang. Numerical simulation of combustion instability behind bluff body flame holder[J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 81-88. (in Chinese)
- [10] Lassiter L W, Hess R W, Hubbard H H. An experimental study of the response of simple panels to intense acoustic loading[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1957, 24(1): 19-24.
- [11] Hess R W, Lassiter L W, Hubbard H H. A study of the response of panels to random acoustic excitation[R]. NACA-RM-L55E13c.
- [12] 付藻群.加力燃烧室火焰稳定器烧蚀故障研究[J].航空发动机,

- 1999(3):25-26.
- FU Zaoqun. Study on erosion faults of flame holder in the afterburner during forced combustion[J]. *Aeroengine*, 1999(3):25-26. (in Chinese)
- [13] 尚守堂, 何小民. 航空发动机加力燃烧室设计[M]. 北京: 科学出版社, 2022: 53-55, 87.
- SHANG Shoutang, HE Xiaoming. Design of the afterburner for aerospace engines[M]. Beijing: Science Press, 2022: 53-55, 87. (in Chinese)
- [14] 王建, 沙云东, 杜英杰, 等. 热声复合环境下薄壁锥壳结构响应计算与疲劳寿命预估[J]. *装备环境工程*, 2018, 15(12): 91-97.
- WANG Jian, SHA Yundong, DU Yingjie, et al. Response calculation and fatigue life prediction of thin-walled conical shell structures under thermal-acoustic complex environment[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2018, 15(12): 91-97. (in Chinese)
- [15] 栾孝驰, 胡翼飞, 沙云东, 等. 薄壁结构在热-声-流动载荷作用下疲劳寿命预估[J]. *机械设计与制造*, 2020(2): 279-283, 287.
- LUAN Xiaochi, HU Yifei, SHA Yundong, et al. Fatigue life prediction of thin-walled structures under thermal-acoustic-fluid loads[J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2020(2): 279-283, 287. (in Chinese)
- [16] 沙云东, 胡翼飞, 胡增辉. 薄壁结构高温随机振动疲劳分析方法有效性验证[J]. *推进技术*, 2018, 39(6): 1386-1395.
- SHA Yundong, HU Yifei, HU Zenghui. Random vibration fatigue analysis method valid verification of thin-walled structure under high temperature environment[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1386-1395. (in Chinese)
- [17] Sha Y D, Wang J. Nonlinear response analysis and experimental verification for thin-walled plates to thermal-acoustic loads[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(6): 1919-1930.
- [18] 沙云东, 朱付磊, 赵奉同, 等. 热声载荷下薄壁板行波管疲劳分析与试验研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(8): 1876-1886.
- SHA Yundong, ZHU Fulei, ZHAO Fengtong, et al. Fatigue analysis and experimental research for thin-walled plates under thermoacoustic loading in traveling wave tube[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(8): 1876-1886. (in Chinese)
- [19] 张孝春, 孙雨超, 刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. *航空发动机*, 2014, 40(2): 24-30, 60.
- ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. *Aeroengine*, 2014, 40(2): 24-30, 60. (in Chinese)
- [20] 张澄宇. 航空发动机加力燃烧室不稳定燃烧机理与控制方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.
- ZHANG Chengyu. The mechanism and control for combustion instabilities of aeroengine afterburner[D]. Beijing: Beihang University, 2010. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)

# 对转开式转子气动噪声预测与优化方法综述

吴东林, 张家齐, 洪志亮

(中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300)

**摘要:** 开式转子发动机因其高效率 and 低油耗的特性, 成为新一代绿色飞机实现节能减排的理想动力选择。在日益严格的航空噪声规章背景下, 解决开式转子发动机的气动噪声问题尤为关键。采用文献调研法, 以先前研究为基础, 综述了对转开式转子气动噪声的预测方法与优化技术。在气动噪声预测方面, 基于计算流体力学与计算气动声学的混合方法被广泛用于解析复杂流动与声场特性, 而无网格预测模型方法在保证预测精度的同时显著提高计算效率; 在气动噪声优化方法方面, 梳理了参数扫描、确定性优化、随机优化及代理优化等方法的优势与不足, 其中代理优化方法在处理开式转子气动噪声问题时显示出了良好的应用前景。融合智能算法和多学科协同优化的气动噪声预测及优化方法, 可为未来开式转子发动机的降噪设计提供技术参考。

**关键词:** 开式转子发动机; 对转开式转子; 气动噪声预测; 降噪设计; 计算气动声学

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.008

## Review on Aeroacoustic Prediction and Optimization Methods for Contra-Rotating Open Rotor

WU Dong-lin, ZHANG Jia-qi, HONG Zhi-liang

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

**Abstract:** Open rotor engines have emerged as an ideal powerplant choice for new generation green aircraft to realize energy conservation and emission reduction due to their high efficiency and low fuel consumption. However, under the implementation of increasingly stringent aviation noise regulations, it is particularly critical to address the aeroacoustic issues of open rotor engines. Based on previous research and using a literature survey approach, the aeroacoustic prediction methods and optimization techniques of contra-rotating open rotors are reviewed. In terms of aeroacoustic prediction, hybrid methods combining computational fluid dynamics and computational aeroacoustics are widely used to analyze the complex flow and acoustic field characteristics, and the meshless prediction models significantly improve the computational efficiency while maintaining prediction accuracy. Regarding optimization methodologies, the advantages and limitations of parameter sweep optimization, deterministic optimization, stochastic optimization, and surrogate-based optimization are analyzed. Among these, surrogate-based optimization demonstrates promising application prospects in tackling aeroacoustic problems for open rotor engines. Future research directions are envisioned to integrate intelligent algorithms with multidisciplinary collaborative optimization frameworks for aeroacoustic prediction and mitigation, providing technical references for noise reduction design in next-generation contra-rotating open rotors.

**Key words:** open rotor engine; contra-rotating open rotor; aeroacoustic prediction; noise reduction design; computational aeroacoustics

## 0 引言

开式转子发动机结合了涡桨发动机的低油耗优势和涡扇发动机的高速性能<sup>[1-2]</sup>, 与商用涡扇发动机相比, 开式转子发动机燃油消耗降低 25%~30%, 污染排放也大幅降低<sup>[3-4]</sup>。在全球航空业向绿色可持续方向发展的大趋势下, 这种极具吸引力的动力装置有广泛

的应用前景。开式转子发动机凭借其高燃油效率, 能有效降低航空公司的运营成本, 但其高噪声排放是在民航客机部署面临的主要挑战之一<sup>[5]</sup>。开式转子发动机的推力主要由对转开式转子 (Contra-Rotating Open Rotor, CROR) 产生, 而高速运行的 CROR 是其最主要的噪声源<sup>[6-7]</sup>, 目前基于气动声学机理的 CROR 优化设计是实现声源强度控制的有效途径, 这对推动开式转

收稿日期: 2025-02-10 基金项目: 国家自然科学基金 (52276045) 资助

作者简介: 吴东林 (1999), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 吴东林, 张家齐, 洪志亮. 对转开式转子气动噪声预测与优化方法综述[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 62-74. WU Donglin, ZHANG Jiaqi, HONG Zhiliang. Review on aeroacoustic prediction and optimization methods for contra-rotating open rotor[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 62-74.

子发动机的实际应用具有重要意义。

在20世纪初期,由于没有严格的声源模型,桨叶的气动噪声预测精度受到限制,Hubbard<sup>[8]</sup>将对转螺旋桨的声场视为2个孤立螺旋桨声场的矢量叠加,并且忽略叶片间的非定常气动干扰,因而无法考虑转子间干涉噪声的影响。20世纪70年代,基于FW-H方程开发了大量可靠的气动噪声预测程序,使CROR气动噪声预测准确性大幅提高,Perullo等<sup>[9]</sup>采用对转桨扇噪声预测(Counter Rotation PropFan Noise, CRPFAN)程序预测CROR纯音噪声,将结果应用于整机噪声评估框架中;Gynn等<sup>[10]</sup>、Hendricks等<sup>[11]</sup>采用飞机噪声预测程序(Aircraft Noise Prediction Program, ANOPP)预测CROR在不同飞行阶段的有效感觉噪声级;随着计算能力的提高,计算气动声学使预测结果更加准确,Housman等<sup>[12]</sup>和Stuermer<sup>[13]</sup>采用计算流体力学和计算气动声学的耦合方法对CROR进行气动噪声预测,并与试验数据吻合良好。在气动噪声优化设计方面,Khalid等<sup>[14]</sup>总结持续降低能耗、排放和噪声(Continuous Lower Energy, Emissions and Noise, CLEEN)项目对CROR的优化重点在于抑制转子干涉噪声,预测优化构型满足国际民航组织第4阶段噪声适航标准,并留有15~17 EPNdB的噪声裕度。Vlastuin等<sup>[15]</sup>介绍了Safran公司从风洞试验到全尺寸CROR降噪优化的设计历程,在高维参数优化设计中采用代理模型可大幅降低计算成本。然而,为了在CROR初始设计阶段实现预测精度与计算效率的平衡,同时考虑叶片3维造型及前后转子间的气动与声学交互特性,需要开发高效预测方法,以满足快速迭代需求。此外,在CROR工程实际应用中会面临桨叶气弹变形和结构振动等复杂问题,这些因素共同影响CROR的声学性能和气动效率,因此有必要进行气动-声学-结构三者的耦合优化,构建多学科优化框架以实现气动噪声的有效抑制。

本文针对开式转子发动机噪声问题,聚焦主要噪声源(对转开式转子),综合分析其预测方法和气动噪声优化技术,并在此基础上对未来发展趋势进行展望,旨在为高效噪声预测及降噪方案提供科学依据。

## 1 气动噪声预测方法

CROR前后排桨叶的相对旋转运动产生了复杂的3维流动结构和非定常压力场,使得前后转子流场

之间产生显著的气动干涉效应,导致声场的相互调制现象。对CROR的气动声学研究表明,主要噪声源包括转子旋转噪声与转子干涉噪声。其中,转子旋转噪声包括桨叶旋转时周期性排开空气体积所产生的厚度噪声、桨叶表面气动载荷变化引起的载荷噪声和四极子噪声;转子干涉噪声主要由前排转子尾流和叶尖涡冲击后排转子桨叶以及前后转子势流场的相互作用所引发周期性载荷脉动所产生<sup>[16-17]</sup>。开式转子发动机噪声源与各部件噪声贡献如图1所示,CROR在3个不同飞行阶段噪声测量点下的气动噪声有效感觉噪声级比其他部件噪声高10 EPNdB以上。

基于孤立螺旋桨气动声学的研究基础,科研人员对开式转子发动机的声学特性和噪声机理开展了深入的理论研究和试验验证,涵盖对转桨扇安装效应<sup>[19-21]</sup>、双转子构型下的声场干涉机理<sup>[22-23]</sup>和噪声辐射特性<sup>[24-25]</sup>等。

在噪声预测方面,开式转子发动机在运行过程中所产生的纯音噪声在整体噪声中占据主导地位<sup>[26]</sup>。对于纯音噪声预测,最常用的方法是基于声比拟理论的Farassat<sup>[27-28]</sup>和Hanson<sup>[29-30]</sup>的时域预测法及频域预测法,上述方法已在实际应用中得到广泛验证<sup>[31-32]</sup>。而在宽频噪声分析中,自Amiet<sup>[33]</sup>提出预测方法以来,相关理论经过不断的发展和完善,进一步将安装效应和转子尾迹干涉作用考虑在内<sup>[34-35]</sup>。

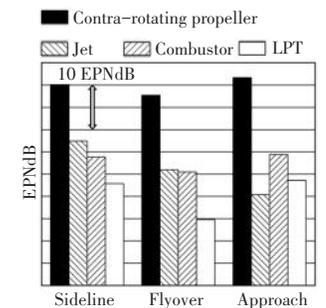
Farassat 1A公式由FW-H方程推导而来,是时域预测CROR纯音噪声的常用方法,该方法将气动噪声源分为厚度噪声和载荷噪声两部分,并忽略在低速下贡献较小的四极子项

$$p'(\vec{x},t) = p'_t(\vec{x},t) + p'_l(\vec{x},t) \quad (1)$$

厚度噪声 $p'_t(\vec{x},t)$ 为



(a) 开式转子发动机噪声源<sup>[18]</sup>



(b) 开式转子发动机各部件噪声强度对比<sup>[6]</sup>

图1 开式转子发动机噪声源与各部件噪声贡献

$$4\pi p_r'(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_o \dot{v}_n}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_o v_n (r \dot{M} a_i \hat{r}_i + c_o M a_r - c_o M a^2)}{r^2 (1 - Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS \quad (2)$$

载荷噪声  $p_L'(\vec{x}, t)$  为

$$4\pi p_L'(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_o} \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} \left[ \frac{l_r - l_i M a_i}{r^2 (1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \frac{1}{c_o} \int_{f=0} \left[ \frac{l_r (r \dot{M} a_i \hat{r}_i + c_o M a_r - c_o M a^2)}{r^2 (1 - Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS \quad (3)$$

式中:下标 $[\cdot]_{\text{ret}}$ 为延迟时间; $f$ 为物体表面方程; $dS$ 为面 $f=0$ 上的面积元; $\rho_o$ 为空气密度; $v_n$ 为物面法向速度; $r$ 为声源与观测点的距离; $Ma_i$ 为当地运动马赫数; $\hat{r}_i$ 为声辐射方向单位矢量; $c_o$ 为声速; $l_i$ 为压力分布载荷; $L_r$ 和 $Ma_r$ 分别为压力分布载荷和当地运动马赫数沿声辐射方向的分量; $Ma^2$ 为当地运动马赫数向量的模长平方。

与时域预测法相比, Hanson 频域预测方法的计算成本较低,同时能够考虑桨叶3维构型相关的设计变量,这些特点使其成为桨叶声学优化设计中的有效工具<sup>[36]</sup>。忽略影响较小的四极子项, Hanson 频域预测公式为

$$P_{mB} = P_{Vm} + P_{Dm} + P_{Lm} \quad (4)$$

式中: $P_{mB}$ 为频域总噪声; $P_{Vm}$ 为厚度噪声; $P_{Dm}$ 为阻力噪声; $P_{Lm}$ 为升力噪声。

$$\begin{cases} P_{Vm} \\ P_{Dm} \\ P_{Lm} \end{cases} = - \frac{\rho_o c_o^2 B \sin \theta \exp \left[ imB \left( \frac{\Omega_D r_s}{c_o} + \varphi - \frac{\pi}{2} \right) \right]}{8\pi \frac{r_o}{D} (1 - Ma_x \cos \theta)} \int M_i^2 e^{i(\phi_o + \phi_s)} J_{mB} \left( \frac{mBzMa_T \sin \theta}{1 - Ma_x \cos \theta} \right) \begin{cases} k_x^2 t_b \Psi_v(k_x) \\ ik_x (C_D/2) \Psi_D(k_x) \\ -ik_y (C_L/2) \Psi_L(k_x) \end{cases} dz \quad (5)$$

式中: $B$ 为叶片数; $m$ 为谐波阶次; $D$ 为螺旋桨直径; $\Omega_D$ 为多普勒修正后的旋转频率; $r_s$ 、 $\theta$ 和 $\varphi$ 分别为观测点在球坐标系下的径向距离、极角和方位角; $r_o$ 为观测点与旋转轴的距离; $\Phi_o$ 和 $\Phi_s$ 分别为叶片周向倾斜和后掠引起的相位变化; $J_{mB}$ 为贝塞尔函数; $z$ 为叶片相对叶高; $k_x$ 和 $k_y$ 为轴向和周向波数; $Ma_i$ 、 $Ma_r$ 和 $Ma_x$ 分

别为叶片当地马赫数、叶尖马赫数和来流马赫数, $\psi_v$ 、 $\psi_D$ 和 $\psi_L$ 分别为叶片归一化的厚度、阻力和升力分布函数通过傅里叶变换转换到波数域; $t_b$ 为叶片截面最大厚度与弦长之比; $C_D$ 为阻力系数; $C_L$ 为升力系数。

目前,采用直接数值模拟(Direct Numerical Simulation, DNS)方法进行噪声预测的计算资源消耗巨大,为准确预测声场特征并保证数值计算稳定性,对网格分辨率、计算域体积和时间步长等设置提出了极高的要求<sup>[37]</sup>,昂贵的计算成本使其难以满足初始设计阶段的快速迭代需求。所以,当前一般采用非线性流场模拟或简化模型结合线性声场计算的混合方法解决气动噪声预测问题。采用基于网格划分的计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法或计算效率高的螺旋桨气动模型得到桨叶表面运动参数和非定常载荷分布作为声源输入,并提取流场状态参数,以求解 FW-H 方程的计算气动声学(Computational Aeroacoustics, CAA)方法预测远场噪声。

## 1.1 CFD/CAA 方法

目前,能够满足 CROR 噪声预测需求的 CFD 方法主要有雷诺平均数值模拟(Reynolds average Navier-Stokes, RANS)方法、非定常雷诺平均数值模拟(Unsteady Reynolds Average Navier-Stokes, URANS)方法、大涡模拟(Large Eddy Simulation, LES)方法和非线性谐波(Non-Linear Harmonic, NLH)方法。

### 1.1.1 RANS 方法

RANS 方法通过对  $N-S$  方程进行时间平均处理并引入湍流模型来表征脉动效应,可大幅降低计算成本。其控制方程为

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} = 0 \quad (7)$$

$$U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \langle u'_i u'_j \rangle}{\partial x_j} \quad (8)$$

式中: $x_i$ 和 $x_j$ 分别为空间坐标的第 $i$ 和 $j$ 个分量; $U_i$ 和 $U_j$ 分别为平均速度矢量在 $x_i$ 和 $x_j$ 方向的分量; $\nu$ 为运动黏度; $t$ 为时间变量; $P$ 为流体的平均压力; $\langle u'_i u'_j \rangle$ 为雷诺应力项,需通过湍流模型封闭;时间导数项 $\partial U_i / \partial t = 0$ 表示对稳态流动求解。

金海波等<sup>[38]</sup>以 RANS 方法对对转转子进行流场模拟,采用 Mohring 声类比方法进行声场预测,该方法较

FW-H 积分方法计算耗时延长,但优势在于能够有效预测近场噪声<sup>[39]</sup>;Qi 等<sup>[40]</sup>采用 Farassat 1A 公式预测共轴旋翼的厚度噪声和载荷噪声,发现共轴旋翼的最大噪声位于旋翼正下方,而孤立旋翼此处为最小噪声位置。出现这种现象的原因主要有两点:(1)共轴旋翼的厚度噪声因双旋翼声源叠加而增强,呈现周期性分布,单旋翼则呈同心圆分布;(2)对转旋翼的周期性位置重合会产生脉冲式载荷噪声,厚度噪声和脉冲式载荷噪声主要辐射方向均为旋翼正下方,使得共轴旋翼噪声增加。Sharma 等<sup>[41]</sup>基于线性化 RANS 方法高效预测转子干涉噪声,该方法可以模拟前转子尾迹对后转子的非定常气动响应。对  $N-S$  方程进行线性化处理并忽略高阶扰动项,得到描述小扰动的线性方程,输入尾迹谐波扰动并施加边界条件,在频域内针对特定谐波频率离散求解小扰动方程即可得到作为声源信号的压力脉动和速度扰动分布;Le 等<sup>[42]</sup>分析尾吊式 CROR 在巡航状态下的安装效应和非均匀流对声传播的耦合作用,表明非均匀流场改变了声传播路径,导致机身上侧近场声压级显著增加,同时机身及尾翼的反射与屏蔽作用改变了声场空间分布,引发机身对称平面内声波的相干叠加,形成局部声压级峰值。

RANS 方法在预测复杂流动分离和捕捉湍流结构细节方面存在局限性,这会影响到气动噪声预测的准确度。因此,在对精度要求较高的工况下需要考虑采用更高阶的数值模拟方法,如 LES 或 RANS/LES 方法。

### 1.1.2 URANS 方法

URANS 方法解析流动中的周期性大涡结构,同时通过雷诺平均简化了小尺度湍流的模拟。其控制方程为

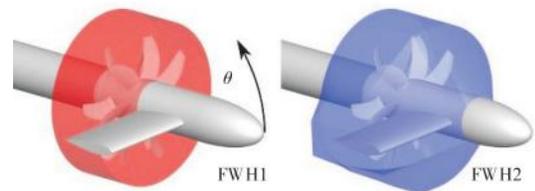
$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \langle u'_i u'_j \rangle}{\partial x_j} \quad (10)$$

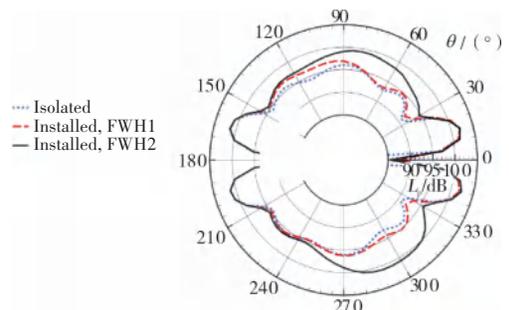
保留时间导数项  $\partial U_i / \partial t$ , 以考虑非定常效应。

Kleinert 等<sup>[43]</sup>采用 URANS 方法进行流场模拟,采用 2 种声源面 FWH1(仅包裹转子)和 FWH2(包裹转子+吊挂装置)来分离转子噪声源与吊挂装置散射效应的影响,CROR 安装效应噪声如图 2 所示,  $L_p$  为声压级。经过分析,得到吊挂装置尾迹引起的桨叶载荷波动及其声散射是噪声增加的主要原因,其中声散射的

主要辐射方向垂直于装置表面,可以通过改变吊挂装置与转子的间距及其几何形状来有效减弱声散射效应。Falissard 等<sup>[44]</sup>研究起飞、巡航和进近 3 种工况下桨叶形变对 CROR 气动性能及噪声的影响,结果显示桨叶在运行过程中所受的气动载荷与离心力导致的变形会显著影响性能参数和噪声的预测,桨叶形变对于高速运行状态下的 CROR 影响不可忽视;Stuermer<sup>[45]</sup>进行了全机缩比模型的仿真与风洞试验验证,表明 URANS 模拟准确预测了转子间相互作用和安装效应引起的叶片非定常载荷,气动声学分析成功预测了转子基频噪声和干涉噪声的辐射特性,表明 URANS 结合 FW-H 方程的耦合方法,在复杂环境下预测 CROR 气动噪声具有可靠性。



(a) 2 种形式的 CROR 声源面



(b) CROR 总噪声指向性

图2 CROR 安装效应噪声<sup>[43]</sup>

Colin 等<sup>[46]</sup>将后转子桨叶分成叶尖、中间和轮毂区 3 个展向区域,抽取对应区域的非定常 CFD 结果作为物面积分形式 FW-H 方程的输入,成功分离不同区域对于后转子噪声源的贡献;Soulat 等<sup>[47]</sup>采用 URANS 耦合 Hanson 噪声模型的方法,评估进近工况下的 CROR 纯音噪声,发现前转子产生的尾流、叶尖涡和叶根马蹄涡冲击后转子,会引起后转子高强度周期性压力脉动,这种转子间相互作用使得后转子成为整体 CROR 纯音噪声的主要贡献源。

URANS 方法相较于 LES 方法大幅降低计算资源需求,但其计算成本仍难以满足工程应用快速迭代的效率需求。同时,由于该方法对高频湍流脉动的雷诺

平均过滤,无法准确捕捉宽频噪声源。

### 1.1.3 LES方法

LES方法可以精确捕捉湍流的瞬态特性和复杂结构,广泛应用于对湍流细节敏感的气动声学预测领域。其控制方程为

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial(\tilde{u}_i \tilde{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (12)$$

式中: $\tau_{ij}$ 为亚格子应力,需通过模型封闭。

Liu等<sup>[48]</sup>采用LES方法对共轴转子流场进行模拟,发现双旋翼涡系间存在显著的涡迁移与拉伸等非线性现象,且前转子尾流使后转子脱落涡增强,这种复杂的叶片与涡耦合作用导致的局部压力脉动是共轴转子噪声的重要来源;Fiore等<sup>[49]</sup>基于LES结合可渗透面积分形式的FW-H方程方法成功捕捉CROR宽频噪声特性,研究结果证实CROR的宽频噪声主要来源于后转子桨叶,CROR后转子吸力面流动分离如图3所示, $H_i$ 为边界层位移厚度与动量厚度的比值。前转子尾流冲击后转子桨叶和后转子叶片前缘涡引起的后转子桨叶吸力面压力脉动与宽频噪声的产生紧密相关。

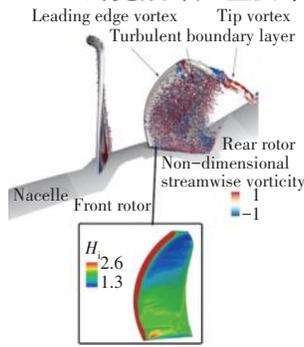


图3 CROR后转子吸力面流动分离<sup>[49]</sup>

为降低计算资源消耗, Dumlupinar等<sup>[50]</sup>采用RANS/LES混合方法对起飞及巡航状态的CROR进行气动性能预测,并根据计算得到的近场非定常压力数据预测远场噪声。采用该方法得到的CROR纯音噪声的预测值与试验数据整体相符,数据分析表明需要选择合适的气动负载与声场预测时间步长,过短的时间步长在增加计算负担的同时并没有带来明显的预测精度提高;Fabiano等<sup>[51]</sup>采用RANS/LES混合方法解析高雷诺数湍流运动,基于Farassat 1A公式,采用四极子增强声比拟方法以预测CROR噪声,在转子外部区域布置FW-H可渗透积分面,并在积分面外的整个计算域进行四极子声源的体积分计算,以解决湍流结构穿过积分面所导致的伪噪声问题。CROR可渗透积分面布置如图4所示。

在气动噪声预测中,采用可渗透面形式的声源积

分面能预测四极子源在总噪声中的贡献,而对于四极子项的体积分依赖于流场物理量的瞬时3维时间历史数据。这对计算资源提出了挑战,而声源时间主导算法(Source-Time-Dominant Algorithm, STDA<sup>[52]</sup>)方法提供了有效的解决方案。STDA方法将声源当前状态与观测点的未来接收时间显式关联,利用当前时间步长的流场状态直接预测观测点的声压,无需利用流场历史数据迭代求解。

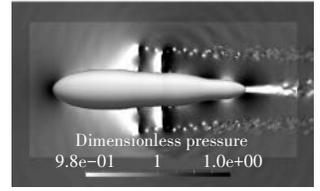


图4 CROR可渗透积分面布置<sup>[51]</sup>

LES方法通过直接解析大尺度涡结构并建模小尺度涡来模拟复杂流动,对网格、算法和计算资源的要求很高,而采用RANS/LES混合方法的分区建模策略可以分别通过RANS模型和LES模型对近壁面区和外部区域进行湍流数值模拟,从而实现计算精度和时间成本的平衡。但从RANS模型发展到LES模型过程中可能会出现“灰区效应<sup>[53]</sup>”,影响下游区域湍流的生成和发展,所以需要注意选择合适的湍流模型与调整流场网格分辨率等参数。

### 1.1.4 NLH方法

NLH方法基于谐波平衡原理,把流动变量分解为时间平均量 $U_i(x)$ 和周期性扰动 $\tilde{u}_i(x,t)$ ,并将扰动展开为傅里叶级数

$$u_i(x,t) = U_i(x) + \tilde{u}_i(x,t) \quad (13)$$

$$\tilde{u}_i(x,t) = \sum_{k=1}^N (\hat{u}_i^{(k)}(x) e^{ik\omega_0 t} + \hat{u}_i^{(-k)}(x) e^{-ik\omega_0 t}) \quad (14)$$

式中: $k$ 为谐波阶次; $N$ 为截断阶数; $\omega_0$ 为基频。

将分解后的变量代入流体控制方程,在频域对各个谐波方程进行耦合求解。

Shu等<sup>[54]</sup>采用NLH方法计算非定常气动载荷,扩展了基于Goldstein方程的积分公式,直接在频域中建立谐波载荷与噪声的显式关系,提高了气动噪声预测效率,同时表明频域噪声模型精度与时域预测方法相近;Lindblad等<sup>[55]</sup>采用基于FW-H方程的扩展公式引入自由流速度,能够考虑飞行器实际工况下自由流对声传播的影响,可有效预测CROR巡航工况下的基频及谐波噪声;Envia<sup>[56]</sup>在超声速风洞中对CROR进行气动噪声测量,以FW-H方程进行噪声预测,与转子厚度噪声和载荷噪声相关的纯音分量预测结果与试验数据高度一致,但转子干涉噪声存在一定偏差,这可

能与叶片几何一致性假设和网格分辨率限制等因素相关;Van等<sup>[57]</sup>采用NLH数值模拟结合粒子图像测速(Particle Image Velocimetry, PIV)技术研究CROR前转子尾流和叶尖涡对转子干涉噪声的影响,表明前转子尾流对后转子全展向的非定常载荷有显著影响,而叶尖涡主要影响后转子叶尖区域的局部载荷。通过声源分析发现,干涉噪声源重点分布在整个叶片展向区域,从而确定前转子尾流在转子干涉噪声生成中起主导作用。

NLH方法允许谐波之间的非线性耦合,能模拟高阶非线性效应,对于转子基频噪声及其谐波组合的转子干涉噪声均有良好的预测效果。但该方法难以准确描述强随机性的非周期流动特征,例如对湍流结构造成的宽频噪声预测能力有限。

综上所述,CFD可以通过捕捉桨叶周围的非定常流动细节,获取近场非定常流动特征和声源信息,而通过基于声比拟理论的CAA可以实现远场声传播预测。目前,CFD/CAA混合方法已发展成为一种成熟的数值预测技术,在气动噪声分析和优化设计中发挥着重要作用。

## 1.2 无网格预测模型

尽管基于N-S方程的数值求解能够较精准地描述运动物体与流体相互作用产生噪声的物理过程,但传统的基于网格的流场求解方法的精度取决于网格的细节要求,需消耗大量计算资源,且往往借助周向的周期性假设进行简化。这些挑战对于工程应用而言,一方面无法满足型号初始设计的快速迭代需求,另一方面难以解决周向进气畸变等复杂工程问题。因此,刻画主要气动载荷特征的无网格模型方法也得到了广泛的发展。

Beaumier<sup>[58]</sup>发现叶素动量理论(Blade Element Momentum Theory, BEMT)的计算速度很快,非常适合转子初步设计和参数化研究,但是在非定常流动下对转子性能的预测误差偏大;Zhong等<sup>[59]</sup>使用修正的BEMT结合Landgrebe尾流模型计算共轴旋翼的气动载荷,基于Goldstein声比拟方法,通过格林函数预测远场噪声,表明该方法对于高阶谐波噪声预测准确,而在基频纯音噪声预测表现欠佳,这可能归因于叶尖涡交互机制的缺失。前转子形成的叶尖涡被诱导尾流输送到后转子,产生显著的非定常载荷,但这种物理机制在该模型中被忽略。BEMT等低阶气动分析

方法计算速度快,但忽略了3维流动效应,导致其在复杂流动条件下的预测精度受限。

为平衡计算效率与预测精度,需要发展适用于CROR噪声预测的高效方法。考虑到涡与叶片的相互干涉是CROR噪声的重要来源,对桨叶尾迹的准确建模十分关键。目前主要采用2类无网格方法:(1)尾迹模拟方法,包括准稳态尾迹模型<sup>[58]</sup>和非定常自由尾迹模型<sup>[60]</sup>;(2)涡方法,包括涡格法(Vortex Lattice Method, VLM)、涡核法(Vortex Core Method, VCM)和粘性涡粒子法(Vortex Particle Method, VPM)。

准稳态尾迹模型采用固定的螺旋尾迹模型,不能实现对流场变化的动态响应;基于势流理论的非定常自由尾迹模型通过时间推进方法捕捉非稳态的尾迹演化,而随着尾迹网格数量递增,计算时间会大幅延长;涡格法能够有效模拟升力面特性和非定常流动,但在尾迹演化和粘性效应的模拟方面存在局限性,Huang等<sup>[61]</sup>以涡格法快速预测桨叶气动载荷,使用Gutin半经验预测模型预测噪声,Gutin模型对桨叶气动噪声声压级的预测与转子推力和功率等参数直接相关。由于VLM方法本身的限制,该方法难以准确捕捉转子非定常载荷波动及复杂流场细节,导致气动性能预测误差增大,并进一步影响噪声预测精度;涡核法能够处理复杂的流动和涡相互作用,但计算资源消耗和存储需求较大;粘性涡粒子法通过离散涡量为携带涡量的粒子,并跟踪涡粒子运动来模拟流场演化。

转子悬停状态尾迹涡量场演化如图5所示,其中 $z/D$ 为螺旋桨下游距离与螺旋桨直径的比值。该方法可以有效捕捉流场中的涡结构和粘性效应,提供高分辨率的湍流细节,适合于非定常流动结构占据重要作用的CROR流场仿真<sup>[62]</sup>。Hong等<sup>[63]</sup>采用BEMT-VPM结合Farassat

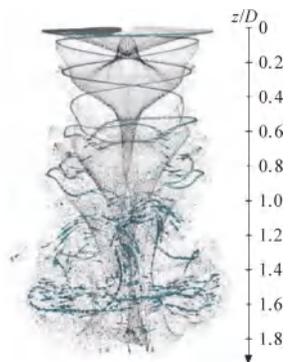


图5 转子悬停状态尾迹涡量场演化<sup>[64]</sup>

1A公式的方法成功预测了CROR气动噪声,该方法在保持预测精度的同时显著降低了计算成本。为描述涡粒子的时空演化轨迹,可从N-S动量方程推导与压力场无关的涡量-速度形式

$$\frac{D\omega}{Dt} = (\omega \cdot \nabla)u + v\nabla^2\omega \quad (15)$$

式中： $\nabla=(\partial/\partial x,\partial/\partial y,\partial/\partial z)^T$ ， $u$ 和 $\omega$ 分别为速度场和涡量场， $\nu$ 为流体的运动黏度。

将涡量场离散成涡粒子形式，得到涡粒子的位置控制、强度控制和速度场表达式分别为

$$\frac{d}{dt}x_p(t) = u(x_p(t),t) \quad (16)$$

$$\frac{d}{dt}\Gamma_p(t) = (\Gamma_p(t) \cdot \nabla)u(x_p(t),t) + \frac{d}{dt}\Gamma_p(t)|_{vis} \quad (17)$$

$$u(x,t) = \sum_p K(x-x_p(t)) \cdot \Gamma_p(t) \quad (18)$$

式中： $x_p$ 为涡粒子位置； $\Gamma_p$ 为矢量涡强；式(17)右端第2项为流体粘性导致的耗散， $K=\nabla G$ ， $G$ 为格林函数。

给定初始时刻流场的涡量参数，便能求解流场演化信息，通过捕捉涡粒子与叶片相互作用过程可实现桨叶非定常载荷计算。

常见CFD/CAA方法和无网格预测模型方法对比见表1。目前，CFD/CAA方法是气动声学研究的主流数值方法，其采用网格划分的CFD方法模拟非定常流场，通过捕捉桨叶表面压力分布、尾迹湍流和叶尖涡等非定常流动结构来提供高精度的声源数据。再采用CAA方法通过FW-H等声比拟方程解析噪声的传播特性。虽然CFD/CAA方法能够较精确模拟复杂流动引发的噪声及其传播，但计算成本较高。基于工程实际需求，采用无网格预测模型的方法可以显著降低计算负荷。CROR的数值模拟结果表明，前转子脱落涡与后转子的周期性干涉作用是其噪声的重要来源，这要求无网格模型完善对旋转叶片尾迹系统的建模，以模拟转子间的非定常相互作用，进而提高预测精度。

表1 常见CFD/CAA方法和无网格预测模型方法对比

方法	预测精度	计算效率	考虑非定常干涉	考虑尾迹演变
RANS	低	高	否	否
URANS	高	低	是	是
LES	极高	极低	是	是
NLH	中	中	是	否
VPM	中	中	是	是

## 2 气动噪声优化方法

鉴于CROR推进系统设计涉及空气动力学、气动声学 and 结构分析等多学科需求，因此优化方法也极为重要。气动噪声优化方法通常采用气动性能和声学特性的多目标优化策略，并通过施加气动约束或几何约束，对优化目标进行处理。优化的变量如后掠角度、桨叶厚度、桨叶数目、转子直径和叶片形状等<sup>[65]</sup>。

优化方法主要包括参数扫描优化方法、确定性优化方法、随机优化方法和代理优化方法。这几种方法相辅相成，但对代理优化方法的重视程度更高。

### 2.1 参数扫描优化方法

参数扫描优化方法是一种直接、简单的设计空间探索技术，适用于低维问题和初步优化阶段。通过改变设计参数在给定范围内的取值，评估目标函数或性能指标，从而探索设计空间并寻找最优解。参数扫描优化方法流程如图6所示。

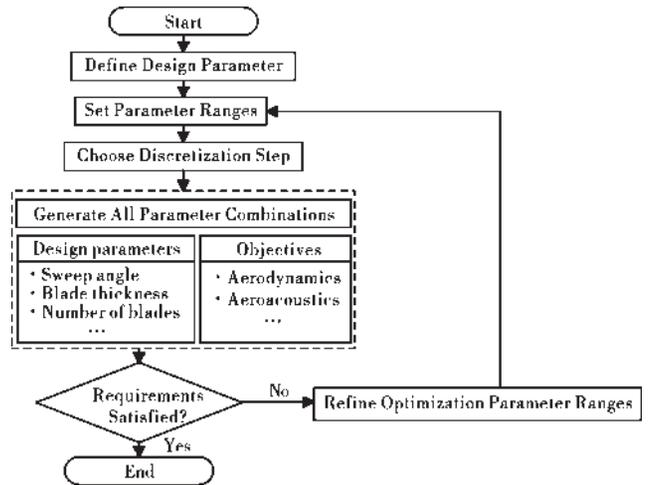


图6 参数扫描优化方法流程

贺象等<sup>[66]</sup>研究发现通过增大后掠角能够减弱后排桨叶吸力面的压力脉动，进而有效降低这一主要声源的噪声强度；Dittmar等<sup>[67]</sup>研究发现减小后排桨叶直径，可减弱与前排桨叶产生的叶尖涡的相互干扰，使总噪声在各谐波频率处的声压级显著降低；Zachariadis等<sup>[68]</sup>研究表明，在CROR起飞工况下，采取减小前排桨叶安装角并适度提高转速的组合策略可以在保持推力的前提下减小前排桨叶攻角。这种方式能够消除叶片表面的流动分离现象、减小叶尖损失，从而提高效率并降低总体发动机噪声。Weckmüller等<sup>[69]</sup>在前排转子叶片尾缘设置锯齿结构，该方法能有效增强尾迹混合过程，进而降低由前排叶片尾迹与后排桨叶相互作用产生的尾迹干涉噪声；Yang等<sup>[70]</sup>在前排叶片设置不同的下反角度桨尖，通过缩小叶尖涡尺寸并降低强度来降低后转子非定常载荷波动，表明该方法能有效削弱前转子叶尖涡与后转子相互作用的尾迹干涉噪声；Delattre等<sup>[71]</sup>的研究表明，在保持CROR总推力不变的情况下，通过调整前后转子扭矩比可以有效减小前排叶片的叶尖涡轴向速度亏损和涡量。这种调整可以降低尾迹与后转子桨叶之间

的相互作用强度,从而显著降低起飞阶段的干涉噪声; Smith等<sup>[72]</sup>对CROR飞行角度、转子间距和前后转子转速比进行优化,结果显示各参数对噪声和效率的影响存在耦合关系,需要进行多参数协同优化;崔盼望等<sup>[73]</sup>研究发现增加转子桨叶数目会使噪声在一定极角范围内明显降低,如果在增加桨叶数目的同时降低转速,可在保证推力和效率的前提下进一步降低噪声。

参数扫描优化方法采取逐点遍历方式搜索变量空间,其优化精度依赖于参数离散的分辨率,在设计变量较多或步长较小的情况中计算复杂度高,计算量会随着参数维度的增加呈指数级增长,在高维复杂非线性问题中难以应用。

### 2.2 确定性优化方法

确定性优化方法基于数学上的优化理论和确定性搜索规则,通过利用目标函数相对于设计变量的梯度信息,确定搜索方向并进行迭代计算,使目标函数从初始点逐步收敛至最优解。确定性优化算法的效率取决于目标函数相对于设计变量梯度的计算效率。该方法适用于结构明确、可导或满足凸性要求的优化问题。伴随优化方法流程如图7所示。

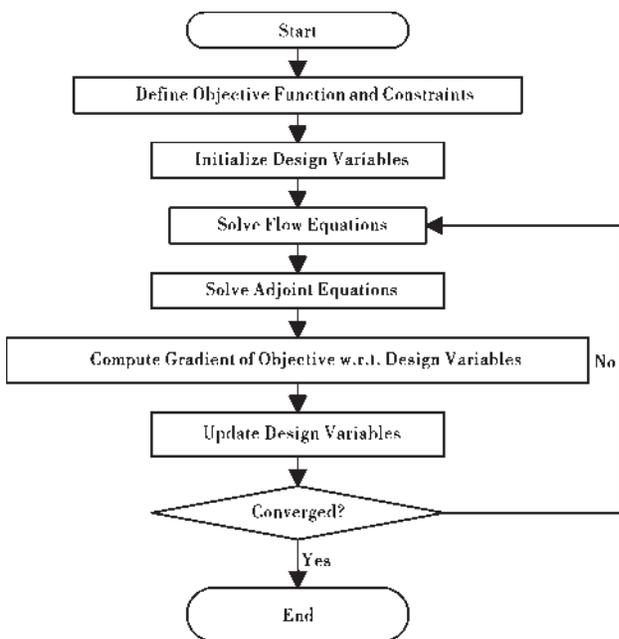


图7 伴随优化方法流程

Zhi等<sup>[74]</sup>提出一种基于实时非定常伴随法的气动和声学优化方法,该方法在CFD求解过程直接积分计算FW-H方程的声源项。根据CFD/CAA求解器的离散数值格式构建伴随方程,同步解析气动与声学目标函数对设计变量的梯度,该方法在保持推力系数和推

进效率的情况下,使螺旋桨平均声压级降低约3 dB,原叶片与优化转子叶片的时间平均压力系数 $C_p$ 如图8所示,优化后的叶片使得气动载荷重新分布从而降低了辐射噪声水平;Abergo等<sup>[75]</sup>使用旋转参考系和周期性边界条件将非定常问题转化为稳态模拟,并结合FW-H方程预测远场声压级,利用基于算法微分的伴随方法计算气动噪声对设计变量的灵敏度,算例验证优化方法在保持气动性能的同时可使螺旋桨上游观测点噪声声压级降低3 dB;Chelius等<sup>[76]</sup>提出了一种基于伴随法的转子降噪优化方法,基于Hanson-Lévy稳态载荷噪声公式推导了声学目标函数,该方法推导目标函数对网格参数和流场变量的灵敏度,可以指导桨叶形状优化方向。

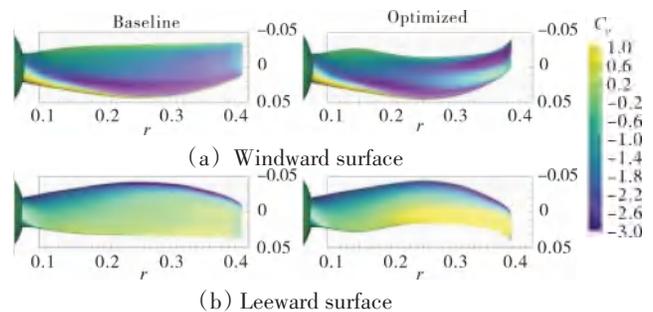


图8 原叶片与优化转子叶片的时间平均压力系数<sup>[74]</sup>

伴随法作为一种高效的梯度计算方法,通过一次流体计算和一次伴随求解即可获得全部设计变量的梯度信息,其计算复杂度与变量数量无关。但该方法处理非线性、非定常或包含复杂物理项的控制方程时,伴随方程的解析推导较为困难。此外,由于伴随法基于梯度计算的特性,在处理非凸优化问题中容易收敛至局部最优解。

### 2.3 随机优化方法

随机优化方法借鉴自然界中的各种随机过程和动物群体智能行为模式,这类算法通过评估目标函数值而非依赖梯度信息来指导优化方向,以群体搜索或随机采样为核心机制,能够有效跳出局部最优陷阱,在多峰值和非凸优化问题中表现出色。随机优化方法流程如图9所示。

Gur等<sup>[77]</sup>结合多目标遗传算法和非支配排序遗传算法对悬停对转螺旋桨几何参数进行优化,表明优化后的对转螺旋桨构型噪声性能显著改善,接近孤立螺旋桨运行时的低噪声水平;Li等<sup>[78]</sup>针对对转螺旋桨的气动性能和噪声水平进行了研究,提出将环形旋翼设

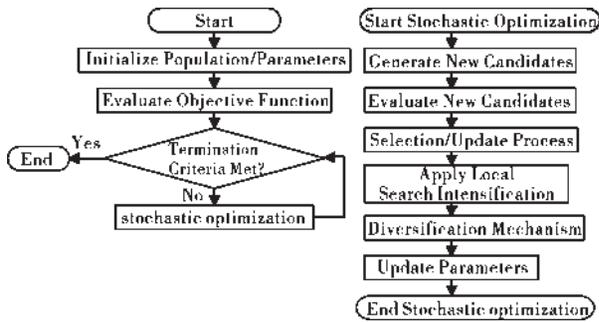


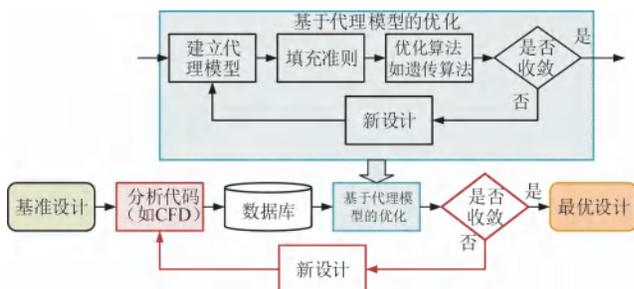
图9 随机优化方法流程

计应用于前转子,并采用遗传算法对环形旋翼进行优化设计,以减少前转子尾流对后转子的影响,表明在相同运行条件下,优化构型的噪声水平比常规桨叶构型降低约2.5 dB;Smith等<sup>[79]</sup>在初始设计阶段使用遗传算法对起飞和巡航工况下CROR进行多目标优化,以叶片几何形状、转速和转子间距等多个变量作为优化参数,仿真结果显示优化后的设计在气动性能和噪声水平上均优于基准设计的。

随机优化方法通常需要反复评估目标函数,在高维度大规模问题中的计算成本较高,其性能依赖于算法参数的选择,不当的参数设定可能会导致优化效果不佳,甚至无法收敛。

## 2.4 代理优化方法

代理优化方法以代理模型为核心,这种模型是优化和仿真领域的高效近似工具,用于替代计算成本高昂的复杂原始模型。代理模型利用回归、插值或机器学习技术,基于有限的高精度采样点对复杂原始模型进行逼近,构建能快速评估目标函数的数学表达,从而在保持合理精度的同时显著提高计算效率,代理优化算法框架如图10所示。

图10 代理优化算法框架<sup>[80]</sup>

Yi等<sup>[81]</sup>考察叶片半径、桨距角、轴向间距、叶片数和转速等关键参数对CROR噪声水平的影响,采用Kriging代理模型和多目标遗传算法进行优化设计,并使用多点多目标填充采样准则来并行选择样本点,仿真结果表明在保持前后转子推力的条件下,通过优化

设计参数可以使发动机噪声降低;Namgoong<sup>[82]</sup>以Kriging代理模型结合非支配排序遗传算法来优化桨叶前缘翼型下弯角度,目的是减少桨叶前缘处的流动分离以及削弱前排桨叶叶尖涡和尾流涡的强度,从而降低CROR宽频噪声和转子干涉噪声;Kwon等<sup>[83]</sup>提出一种基于代理模型的鲁棒设计优化方法,使用改进的Kriging代理模型结合多目标遗传算法降低发动机噪声,设计变量包括前后转子半径、转子间距和后转子桨距角,最终优化结果显示在保持基准推力系数的情况下,发动机总声功率级降低3.3 dB;Grasso等<sup>[84]</sup>开展对转开式转子的多学科优化,采用差分进化算法和人工神经网络优化叶片几何形状,实现了气动效率和噪声水平的平衡;Jang等<sup>[85]</sup>采用Kriging代理模型结合遗传算法进行多目标优化。优化目标是在保持恒定推力水平的同时降低气动噪声水平和总功率,结果显示在相同运行情况下,优化构型相比基准构型的噪声响度低7 dB,功率水平降低了4%。

代理优化方法是当前较为适用于CROR气动噪声的优化方法,然而其性能表现对初始采样策略具有较强敏感性:不当的初始采样点的选择可能难以充分捕捉设计空间的复杂特性,增加计算成本;某些情况下,初始采样点的选择依赖经验判断,可能导致样本分布不够合理,影响最终优化结果的质量。

气动噪声优化方法的对比见表2。针对气动噪声优化问题,可根据不同的目标和所处的设计阶段来选择合适的优化方法,通过对主要影响因素进行优化设计,以实现有效的噪声控制。

表2 气动噪声优化方法对比

方法	计算效率	全局寻优能力	实现复杂度	对模型要求	适用场景
参数扫描优化方法	低	低	简单	无	参数少、初步优化阶段
确定性优化方法	高	中	中等	光滑连续	单极值问题、数学模型明确
随机优化方法	低	高	适中	无	多峰复杂问题、黑盒优化
代理优化方法	高	高	复杂	建立代理模型	高计算成本问题、混合优化

## 3 总结

(1)CFD/CAA方法可以较准确预测CROR声场并定位噪声源,前后转子之间的非定常相互作用导致的转子桨叶压力脉动是CROR纯音噪声和宽频噪声产

生的重要来源<sup>[47,49]</sup>。

(2)为实现CROR的气动性能和噪声的快速预测,采用无网格预测模型结合声比拟方法也是一个重要的研究方向。CROR运行时前排转子的尾迹周期性地作用在后级桨叶上,形成强烈的非定常湍流,相对应的需要选择合适的方法(如粘性涡粒子法)以模拟尾迹对转子的影响。

(3)针对CROR气动噪声优化方面,目前常用的方法是基于代理模型的优化方法,该方法可减少优化过程中的计算资源消耗,关键在于建立符合问题特性的代理模型。

#### 4 展望

由转子周期性运动和转子干涉作用产生的纯音噪声和湍流等非定常流动现象引起的宽频噪声在频谱结构中具有不同的特点,而考虑飞行环境中大气非均匀流和安装效应等因素均会影响噪声辐射特性,多种气动噪声源和环境因素的耦合作用导致CROR气动噪声预测具有挑战性。CROR的宽频噪声在高频范围内占据重要比重<sup>[86]</sup>,随着对纯音噪声控制技术的不断完善,宽频噪声的影响日益突出,然而对宽频噪声涉及复杂的湍流流动的精确捕捉需要极高精度的CFD模拟,导致计算负荷显著增加。此外,气动噪声响应与设计变量之间存在高度非线性关系,对CROR的噪声优化往往会与气动性能冲突,这对进一步降低噪声增加了难度。

为了高效率预测噪声以及降低气动噪声的影响,可从两方面着手:(1)开发智能算法驱动的混合预测方法,用于探索机器学习模型与开式转子噪声预测方法的深度融合,同时基于开式转子噪声的历史信息构建数据驱动的噪声预测模型。目前,机器学习方法已成功应用于航空器声学问题的研究<sup>[87-89]</sup>,但是针对CROR运行特性的噪声预测方法仍然有待开发。(2)进一步推进CROR气动噪声多学科协同优化。目前,对于旋翼的仿生降噪设计已经积累了丰富的研究成果,基于仿生学原理能有效降低CROR噪声<sup>[90]</sup>。而针对座舱及周边环境影响,可采用多种心理声学指标进行定量评估和优化设计,以提高客舱声学舒适性并降低对城市环境的噪声污染。安装效应会影响发动机噪声辐射方向性并导致声能集中,需要在航空器初始设计阶段考量CROR的安装位置,以减少对地面的

噪声和对飞机整机的影响。

#### 参考文献:

- [1] 严成忠.开式转子发动机[M].北京:航空工业出版社,2016:1-10.  
YAN Chengzhong. Open rotor engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016: 1-10. (in Chinese)
- [2] 屠秋野,倪力伟,杨祥明,等.开式转子发动机计算模型及调节研究[J].航空发动机,2016,42(6):36-43.  
TU Qiuye, NI Liwei, YANG Xiangming, et al. Research on open rotor engine calculating model and control schedule[J]. Aeroengine, 2016, 42(6): 36-43. (in Chinese)
- [3] Hager R D. Advanced turboprop project[M]. Cleveland: Scientific and Technical Information Division, National Aeronautics and Space Administration, 1988: 105-106.
- [4] Van Zante D E, Collier F, Orton A, et al. Progress in open rotor propellers: the FAA/GE/NASA open rotor test campaign[J]. The Aeronautical Journal, 2014, 118: 1181-1213.
- [5] Filippone A. Historical development of the coaxial contra-rotating propeller[J]. The Aeronautical Journal, 2023, 127: 699-736.
- [6] Bellocc P, Garmendia I, Sethi V, et al. Multidisciplinary assessment of the control of the propellers of a pusher geared open rotor-part II: impact on fuel consumption, engine weight, certification noise, and NOx emissions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(7): 072603.
- [7] Envia E. Aeroacoustic analysis of a high-speed open rotor[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2015, 14(3-4): 569-606.
- [8] Hubbard H H. Sound from dual-rotating and multiple single-rotating propellers[R]. NACA-TN-1654.
- [9] Perullo C, Havrilesko B, Tai J, et al. An integrated assessment of an advanced open rotor configuration using the environmental design space [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta: AIAA, 2012: 3913-3923.
- [10] Guynn M D, Berton J J, Haller W J, et al. Performance and environmental assessment of an advanced aircraft with open rotor propulsion [R]. NASA-TM-2012-217772.
- [11] Hendricks E S, Berton J J, Haller W J, et al. Updated assessment of an open rotor airplane using an advanced blade design [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Ohio: AIAA, 2013: 3628-3640.
- [12] Housman J A, Kiris C C. Structured overlapping grid simulations of contra-rotating open rotor noise [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego: AIAA, 2016: 814-834.
- [13] Stuermer A W. Validation of installation effect predictions through simulations of contra-rotating open rotors at low-speed flight conditions [C]//33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Dallas: AIAA, 2015: 2886-2904.
- [14] Khalid S A, Lurie D, Breeze-Stringfellow A, et al. Open rotor engine aeroacoustic technology final report: Continuous Lower Energy, Emis-

- sions and Noise(CLEEN) program[R].Evedale:FAA,2013.
- [15] Vlastuin J, Dejeu C, Louet A, et al. Open rotor design strategy: from wind tunnel tests to full scale multi-disciplinary design[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Montréal: ASME, 2015: V02CT45A016.
- [16] Hubbard H H. Aeroacoustics of flight vehicles: theory and practice volume 1: noise sources[R]. WRDC-TR-90-3052-VOL-1.
- [17] Node-Langlois T, Wlassow F, Languille V, et al. Prediction of contra-rotating open rotor broadband noise in isolated and installed configurations[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta: AIAA, 2014: 2610-2624.
- [18] Moreau S, Roger M. Advanced noise modeling for future propulsion systems[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2018, 17(6-8): 576-599.
- [19] Block P. The effects of installation on single- and counter-rotation propeller noise[C]//9th Aeroacoustics Conference. Williamsburg: AIAA, 1984: 1927-1939.
- [20] Shivashankara B N, Cuthbertson R, Johnson D. Installation effect on counter rotation propeller noise[C]//13th Aeroacoustics Conference. Tallahassee: AIAA, 1990: 4023-4030.
- [21] Woodward R. Noise of a simulated installed model counterrotation propeller at angle-of-attack and takeoff/approach conditions[C]//28th Aerospace Sciences Meeting. Cleveland: AIAA, 1990: 283-308.
- [22] Simonich J, McCormick D, Lavrich P. Interaction noise mechanisms for an advanced propeller: experimental results[C]//12th Aeroacoustic Conference. San Antonio: AIAA, 1989: 1093-1108.
- [23] Tam C K W, Salikuddin M, Hanson D B. Acoustic interference of counter-rotation propellers[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1988, 124(2): 357-366.
- [24] Block P J W. Noise radiation patterns of counter-rotation and unsteadily loaded single-rotation propellers[J]. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(9): 776-783.
- [25] Block P, Klatt R, Druetz P. Counter-rotating propeller noise directivity and trends[C]//10th Aeroacoustics Conference. California: AIAA, 1986: 1927-1938.
- [26] Envia E. Contra-rotating open rotor tone noise prediction[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta: AIAA, 2014: 2606-2621.
- [27] Farassat F. Derivation of formulations 1 and 1a of farassat[R]. NASA-TM-2007-214853.
- [28] Farassat F, Dunn M, Tinetti A, et al. Open rotor noise prediction methods at NASA langley: a technology review[C]//15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Miami: AIAA, 2009: 3133-3152.
- [29] Hanson D B. Near-field frequency-domain theory for propeller noise [J]. *AIAA Journal*, 1985, 23(4): 499-504.
- [30] Hanson D B. Noise of counter-rotation propellers[J]. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(7): 609-617.
- [31] Zorumski W E, Weir D S. Aircraft noise prediction program theoretical manual: propeller aerodynamics and noise[R]. NASA TM-83199.
- [32] Farassat F, Padula S L, Dunn M H. Advanced turboprop noise prediction based on recent theoretical results[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1987, 119(1): 53-79.
- [33] Amiet R K. Noise due to turbulent flow past a trailing edge[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1976, 47(3): 387-393.
- [34] Blandeau V P, Joseph P F. Broadband noise due to rotor-wake/rotor interaction in contra-rotating open rotors[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(11): 2674-2686.
- [35] Kingan M J. Open rotor broadband interaction noise[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2013, 332(17): 3956-3970.
- [36] 薛东文, 燕群, 陈永辉, 等. 飞机螺旋桨低噪声多学科优化设计与试验验证研究[J]. *推进技术*, 2023, 44(7): 185-194.
- XUE Dongwen, YAN Qun, CHEN Yonghui, et al. Multi-disciplinary design and experimental verification of low noise aircraft propellers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(7): 185-194. (in Chinese)
- [37] Sarkar S, Hussaini M Y. Computation of the acoustic radiation from bounded homogeneous flows[M]. New York: Springer New York, 1993: 335-355.
- [38] 金海波, 陈宣亮, 覃湘桂. 基于 Mohring 声类比的开式转子发动机噪声分析[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(4): 785-791.
- JIN Haibo, CHEN Xuanliang, TAN Xianggui. Open-rotor engine noise analysis based on Mohring acoustic analogy[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(4): 785-791. (in Chinese)
- [39] 刘沛清, 吕昌昊, 胡天翔, 等. 共轴对转螺旋桨气动与噪声特性研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(10): 100-125.
- LIU Peiqing, LYU Changhao, HU Tianxiang, et al. Review of aerodynamic and aeroacoustics characteristics of counter rotating propellers [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 41(10): 100-125. (in Chinese)
- [40] Qi H, Wang P, Jiang L, et al. Investigation on aerodynamic noise characteristics of coaxial rotor in hover[J]. *Applied Sciences*, 2022, 12(6): 2813-2827.
- [41] Sharma A, Chen H. Prediction of tonal aerodynamic noise from open rotors[C]//18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference(33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs: AIAA, 2012: 2265-2280.
- [42] Le Garrec T, Reboul G. Computational aeroacoustics of counter rotating open rotor model on rear full scale airplane in cruise condition[C]//18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs: AIAA, 2012: 2125-2142.
- [43] Kleinert J, Dürrwächter L, Kessler M, et al. Aeroacoustics of high-fidelity URANS simulations of a model contra-rotating open rotor with mounting pylon[C]//2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Atlanta: AIAA, 2018: 4082-4098.
- [44] Falissard F, Boisard R, Gaveriaux R, et al. Influence of blade deformations on open-rotor low-speed and high-speed aerodynamics and

- aeroacoustics[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(6): 2267–2281.
- [45] Stuermer A W. Validation of uRANS-simulations of contra-rotating open rotor-powered aircraft at take-off conditions[C]//2018 AIAA aerospace sciences meeting. Kissimmee: AIAA, 2018: 1265–1282.
- [46] Colin Y, Caruelle B, Parry A B. Computational strategy for predicting CROR noise at low-speed Part III: investigation of noise radiation with the Ffowcs-Williams hawkins analogy[C]//18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference(33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs: AIAA, 2012: 2223–2233.
- [47] Soulat L, Kernemp I, Sanjose M, et al. Numerical assessment of the tonal noise of counter-rotating open rotors at approach[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2016, 15(1–2): 23–40.
- [48] Liu Z, Bu C, Kong X, et al. Computational investigation of noise interaction for a nano counter-rotating rotor in a static condition[J]. *International Journal of Computational Materials Science and Engineering*, 2018, 7(1): 1850004.
- [49] Fiore M, Daroukh M, Montagnac M. Broadband noise prediction of a counter rotating open rotor based on LES simulation with phase-lagged assumption (draft) [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2021, 514: 116420.
- [50] Dumlupinar E, Housman J A, Duensing J. Scale resolving simulations of contra rotating open rotor noise prediction[C]//AIAA Scitech 2024 Forum. California: AIAA, 2024: 2807–2822.
- [51] Fabiano E, Kirby A, Yang Z, et al. Quadrupole-enhanced overset noise predictions for counter-rotating open rotors [C]//AIAA Aviation 2023 Forum. Wyoming: AIAA, 2023: 3937–3951.
- [52] Casalino D. An advanced time approach for acoustic analogy predictions[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2003, 261(4): 583–612.
- [53] Fuchs M, Mockett C, Sesterhenn J, et al. Recent results with grey-area improved DDES for a wide range of flows[C]//Symposium on Hybrid RANS-LES Methods. Cham: Springer International Publishing, 2016: 195–206.
- [54] Shu W J, Chen C C, Du L, et al. Interaction tonal noise generated by contra-rotating open rotors[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(4): 134–147.
- [55] Lindblad D, Montero V G, Andersson N, et al. Aeroacoustic analysis of a counter rotating open rotor based on the harmonic balance method [C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee: AIAA, 2018: 1004–1019.
- [56] Envia E. Aeroacoustic analysis of a high-speed open rotor[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2015, 14(3–4): 569–606.
- [57] Van Zante D E, Envia E. Prediction of the aero-acoustic performance of open rotors[R]. NASA-TM-2014-218132.
- [58] Beaumier P. Numerical tools developed at onera for the aerodynamic assessment of propellers and counter-rotating open rotors[C]//28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences: Brisbane, ICAS, 2012, 74: 99–111.
- [59] Zhong S, Ma Z, Zhou P, et al. Predicting the aerodynamic noise of counter-rotating coaxial rotors[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2023, 547: 117487.
- [60] Le Bouar G, Costes M, Leroy-Chesneau A, et al. Numerical simulations of unsteady aerodynamics of helicopter rotor in manoeuvring flight conditions[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2004, 8(1): 11–25.
- [61] Huang G, Sharma A, Chen X, et al. Framework for multi-fidelity simulations of flow interaction and noise of an open rotor[C]//AIAA SCITECH 2025 Forum. Italy: AIAA, 2025: 1042–1052.
- [62] Alvarez E J, Schenk A, Critchfield T, et al. Rotor-on-rotor aeroacoustic interactions of multirotor in hover[EB/OL]. [2020-07-01]. <https://scholarsarchive.byu.edu/facpub/4053/>.
- [63] Hong Z L, Su M, Zhang H T, et al. Unsteady aerodynamic noise prediction of contra-rotating open rotor using meshless method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(8): 144–165.
- [64] Alvarez E J, Ning A. Modeling multirotor aerodynamic interactions through the vortex particle method[C]//AIAA Aviation 2019 Forum. Dallas: AIAA, 2019: 2827–2842.
- [65] Magliozzi B, Hanson D B, Amiet R K. Propeller and propfan noise[J]. *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice*, 1991, 1: 1–64.
- [66] 贺象, 赵振国, 舒太波, 等. 桨扇后掠降噪规律及声学机理数值研究[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(4): 939–948.
- HE Xiang, ZHAO Zhenguo, SHU Taibo, et al. Numerical investigation of noise reduction law and acoustic mechanism of the sweepback propfan[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(4): 939–948. (in Chinese)
- [67] Dittmar J H, Stang D B. Noise reduction for model counterrotation propeller at cruise by reducing aft-propeller diameter[R]. NASA-TM-88936.
- [68] Zachariadis A, Hall C, Parry A B. Contrarotating open rotor operation for improved aerodynamics and noise at takeoff[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(3): 031010.
- [69] Weckmüller C, Guérin S. On the influence of trailing-edge serrations on open-rotor tonal noise[C]//18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference(33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Hawaii: AIAA, 2012: 2124–2133.
- [70] Yang T, Yu W, Liang D, et al. A contra-rotating open rotor noise reduction methodology by using anhedral blade tip[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(7): 1–11.
- [71] Delattre G, Falissard F. Influence of torque ratio on counter-rotating open-rotor interaction noise[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(9): 2726–2738.
- [72] Smith D A, Filippone A, Barakos G N. Noise source analysis in counter-rotating open rotors[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(3): 1783–1796.
- [73] 崔盼望, 冯和英, 全帆, 等. 桨叶数目对对转螺旋桨气动和噪声特性的影响[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(12): 61–73.
- CUI Panwang, FENG Heying, TONG Fan, et al. Influence of the num-

- ber of blades on aerodynamic and noise characteristics of counter-rotating propeller[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 41(12): 61-73. (in Chinese)
- [74] Zhi H, Xiao T, Qin N, et al. On-the-fly unsteady adjoint aerodynamic and aeroacoustic optimization method[J]. *AIAA Journal*, 2024, 62(12): 4779-4797.
- [75] Abergo L, Morelli M, Pullin S F, et al. Adjoint-based aeroacoustic optimization of propeller blades in rotating reference frame[C]//AIAA Aviation 2023 Forum. San Diego: AIAA, 2023: 3836-3850.
- [76] Chelius A, El Din I S, Koch R. Toward an adjoint based aeroacoustic optimisation for propeller noise reduction[C]//ICSV. Montreal: HAL, 2019: 1-8.
- [77] Gur O, Silver J, Ditt R, et al. Optimal design of hovering contra-rotating propulsion system[C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. San Diego: AIAA, 2022: 145-170.
- [78] Li P, Liu C, Liu Y, et al. A toroidal upper rotor for performance enhancement and noise reduction of contra-rotating system[C]//30th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference(2024). Rome: AIAA, 2024: 3220-3232.
- [79] Smith D A, Filippone A, Bojdo N. Low order multidisciplinary optimisation of counter-rotating open rotors[C]//2018 European Rotorcraft Forum. Delft: ERF, 2018: 1-14.
- [80] 韩忠华, 许晨舟, 乔建领, 等. 基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展[J]. *航空学报*, 2020, 41(5): 25-65.  
HAN Zhonghua, XU Chenzhou, QIAO Jianling, et al. Recent progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(5): 25-65. (in Chinese)
- [81] Yi S, Kwon H I, Im D, et al. Parameter study of low noise CROR system [C]//34th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Washington: AIAA, 2016: 3878-3893.
- [82] Namgoong H. Open rotor blade leading edge optimization to mitigate noise increase due to flow incidence[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Georgia: AIAA, 2014: 2970-2979.
- [83] Kwon H, Choi S, Kwon J H, et al. Surrogate-based robust optimization and design to unsteady low-noise open rotors[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(5): 1448-1467.
- [84] Grasso G, Moreau S, Christophe J, et al. Multi-disciplinary optimization of a contra-rotating fan[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2018, 17(6-8): 655-686.
- [85] Jang J S, Choi S, Kwon H I, et al. A preliminary study of open rotor design using a harmonic balance method[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Tennessee: AIAA, 2012: 1042-1061.
- [86] Kingan M J. Advanced open rotor noise prediction[J]. *The Aeronautical Journal*, 2014, 118: 1125-1135.
- [87] Patterson A, Hovakimyan N, Pascioni K A, et al. Machine learning methods for estimating propeller source noise spheres[C]//AIAA Aviation 2021 Forum. Reston: AIAA, 2021: 2177-2188.
- [88] Dowdall J. Applying machine learning to jet noise prediction[R]. GRC-E-DAA-TN62141.
- [89] Wiedemann A D, Pascioni K A, Fuller C. Developing and testing a physics guided machine learning neural network to predict tonal noise emitted by a propeller[C]//NOISE-CON 2022. Kentucky: Langley Research Center, 2022: 1-12.
- [90] 乔渭阳, 全帆, 陈伟杰, 等. 仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(1): 98-121.  
QIAO Weiyang, TONG Fan, CHEN Weijie, et al. Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 36(1): 98-121. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)

# 航空发动机数字化需求分解及工程实践

吴 雄<sup>1</sup>, 黎方娟<sup>2</sup>, 黄维娜<sup>2</sup>

(1. 海军研究院, 上海 200436; 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

**摘要:** 未来体系作战向多维度、高复杂、强互联的模式发展, 对武器装备研发和生命周期管理提出了更加快速、敏捷、稳健的要求, 数字化是实现武器装备快速高质量发展的重要途径。介绍了航空发动机研制过程中需求分解的重要性, 分析了基于文档的需求分解方法的局限性, 探讨了数字工程背景下以模型为中心的需求分解方法, 提出了需求数字化分解思路, 形成了基于模型的需求分解、需求追溯和确认的方案, 有效支撑需求在航空发动机全生命周期的传递和管理。

**关键词:** 武器装备; 航空发动机; 数字化; 基于模型的需求分解; 数字工程

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.009

## Digital Requirement Decomposition and Engineering Practices for Aeroengines

WU Xiong<sup>1</sup>, LI Fang-juan<sup>2</sup>, HUANG Wei-na<sup>2</sup>

(1. Naval Research Institute, Shanghai 200436, China;

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

**Abstract:** The future system of systems operation is developing into a new pattern featuring multi-dimensionality, high complexity, and strong interconnection, which requires the weapon and equipment development and life cycle management to be faster, more agile, and more robust. Digitization is an important way to realize rapid and high-quality development of weapons and equipment. This paper emphasizes the importance of requirement decomposition during aeroengine development, analyzes the limitations of the document-based requirement decomposition method, and discusses the model-centered requirement decomposition method in the context of digital engineering. A digital requirement decomposition methodology is proposed, forming a model-based solution for requirement decomposition, traceability, and validation, effectively supporting the requirement transmission and management throughout the entire lifecycle of aeroengines.

**Key words:** weapons and equipment; aeroengine; digitization; model-based requirement decomposition; digital engineering

## 0 引言

从装备的视角来看, 现代战争是装备研制体系和工业体系的全方位竞争, 装备产品是最终集中体现, 其功能、性能需快速响应现代战争模式以及作战体系的变革重塑, 因此装备的敏捷研发逐步成为体系作战的重要能力之一。航空发动机作为航空装备的关键核心之一, 其研制过程是以需求为根本出发点, 自顶向下逐层分解设计, 再自底向上集成验证, 最终以需求验证为目标的复杂系统工程过程。因此, 需求分解的完整性、准确性关乎整个研制活动的实施及最终产

品与需求的匹配度。传统航空发动机研制过程中的需求分解分配主要以文档形式传递, 其管理难度大、效率不高, 并且研发全生命周期过程中各层级需求的变更、调整、确认和验证情况难以追溯, 不能满足航空发动机正向、敏捷研发的要求。当前, 以数字化、智能化为特点的新一轮工业革命蓬勃兴起, 为武器装备面向需求的研发变革注入了新质生产力。

黄维娜等<sup>[1]</sup>阐明了航空发动机的研制需遵循系统工程基本逻辑, 基本解决了从需求出发到产品实现的数据关联和传递等问题; 贺文虎等<sup>[2]</sup>将基于模型的系统工程的建模技术和方法融入到航空发动机设计活

收稿日期: 2024-04-10

作者简介: 吴雄(1977), 硕士, 正高级工程师。

引用格式: 吴雄, 黎方娟, 黄维娜. 航空发动机数字化需求分解及工程实践[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 75-82. WU Xiong, LI Fangjuan, HUANG Weina. Digital requirement decomposition and engineering practices for aeroengines[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 75-82.

动中; Michel等<sup>[3]</sup>、Bjorn等<sup>[4]</sup>提出了一种基于体系结构定义的建模方法和相关工具,以及一种“强制抽取”方法,实现系统自上而下的功能/行为的精准分解分配;于海顺等<sup>[5]</sup>针对航空发动机,基于项目管理模式,给出了航空发动机研制工作分解的原则、架构、工作类型等相关内容;史妍妍等<sup>[6]</sup>构建了航空发动机需求管理的瀑布型模型;朱静等<sup>[7]</sup>提出在航空产品研制中推行基于模型的系统工程的必要性,分析其实施优势和难点;Arthur等<sup>[8]</sup>、Kevin等<sup>[9]</sup>、高明等<sup>[10]</sup>等针对F-35项目、材料国际空间站实验-X项目以及航空发动机设计,提出基于系统工程V模型正向设计方法,并利用IBM DOORS软件开展需求管理工作;李坤等<sup>[11]</sup>构建了航空发动机研发系统平台,涵盖需求管理、研制策划、科研管理等管理要素;吴晶峰等<sup>[12]</sup>针对航空发动机项目的研发流程中需求变更管理,对比分析了基于活动的模型和基于Agent的优势和劣势;卢川川等<sup>[13]</sup>初步构建了航空发动机需求管理的总体框架和组织模式,并对项目需求管理的实施路径进行了分析;晏祥斌等<sup>[14]</sup>针对航空发动机适航技术,提出研制主流程需将适航性要求纳入其中,以形成航空发动机适航性“需求-验证”体系。

上述研究从工程实践的角度来看,针对需求分解实施关键点的分析存在不足。本文针对传统航空发动机研制中需求分解中的不足,提出基于模型的数字工程需求分解方法,对航空发动机需求数字化分解的方案、方法和关键流程等进行了剖析和研究。

### 1 数字工程中需求分解的发展现状

21世纪以来,美国提出了数字工程战略,利用数字工程的创新工作范式和工具,形成跨部门、跨阶段、跨流程覆盖的数字工程系统,支持敏捷高效研发<sup>[15]</sup>。美国数字工程先行先试打造技术基础、策划与实施数字工程战略、全面应用与持续完善“3步走”推进战略<sup>[16]</sup>如图1所示。

第1步,先行先试打造技术基础。美国国防部自20世纪末以来,分层同步推进数字工程软硬件基础设施建设:在信息环境保障方面,通过高性能计算现代化计划(High Performance Computing Modernization Program, HPCMP)为数字工程的推广和实施提供了高端计算、建模和仿真平台<sup>[17]</sup>;在基础技术研究方面,推进计算研究和工程采办工具与环境(Computational

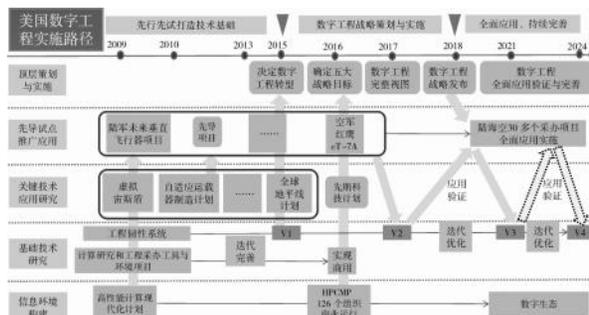


图1 美国数字工程3步走战略

Research and Engineering Acquisition Tools and Environments, CREATE)和工程弹性系统计划(Engineered Resilient Systems, ERS),支撑装备从需求生成、系统架构及权衡分析评估等活动的仿真分析<sup>[18]</sup>。通过需求定义和分解细化;系统级指标的计算、优化、验证和确认并构建系统架构;开展功能性能、场景、周期、费用以及效能等多目标权衡分析,形成综合评估设计方案,如图2所示,为敏捷采办提供支撑<sup>[19]</sup>。在先导试点推广应用方面,美国在30多个项目中引入了数字工程。例如,进行下一代军用运输机(C-X)备选方案分析初期,在ERS平台中将物理特性模型和交战模型进行关联,完成了3个任务场景、2500个设计方案的快速生成,并最终快速迭代生成9个设计方案,实现了数字化关键技术与型号预研项目的共促共进<sup>[20-21]</sup>。

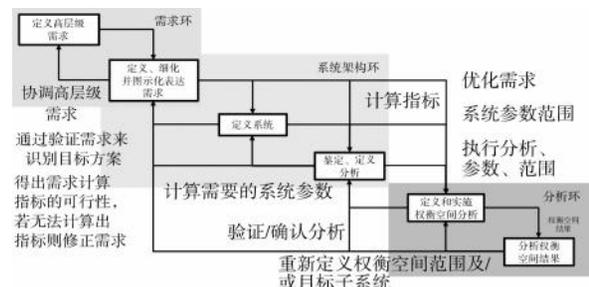


图2 需求分解流程

第2步,策划与实施数字工程战略。美国的数字工程转型是由国防部抓总,海陆空三军牵头,联合工业界和学术界优势力量共同推进。2017年,美国国防部发布了数字工程采办完整版如图3所示,涵盖了系统工程的技术流程和技术管理流程,核心是贯穿装备系统始终的数字系统模型、数字线索和数字孪生,底座为贯穿装备系统全生命周期的模型、数据和仿真活动<sup>[22]</sup>。2018年,美国国防部正式发布了数字工程战略,将数字工程定义为一种集成的数字方法,核心之一是用模型取代常规的文档形式,对产品从需求至退

役的全生命周期进行数字化表达,需求分解的数字化是实现数字工程的重要环节。

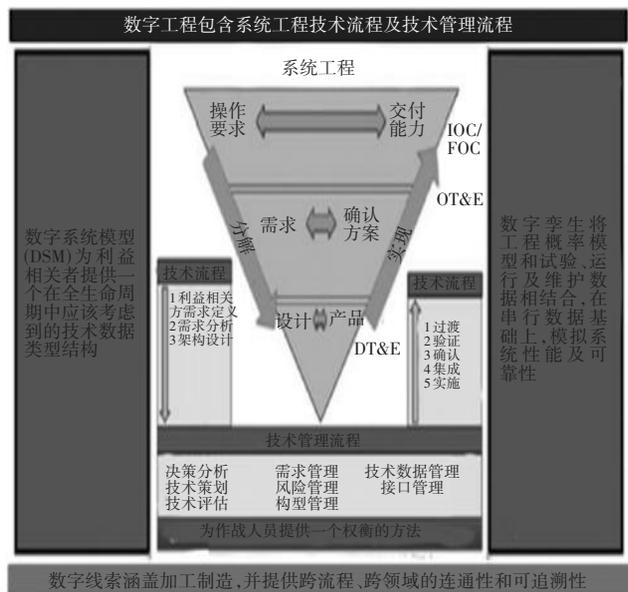


图 3 数字工程采办完整版

第 3 步,全面应用与持续完善。通过先导项目,美国成功验证了数字工程在未来武器装备快速、低成本研发中的战略优势,战略任务也逐渐从国家层面的牵引向工业界下沉。各工业企业将自身的数字工程工具集成到军方、政府层面的平台,形成跨阶段、跨流程的数字工程生态系统。工业部门在复杂产品开发过程中将充分发挥数字线索和数字孪生的能力,通过构建跨项目的高质量功能模型,支撑更稳健的需求分解和备选方案分析,为数字化需求分解提供决策依据。

在美国数字工程战略实施过程中形成的一系列流程、工具和方法,为数字化需求捕获、分析、建模、验证、管理奠定了坚实基础,为实施装备虚拟采办提供了保障,有力牵引了武器装备系统化、模型化、智能化的发展方向。

## 2 航空发动机需求分解的现状与发展趋势

### 2.1 航空发动机需求分解的定义

从研发者的视角来看,需求分解是阐述如何将利益攸关方需求转化为系统研发的技术要求,并严格保持系统需求(技术要求)与利益攸关方需求之间的追溯性。航空发动机需求分解的主要工作为根据航空发动机的用途和特点,确定需求分解依据、分解层级和分配对象,并给出最终需求分解结果<sup>[23]</sup>如图 4 所示。

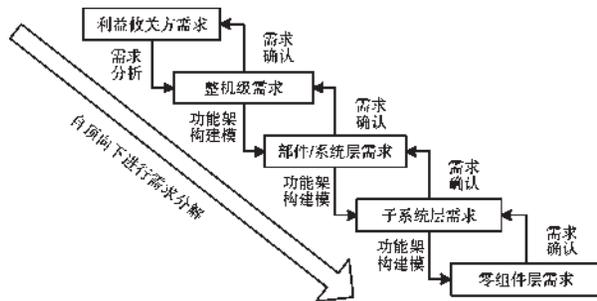


图 4 基于系统工程的需求分解模型

航空发动机需求分解一般流程如下:(1)系统梳理各利益攸关方及其需求,并进行整理、亲和、确认,形成航空发动机整机级需求;(2)将分析形成的各项整机需求按性质分为功能、性能、尺寸、接口、强度、六性等若干大类,也可进一步将其中的某些大类进行细分,如将六性分成可靠性、安全性、维修性、保障性等;(3)各类需求通过发动机功能架构建模设计以及总体性能、总体结构、强度、通质等专业设计评估,形成整机级分配需求;(4)按照发动机架构进一步将整机需求分配至风扇、压气机、燃烧室、涡轮、传动系统、控制系统等部件或系统(这里描述的部件/系统均属于航空发动机的子系统);(5)发动机各部件/系统内部,可根据关重件、外包等需要,通过自身设计方案及计算分析,形成零组件/成附件需求。例如控制系统需要对电子控制器、燃油泵、传感器等详细分解成附件需求。另外需要说明的是在航空发动机整个需求分解过程中,下一层级子系统形成的需求均需要经过上一层级的确认,才可以作为其研发的正式输入。

### 2.2 航空发动机需求分解的重要性

需求分解是航空发动机全流程需求管理活动中最重要的环节之一,该活动决定了产品最终符合需求的程度,是顶层需求定义和系统设计之间的桥梁,也是系统综合能力的可靠保证<sup>[24]</sup>。一方面,需求分析以系统规范、研制规范和项目规划作为分解活动的出发点,并从系统角度进行检查与调整;另一方面,系统规范、研制规范是系统设计、制造、验证直至维护、退役的基础和输入。良好的分解活动有助于避免或尽早剔除早期错误,预先避免产品缺陷,降低产品研发成本并提高产品质量。

### 2.3 航空发动机需求分解的现状

目前,在航空发动机产品整个开发流程中产生的系统规范和研制规范文件及研制任务书等均以文档

为主,以WORD文档、EXCEL表格或纸质文件等形式在上下级各部门、各研发团队之间传递,缺乏科学的、完全正向的需求分解分配方法和手段,无法准确建立高层级和低层级需求之间的关联和追溯关系,主要表现为:

(1)需求管理困难。在航空发动机研制过程中,总体研制任务书、分系统研制任务书需求在多个部门以文档形式进行传输、传递和交流,其中任何一个环节出现需求变更,受影响的上下游文件均需要重新编写或者修改。为了保持数据和信息的一致性,通常需要人工大量进行信息反复点检、确认,管理成本高,效率难以保证。

(2)需求传递质量和有效性不高。传统系统工程方法采用自然语言进行需求分解,某些表述存在二义性,容易产生歧义,从而造成人为理解偏差。另外,文档描述的规则、规范无法统一,描述的质量参差不齐,且在传递过程中容易产生需求信息丢失、被篡改的问题,影响需求信息的有效传递。

(3)未构建完整清晰的关联关系。航空发动机研制是多学科、多系统、多要素、多场景的复杂系统性工作,需求分解的层级多,上下游需求关联度极强,分解分配的一致性要求高。一方面,基于文档的需求分解灵活性和显性度低,无法直观、有效地体现各层级间的耦合关系及优先级;另一方面,当前主要通过版本控制解决多方案反复迭代的问题,需求分解变更的可追溯周期长、难度大,导致需求动态管理困难,难以保障需求信息关联的一致性、及时性和可追溯性。

(4)无法支撑全流程虚拟验证。“面向全域的一体化作战”是未来战争准备方向,航空发动机作为空中装备的关键核心之一,作为一级产品接入体系,向平台及上级作战/保障系统提供实时特性与状态信息,以支撑快速作战决策。但现有的需求分解模式导致发动机功能和特性的模型化不够、数据结构不理想、与相关系统的交互性不强,难以为敏捷作战能力提供充分的决策依据,束缚了体系作战能力的发挥。

综上,当前基于文档的需求分解方式已经无法满足航空发动机正向研发和并行研制的需求。采用需求分解数字化方法,利用先进建模语言,基于需求模型和架构模型,自顶向下开展需求的分解与分配,建立高层级和低层级需求之间的双向追溯关系,将成为解决航空发动机自主正向研发的重要途径。

### 3 需求分解数字化方法

从纵向上来看,整个作战空间涉及众多要素,而航空发动机只是众多复杂系统的其中一个部件。从横向上来看,航空发动机本身又由成千上万个零部件组成,是一个多学科、多要素、多场景强耦合的复杂系统,传统的还原论方法已经无法有效指导航空发动机的理论研究和科学试验。系统工程以系统为对象,从系统的整体观念出发,研究各个组成部分,分析各种因素之间的关系,寻找系统的最佳方案,已经逐步成为体系作战背景下航空发动机研制的最佳指导理论。当然,航空发动机系统工程方法也应该融入数字化转型的过程中。

需求捕获和分解是航空发动机系统工程的重要环节,装备对象不同引起的需求差异将显著影响发动机论证、研发、制造、装备、维保、退役等全生命周期任务的分解、贯彻和落实情况,乃至整个作战系统的作战效能。需求分解数字化可应对由时空、地域、用户带来的需求变化对航空发动机研制提出的挑战,支撑装备敏捷研发、快速迭代和协同运用。因此,各研制企业应采用系统方法论,利用数字化方法,不断至顶向下纵向扫描作战环境及作战平台对发动机的需求演进,并结合整体环境的变化,依次开展需求捕获、架构设计、数字化建模、数字化仿真验证与确认等工作,逐步将原始需求转化为航空发动机整机需求及部件系统层面的分解需求,对所属零部件的功能、性能及时进行调整,从而实现飞发一体化、飞发战场的深度融合。

数字化的需求分解可关联到任务场景、用户要求和标准规范等,形成各系统、子系统的需求条目,通过构建功能架构、逻辑架构和物理架构,以模型驱动清晰地表达各需求条目之间的关系,实现各系统层模型的关联、映射和实时迭代,支撑装备系统精准、高效地需求分析、分解分配、传递、变更等业务转型,加速型号研制进展<sup>[25]</sup>。

数字化分解是通过架构设计,形成各系统、子系统的设计方案和项目分解结构(Project Breakdown Structure, PBS),为需求验证活动提供技术输入。同时,通过需求条目的梳理,依据标准法规、研制经验形成对应的需求验证计划,明确仿真分析要求、考核试验项目要求和试验件要求。数字化分解的框架如图

5所示。

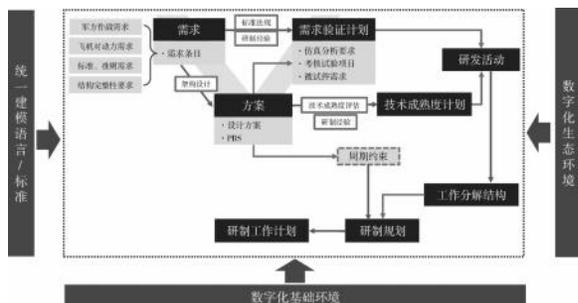


图5 需求分解数字化框架

数字化生态环境的构建为模型驱动的需求分解奠定了软硬件环境支持,为跨域、跨平台、跨专业的需求分解、传递和确认提供了数字化基础。统一的建模语言和建模标准是实现需求准确、规范表达和高效传递的重要基础,为全流程虚拟验证提供了保障。

需求分解数字化主要工作方法如下:

(1)基于模型的需求捕获与分析。在需求捕获阶段,建立满足作战/运行效能指标体系的需求资源数据库,全面、完整地识别利益攸关方(如用户、上层系统、相关规定、组织决策者、生产系统、运行系统、维护系统、保障系统)对目标产品要求、服务以及具体项目任务目标的收集,定义特定条件下系统应具备的能力。

建设多源融合的一体化需求捕获与分析平台,实现对外部利益攸关方的需求捕获、需求分析,将需求从利益攸关方视角转化到研制者视角,实现需求分析演化的全流程跟踪与记录,获取战略战术需求、飞机级需求和发动机级需求,实现需求信息的融合与传递,为后续发动机需求分解数字化工作提供完整、准确的输入。

(2)基于知识、目标驱动的架构模型构建。在需求分解过程中,依托架构资源库,采用统一建模语言,构建系统和子系统功能、性能模型,并通过用例图(黑盒)的方式,明确利益攸关方的使用场景;针对每个使用场景,根据系统的行为编制系统的活动图(黑盒),在活动图编制过程中识别系统外部的输入和输出,完成功能定义。同时,通过状态图的方式,描述航空发动机系统的不同状态,进一步分析原有需求的合理性以及捕获更多前期未捕获的需求<sup>[26]</sup>。

(3)基于模型的需求分解及传递。基于用例图、活动图和状态图,识别和分解部件系统的各方面需求。其中,用例图识别部件系统的交互及接口需求,

活动图识别部件系统的功能需求,状态图识别部件系统的性能需求等,汇总形成各部件系统承接需求项,完成发动机整机需求基于模型的分解和传递。

(4)基于仿真的需求分解确认。需求分解确认是对所分解需求进行检查,确认分解需求正确表达并完整覆盖用户所有需要的活动。在航空发动机研制过程中,需求的确认与设计工作动态迭代开展,使用用例图、活动图和时序图建立模型,定义系统的行为和系统外部输入输出,开展系统级仿真验证,实现对上一层级需求的确认,提高需求的正确性和完整性,有效减少设计迭代、缩短研制周期、降低研制成本。

(5)基于需求分解的关系矩阵构建。需求关系矩阵可实现需求关系的追踪和表达,控制需求的变更。航空发动机各系统、子系统的每个事件、交互和属性都是模型的关键属性,是对系统功能的描述。通过需求关系矩阵视图的创建,直观展示需求与模型属性的关联关系,审查需求是否实现,确定需求实现过程汇总需依赖的属性,及其与外界的交互关系<sup>[27]</sup>。

## 4 航空发动机需求分解数字化实施和应用

### 4.1 基于系统建模的需求捕获

以需求资源数据库数据为依托,通过分析全生命周期内、完整使用场景环境下航空发动机与作战系统内其他系统模型的交互关系,识别利益攸关方,完成航空发动机初始需求的捕获与分析。通过数字化需求管理平台,完成需求条目从利益攸关方视角向研制者视角的转换,之后形成航空发动机需求,全流程跟踪与记录需求分析及分解过程,实现航空发动机需求的融合与传递过程可追溯,并作为后续发动机需求分解数字化工作的输入。

### 4.2 基于统一建模语言的架构设计

根据航空发动机需求识别成果,结合发动机与作战系统其他模型的交互关系及场景分析,识别发动机功能类需求,以SysML语言为支撑开展功能架构设计,将功能展开为子功能,按照高内聚、低耦合原则进行功能聚合,形成发动机功能架构<sup>[28]</sup>。其次,承接功能架构设计结果,开展发动机逻辑架构设计,定义逻辑子系统,明确系统界面与接口,并与下文数字化建模及需求分解进行迭代,优化功能及逻辑架构设计。最终,通过结构设计形成发动机物理架构,完成逻辑架构的物理实体,生成实现发动机功能的物理部件如

图 6 所示。

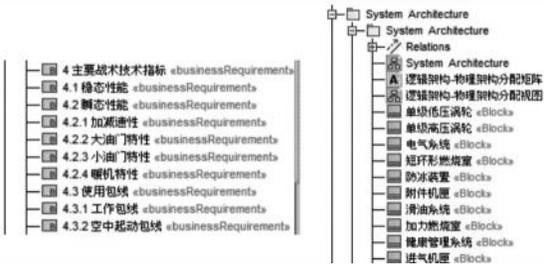


图 6 数字化需求架构设计

### 4.3 数字化建模与需求分解

根据航空发动机需求以及架构设计结果,以逻辑架构定义的逻辑系统作为航空发动机需求分解对象,根据系统界面与接口,以 SysML 语言建模并进行需求传递,多学科技术人员通过模型进行迭代优化,沟通互锁各系统模型的活动图、用例图等,从而实现航空发动机逻辑系统对整机需求的完整准确分解,将初始需求分解为部件系统的分配需求,形成部件系统的需求清单,涵盖功能需求、性能需求、通用质量特性需求等<sup>[29]</sup>。

### 4.4 需求分解的数字化仿真及需求确认

针对识别的发动机研制需求,采用需求分解数字化方法,通过多学科建模仿真进行需求分解的确认。首先,基于整机层的功能逻辑模型建立发动机简化物理模型,通过仿真对发动机系统需求进行验证确认;其次,根据分解的部件子系统需求,建立部件物理模型,对部件子系统需求进行验证确认;最后,将验证后的部件物理模型联合,形成详细的发动机物理模型,开展整机级仿真验证,从而实现对发动机需求确认如图 7 所示。

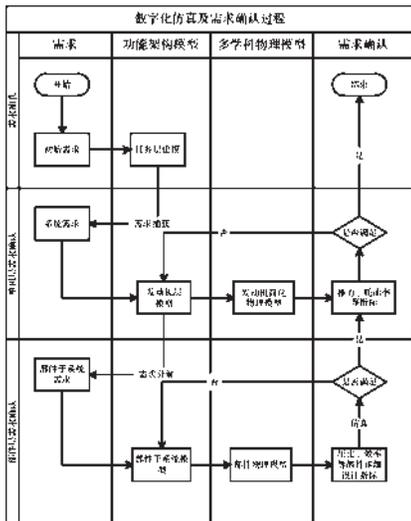


图 7 数字化仿真及需求确认(发动机和部件)

### 4.5 航空发动机数字化需求追溯

依托需求管理平台,完成作战平台原始需求以及分解后的部件系统需求追溯关系确认,通过需求分解关系链接形式建立需求分解关系矩阵,形成完整的需求关系追踪与表达<sup>[30]</sup>。在需求变更及调整过程中,可精准识别受影响的需求条目并进行条目化构型级的调整及更新,同时形成以需求包形式开展的跨专业、跨平台需求交互的能力如图 8 所示。

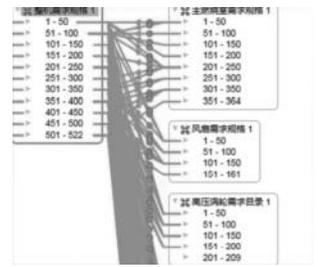


图 8 数字化需求追溯关系

### 4.6 需求数字化分解在航空发动机协同设计中的应用

航空发动机需求数字化分解方法充分考虑了设计、制造、试验、使用维护等阶段的关联关系,并系统性的逐一验证确认,形成的需求模型可有效支撑基于模型的系统工程(Model-Based Systems Engineering, MBSE)的正向研发模式。将数字需求模型嵌入到航空发动机协同设计开发环境中,在需求模型牵引下构建系统功能架构模型,并以气动模型、热力学模型等专业领域物理模型为支撑,以标准、规范、专业知识为共享资源,在多专业、跨学科协同仿真环境下开展发动机方案设计和迭代,从而在数字域中实践了发动机自顶向下的正向设计和自底向上的集成验证。以数字化需求模型为牵引的航空发动机协同研发模式为设计人员提供了更广阔的设计空间,可在方案阶段充分试错,将问题和缺陷提前暴露出来,而不必等到制造周期长、成本高的硬件和实物阶段,从而加快航空发动机的自主研制,以满足体系作战下武器装备敏捷研发需求。

## 5 结束语

本文基于数字工程需求建模的新范式,提出的基于模型的需求分解法,有效地提高了航空发动机需求分解的效率和质量,有利于构建需求基线和关联关系,实现需求的全生命周期传递和追溯,是实现航空发动机正向研发的重要举措,有助于促进航空发动机能力的渐进提升,进一步支撑体系作战能力的形成。本文的研究成果可为建立武器装备敏捷研发、快速响应和加速研制的新态势提供参考。

## 参考文献:

- [1] 黄维娜,石小江,许多.航空发动机研发全过程的产品数据管理思考[J].航空动力,2018(4):48-52.  
HUANG Weina, SHI Xiaojiang, XU Duo. Consideration of product life-cycle data management for the research & development of aero engine [J]. Aerospace Power, 2018(4):48-52. (in Chinese)
- [2] 贺文虎,刘伟,王酉龙,等.航空动力装备顶层功能分解分配建模方法研究[J].图学学报,2024(2):292-299.  
HE Wenhui, LIU Wei, WANG Youlong, et al. Research on modeling method of top-level function decomposition and allocation for aviation power equipment[J]. Journal of Graphics, 2024(2):292-299. (in Chinese)
- [3] Michel Ingham, John Day, Kenneth Donahue, et al. A model-based approach to engineering behavior of complex aerospace systems[R]. AIAA-2012-2533.
- [4] Bjorn F. Cole, J. Steve Jenkins. Connecting requirements to architecture and analysis via model-base systems engineering[R]. AIAA-2015-1116
- [5] 于海顺,赵娜,史妍妍,等.航空发动机工作分解结构(WBS)构建方法[J].航空发动机,2018,44(3):97-102.  
YU Haishun, ZHAO Na, SHI Yanyan, et al. Research on aeroengine work breakdown structure[J]. Aeroengine, 2018, 44(3):97-102. (in Chinese)
- [6] 史妍妍,王桂华,刘庆东,等.航空发动机需求管理方法研究[J].航空发动机,2017,43(1):91-94.  
SHI Yanyan, WANG Guihua, LIU Qingdong, et al. Research on aircraft requirements management method[J]. Aeroengine, 2017, 43(1):91-94. (in Chinese)
- [7] 朱静,杨晖,高亚辉,等.基于模型的系统工程概述[J].航空发动机,2016,42(4):12-16.  
ZHU Jing, YANG Hui, GAO Yahui, et al. Summary of model based system engineering[J]. Aeroengine, 2016, 42(4):12-16. (in Chinese)
- [8] Arthur E. Sheridan, Robert Burnes. F-35 program history—from JAST to IOC[R]. AIAA-2018-3366.
- [9] Kevin Vipavetz, Douglas Murphy, Samantha Infeld. Model-based systems engineering pilot program at NASA Langley[R]. AIAA-2012-5165
- [10] 高明,李明,陈庆贵.基于系统工程V模型的航空发动机正向设计方法[J].海军航空大学学报,2023,38(3):294-300.  
GAO Ming, LI Ming, CHEN Qinggui. Forward design method of aero-engine based on system engineering v-model[J]. Journal of Naval Aviation University, 2023, 38(3):294-300. (in Chinese)
- [11] 李坤,江晓磊,范凯.基于系统工程的航空发动机研发系统平台的构建与应用[J].航空动力,2022(S1):16-19.  
LI Kun, JIANG Xiaolei, FAN Kai. Development and application of aero engine R&D system platform based on system engineering[J]. Aerospace Power, 2022(S1):16-19. (in Chinese)
- [12] 吴晶峰,陈义成,王伟.航空发动机需求变更模型研究[J].中国民航大学学报,2021,39(5):55-60.  
WU Jingfeng, CHEN Yicheng, WANG Wei. Study on demand change model of aero-engine[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2021, 39(5):55-60. (in Chinese)
- [13] 卢川川,李伦未,孙文斌,等.航空发动机研制需求管理探析[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(4):58-62.  
LU Chuanchuan, LI Lunwei, SUN Wenbin, et al. Exploration of aero-engine development requirements management[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(4):58-62. (in Chinese)
- [14] 晏祥斌,黄红超,芦振平,等.军用航空发动机适航符合性验证及表明模式研究[J].燃气涡轮试验与研究,2023,36(6):17-21.  
YAN Xiangbin, HUANG Hongchao, LU Zhenping, et al. Pattern of verification and demonstration of airworthiness compliance for military aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2023, 36(6):17-21. (in Chinese)
- [15] 崔艳林,王巍巍,王乐.美国数字工程战略实施途径[J].航空动力,2021,21(4):84-86.  
CUI Yanlin, WANG Weiwei, WANG Le. Digital engineering implementation roadmap in US[J]. Aerospace Power, 2021, 21(4):84-86. (in Chinese)
- [16] 陈建伟,杨春雷,杨亮,等.美国数字工程最新进展及趋势分析研究[J].导弹与航天运载技术,2023(1):153-156.  
CHEN Jianwei, YANG Chunlei, YANG Liang, et al. Research on the latest progress and trend of US military digital engineering[J]. Missiles and Space Vehicles, 2023(1):153-156. (in Chinese)
- [17] Cummings R M, Morton S A. Overview of the DoD HPCMP hypersonic vehicle simulation initiative[R]. AIAA-2018-5205.
- [18] Jason B K, Denny A G, Robert H N, et al. Overview of A-10 propulsion analysis using the HPCMP CREATETM-AV kestrel product with firebolt propulsion component[R]. ASME 2015-GT-44158.
- [19] 王乐,徐新文,王巍巍.美国数字工程关键基础支撑——工程弹性系统[J].国际航空,2021(7):56-59.  
WANG Le, XU Xinwen, WANG Weiwei. Key foundational support system of US digital engineering—Engineering Resilient System[J]. International Aviation, 2021(7):56-59. (in Chinese)
- [20] Yvette T R. Adaptability in engineering resilient systems (ERS) [R]. AIAA-2012-2410.
- [21] Tommer Ender. Enterprise architecture tradespace analysis[R]. SERC-2014-TR-043-1.
- [22] Edward M K. Value-creating decision analytics in a lifecycle digital engineering environment[R]. AIAA-2019-1364.
- [23] 史妍妍,王桂华,刘庆东等.基于需求的航空发动机研制过程分析[J].航空科学技术,2017(28):48-53.  
SHI Yanyan, WANG Guihua, LIU Qingdong, et al. Analysis on aero-engine development process based on requirement[J]. Aeronautics Science and Technology, 2017(28):48-53. (in Chinese)
- [24] 卢川川,李伦未,孙文斌等.航空发动机研制需求管理探析[J].燃气涡轮试验与研究,2016(4):58-62.  
LU Chuanchuan, LI Lunwei, SUN Wenbing, et al. Research on aero

- engine development requirement management[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016(4): 58-62. (in Chinese)
- [25] 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): 107-109.
- LUO Tingting. System engineering-based requirement management method for commercial aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(3): 107-109. (in Chinese)
- [26] Luca Boggero, Thierry Lefebvre, Jos Vankan, et al. The agile 4.0 MBSE-MDAO development framework: overview and assessment[R]. Stockholm: International Council of the Aeronautical Science (ICAS), 2022.
- [27] Cencetti M, Pasquinelli M, Maggiore P. System modeling framework and MDO tool integration: MBSE methodologies applied to design and analysis of space system[R]. AIAA-2013-4590.
- [28] Shen Jieshi, Zhou Qing, Li Bingfei, et al. Co-simulation of SysML and Simulink/Modelica using FMI[R]. Shanghai: International Council of the Aeronautical Science (ICAS), 2021.
- [29] Henson G, Yvonne B. Using formal methods with SysML in aerospace design and engineering [J]. Annals of mathematics and artificial intelligence, 2011, 63(1): 53-102.
- [30] 朱日兴. 航空发动机需求追溯管理分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(3): 105-111.
- ZHU Rixing. Analysis of traceability management for aero-engine requirement[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2022(3): 105-111. (in Chinese)

(编辑: 孙明霞)

# 基于 EEMD 与功率谱熵的旋转机械故障诊断方法

席俊杰, 谢明川, 汪 勇, 张海波  
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:** 为了提高航空发动机旋转机械故障信号特征提取效果与诊断准确率, 提出了一种集合经验模态分解(EEMD)融合功率谱熵的故障诊断方法。该方法采用 EEMD 对原始信号进行分解, 并利用功率谱熵定量分析了各阶本征模态函数(IMF)的信息量, 并对部分 IMF 自适应降噪处理。重构所有 IMF 与余项, 并输入至卷积神经网络(CNN)进行训练与故障分类。分别利用理想信号与航空发动机旋转机械故障模拟平台的实测信号, 验证了所提出的信号处理方法与故障诊断方法的有效性与优势。结果表明: 相较于传统信号处理与故障诊断方法, 该方法处理信号后的信噪比(SNR)提高 25% 以上, 均方误差(MSE)减小 40% 以上, 故障诊断准确率提高 10% 以上, 更有利于工程中的旋转机械故障定位与诊断。

**关键词:** 故障诊断; 旋转机械; 信号处理; 集合经验模态分解; 功率谱熵; 卷积神经网络; 航空发动机

中图分类号: V232.2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.010

## Fault Diagnosis Method of Rotating Machinery Based on EEMD and Power Spectrum Entropy

XI Jun-jie, XIE Ming-chuan, WANG Yong, ZHANG Hai-bo

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

**Abstract:** In order to improve the feature extraction effect and the diagnostic accuracy of aeroengine rotating machinery fault signal, a fault diagnosis method based on EEMD and power spectrum entropy was proposed. Firstly, the original signal was decomposed by EEMD, the power spectrum entropy was used to quantitatively analyze the information of each order of the IMFs, and some IMFs were adaptively denoised. Secondly, all IMFs and residual items were reconstructed and input into the CNN for training and fault classification. Finally, the effectiveness and superiority of the proposed signal processing method and the fault diagnosis method were verified by using the ideal signal and the measured signals from the aeroengine rotating machinery fault simulation platform, respectively. The results show that compared with the traditional signal processing and fault diagnosis methods, the SNR of the signal processed by the proposed method is increased by more than 25%, the MSE of the signal is reduced by more than 40%, and the fault diagnostic accuracy is increased by more than 10%, which is more conducive to the fault locating and diagnosis of rotating machinery in engineering.

**Key words:** fault diagnosis; rotating machinery; signal processing; ensemble empirical mode decomposition; power spectrum entropy; convolution neural network; aeroengine

## 0 引言

航空发动机复杂的结构与恶劣的工作环境, 极易引发机械故障<sup>[1]</sup>。旋转机械作为发动机的核心本体, 也是故障易发部位, 从中国航空发动机的故障统计中发现, 旋转机械的结构强度故障占总故障的 60% ~ 70%<sup>[2]</sup>。因此, 开展有关旋转机械的故障诊断工作对于提高发动机的性能、可靠性、经济性等具有重要

意义。

研究人员通常从时频域角度进行旋转机械故障诊断的信号处理与特征提取<sup>[3-5]</sup>, 随着深度学习理论<sup>[6]</sup>的提出, 改变了需要识别机械特征来确定数据特征的传统研究方法。Lecun 等<sup>[7]</sup>提出了一种卷积神经网络(Convolution Neural Network, CNN), 能够从数据中自动提取特征并进行识别; Wang 等<sup>[8]</sup>采用深度神经网络对旋转机械的故障诊断展开了研究, 缩短了训练时间

收稿日期: 2023-10-30 基金项目: 中国航发集团产学研合作项目(HFZL2023CX013)、国家自然科学基金(52202474)、中国博士后科学基金资助项目(2023M731655)、中央高校基础科研业务费(NT2023004)、南京航空航天大学前瞻布局科研专项(10021LA22037-1A22)资助

作者简介: 席俊杰(1998), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 席俊杰, 谢明川, 汪勇, 等. 基于 EEMD 与功率谱熵的旋转机械故障诊断方法[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 83-88. XI Junjie, XIE Mingchuan, WANG Yong, et al. Fault diagnosis method of rotating machinery based on EEMD and power spectrum entropy[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 83-88.

并可快速提取故障特征;李舜酩等<sup>[9]</sup>通过构建基于1D-CNN的诊断模型,提出了一种用于处理不平衡转子系统弯扭耦合故障的智能诊断方法;吴春志等<sup>[10]</sup>构建了CNN齿轮箱诊断模型开展研究,表明所提出的方法具有较高泛化能力。采用深度学习的智能诊断方法研究通常集中在针对不同的研究对象与数据特点,引入不同的优化方法<sup>[11-12]</sup>,而对于训练数据的分析研究较少。然而这种基于数据驱动的研究方法,最终模型的有效性与故障诊断的准确率易受所使用数据质量影响。所采集信号往往具有不确定性的问题,对基于深度学习理论的故障诊断方法提出了挑战。近年来,信息理论被引入故障诊断领域,旨在解决工程中的不确定性问题,提高数据的有效性和模型的准确性。马赛<sup>[13]</sup>提出一种基于熵增比率的决策树算法,与经典的决策树算法相比具有更佳的泛化能力以及较短的运算时间;Faghidi等<sup>[14]</sup>以熵最小化作为依据对特征进行融合,研究了轴承的故障诊断;彭锐涛等<sup>[15]</sup>提出了一种结合信息熵和 $\alpha$ 稳定分布的滚动轴承故障诊断方法;向丹等<sup>[16]</sup>利用EMD熵特征融合得到互补的特征;白斌等<sup>[17]</sup>提出了通过功率谱熵差矩阵来描述旋转机械振动过程变化规律的故障定量诊断方法。上述研究中,多是融合信息理论进行特征筛选与融合,鲜有直接对数据进行不确定性分析并提出相应的处理方法,再利用深度学习的优势完成旋转机械的智能诊断。

本文搭建发动机旋转机械故障模拟试验平台,提出一种集合经验模态分解(Ensemble Empirical Mode Decomposition, EEMD)融合功率谱熵的故障诊断方法,并进行试验验证。

## 1 EEMD融合功率谱熵的旋转机械故障诊断方法

本文提出针对旋转机械振动数据的故障诊断方法,主要由振动信号预处理和CNN故障模式识别2部分组成。EEMD融合功率谱熵的旋转机械故障诊断方法流程如图1所示。

### 1.1 振动信号预处理

基于旋转机械的故障振动信号往往由多种不同频率的信号叠加而成,其特征在频域上更加容易被反映出来。采用EEMD融合功率谱熵的处理方法,将原始信号EEMD分解得到各阶本征模态函数(Intrinsic

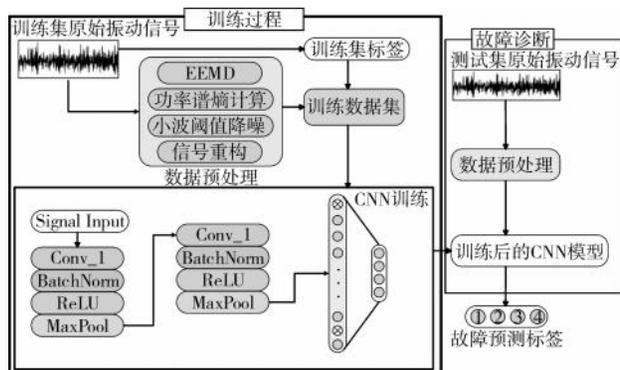


图1 EEMD融合功率谱熵的旋转机械故障诊断方法流程

Mode Function, IMF), 分量后计算各阶IMF分量的功率谱熵值,利用功率谱熵是信号在频域上能量分布复杂程度的定量描述,计算分析了各阶IMF分量的信号组成复杂程度。通过设定功率谱熵阈值,有筛选性地对功率谱熵值更高,即组成成分更复杂的IMF分量进行了小波阈值降噪处理。EEMD融合功率谱熵的信号处理方法如图2所示。

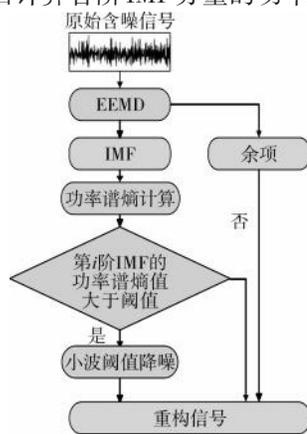


图2 EEMD融合功率谱熵的信号处理方法

#### 1.1.1 EEMD集合经验模态分解

EEMD通过叠加高斯白噪声的多次经验模态分解(Empirical Mode Decomposition, EMD),利用高斯白噪声具有频率均匀分布的统计特性,每次加入同等幅值的不同白噪声来改变信号的极值点特性,之后,对多次EMD得到的相应IMF进行总体平均来抵消加入的白噪声,有效抑制了EMD易产生模态混叠的现象。

EEMD的分解方法<sup>[18]</sup>为:

(1)设定总体平均次数 $M$ 。

(2)将1个具有标准正态分布的白噪声 $n_i(t)$ 加入到原始信号 $x(t)$ 上。

$$s_i(t) = n_i(t) + x(t) \quad (1)$$

式中: $t$ 为信号的时间序列数; $n_i(t)$ 表示第 $i$ 次加入的白噪声序列; $s_i(t)$ 表示第 $i$ 个附加噪声后的信号, $i=1, 2, 3, \dots, M$ 。

(3)对 $s_i(t)$ 分别进行EMD,得到IMFs形式为

$$s_i(t) = \sum_{j=1}^J c_{ij}(t) + r_i(t) \quad (2)$$

式中: $c_{ij}(t)$ 为第 $i$ 次加入白噪声后分解得到的第 $j$ 个

IMF;  $r_i(t)$  是对应的余项;  $J$  是 IMF 的总数,  $j=1, 2, 3, \dots, J$ 。

(4) 重复步骤(1)、(2), 且每次随机加入不同白噪声进行  $M$  次。

(5) 计算 IMF 的平均值作为 EEMD 分解后的最终 IMF 和余项为

$$c_j(t) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M c_{ij}(t) \quad (3)$$

$$r(t) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M r_i(t) \quad (4)$$

式中:  $c_j(t)$  为 EEMD 分解的第  $j$  个 IMF 分量;  $r(t)$  为余项。

### 1.1.2 功率谱熵

熵的概念最初由 Shannon 提出, 因此也称作香农熵, 常用来表示信号或者系统的混乱程度。香农把信息量进行了量化, 事件的自信息被定义为

$$I(x) = -\log_2 P(x) \quad (5)$$

式中:  $I(x)$  为某信号  $x$  的自信息, bit;  $P(x)$  为某信号  $x$  出现的概率。

信息被量化后, 信息熵便可定义为信息量的期望, 离散量为

$$H(x) = -\sum_{i=0}^n P(x) \log_2 P(x) \quad (6)$$

信号的功率谱密度 (Power Spectral Density, PSD) 表示信号在频域空间内的能量分布情况, 将这种能量分布情况与信息熵结合起来, 就是功率谱信息熵。假设 1 组离散的信号为  $\{s(n), n=1, 2, 3, \dots, N\}$ ,  $N$  为离散信号在时域内的长度。  $\{s(w), n=1, 2, 3, \dots, W\}$  为离散信号的频域表达,  $W$  为信号频域采样点数。信号的功率谱为

$$P_{psd}(w) = 1/W \cdot S(w)^2 \quad (7)$$

将式(7)中的  $P_{psd}(w)$  带入式(6)中, 即可得到离散信号  $s(n)$  的功率谱信息熵为

$$H_{psd}(s) = -\sum_{w=1}^W P_{psd}(w) \log_2 P_{psd}(w) \quad (8)$$

式(8)定量说明了 1 组信号的功率谱熵大小。若该信号的功率谱熵越大, 代表其频率组成更加复杂, 不确定性越大, 信号中包含的信息量越少。

### 1.1.3 EEMD 融合功率谱熵的信号处理方法

对于所采集的原始振动信号  $x(t)$ , 使用 EEMD 后得到各阶 IMF 分量  $c_j$  与余项  $r(t)$ , 由此可以计算得到各阶 IMF 的功率谱熵为

$$H_{psd,j}(c_j) = -\sum_{w=1}^W P_{psd,j}(w) \log P_{psd,j}(w) \quad (9)$$

式中:  $P_{psd,j}(w)$  为第  $j$  阶 IMF 的功率谱。

将各阶 IMF 分量功率谱熵的平均值  $\bar{H}_{psd}$  设定为判断是否需要后续处理的阈值, 若  $H_{psd,j}(c_j) \geq \bar{H}_{psd}$ , 认定这些功率谱熵更高的 IMF 分量  $c_k, n=1, 2, 3, \dots, K$  且  $K < J$ , 其组分更加复杂, 包含了更多的噪声组分, 针对这一部分 IMF 分量进行小波阈值降噪处理, 反之若  $H_{psd,j}(c_j) < \bar{H}_{psd}$ , 则认定这些功率谱熵较低。IMF 分量  $c_l, l=1, 2, 3, \dots, L$  且  $L = J - K$  其组分更加简单, 同时包含的信息更多, 不进行降噪处理。

然后将所有 IMF 分量与余项进行重构得到处理后的信号  $x'(t)$  为

$$x'(t) = \sum_{k=1}^K c_k' + \sum_{l=1}^L c_l + r(t) \quad (10)$$

式中:  $K$  为功率谱熵更高的 IMF 分量总数目;  $L$  为功率谱熵较低的 IMF 分量总数目;  $c_k$  为功率谱熵更高的 IMF 分量;  $c_l$  为功率谱熵较低的 IMF 分量。

## 1.2 CNN 故障模式识别

CNN 是一种以卷积计算为核心的前馈神经网络, 其优势在于能够自动从数据中提取特征, 针对不同的任务与数据, 不必花费大量的时间设计不同的模板进行特征提取。针对 CNN 的这一特点, 本文将预处理后的重构数据作为训练集样本输入到 CNN 中进行了故障分类。

本文所描述的 CNN 模型采用学习率可以自适应的 Adam 算法<sup>[19]</sup>, 结构主要包括卷积、批归一化 (Batch Normalization, BN)、ReLU 激活、最大池化 4 个操作。BN 操作能够使得训练数据的方差和均值在不断迭代中保持标准化, 减少了内部协方差的偏移<sup>[20]</sup>, 并通过引入 Dropout<sup>[21]</sup> 技术在训练过程中根据一定概率随机关闭一定神经元, 在最后测试的时候使用全部神经元, 以减少过拟合现象同时增加模型的泛化能力。最后一层分类层按照故障数量自定义个数, 采用 Softmax 函数激活。CNN 模型如图 3 所示。

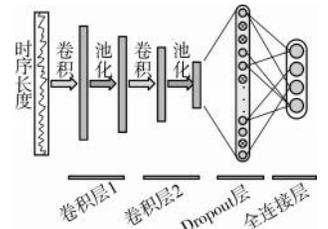


图3 CNN模型

## 2 试验验证

### 2.1 信号预处理对比试验

为了验证信号预处理方法的有效性, 以模拟信号

为例,利用信号信噪比(Signal to Noise Ratio, SNR)与均方根误差(Mean Square Error, MSE)的评估方式,与传统小波阈值降噪方法对比,体现本文方法在去噪效果上的优势。

模拟纯净信号为

$$x_{pure}(t) = 5\sin(10\pi t)\sin(2\pi t) + 4\cos(2\pi t) \quad (11)$$

模拟含噪信号为

$$x(t) = x_{pure}(t) + n(t) \quad (12)$$

式中: $n(t)$ 为所添加的随机白噪声。

带噪模拟信号EEMD分解如图4所示。对信号进行重构,模拟信号预处理前后对比如图5所示。同时分别计算10个IMF分量各自的功率谱熵值,如图6所示。小波阈值降噪的参数见表1。

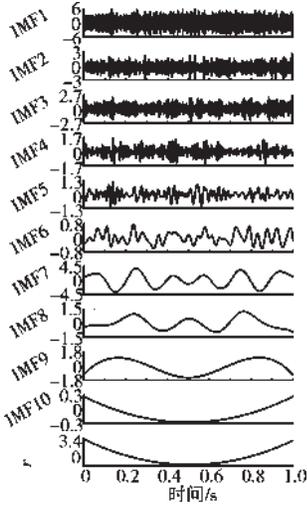


图4 带噪模拟信号 EEMD分解

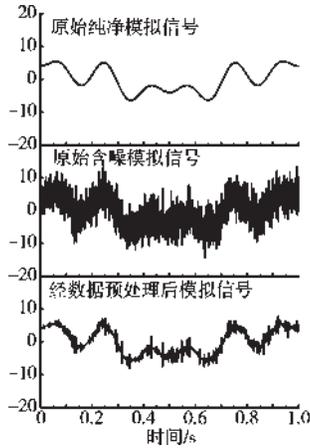


图5 模拟信号预处理前后对比

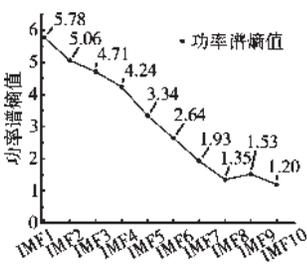


图6 各阶IMF分量的功率谱熵值

表1 小波阈值降噪处理参数选择

参数	参数选择结果
小波基类型	db8
分解层数	8
去噪阈值	固定阈值
阈值函数	软阈值函数

从降噪效果,对该方法与传统小波阈值降噪对信号直接进行降噪处理的方法进行了对比,去噪后信号的信噪比、均方根误差对比如图7所示。表明对于包含不同信噪比噪声的原始信号通过该方法进行去噪处理后不但具有较高的SNR,也有较小的MSE,验证了本文预处理方法的有效性 with 优势性。

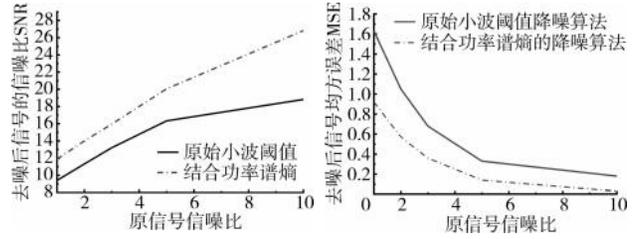


图7 去噪后信号的信噪比、均方根误差对比

## 2.2 旋转机械试验平台故障模拟与诊断试验

充足可靠的试验数据是开展基于数据驱动的故障诊断方法研究的基础。考虑到真实发动机内部旋转机械故障数据匮乏,想要获取贴近实际的故障数据往往只能通过发动机试车试验获得,但发动机试车试验成本昂贵,耗费巨大,难以通过多次试验获得大量的故障样本,限制了后续研究。因此,本文考虑搭建了旋转机械故障模拟试验台,用于获取大量的旋转机械典型故障条件下的振动数据。

试验台轴系参考了发动机转子结构特点进行设计并适当进行了简化。该转子试验台由2台单转子试验台串联构成,中间有联轴器刚性连接,可以设置轴间的不对中故障。在转子试验台转盘上可以通过添加质量块的方式实现不平衡故障的模拟,并可以通过对质量块质量和位置的调整来实现对不平衡量的控制。在转盘的适当位置通过加装碰摩装置,实现了动-静碰摩故障的模拟,碰摩装置与对应部件的距离能够进行人为调整以用来模拟不同的碰摩程度。

考虑到试验成本与安全性,本试验中主要研究了轴系在低转速下的振动特性,转子转速设定约为700 r/min。由于旋转机械在不同转速下的振动特性具有普适性,因此,通过研究低速下的振动特性能够在一定程度上反应发动机在高速旋转下的振动特性。

在试验台基座的合适位置安装了振动加速度传感器,采集试验数据。旋转机械故障模拟试验台实物如图8所示,振动加速度传感器安装方式如图9所示。

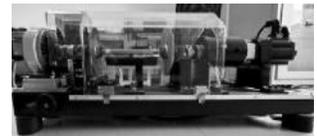


图8 旋转机械故障模拟试验台实物

对不存在任何故障状态的转子系统采集了振动加速度数据,依次单独设置了转盘处碰摩、偏心质量加载不平衡和联轴器不对中故障,并且对每一种工作状态分别采集了其振动加速度数据作为后续故障分类的数据来源。传感器数据按序以2048个数据点为1组排列为1维数据,每种工作状态随机选取各100

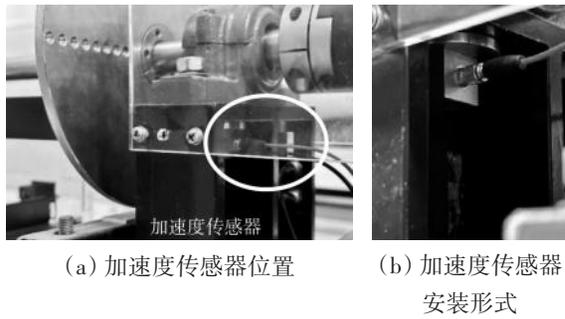


图 9 振动加速度传感器安装方式

组样本,即共 400 个  $1 \times 2048$  个数据单元。预处理完成的数据训练集与测试集按照 8:2 的比例随机划分,即 320 组用于训练,80 组用于测试,模拟故障样本及其标签见表 2。旋转机械故障模拟试验平台处于 4 种不同工作状态下的原始振动信号如图 10 所示。

表 2 模拟故障样本及其标签

故障名称	训练样本	测试样本	标签
正常	$80 \times 1 \times 2048$	$20 \times 1 \times 2048$	1
碰摩	$80 \times 1 \times 2048$	$20 \times 1 \times 2048$	2
不平衡	$80 \times 1 \times 2048$	$20 \times 1 \times 2048$	3
不对中	$80 \times 1 \times 2048$	$20 \times 1 \times 2048$	4

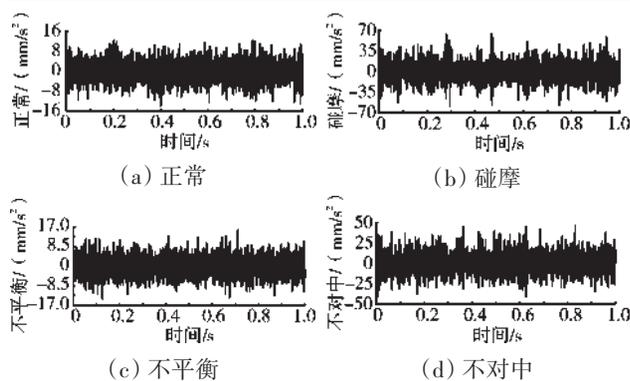


图 10 原始振动信号

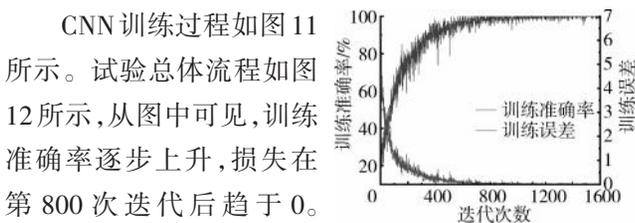


图 11 CNN 训练过程

所示。

结果表明,经过随机抽取的训练集样本训练 CNN 后,测试集分类准确率达到 98.75%,表明本文对振动信号进行处理后能够以较高准确率识别故障特征,并实现故障分类的目的。

为了更好地验证本文提出方法的优势,采用同样的数据集,并利用其他经典分类算法进行了故障分类

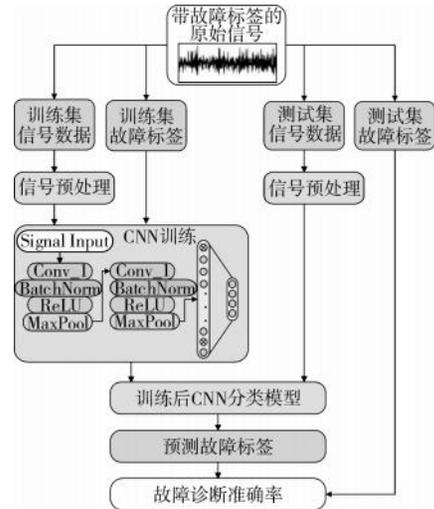


图 12 试验总体流程

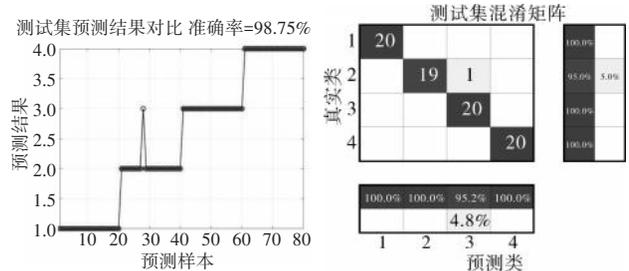


图 13 CNN 预测结果

表 3 不同分类算法的训练平均准确率对比

算法	测试准确率/%				
	测试集	正常	碰摩	偏心加载	轴不对中
决策树	87.9	86.5	84.4	82.5	81.5
支持向量机	83.2	89.0	66.0	83.0	95.0
原始时序信号的 CNN	88.0	82.2	91.1	90.5	93.8
时频域特征的 CNN	89.2	87.7	90.0	86.3	92.7
融合功率谱熵后的 CNN	98.8	100.0	95.5	100.0	100.0

试验。不同分类算法的训练平均准确率对比见表 3,相较于其他方法,该方法在测试集上的准确率提高约 10% 以上,从而验证了该方法针对旋转机械故障分类工程的优势性。

### 3 结论

(1)相较于传统信号降噪方法,采用 EEMD 融合功率谱熵的振动信号处理方法处理后信号信噪比提高 25% 以上,均方根误差减小 40% 以上;

(2)相较于传统方法,用所建立的基于振动信号的 1D-CNN 故障诊断模型对旋转机械 4 种典型工作模式开展故障识别,诊断准确率提高 10% 以上,实现了快速准确地智能诊断,对工程中旋转机械的故障定

位与诊断有一定意义。

#### 参考文献:

- [1] 陈大光. 发动机技术进步对飞机先进性的重要作用[J]. 航空动力学报, 2008(6): 981-985.  
CHEN Daguang. Significant impact of engine technical innovation on airplane performance advancement[J]. Journal of Aerospace Power, 2008(6): 981-985. (in Chinese)
- [2] 孙海东, 傅强. 航空发动机振动监测研究[J]. 机械设计与制造, 2007(2): 127-129.  
SUN Haidong, FU Qiang. Research on vibration monitoring of aero-engine[J]. Machinery Design and Manufacture, 2007(2): 127-129. (in Chinese)
- [3] Omar F K, Gaowuda A M. Dynamic wavelet-based tool for gearbox diagnosis[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2012, 26(1): 190-204.
- [4] 刘鲲鹏, 白云川, 李泽华, 等. 基于EMD的内燃机滚动轴承故障诊断[J]. 内燃机与配件, 2018(6): 54-55.  
LIU Kunpeng, BAI Yunchuan, LI Zehua, et al. EMD-based fault diagnosis of rolling bearings for internal combustion engines[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2018(6): 54-55. (in Chinese)
- [5] Widodo A, Yang B S. Support vector machine in machine condition monitoring and fault diagnosis[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, 21(6): 2560-2574.
- [6] Hinton G E, Salakhutdinov R R. Reducing the dimensionality of data with neural networks[J]. Science, 2006, 313(5786): 504-507.
- [7] Lecun Y, Bottou L, Bengio Y, et al. Gradient-based learning applied to document recognition[J]. Proceedings of the IEEE, 1998, 86(11): 2278-2324.
- [8] Wang J R, Li S M, An Z H, et al. Batch-normalized deep neural networks for achieving fast intelligent fault diagnosis of machines[J]. Neurocomputing, 2019, 329: 53-65.
- [9] 李舜酩, 陆建涛, 沈涛, 等. 不平衡转子系统弯扭耦合复杂故障智能诊断[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2023, 37(7): 101-109.  
LI Shunming, LU Jiantao, SHEN Tao, et al. Intelligent diagnosis of complex bending and torsional coupling faults of unbalanced rotor systems[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2023, 37(7): 101-109. (in Chinese)
- [10] 吴春志, 江鹏, 冯辅周, 等. 基于一维卷积神经网络的齿轮箱故障诊断[J]. 振动与冲击, 2018, 37(22): 51-56.  
WU Chunzhi, JIANG Peng, FENG Fuzhou, et al. Faults diagnosis method for gearboxes based on a 1-D convolutional neural network[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(22): 51-56. (in Chinese)
- [11] An Z H, Li S M, Qian W W, et al. An intelligent fault diagnosis method in the case of rotating speed fluctuations[C]//2017 Prognostics and System Health Management Conference (PHM-Harbin). Harbin: IEEE, 2017: 1-6.
- [12] 周兴康, 余建波. 基于深度一维残差卷积自编码网络的齿轮箱故障诊断[J]. 机械工程学报, 2020, 56(7): 96-108.  
ZHOU Xingkang, YU Jianbo. Gearbox fault diagnosis based on one-dimension residual convolutional auto-encoder[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(7): 96-108. (in Chinese)
- [13] 马赛. 考虑测试不确定性的旋转机械健康管理方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.  
MA Sai. Health management of rotating machinery incorporating measurement uncertainty[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [14] Faghidi H, Liang M. Bearing fault identification by higher order energy operator fusion: a non-resonance based approach[J]. Journal of Sound and Vibration, 2016, 381: 83-100.
- [15] 彭锐涛, 罗秀强, 罗越, 等. 基于信息熵和 $\alpha$ 稳定分布的滚动轴承故障诊断方法[J]. 机械设计与研究, 2021, 37(4): 92-98.  
PENG Ruitao, LUO Xiuqiang, LUO Yue, et al. Rolling bearing fault diagnosis based on information entropy and alpha stable distribution[J]. Machine Design and Research, 2021, 37(4): 92-98. (in Chinese)
- [16] 向丹, 岑健. 基于EMD熵特征融合的滚动轴承故障诊断方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1149-1155.  
XIANG Dan, CEN Jian. Method of roller bearing fault diagnosis based on feature fusion of EMD entropy[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1149-1155. (in Chinese)
- [17] 白斌, 白广忱, 李超. 过程功率谱熵在转子振动定量诊断中的应用[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 27-31.  
BAI Bin, BAI Guangchen, LI Chao. Application of process power spectrum entropy in rotor vibration quantitative diagnosis[J]. Aeroengine, 2015, 41(1): 27-31. (in Chinese)
- [18] Wu Z, Huang N E. Ensemble empirical mode decomposition: a noise-assisted data analysis method[J]. Advances in Adaptive Data Analysis, 2009, 1(1): 1-41.
- [19] Ingma D P, Ba J. Adam: a method for stochastic optimization[EB/OL]. (2024-12-22)[2023-10-15]. <https://arxiv.org/abs/1412.6980>.
- [20] Ioffe S, Szegedy C. Batch normalization: accelerating deep network training by reducing internal covariate shift[EB/OL]. (2025-02-11)[2023-10-15]. <https://arxiv.org/abs/1502.03167>.
- [21] Srivastava N, Hinton G, Krizhevsky A, et al. Dropout: a simple way to prevent neural networks from overfitting[J]. Journal of Machine Learning Research, 2014, 15(1): 1929-1958.

(编辑: 兰海青, 孙明霞)

# 基于技术成熟度的弹用涡喷/涡扇发动机成本分析方法

李佳妮<sup>1,2</sup>, 唐敏<sup>3</sup>, 张保山<sup>4</sup>, 郭基联<sup>4</sup>

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002; 2. 国家直升机传动技术重点实验室, 南京 210016;  
3. 陆军航空兵研究所, 北京 101121; 4. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 针对由于指标选取不够合理导致弹用涡喷/涡扇发动机成本分析精度不高的问题, 归纳了影响成本的各种因素, 利用变量投影重要性指标和信效度指标找出现行成本分析方法在指标选取方面存在的不足, 通过引入技术成熟度 S 曲线模型, 以 Compendex 数据库中各项关键技术的文献数量为依据, 计算出同时期弹用涡喷/涡扇发动机技术成熟度的评估值, 并将其与性能参数共同作为自变量进行成本的回归建模分析, 建立了考虑技术成熟度的综合成本分析模型。结果表明: 该模型的平均误差从 15.22% 降低到 7.20%, 明显提高了成本估算的精度, 并有效降低了样本的特异性, 对弹用发动机的成本分析具有实际意义。

**关键词:** 弹用涡喷/涡扇发动机; 技术成熟度; 成本分析; 偏最小二乘回归

中图分类号: V238

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.011

## Cost Analysis Method for Missile Turbojet/Turbofan Engines Based on Technology Readiness Level

LI Jia-ni<sup>1,2</sup>, TANG Min<sup>3</sup>, ZHANG Bao-shan<sup>4</sup>, GUO Ji-lian<sup>4</sup>

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China;  
2. National Key Laboratory of Helicopter Transmission Technology, Nanjing 210016, China;  
3. Army Aviation Research Institute, Beijing 101121, China;  
4. Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** In response to the issue of low accuracy in cost analysis of missile turbojet/turbofan engines due to the unreasonable selection of indicators, various factors influencing costs were summarized. The Variable Importance in Projection (VIP) and reliability/validity metrics were utilized to identify the deficiencies in the current cost analysis methods in terms of indicator selection. By introducing the Technology Readiness Level (TRL) S-curve model and using relevant technical literature volume data in the Compendex database as a basis, the TRL evaluation values of the missile turbojet/turbofan engines during the same period were calculated. These TRL values, along with performance parameters, were then used as independent variables for regression modeling and analysis of costs, establishing a comprehensive cost analysis model that accounts for TRL. The results show that the proposed model reduces the average error from 15.22% to 7.20%, significantly improving cost estimation accuracy and effectively lowering sample specificity. This has practical significance for the cost analysis of missile engines.

**Key words:** missile turbojet/turbofan engines; Technology Readiness Level; cost analysis; partial least squares regression

## 0 引言

涡喷/涡扇发动机具有较高的比冲, 续航能力强, 被具有较大射程的弹用发动机广泛采用。相比于常规飞机所使用的涡喷/涡扇发动机, 弹用涡喷/涡扇发动机具有独特的技术特点和发展路线, 并由此带来其全寿命成本的独特性。目前, 弹用涡喷/涡扇发动机

的研制技术和应用在中国仍处于发展阶段, 投入实用的型号较少, 全寿命成本的分析研究更少, 面临较大的困难, 是现阶段弹用涡喷/涡扇发动机(以下简称弹用发动机)发展需要重点突破的难点之一<sup>[1]</sup>。

弹用发动机成本分析的本质是选用与其成本相关的指标以及合理的数学模型进行建模, 对其成本及变化趋势做出科学估计。关于与成本相关指标的选

收稿日期: 2024-03-01 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 李佳妮(1984), 女, 在读博士研究生, 高级工程师。

引用格式: 李佳妮, 唐敏, 张保山, 等. 基于技术成熟度的弹用涡喷/涡扇发动机成本分析方法[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 89-95. LI Jiani, Tang Min, ZHANG Baoshan, et al. Cost analysis method for missile turbojet/turbofan engines based on technology readiness level[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 89-95.

取,国内外学者已进行了大量研究。叶年辉等<sup>[2]</sup>通过梳理固体火箭发动机燃烧室、药柱、喷管等部件间的耦合关系,建立了多学科设计优化模型,实现了以总冲最大、成本最小为优化目标的固体火箭发动机设计优化,一定程度上解决了多指标综合影响下的设计优化问题;Tona等<sup>[3]</sup>建立了基于有效能的发动机性能评估模型,从能量利用率角度对发动机成本进行了评估,通过将成本和能量利用率相挂钩,一定程度上起到了发动机成本控制的目的;Byerley等<sup>[4]</sup>将性能、成本、进度和风险因素等4个参数作为输入指标,解释了4个参数在发动机成本估计中的影响程度和各参数之间的对应关系,并对3种典型发动机的成本进行了估算,具有一定的科学性;尹峰<sup>[5]</sup>通过分析航空发动机费用测算的原则、模式、流程,将其研发费用影响因素总结为时间价值及技术、经济、资源和管理4个方面,为系统评估航空发动机成本组成提供了一种新的思路。上述方法虽考虑了多种发动机成本影响因素,但均忽略了技术的时效性,以及此时的“先进技术”也会变成“一般先进技术”,导致所选取的发动机样本数据可靠性降低,所设计的模型具有较大误差。

本文通过分析弹用发动机成本指标的可靠性影响因素,寻找出现行成本分析方法在指标选取方面存在的不足,通过量化弹用发动机关键技术的技术成熟度,构建了弹用涡喷/涡扇发动机成本分析模型。

## 1 弹用发动机成本影响因素分析

基于多型国外弹用发动机的技术特点和关键技术<sup>[6]</sup>,其对本成本的影响如下。

### (1) 简化结构,缩小体积,减轻质量。

缩小体积可节省导弹的空间、增加燃油存储进而延长射程,或增加弹药以提高毁伤能力。而要做到体积小,就要简化结构,减轻质量。这就对部分部件的设计和生提出了更高的要求,如通过小流量高效能核心部件的设计和调试技术、高速转子试验技术、高温高速抗过载轴承技术和机弹一体化设计技术,使其转速更高、容热强度更大以及结构设置整体性更强等<sup>[7]</sup>。

### (2) 一次性使用,长期储存。

弹用发动机属于一次性使用的产品,使用寿命短则几分钟,长则几十小时。这就要求在结构设计<sup>[8]</sup>、材料选用<sup>[9]</sup>、应力负荷、密封形式、燃滑油系统等方面采

用简化设计和较低的安全系数。但发动机使用前的储存时间相对非常长,有的型号长达10~15年,并且要保证随时能够发射启动。因此,在设计工作寿命时,可通过复合材料应用技术、新型燃料和燃烧组织技术,使发动机的储存时间更长。

### (3) 强抗畸变能力<sup>[10]</sup>。

根据作战使用特点,导弹武器必须具有快速反应和快速发射能力。由于现役弹用发动机的进气系统一般采用短“S”型进气道,进气道出口即发动机进口。这时进气道出口压力场的畸变,会影响压气机进口的流场,从而影响发动机正常工作。因此,弹用发动机需大量采用新型复合材料和高温热障涂层<sup>[11]</sup>,使其具备较强的抗畸变能力。

### (4) 维护性和环境适应性好<sup>[12]</sup>。

导弹的工作环境可能十分极端,尤其是极端低温环境。发动机上的电子元件要采取加热措施,燃油、滑油要加高效防冻剂等。对发动机的防雨能力也有一定要求,在大雨的天气下,要保证正常工作不熄火。因此,弹用发动机需大量采用零件整体无余量加工工艺技术、无传动附件与电子控制系统设计技术。

综上所述,在保证性能的前提下,成本成为制约弹用发动机发展的重要约束。如压气机增压比的提高,虽然可有效提高发动机的热效率,改善发动机性能,但同时会增加压缩系统复杂性。因此,弹用发动机一般不追求过高的增压比,范围通常为3~7。低成本设计是制约弹用发动机发展需要重点突破的难点。

## 2 弹用发动机成本预测指标可靠性分析

以弹用发动机的价格分析为例,选用美国、法国等2000年以来的10个成熟的弹用发动机,取表征性能的最大推力、耗油率、空气流量、总增压比、涡轮前温度、直径、长度、质量作为自变量,以统一财年后的价格作为因变量,采用偏最小二乘方法进行预测性分析<sup>[13-14]</sup>。

取双对数回归模型

$$\ln y = \ln a_0 x_1^{a_1} \cdots x_n^{a_n} \quad (1)$$

式中: $y$ 为因变量价格; $a_0 \sim a_n$ 为回归系数,为任意实数; $x_1 \sim x_n$ 为自变量。

得到偏最小二乘方法回归方程为

$$y = a_0 x_1^{a_1} \cdots x_n^{a_n} =$$

$$0.0085x_1^{0.2248}x_2^{-0.1926}x_3^{0.2903}x_4^{0.0927}x_5^{0.8398}x_6^{0.2648}x_7^{-0.5534}x_8^{0.2119} \quad (2)$$

式中: $x_1 \sim x_8$ 分别为自变量最大推力、耗油率、空气流量、总增压比、涡轮前温度、直径、长度和质量。

多型航空发动机自变量数据由公开数据转化而来<sup>[15-16]</sup>,典型弹用发动机数据见表 1。

表 1 典型弹用发动机数据

型号	最大推力/ daN	耗油率/ (kg/daN·h)	空气流量/ (kg/s)	总增压比	涡轮前温度/ °C	直径/ mm	长度/ mm	质量/ kg	价格/ 万美元
A	360	1.25	5.50	5.80	1032	330.0	1014	60.0	34.94
B	372	1.27	6.65	4.65	953	330.0	1270	65.0	27.70
C	1112	1.09	18.30	4.80	1184	835.7	1626	283.5	74.43
D	756	1.12	12.70	5.30	871	568.0	1138	155.0	50.44
E	267	0.61	6.20	13.80	1100	305.0	973	65.3	35.39
F	276	0.61	6.20	13.70	1008	307.0	800	58.7	13.89
G	350	1.27	5.84	3.72	930	330.0	749	52.7	12.14
H	284	1.15	4.32	6.70	956	355.0	1092	55.8	13.45
I	416	1.11	5.98	5.85	816	431.0	1361	115.0	26.14
J	100	1.22	2.75	6.40	971	274.0	677	22.7	6.83

典型弹用发动机成本预测值见表 2。经统计,模型的拟合优度  $R_2=0.72952$ ,均方误差  $E_p=1357.6$ 。这表明模型拟合程度尚可,但方差较大,且模型对于样本的平均相对误差为 15.22%。其中 A、F2 个型号发动机的估算费用与实际费用相对误差超过了 20%,分别为 22.11% 和 21.34%,证明此时得到的回归模型误差较大,难以直接应用。

表 2 典型弹用发动机成本预测值

型号	A	B	C	D	E
预测值	20.42	22.88	97.49	40.67	25.29
型号	F	G	H	I	J
预测值	20.79	14.89	18.23	26.34	7.47

关于数学模型的选取方法可分为 2 种:基于模型驱动和基于数据驱动的方法。基于模型驱动的方法是根据全寿命周期费用组成<sup>[17]</sup>或费效关系等假设<sup>[18]</sup>,构建相应的数学表达式,对弹用发动机的成本进行分析和估算,但这种方法高度依赖理论知识、假设和先验信息,且在不同条件下,参数设置需要依靠经验,较适用于小型装备或简单系统中;基于数据驱动的方法<sup>[19]</sup>则侧重于利用数据来提取特征数据,挖掘潜在信息,实现对弹用发动机成本的分析 and 估算,如成本分析中最常使用的偏最小二乘法<sup>[20-21]</sup>,通过深度挖掘数据特征,自动学习数据中的模式和规律,实现对成本的分析 and 估算,减少了人为主观干预,提升了成本分析的准确性。

在偏最小二乘回归分析中,自变量对因变量的解释能力是以变量投影重要性指标 (Variable

Importance in Projection, VIP) 来测度的,可直观判断各变量的重要程度,本文筛选阈值设置为 0.8。自变量的 VIP 值见表 3。从表中可见,耗油率、总增压比和涡轮前温度的 VIP 值小于 0.8,即这 3 个变量并不能充分反映自变量对因变量的解释能力。

表 3 自变量的 VIP 值

变量	最大推力	耗油率	空气流量	总增压比
VIP	1.352	0.694	1.133	0.528
变量	涡轮前温度	直径	长度	质量
VIP	0.492	0.884	1.227	1.312

将增压比、最大推力、空气流量、耗油率与涡轮前温度归为 1 组,以性能表征;将质量、长度和直径归为 1 组,以尺寸表征,利用信效度做进一步的分析。通过以下 3 个指标评价各组模型的信效度。

(1) 内部一致性信度系数 (Cronbachs alpha, CA)。当  $CA \geq 0.8$  时,认为信度较好,具有较好的内部一致性;当  $0.7 \leq CA < 0.8$  时,认为信度在可接受范围内。

(2) 组合信度系数 (Composite Reliability, CR)。当 CR 值越高时,表明各组指标间拥有良好的组合可靠性。一般认为,当  $CR \geq 0.7$ ,表明具有良好的组合可靠性;当  $CR > 0.6$  时,模型可以被接受。

(3) 平均变异抽选量 (Average Variance Extracted, AVE)。当  $AVE > 0.5$  时,认为模型具有良好的效度,即较好的数据信息利用度。

各组模型的信效度指标见表 4。

从表中可见,尺寸组的 CA、CR 和 AVE 值表明,质量、长度和直径这 3 个变量信度在可接受范围,具有

良好的可靠性,数据信息利用度较好;性能组的CA、CR和AVE值表明,增压比、最大推力、空气流量、耗油率与涡轮前温度这5个变量信度不在可接受范围,可靠性较低,数据信息利用度较差,即表明各变量间一致性不高,变量过于离散。耗油率、总增压比和涡轮前温度这3个变量的VIP值较低。因此可知,这3个变量是影响式(2)预测精度不高的关键因素。总增压比和涡轮前温度虽然是发动机设计时的最重要参数,但考虑到弹用发动机的多为单次使用以及技术要求较低,一般不追求过高的性能指标。与航空发动机不同,这2项参数虽然也对弹用发动机设计非常重要,但对其成本分析模型的重要度有限。因此,成本分析时需删除这3个变量,引入新的变量来改善模型。同时,也间接证明了本文所提出方法能够依据原始数据,深度挖掘特征信息,具有较强的使用性。

良好的可靠性,数据信息利用度较好;性能组的CA、CR和AVE值表明,增压比、最大推力、空气流量、耗油率与涡轮前温度这5个变量信度不在可接受范围,可靠性较低,数据信息利用度较差,即表明各变量间一致性不高,变量过于离散。耗油率、总增压比和涡轮前温度这3个变量的VIP值较低。因此可知,这3个变量是影响式(2)预测精度不高的关键因素。总增压比和涡轮前温度虽然是发动机设计时的最重要参数,但考虑到弹用发动机的多为单次使用以及技术要求较低,一般不追求过高的性能指标。与航空发动机不同,这2项参数虽然也对弹用发动机设计非常重要,但对其成本分析模型的重要度有限。因此,成本分析时需删除这3个变量,引入新的变量来改善模型。同时,也间接证明了本文所提出方法能够依据原始数据,深度挖掘特征信息,具有较强的使用性。

### 3 基于技术成熟度的成本分析方法

在装备发展过程中,核心技术的成熟度不仅极大地影响装备性能和进度,而且在很大程度上影响装备的全寿命费用。因此,技术成熟度是装备成本分析中的核心影响因素,需将其纳入自变量,以提升模型的预测精度。

技术成熟度通常采用技术成熟度等级(Technology Readiness Level, TRL)来衡量<sup>[22]</sup>。按照GJB7688《装备技术成熟度等级划分及定义》的规定,技术成熟度可划分为9级,见表5。

表5 技术成熟度等级划分

等级	定义
TRL1	发现和报道技术的基本原理
TRL2	阐明技术概念和用途
TRL3	验证技术概念的关键功能和特性
TRL4	在实验室环境下完成基础部件/原理样机验证
TRL5	在模拟环境下完成部件/原理样机验证
TRL6	在模拟环境下完成系统/子系统模型或样机验证
TRL7	在使用环境下完成系统样机验证
TRL8	完成实际系统试验验证
TRL9	完成实际系统使用验证

#### 3.1 物理平面控制方程

比利时数学家Verhulst首次提出了Logistic曲线,即S曲线(又叫生长曲线),广泛用于描述自然界新生

事物的发展规律,装备技术成熟度的发展也是如此。理想S曲线模型如图1所示。

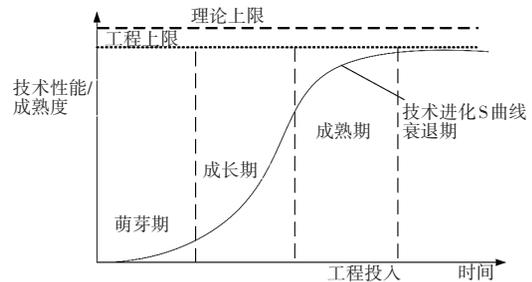


图1 理想S曲线模型

#### 3.2 基于Fisher-Pry-PLS的技术成熟度评估模型

基于Fisher-Pry的分析方法实质是对技术发展程度的数学模型化,具体公式为

$$F = L / (1 + e^{-a - bt}) \quad (3)$$

式中: $a$ 为常数; $b$ 为增长率; $F$ 为第 $t$ 年的技术成熟度; $L$ 为当 $t \rightarrow \infty$ 时该项技术的增长极限,参考表5技术成熟度的等级划分,本文取 $L = 9$ 。

现行的武器装备成熟度评估方法主要分为基于专家打分法、基于专利计量和基于技术文献计量的技术成熟度评估方法3种。基于专家打分法的技术成熟度评估方法具有较强的主观性,多适用于难以定量分析的情况,即全新装备技术成熟度评估中;基于专利计量的技术成熟度评估方法对专利统计的要求较高,而弹用发动机专利多处于保密状态,难以操作;基于技术文献计量的技术成熟度估计方法由于文献数据库的快速发展成为相对可靠的方法。需说明的是,由于技术处于动态迭代中,弹用发动机相同型号和部件的实际使用技术也在不断更新中,且所选数据主要是为验证所提出方法的有效性,所选技术过于具体,会导致建模过于繁杂。因此,本文选用关键技术的大类数量来验证所提出的方法<sup>[23-24]</sup>。

目前顶级的论文一般都收录在了SCI和EI的Compendex数据库中,本文选用2000~2020年这2个数据库的文献进行统计分析,关键技术的文献累积量见表6。

采用min-max数据标准化方法,对关键技术 $j$ 各年的发文量数据 $x_{ij}$ 进行标准化处理,并将其选为关键技术 $j$ 的第 $i$ 年技术成熟度 $F_{ij}$

$$F_{ij} = \frac{x_{ij} - x_{ij,\min}}{x_{ij,\max} - x_{ij,\min}} \quad (4)$$

式中: $i$ 为2000~2020年的采样年份, $i = 1, 2, \dots, 11; j$

表 6 关键技术的文献累积量

技术	年发文量/篇										
	2002	2004	2006	2008	2010	2012	2014	2016	2018	2020	2022
高速转子试验技术	4483	8525	12398	16019	19526	22871	26047	28704	31089	33258	35240
高温高速抗过载轴承技术	3619	6772	9781	12613	15256	17737	20110	21905	23484	24872	25963
高温高速抗过载轴承技术	4008	7563	10961	14112	17144	20086	22787	25046	26956	28683	30194
新型燃油喷射和燃烧技术	6781	13673	21209	29030	37693	46474	55488	64633	73676	82438	91280
复合材料应用技术	7564	15345	23764	32527	42177	51601	61569	71497	81283	90728	100153
高温热障涂层技术	7130	14400	22257	30527	39568	48842	58193	67687	77032	86083	95252
零件整体无余量加工技术	8075	16280	25142	34557	44843	55062	65658	76497	87444	98040	108796
无传动附件与控制技术	3610	6776	9815	12647	15281	17853	20208	22182	23794	25139	26398
机弹一体化设计技术	3437	6358	9185	11872	14333	16735	19014	20778	22275	23601	24606

为关键技术,  $j = 1, 2, \dots, 9$ 。

对式(3)进行对数变换,转化为如下一元线性关系形式

$$Y = \ln \frac{F_j}{1 - F_j} = bt - \ln a \quad (5)$$

式中:  $Y$  为关键技术  $j$  技术成熟度的对数形式;  $F_j$  为关键技术  $j$  的技术成熟度。

利用偏最小二乘法 (partial least squares, PLS) 对式(3)进行参数估计,偏最小二乘法的离差平方和为

$$Q(a, b) = \sum_{j=1}^n (y_j - Y)^2 \quad (6)$$

式中:  $Q$  为自变量为  $a$  和  $b$  的误差函数;  $y_j$  为技术成熟度的预测值。

经式(5)变换,则

$$\begin{cases} b = \frac{\sum_{j=1}^n (t_{ij} - \bar{t}_i)(y_{ij} - \bar{y}_i)}{\sum_{j=1}^n (t_{ij} - \bar{t}_i)^2} \\ a = \exp(bt_{ij} - y_{ij}) \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\bar{t}_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n t_{ij}$  为第  $i$  年  $n$  个关键技术的时间跨度均值;

$\bar{y}_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n y_{ij}$  为第  $i$  年  $n$  个关键技术的技术成熟度均值,  $n$  为数据量;  $t_{ij}$  为第  $i$  年关键技术  $j$  的时间跨度;

$y_{ij}$  为第  $i$  年关键技术  $j$  的技术成熟度。

将由式(7)所得的  $a$  和  $b$  值代入式(3),则可根据 Fisher - Pry-PLS 模型对各关键技术的  $a$  和  $b$  值进行估算,则 24 年的各关键技术  $a$  和  $b$  估算值和对应发动机型号见表 7。

经统计,模型的拟合优度  $R_2=0.8974$ ,均方误差  $E_p=749.6$ ,表明模型拟合程度得到进一步提高。估算模

表 7 各关键技术  $a$  和  $b$  估算值和对应发动机型号

技术	型号	$a$	$b$	$F$
高速转子试验技术	A E	0.21	0.45	7.0
新型燃油喷射和燃烧技术	B F	0.16	0.53	7.2
高温高速抗过载轴承技术	C	0.23	0.50	6.7
高温高速抗过载轴承技术	D	0.14	0.40	6.9
复合材料应用技术	E	0.17	0.47	7.0
高温热障涂层技术	G	0.13	0.85	8.0
零件整体无余量加工技术	H	0.19	0.77	7.9
无传动附件与控制技术	I	0.15	0.79	7.2
机弹一体化设计技术	F J	0.12	0.55	8.4

将所得的关键技术成熟度取均值,则可得对应发动机技术成熟度的估算值

$$F_k = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n F_j \quad (8)$$

各型号发动机的技术成熟度估算值见表 8。

表 8 各型号发动机技术成熟度估算值

型号	技术成熟度等级	型号	技术成熟度等级
A	7.0	B	7.2
C	6.7	D	6.9
E	7.0	F	7.8
G	8.0	H	7.9
I	7.2	J	8.4

### 3.3 基于技术成熟度等级的成本分析

将技术成熟度等级纳入自变量,重新建立弹用发动机成本分析的回归方程为

$$y = 43.9011x_1^{0.0905} x_3^{0.2282} x_6^{-0.1458} x_7^{0.4418} x_8^{0.0923} x_9^{-4.5323} \quad (9)$$

式中:  $x_9$  为技术成熟度等级。

基于技术成熟度的典型弹用发动机成本预测值见表 9,拟合效果如图 2 所示。

型对于样本的平均相对误差仅为 7.20%,所有型号发动机的估算费用与实际费用相对误差均降至 15% 以

表9 基于技术成熟度的典型弹用发动机成本预测值

型号	A	B	C	D	E
预测值	30.01	30.77	66.21	44.01	30.05
型号	F	G	H	I	J
预测值	16.74	14.32	16.31	31.72	5.19

下,其中误差最大的F型号为14.24%,A型号误差降到了10.15%。证明此时得到的回归模型预测精度有了较大提高,技术成熟度等级纳入自变量对模型的精度产生显著影响。该模型对弹用发动机费用估算具有实际意义。

#### 4 结论

本文基于技术文献计量方法构建弹用发动机发展的技术成熟度S曲线模型,得到了弹用发动机研制关键技术的技术成熟度,建立了综合考虑技术成熟度的成本分析模型,使模型平均误差从15.22%降低到7.20%,且有效降低了样本的特异性,明显改进了分析效果。

本文方法可用于弹用发动机的成本分析,特别是在发动机研制之初,通过基于TRL的技术成熟度分析方法确定技术成熟度等级后,可充分体现技术成熟度对研制进度和费用的影响,实现研制方案的优选。

#### 参考文献:

- [1] 伍赛特.弹用发动机技术特点及应用前景展望[J].上海节能,2023(7):978-987.  
WU Saite. Technical characteristics and application prospects of missile engines[J]. Shanghai Energy Saving, 2023(7):978-987. (in Chinese)
- [2] 叶年辉,胡少青,李宏岩,等.考虑性能及成本的固体火箭发动机多学科设计优化[J].推进技术,2022,43(7):75-84.  
YE Nianhui, HU Shaoqing, LI Hongyan, et al. Multidisciplinary design optimization for solid rocket motor considering performance and cost[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7):75-84. (in Chinese)
- [3] Tona C, Raviolo P A, Pellegrini L F, et al. Exergy and thermo-economic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight[J]. Energy, 2010, 35(2):952-959.
- [4] Byerley A R, Rolling A J, Van Treuren K W. Estimating gas turbine engine weight, costs, and development time during the preliminary aircraft engine design process[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Texas: ASME, 2013:V004T08A011.
- [5] 尹峰.航空发动机研制费用测算方法分析[J].航空发动机,2013,39

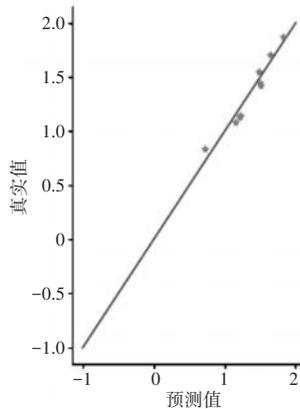


图2 拟合效果

(3):89-94.

YIN Feng. Calculation method of aeroengine development cost[J]. Aeroengine, 2013, 39(3):89-94. (in Chinese)

- [6] Ma H, Liu Y, Lai Y, et al. Magnetic resonance velocimetry of a turbine blade with engine-representative internal and film cooling structures[J]. Journal of Turbomachinery, 2023, 145(1):011004.
- [7] Zhang B, Wu S, Wang D, et al. A review of surface quality control technology for robotic abrasive belt grinding of aero-engine blades[J]. Measurement, 2023, 220:113381.
- [8] 冯睽睽,张发平,王武宏,等.基于非支配排序遗传算法的涡轮发动机转子系统装配参数优化[J].兵工学报,2021,42(5):1092-1100.  
FENG Kuikui, ZHANG Faping, WANG Wuhong, et al. Assembly process parameters optimization of turbine engine rotor system based on non-dominated sorting genetic algorithm[J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(5):1092-1100. (in Chinese)
- [9] 何光宇,杨正浩,耿琪.小型航空Wankel发动机转子结构优化仿真[J].空军工程大学学报,2022,23(5):1-8.  
HE Guangyu, YANG Zhenghao, GENG Qi. Research on simulation and optimization of triangle rotor of small aviation wankel engine[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2022, 23(5):1-8. (in Chinese)
- [10] Trzun Z, Vrdoljak M, Cajner H. The effect of manufacturing quality on rocket precision[J]. Aerospace, 2021, 8(6):160.
- [11] Guo H, Guo Y, Xue Z, et al. Overview of thermal barrier coatings for advanced gas turbine engine[M]. Cambridge: Woodhead Publishing, 2023:1-20.
- [12] 彭瑾,张朝先.弹用涡喷发动机维护技术研究及发展趋势[J].飞航导弹,2017(7):85-88.  
PENG Jin, ZHANG Chaoxian. Research and development trend of maintenance technology of projectile turbojet engine[J]. Airborne Missile, 2017(7):85-88. (in Chinese)
- [13] 欧继洲,陈军,肖贵林.多种巡飞弹用动力装置的性能对比分析[J].飞航导弹,2018(6):79-84.  
OU Jizhou, CHEN Jun, XIAO Guilin. Comparative analysis of performance of power units for various patrol missiles[J]. Airborne Missile, 2018(6):79-84. (in Chinese)
- [14] 韩峰,沈承,徐俊伟.基于最小二乘法的飞机发动机安装节动态力识别[J].应用数学和力学,2020,41(9):974-984.  
HAN Feng, SHEN Cheng, XU Junwei. Dynamic force identification of aircraft engine mounting joint based on least square method[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2020, 41(9):974-984. (in Chinese)
- [15] 胡晓煜.世界中小型航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,2006:23-42.  
HU Xiaoyu. World handbook of small and medium aircraft engines[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006:23-42. (in Chinese)
- [16] 林左鸣.世界航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,2012:62-63.  
LIN Zuoming. World aeroengine manual[M]. Beijing: Aviation Industry

- Press, 2012:62-63.(in Chinese)
- [17] 顾明星,王琰,王莉莉.军用航空再制造发动机全寿命费用分析[J].机械设计与制造,2009(10):102-103.  
GU Mingxing, WANG Ying, WANG Lili. The analysis of life cycle cost on military aero-remanufacturing-engine[J]. Machinery Design & Manufacture, 2009(10):102-103.(in Chinese)
- [18] 谭云涛,郭波.基于CAIV的航空发动机性能与费用的综合权衡模型框架[J].航空动力学报,2007(8):1309-1314.  
TAN Yuntao, GUO Bo. Aircraft engine performance-cost tradeoff model framework based-on CAIV[J]. Journal of Aerospace Power, 2007(8):1309-1314.(in Chinese)
- [19] 杨梅英,沈梅子.基于灰色组合模型的发动机研制费用估算研究[J].数学的实践与认识,2006(10):161-166.  
YANG Meiyong, SHEN Meizi. Study on the estimation of the engine development cost based on the gray combined model[J]. Mathematics in Practice and Theory, 2006(10):161-166.(in Chinese)
- [20] 唐亚刚,袁永欣,龙威,等.基于CER的运载火箭研制费用估算[J].载人航天,2014,20(4):367-370,385.  
TANG Yagang, YUAN Yongxin, LONG Wei, et al. Development cost estimation of launch vehicle based on CER model[J]. Manned Spaceflight, 2014, 20(4):367-370,385.(in Chinese)
- [21] 卞立新,罗兴柏,李金明,等.导弹武器系统研制费用估算方法[J].火力与指挥控制,2017,42(6):136-139,144.  
BIAN Lixin, LUO Xingbai, LI Jinming, et al. Method of development cost forecasting for missile weapon system[J]. Fire Control & Command Control, 2017, 42(6):136-139,144.(in Chinese)
- [22] Olechowski A L, Eppinger S D, Joglekar N, et al. Technology readiness levels: shortcomings and improvement opportunities[J]. Systems Engineering, 2020, 23(4):395-408.
- [23] Kurien C, Mittal M. Review on the production and utilization of green ammonia as an alternate fuel in dual-fuel compression ignition engines[J]. Energy Conversion and Management, 2022, 251:114990.
- [24] 靳军宝,郑玉荣,白光祖,等.基于Fisher-Pry模型的纤维素预处理技术成熟度分析[J].中国生物工程杂志,2018,38(6):103-108.  
JIN Junbao, ZHENG Yurong, BAI Guangzu, et al. Technology maturity analysis of cellulose pretreatment based on Fisher-Pry mode[J]. China Biotechnology, 2018, 38(6):103-108.(in Chinese)

(编辑:兰海青)

# 级间引气对轴流压气机 1.5 级叶片颤振特性分析

王昊者<sup>1</sup>, 方世川<sup>1</sup>, 赵家毅<sup>2</sup>, 梁崇治<sup>3</sup>, 叶巍<sup>4</sup>, 陆庆飞<sup>1</sup>

(1. 西华大学 航空航天学院, 成都 610097; 2. 中国空气动力研究与发展中心 高速所, 四川绵阳 622762;  
3. 东方电气集团东方汽轮机有限公司, 四川德阳 618201; 4. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

**摘要:** 为研究近叶片前缘抽气和近叶片后缘抽气 2 种抽气位置在不同抽气量下对叶片增压比特性、效率特性等的影响, 以轴流压气机 1.5 级叶片为研究对象, 基于计算流体力学和计算结构力学相结合的流固耦合理论, 建立适用于叶片颤振特性分析的瞬态叶片排颤振计算模型, 结合增压比和效率特性, 分析了气动功、马赫数等分布情况, 并在不同位置下, 以 0.005、0.010、0.015 kg/s 的引气量, 开展了级间引气对转子叶片颤振特性的影响分析。结果表明: 级间引气会造成 1.5 级叶片 3 排模型增压比和效率等气动性能参数发生规律性变化, 并且影响 1.5 级叶片 3 排模型气动稳定性, 扩展了流场稳定工作范围, 具有扩稳作用, 影响程度与引气量大小和位置有关; 在近叶片前缘位置引气, 叶片稳定性提高且随着引气量的增大, 作用在叶片上的气动功降低, 叶片稳定性提高 5.88%; 在近叶片后缘位置引气, 叶片稳定性降低且随着引气量的增大, 作用在叶片上的气动功提高, 叶片稳定性降低 19.26%。

**关键词:** 颤振; 轴流压气机 1.5 级叶片; 级间引气; 气动功; 航空发动机

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.012

## Analysis of Blade Flutter Characteristics of a 1.5-Stage of Axial Compressor with Interstage Bleed

WANG Hao-zhe<sup>1</sup>, FANG Shi-chuan<sup>1</sup>, ZHAO Jia-yi<sup>2</sup>, LIANG Chong-zhi<sup>3</sup>, YE Wei<sup>4</sup>, LU Qing-fei<sup>1</sup>

(1. School of Aerospace, Xihua University, Chengdu 610097, China;

2. High Speed Institute, China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang Sichuan 622762, China;

3. Dongfang Turbine Co., Ltd., Dongfang Electric Group, Deyang Sichuan 618201, China;

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

**Abstract:** In order to study the effects of two bleed locations, the near leading edge and the near trailing edge, and different bleed amounts on pressure ratio, compressor efficiency, and rotor blade flutter characteristics, taking a 1.5-stage axial compressor as the research object, based on the fluid-structure interaction theory combining computational fluid dynamics and computational structural mechanics, the transient blade row flutter calculation model suitable for the analysis of blade flutter characteristics was established. Combined with the pressure ratio and efficiency characteristics, the distribution of aerodynamic work and Mach number were analyzed, and the influences of interstage bleeds on rotor blade flutter characteristics were analyzed with different bleed locations and bleed amounts of 0.005, 0.010, and 0.015 kg/s. The results show that interstage bleeds cause regular changes in aerodynamic performance parameters such as pressure ratio and efficiency of the compressor, and affect the blade flutter stability. The extent of the influence is related to the bleed amount and location. When the bleed location is near the leading edge of the blade, the blade flutter stability is improved, the aerodynamic work acting on the blade decreases with the increase of the bleed amount, and the blade flutter stability is increased by 5.88%. When the bleed location is near the trailing edge of the blade, the blade flutter stability is decreased, the aerodynamic work acting on the blade increases with the increase of the bleed amount, and the blade flutter stability is decreased by 19.26%.

**Key words:** flutter; 1.5-stage axial compressor; interstage bleed; aerodynamic work; aeroengine

## 0 引言

航空发动机的发展趋势是高性能、高效率、高可

靠性。作为发动机 3 大核心部件之一的压气机, 也朝着高负载、高增压比及高切线速度的方向发展, 导致叶片振动问题更加突出和复杂。气流在叶片上产生

收稿日期: 2023-09-13 基金项目: 四川省省级研究项目资助

作者简介: 王昊者 (1998), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 王昊者, 方世川, 赵家毅, 等. 级间引气对轴流压气机 1.5 级叶片颤振特性分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 96-102. WANG Haozhe, FANG Shichuan, ZHAO Jiayi, et al. Analysis of blade flutter characteristics of a 1.5-stage of axial compressor with interstage bleed[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 96-102.

波动的升力导致叶片以高频率振动时,就会发生颤振。因此,对叶片的颤振特性进行分析,能够为发动机的正常运行奠定良好的基础。

国内外学者对叶片颤振的影响因素进行了试验研究和数值模拟。Yang等<sup>[1]</sup>采用非线性谐波方法,表明声反射对转子叶片的颤振稳定性影响较大;Leng等<sup>[2]</sup>发现叶片间距不均匀会极大地改变叶片的气动阻尼;戴思成<sup>[3]</sup>针对某型航空发动机压气机叶片,分析了亚声速内马赫数(空气压缩性)对2种叶片模型临界颤振速度的影响;Pan<sup>[4]</sup>利用试验验证了影响系数法预测叶片颤振的适用性,认为叶间相位角对颤振预测影响较大;Casani<sup>[5]</sup>对比分析了颤振经典预测方法——能量法和流固耦合方法的颤振预测差异;冯志鹏等<sup>[6]</sup>研究了不同载荷下跨声速转子的颤振特性,表明在颤振特性数值模拟时应考虑叶片的变形;孙海等<sup>[7]</sup>通过分析颤振机理获得了工程上抑制压气机风扇叶片颤振的有效手段;周迪等<sup>[8]</sup>比较了能量法和时域法,2种方法能够给出一致的颤振特性结果;Yu等<sup>[9]</sup>采用3维时域流固耦合分析数值方法研究了叶片的气动弹性不稳定性,与传统双向流固耦合方法进行对比具有良好的准确性;Huang等<sup>[10]</sup>开展了平面涡轮叶栅实验,表明较大的叶尖间隙(5%叶片展长)会显著降低气动阻尼;韩乐等<sup>[11]</sup>采用能量法和特征值法进行了转子叶片气动弹性特性数值计算,表明2种方法的气动稳定性结果接近;Aotsuka<sup>[12]</sup>分析了失速颤振边界在部分转速突然下降的原因,随着激波的增强,将导致颤振稳定性急剧下降出现颤振节;Hall等<sup>[13]</sup>建立了耦合模态分析方法来分析多排气动耦合作用,其模型精确简单且求解效率高;董旭等<sup>[14]</sup>使用行波法和影响系数法对比分析了某宽弦复合掠型高速跨音风扇转子叶片的颤振特性,能够准确的预测叶片颤振发生;张翔等<sup>[15]</sup>使用经典的单向流固耦合能量法,研究了跨声速风扇叶片的颤振特性;根据国内外的研究现状发现,颤振涉及复杂的流固耦合作用,而其研究方法复杂且多样,且存在目前影响机理不够清晰以及抑颤措施不丰富等不足。因此,本文对叶片颤振进行更加深入的研究,为叶片颤振提供更完善的理论指导。

本文以1.5级轴流压气机叶片为主要研究对象,建立了适用于压气机叶片颤振特性分析的基于傅里叶级数时间推进法的瞬态叶片排颤振计算模型,并以此对多种叶片排组合模型进行定常流场分析和颤振

特性分析,为发动机的气动和结构设计提供参考。

## 1 研究对象

研究对象为轴流亚声速压气机中前1.5级叶片排,该叶片排主要由48片进口导叶、43片转子叶片和56片静子叶片组成,模型基于流固耦合方法构建。根据建立的叶片颤振计算模型,采用商业软件对导叶-转子-静子叶片排模型进行典型工况下的定常流场特性计算,从而阐明级间引气对转子叶片特性的影响。

1.5级轴流压气机模型参数见表1。1.5级轴流压气机模型结构如图1所示,其中,R1为转子;S1为静子。

表1 1.5级轴流压气机模型参数

参数	进口导叶	转子	静子
叶片数	48	43	56
叶片高度/mm	76.653	82.702	87.427
中径处弦长/mm	38.161	48.813	47.108
叶尖间隙/mm	3	3	3

采用商业软件中的TurboGrid模块,对该1.5级叶片排的进口导叶、转子、静子分别进行结构化网格划分。计算域网格几何拓扑均为O4H型,叶片被O型网格包围形成附面层网格,进、出口位置的网格则为H型,壁面第1层网格高度为0.0001 mm。

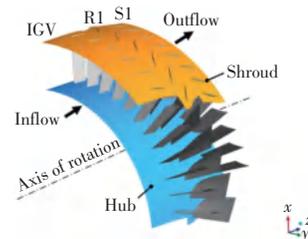


图1 1.5级轴流压气机模型结构

为了降低网格数量对数值模拟结果的影响,同时考虑划分叶片模型的复杂性,仅对转子叶片进行了网格无关性验证。根据转子叶片网格无关性验证所确定的转子网格数量范围对导叶、静叶进行网格划分以及网格数量控制。

采用同样的划分策略对转子叶片划分了5套网格,分别约为9万、15万、28万、39万、57万、76万,并在同一设计点工作状态下进行数值模拟计算。网格无关性验证数据见表2。CFD网格无关性验证如图2所示。

从表2中可见,当转子叶片网格数为397800以及更多时,效率和增压比的变化很小,所以,最终选用网格数量为397800的结构化网格作为转子叶片进行后

表 2 网格无关性验证数据

网格数量	增压比	效率/%
89376	1.2708	87.4231
155232	1.2734	88.8234
282690	1.2762	89.2173
397800	1.2841	90.0171
570228	1.2849	90.1372
767360	1.2855	90.0304

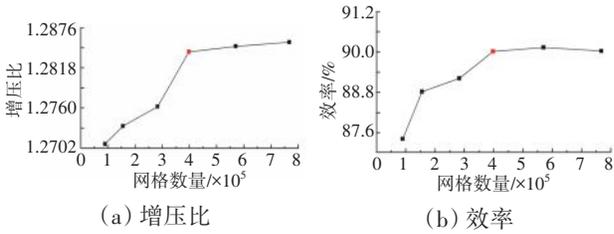


图 2 CFD 网格无关性验证

续计算。同时,从表 1、2 中可见,控制进口导叶网格和静子网格数量在 28000~400000 即可。所以,最终选用单通道网格,如图 3 所示。

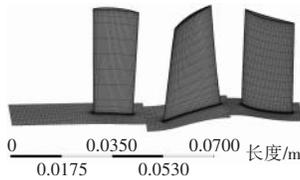


图 3 单通道网格

### 1.1 引气模型

在 1.5 级转子叶片的引气位置和引气量不同时,评估其工作特性和气动弹性稳定性。模拟引气位置如图 4 所示,将引气简化为双通道开缝式周向引气,缝的宽度设置为叶尖间隙 3 mm,缝的位置距叶尖 3 mm,沿轴向共 2 个,分别是近叶片前缘位置、近叶片后缘位置(图 4 中绿色条带区域)。

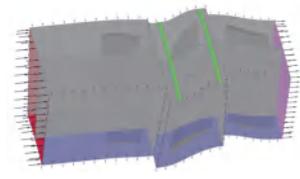


图 4 模型引气位置

引气量设置为 3 种:a(0.005 kg/s)、b(0.010 kg/s)和 c(0.015 kg/s)。

未引气状态代号为 NotBleed,引气代号:近叶片前缘引气分别为 lead\_a、lead\_b、lead\_c;近叶片后缘引气分别为 trail\_a、trail\_b、trail\_c。将所划分的网格在 CFX-Pre 中旋转复制为双通道网格,作为基于傅里叶变换的瞬态叶片排颤振模拟模型中的计算网格。

### 1.2 边界条件

首先,在瞬态叶片排颤振模拟模型中,转静交界面采用瞬态转静交界面(Transient R-S),上下游叶片干涉可以通过 Transient R-S 交界面进行相互传递。

其次,由于叶片 1 阶振动能量往往起主导作用,且轮盘振动节径一般不大于 2,因此,本文主要分析节径数为 1 时,转子叶片 1 阶的颤振情况。仅使用离心力状态下 1 阶弯曲模态,振动频率为 776.31 Hz,振幅输出为数据文件,加载到转子叶片上。

再次,单个时间周期设置为振动频率 776.31 Hz 的倒数,即 0.00128816 s。单个周期时间步数量设置为转子叶片数 43 的整数倍,本文设置为 86。因此,时间步为 1.49786e-05 s,总共模拟 10 个周期。

在瞬态叶片排颤振模拟过程中,流场特性存在时刻性,即不同的时间步,流场特性不同。为了更好地观察整个模拟过程中流场某些特性的变化,设置转子叶片上的气动阻尼变化为监测位置。

## 2 结果与讨论

### 2.1 引气对气动性能的影响

分析 1.5 级转子叶片的引气位置和引气量不同对增压比特性、效率特性的影响时,发现具有显著的规律性变化。不同引气状态对增压比、效率特征的影响如图 5、6 所示。质量流量为出口流量且计算效率时包含引气条件下气流的损失在内,即入口流量为出口流量与引气量之和。

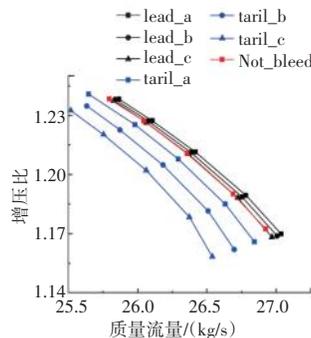


图 5 不同引气状态对增压比特性的影响

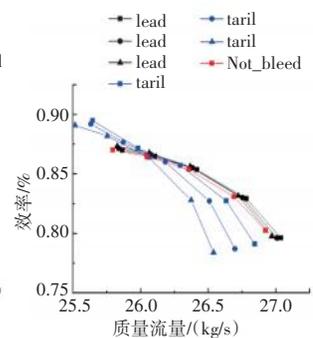


图 6 不同引气状态对效率特性的影响

#### 2.1.1 增压比特性

##### 2.1.1.1 近叶片前缘引气

近叶片前缘增压比特性曲线与未引气增压比特性曲线的关系(图 5 中的黑色曲线)。相对于未引气工况,近叶片前缘引气整体略微往横轴正方向迁移,且最大增压比几乎一致。随着近叶片前缘引气量的减少,增压比特性曲线越偏离未引气状态。其中,引气量 c 的增压比特性曲线与未引气增压比特性曲线一致。

2.1.1.2 近叶片后缘引气

近叶片后缘增压比特性曲线与未引气增压比特性曲线的关系(图 5 中的蓝色曲线)。相对于未引气工况,近叶片后缘引气整体往横轴负方向迁移,并且迁移幅度相较于近叶片前缘引气有明显变大的情况,同时最大增压比曲线规律几乎一致。随着近叶片后缘引气量的增多,增压比特性曲线越偏离未引气状态,这与近叶片前缘引气有明显区别。

2.1.2 效率特性

近叶片前缘引气效率特性曲线整体在未引气效率特性曲线的上方,而近叶片后缘效率特性曲线与未引气效率特性曲线存在交叉(图 6)。

2.1.2.1 近叶片前缘引气

近叶片前缘效率特性曲线与未引气效率特性曲线的关系(图 6 中的黑色曲线)。相对于未引气工况,近叶片前缘引气整体略微往横轴正方向迁移,且曲线规律几乎一致。在近设计点之前,随着近叶片前缘引气量的增多,效率特性曲线略微往纵轴正方向迁移。但是在近设计点之后,随着近叶片前缘引气量的增多,效率特性曲线略微往横轴负方向迁移。近叶片前缘引气使得效率随引气量的增多而提高。

2.1.2.2 近叶片后缘引气

近叶片后缘效率特性曲线与未引气效率特性曲线的关系(图 6 中的蓝色曲线)。相对于未引气工况,近叶片后缘引气工况在近设计点之前的效率特性曲线往横轴负方向以及纵轴正方向迁移;并且随着引气量的增多,近设计点之前的效率特性曲线迁移幅度减弱。在近设计点之后,效率特性曲线整体往横轴负方向以及纵轴负方向迁移;并且随着引气量的增多,迁移幅度愈强。

2.2 引气颤振特性分析

引气和未引气、近叶片前缘引气和近叶片后缘引气相对于未引气状态下,气动阻尼在整个模拟周期内的变化情况如图 7~9 所示。

给出收敛气动阻尼值  $C$ 。其中,未引气状态的收敛气动阻尼值是 0.00139。前、后缘不同引气量下收敛气动阻尼值见表 3。

为了更好地分析不同

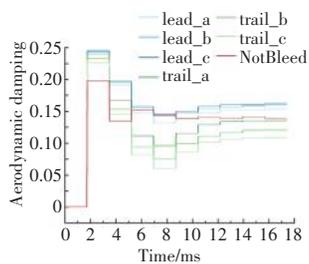


图 7 前、后缘引气与未引气对比

引气状态对气动阻尼的影响,对所有引气状态下的收敛气动阻尼使用未引气状态下的收敛气动阻尼进行无量纲化,定义颤振气动稳定度  $\delta$  为

$$\delta = \frac{C_i}{C_{NotBleed}} \quad (1)$$

式中:  $C_i$  为  $i$  状态的收敛气动阻尼值,  $i$  取所有引气状态;  $C_{NotBleed}$  为未引气状态的收敛气动阻尼值。

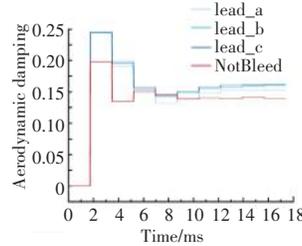


图 8 前缘引气与未引气对比

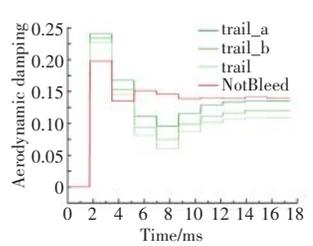


图 9 后缘引气与未引气对比

表 3 前、后缘不同引气量下收敛气动阻尼值

位置	引气量/(kg/s)		
	0.005	0.010	0.015
近叶片前缘	0.00153	0.0016	0.00162
近叶片后缘	0.00135	0.0012	0.00109

前、后缘不同引气量下稳定度见表 4。

表 4 前、后缘不同引气量下稳定度

位置	引气量/(kg/s)		
	0.005	0.010	0.015
近叶片前缘	1.11	1.15	1.17
近叶片后缘	0.97	0.86	0.78

以引气量为横轴,稳定度为纵轴绘制的前、后缘不同引气量下稳定度变化

如图 10 所示。其中,蓝线为近叶片前缘引气状态的稳定度随引气量的变化情况;红线为平行于横轴的水平线,表征未引气状态时的稳定度;绿线为近叶片后缘引气状态的稳定度变化情况。

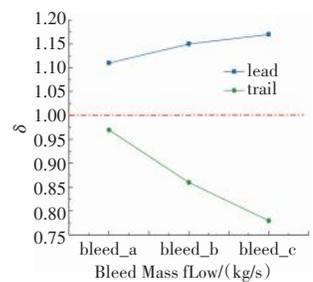


图 10 前、后缘不同引气量下稳定度变化

从图中可见,蓝线始终在红线之上,说明近叶片前缘引气能够提高转子叶片的稳定度。并且随着引气量的增大,稳定度也得到提高,但在大抽量后稳定度提高幅值减缓。但绿线始终在红线之下,说明近叶片后缘引气使得转子叶片稳定度降低,并且随着引气量的增大,稳定度进一步降低,且降低幅度愈来愈大。

### 2.3 颤振气动稳定度变化机理

进一步分析了引气状态下稳定度变化机理,测量了转子叶片压力面、吸力面上的马赫数和气动功分布。

在能量法中,假定叶片以某阶模态固有振型和频率在选定工况下的静气弹平衡位置附近作简谐振动,并且判定参数一般为叶片上的非定常气动力所作的功的总和,即气动功为

$$W_{ap} = \int (pn)V_g ds \quad (2)$$

式中: $W_{ap}$ 为气动功; $p$ 为叶片表面的静压; $V_g$ 为叶片表面一点速度矢量; $n$ 为叶片表面一点的单位外法向量; $s$ 为叶片表面面积。

如果气动功  $W_{ap} > 0$ ,则认为气动力所引发的能量转移到了叶片结构上,使叶片激振,变得不稳定;如果  $W_{ap} < 0$ ,意味着叶片结构受到阻尼作用,能量被消耗,叶片振幅逐渐减小,趋于稳定。

近叶片前缘不同引气量下转子叶片气动功、马赫数分布如图 11 所示,其中,左侧为叶片压力面,右侧为吸力面。在引气量为 0.010 kg/s 时,气动功数值存在较大变化,波峰值相对于未引气工况下降了近 100%,而波谷绝对值相对于未引气工况上升了近 100%。

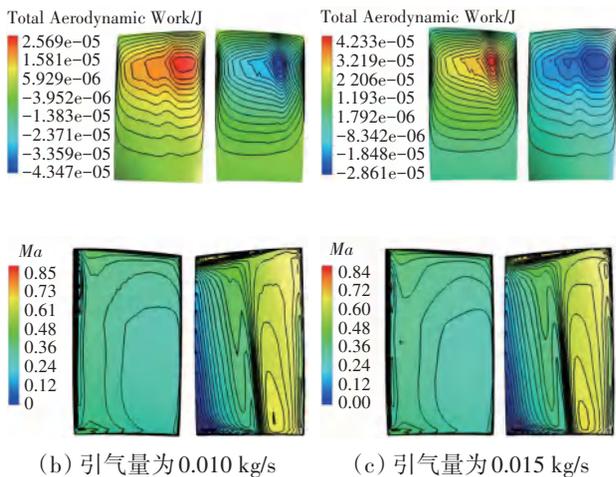


图 11 近叶片前缘不同引气量下转子叶片气动功、马赫数分布

近叶片后缘不同引气量下转子叶片气动功、马赫数分布如图 12 所示。从图中可见,转子叶片上的气动功和马赫数分布并没有明显发现引气位置和引气量对气动阻尼的影响。因此,选择转子流道轴向截面上的总压分布来探究引气位置、引气量对气动阻尼的影响。

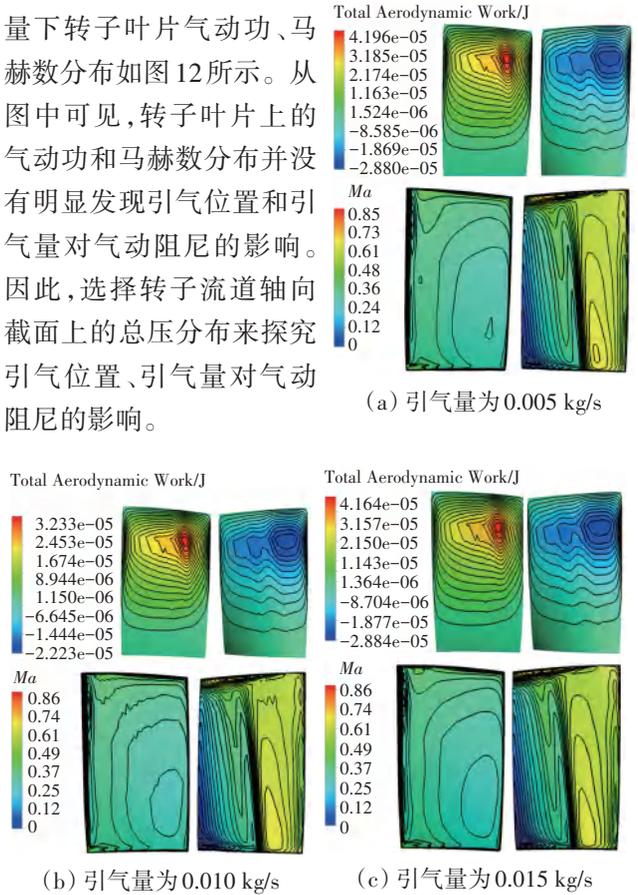


图 12 近叶片后缘不同引气量下转子叶片气动功、马赫数分布

#### (1) 近叶片前缘引气轴向截面总压。

近叶片前缘引气轴向截面总压分布如图 13 所示。未引气状态的总压(图 13(d))呈梯度变化,直至近叶片 90% 展长位置。在左侧的压力面区域,总压在叶尖间隙范围内即约叶片 95% 展长以上位置内梯度变化并不明显。而在右侧的吸力面区域,总压在约 2 倍叶尖间隙的区域内即叶片 90% 展长以上位置内,且在近叶片后缘的位置形成分离涡。分离涡位置压力低,有较强的能量损失。

对比分析图 13(a) ~ (c) 可见,在左侧叶尖间隙区域内,由于该处存在开缝引气,气流外溢,使得这里有较为明显的压力梯度,但并没有形成明显的分离涡,从而使得气流以更高的效率通过叶尖间隙。这解释了近前缘引气增压比特性曲线和效率特性曲线相较于未引气工况特性曲线上升的规律,同时也解释了近叶片前缘引气时曲线向横轴正方向迁移的原因。但是随着引气量增大,压力梯度开始显著变化,这使得叶尖间隙位置的能量损失增大,这也解释了随引气量

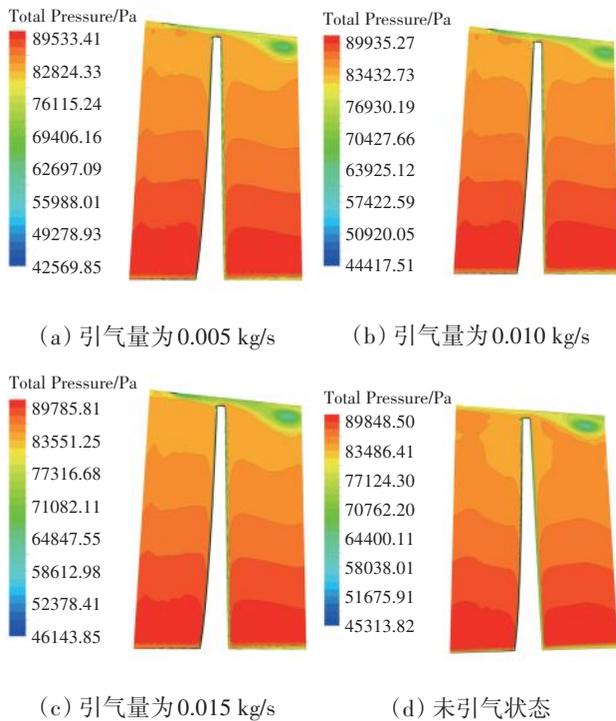


图 13 近叶片前缘引气轴向截面总压分布

增大,增压比特性曲线和效率特性曲线略微下降的规律。最后,从能量的角度也能解释进前缘引气使得叶片上的气动功降低,即转子叶片稳定度增大。

(2)近叶片后缘引气轴向截面总压。

近叶片后缘引气轴向截面总压分布如图 14 所示,反映了未引气状态的总压(图 14(d))呈梯度变化,直至近叶片 90% 展长位置。在左侧的压力面区域,总压在叶尖间隙范围内即约叶片 95% 展长以上位置内梯度变化并不明显。而在右侧的吸力面区域,总压在约 2 倍叶尖间隙的区域内即叶片 90% 展长以上位置内,且在近叶片后缘的位置形成分离涡。分离涡位置压力低,有较强的能量损失。

对比分析图 14(a) ~ (c) 可见,由于在近叶片后缘进行了开缝式引气,气流外溢,使得原有的分离涡减小,且随着引气量的增大,低压力梯度范围进一步缩小。由于低压力梯度范围的缩小,使得气流通过变得困难,这也能够直接解释近后缘引气增压比特性曲线相较于未引气工况特性曲线往横轴负方向平行迁移的规律。

3 结论

(1)在近叶片前缘位置引气,使得压气机增压比特性曲线和效率特性曲线向横轴正方向略微迁移,且

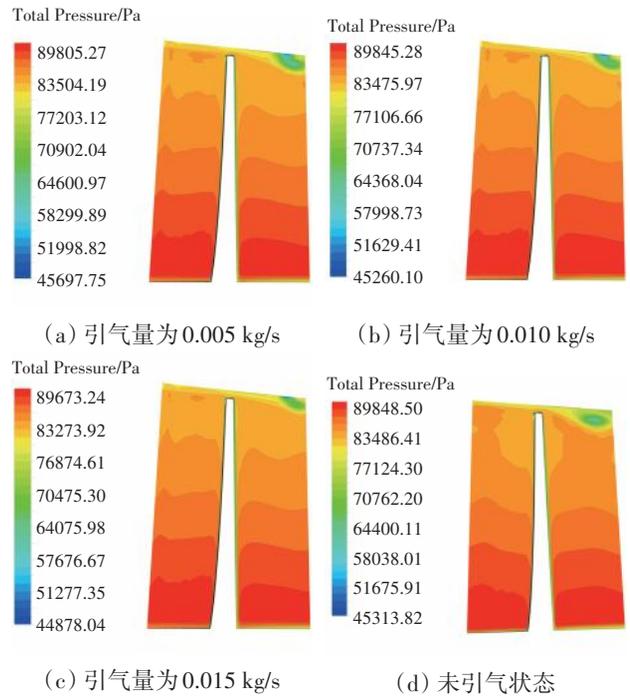


图 14 近叶片后缘引气轴向截面总压分布

随着近叶片引气量的增大,增压比和效率略微提高。

(2)在近叶片后缘位置引气,使得增压比特性曲线向横轴负方向出现明显的迁移,且随着引气量的增大,增压比和效率略微降低。

(3)在近叶片前缘位置引气,叶片稳定度平均提高约 13%,且随着引气量的增大,作用在叶片上的气动功降低,叶片稳定度提高约 5.88%。

(4)在近叶片后缘位置引气,叶片稳定度平均降低约 12.7%,且随着引气量的增大,作用在叶片上的气动功增大,叶片稳定度降低约 19.26%。

参考文献:

- [1] Yang W C, Wang Y R, Jiang X H, et al. Flutter analysis of a one-and-a-half-stage fan at low speed using nonlinear harmonic method[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(8): 1380-1394.
- [2] Leng Y J, Nicole L K. Effects of nonuniform blade spacing on compressor rotor flutter stability[J]. Journal of Propulsion And Power, 2022, 37(5): 682-692.
- [3] 戴思成. 航空发动机叶片颤振分析[J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(6): 66-69.  
DAI Sicheng. Flutter analysis of aeroengine blades[J]. Machine Building and Automation, 2020, 49(6): 66-69. (in Chinese)
- [4] Pan H. Validation studies of linear oscillating compressor cascade and use of influence coefficient method[J]. Journal of Turbomachinery Transactions of the ASME, 2020, 142(5): 5-15.
- [5] Casoni B. A review of computational methods and reduced order models

- for flutter prediction in turbomachinery[J]. *Aerospace*, 2021, 9(8): 242-263.
- [6] 冯志鹏, 余又红, 邹恺恺. 压气机转子叶片静气动弹性分析[J]. *舰船科学技术*, 2022, 44(3): 111-116.  
FENG Zhipeng, YU Youhong, ZOU Kaikai. Static aeroelastic analysis of compressor rotor blades[J]. *Ship Science and Technology*, 2022, 44(3): 111-116. (in Chinese)
- [7] 孙海, 李坚, 杨琳, 等. 压气机风扇叶片颤振预测和抑制的工程研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(04): 846-853.  
SUN Hai, LI Jian, YANG Lin, et al. Engineering research on prediction and suppression of blade flutter in compressor fan[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(4): 846-853. (in Chinese)
- [8] 周迪, 吕彬彬, 陆志良, 等. 能量法和时域法在叶片颤振计算中的比较研究[J]. *航空计算技术*, 2019, 49(5): 43-48.  
ZHOU Di, LV Binbin, LU Zhiliang, et al. Comparative study on energy method and time-domain method for blade flutter predictions[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2019, 49(5): 43-48. (in Chinese)
- [9] Yu M D, Du J, Shao X J, et al. Analysis on aerodynamic stability of blades by an efficient fluid-structure coupling method[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 28(3): 33-53.
- [10] Huang X Q, He L, David L B. Effects of tip clearance on aerodynamic damping in a linear turbine cascade[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(1): 26-33.
- [11] 韩乐, 王延荣. 转子叶片气弹稳定性与强迫响应分析[J]. *航空发动机*, 2021, 47(4): 82-90.  
HAN Le, WANG Yanrong. Analysis of Aeroelastic Stability and Forced Response of Rotor Blades[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(4): 82-90. (in Chinese)
- [12] Aotsuka M. Numerical analysis of fan transonic stall flutter[R]. ASME 2014-GT-26703.
- [13] Hall K C, Silkowski P D. The influence of neighboring blade rows on the unsteady aerodynamic response of cascades[J]. *Turbomach*, 1997, 119(1): 85-93.
- [14] 董旭, 张燕峰, 张英杰, 等. 宽弦高速跨音风扇颤振特性研究[J]. *工程热物理学报*, 2021, 42(1): 56-63.  
DONG Xu, ZHANG Yanfeng, ZHANG Yingjie, et al. Investigation of flutter characteristics of a wide-chord high-speed transonic fan[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2021, 42(1): 56-63. (in Chinese)
- [15] 张翔, 陈玉春, 黄秀全. 高低空环境下压气机叶片颤振特性研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(4): 572-578.  
ZHANG Xiang, CHEN Yuchuan, HUANG Xiuquan. Research on flutter characteristics of compressor blades in high and low altitude[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 572-578. (in Chinese)

(编辑: 兰海青, 孙明霞)

# 离心喷嘴喷雾特性对燃烧室火焰结构影响的测量分析

陈坚<sup>1,2</sup>, 董清清<sup>1,2</sup>, 薛九天<sup>1,2</sup>

(1. 贵州理工学院 航空航天工程学院, 2. 贵州省高等学校航空发动机热管理与智能制造重点实验室; 贵阳 550003)

**摘要:** 航空发动机燃烧室多使用液态燃料, 而液态燃料的燃烧过程通常伴随着雾化、蒸发及掺混的过程。在这个过程中, 燃油的雾化质量将直接影响蒸发及掺混的效果, 从而对燃烧室燃烧、点火及排放性能产生直接的影响。为了研究离心喷嘴喷雾特性对火焰结构的影响, 采用激光粒度分析仪等雾化测量系统, 针对离心喷嘴的流量、喷雾锥角, 以及喷口下游不同轴向位置的液滴索太尔平均直径、液滴尺寸分布指数等进行测量, 并将其与火焰结构特征相结合进行分析。结果表明: 随着供油压力的提高, 喷雾锥角逐渐增大, 当供油压力达到 0.3 MPa 后, 锥角基本保持为定值; 喷嘴的流量逐渐增大, 并与油压呈二次曲线增大关系; 索太尔平均直径和液滴尺寸分布指数先迅速减小, 之后其减小的程度减缓。在相同供油压力下, 随着测点距离的增加, 索太尔平均直径呈减小趋势, 但液滴尺寸分布指数出现先减小(测点位置为 20、30 mm)后增大(测点位置为 40 mm)的趋势。火焰的初始扩张角度与喷雾锥角的变化趋势基本相同, 同时燃油与气流之间的剪切力随着供油压力的提高而增大, 增强了燃油的二次雾化, 使得火焰的高亮度区域向燃烧室两侧转移, 并基本稳定在剪切层, 且其范围逐渐扩大并后移。

**关键词:** 离心喷嘴; 喷雾锥角; 索太尔平均直径; 火焰结构; 液态燃料; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.013

## Effect of Pressure-Swirl Atomizer Atomizing Characteristics on Flame Structure in Combustor

CHEN Jian<sup>1,2</sup>, DONG Qing-qing<sup>1,2</sup>, XUE Jiu-tian<sup>1,2</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Guizhou Institute of Technology,

2. Key Laboratory of Aero-engine Thermal Management and Intelligent Manufacturing in Higher Education Institutions of Guizhou Province; Guiyang 550003, China)

**Abstract:** Liquid fuel is typically used in combustor of aeroengine, and the combustion process of liquid fuel is usually accompanied by atomization, evaporation, and mixing. In this process, the fuel atomization quality will directly affect the effectiveness of evaporation and mixing, thereby having a direct impact on the performances of combustion, ignition, and emission. In order to study the influence of spray characteristics of pressure-swirl atomizer on the flame structure, the atomization measurement systems, including laser particle size analyzer, were used to measure the flow rate, spray angle, the Sauter mean diameter (DSM) and the droplet size distribution index (N value) at different locations downstream of nozzle. These measurements were then analyzed in conjunction with the flame structure characteristics. The results show that with the increase of fuel supply pressure, the spray angle gradually increases, and when it reaches 0.3 MPa, the angle basically remains a constant value; the flow rate increases and exhibits a quadratic relationship with the fuel pressure; the DSM and N values initially decrease rapidly, after which the rate of reduction slows down. Under the same fuel supply pressure, DSM decreases with the increase of measuring point distance, but N value decreases first ( $h=20$  mm,  $h=30$  mm) and then increases ( $h=40$  mm). The initial expansion angle of the flame follows a trend similar to that of the spray angle, while the shear force between the fuel and the airflow increases with the increase of fuel supply pressure, which enhances the secondary atomization of the fuel. This causes the high-brightness area of the flame to shift toward both sides of the combustor, stabilizing in the shear layer, with its range gradually expanding and moving backward.

**Key words:** pressure-swirl atomizer; spray angle; Sauter mean diameter; flame structure; liquid fuel; aeroengine

## 0 引言

燃烧室作为航空燃气涡轮发动机的 3 大核心部

件之一, 其燃烧性能的优劣将直接决定发动机的整机性能<sup>[1-3]</sup>。燃油喷嘴是燃烧室中极为关键的部件之一, 其主要功能是将燃油喷入燃烧室内, 并在极短的时间

收稿日期: 2024-01-02 基金项目: 国家自然科学基金(52166006)、贵州省科学技术基金(黔科合基础-ZK[2021]一般 279)资助

作者简介: 陈坚(1984), 男, 博士, 副教授。

引用格式: 陈坚, 董清清, 薛九天. 离心喷嘴喷雾特性对燃烧室火焰结构影响的测量分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 103-108. CHEN Jian, DONG Qingqing, XUE Jiutian. Effect of pressure-swirl atomizer atomizing characteristics on flame structure in combustor[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 103-108.

内完成燃油的破碎、蒸发及与空气混合,形成可靠点火和稳定燃烧所必须的油气分布<sup>[4-6]</sup>。大直径液滴过多,容易造成点火成功率降低以及排气冒烟增加;小直径油滴过多,容易造成燃烧室稳定工作范围缩小;液滴分布不均匀,容易导致燃烧室出口温度分布不均匀;喷雾锥角过大,容易造成燃烧室壁面烧蚀<sup>[7]</sup>。此外,燃烧室内流场及其复杂且敏感,燃料喷注会对流场结构造成影响,从而影响火焰结构<sup>[8]</sup>。因此,燃油喷嘴的喷雾特性将直接影响燃烧室燃烧、点熄火及排放性能,这些雾化参数需要综合考虑。

离心喷嘴是航空发动机常用的喷嘴类型,由于其具有雾化质量好、结构紧凑、稳定燃烧工作范围宽等特点,已经广泛应用于现代高温升燃烧室中,且其雾化质量广受研究人员关注<sup>[9-10]</sup>。陈俊等<sup>[11]</sup>采用相位多普勒粒子分析仪测量并分析了离心喷嘴雾化特性;王家俊等<sup>[12]</sup>采用马尔文激光粒度分析仪研究了不同燃油温度下离心喷嘴的雾化性能;于小兵等<sup>[13]</sup>研究了使用RP-3和RP-5航空煤油的离心喷嘴雾化特性差异;金义等<sup>[14]</sup>在对超声波/离心组合喷嘴的雾化特性研究中,获得喷嘴流量、喷雾锥角及液滴直径随供气状态的变化规律;张红霞等<sup>[15]</sup>对小流量离心喷嘴的雾化特性进行了试验研究,获得燃油流量和索太尔平均直径( $D_{SM}$ )随压力的变化规律;李振祥等<sup>[16]</sup>对采用小尺度旋流杯方案的离心喷嘴雾化性能进行了试验研究,获得小尺度旋流杯的流场及喷嘴雾化性能与结构尺寸之间的影响规律;陈坚等<sup>[17-18]</sup>将离心喷嘴的喷雾特性与燃烧室点火性能相结合,获得了喷嘴雾化质量对点火性能的影响;Chong等<sup>[19-20]</sup>采用PDA、PIV和火焰自发辐射成像技术研究了不同燃料对喷雾粒径、流场及反应区位置的影响,发现不同燃料的火焰反应区位置明显不同。

从以上研究可知,燃油的雾化质量将直接影响其蒸发及掺混的效果,从而对燃烧室燃烧、点熄火及排放性能产生直接的影响。但离心喷嘴喷雾特性对火焰结构的影响鲜有报道。本文在常温常压下,对离心喷嘴的流量特性、喷雾锥角、液滴直径以及粒径分布( $N$ 值)等雾化特性进行试验,并采用自发辐射技术对火焰中的OH\*进行了测量,分析离心喷嘴的喷雾特性对火焰结构的影响,为后续的燃烧性能研究奠定基础。

## 1 试验系统及方法

喷雾试验系统主要包括供油系统、控制系统、高速相机和马尔文激光粒度分析仪等,如图1所示。供油流量通过流量计和压力表共同监测,供油流量的改变则通过调节管路中的阀门实现。喷嘴的喷雾锥角通过高速相机拍摄获得。为了保证喷雾锥角的拍摄质量,采用黑色背景,利用卤素灯光源与高像素相机,将相机的焦距调至喷口中心平面进行拍摄。燃油粒径尺寸及分布通过马尔文激光粒度分析仪进行测量,测量工具包括激光发射器、激光接收器和数据分析程序。测量是通过颗粒的衍射或散射光的空间分布(散射谱)来分析颗粒大小。激光粒度分析仪的测量结果以数理统计的形式显示。喷嘴喷射的燃油通过集油槽收集,同时为了防止燃油接触集油槽底部反弹影响粒径测量结果,在集油槽底端铺设一层海绵进行缓冲及吸收。

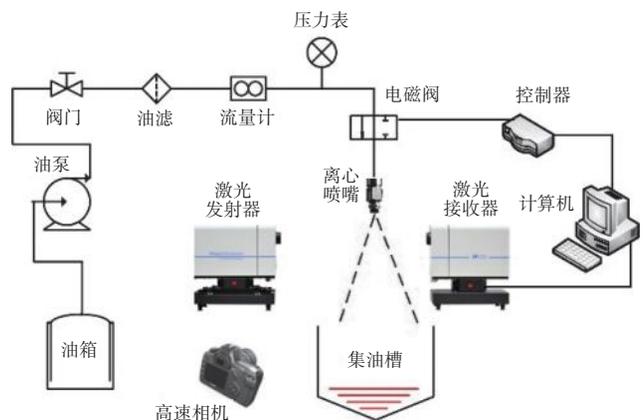


图1 喷雾试验系统

喷嘴的雾化特性测量主要通过改变测点与喷口下游中心的轴向高度,研究喷口下游液滴颗粒的空间分布特性及供油压力对喷嘴雾化质量的影响,如图2所示。主要研究参数如下:供油压力 $P_f=0.1\sim 1.1$  MPa,测点位置与喷口的轴向高度 $h=20$  mm、 $h=30$  mm、 $h=40$  mm。参考实际喷嘴在燃烧室中的安装位置,其中 $h=20$  mm位置为喷口到旋流器出口距离; $h=30$  mm位置为喷口到火花塞的距离。

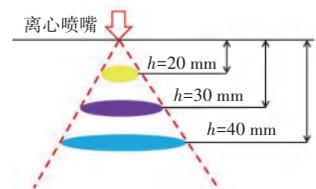


图2 激光粒度分析仪测量位置

火焰结构测量试验采用自发辐射成像技术,对燃烧过程中生成的OH\*进行直接成像,试验系统如图3所示。测量系统主要包括:矩形燃烧室模型、供气系

统、供油系统、点火系统、ICCD 相机、控制系统等。燃烧室气流由一台罗茨风机供给,气流通过主气路后分为 5 条支路分别由头部、上下主燃孔和掺混孔进入燃烧室,每条支路上均安装涡街流量计和阀门,各区域进口前安装总压管对进口总压进行测量。分别调节支路上的阀门,待各进气区域的进口总压满足试验工况要求后,记录气流流量后方可进试验。

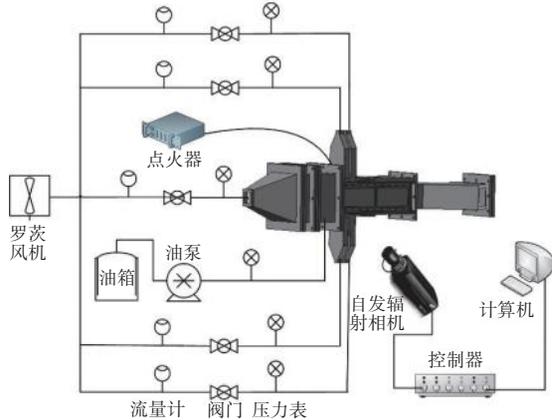
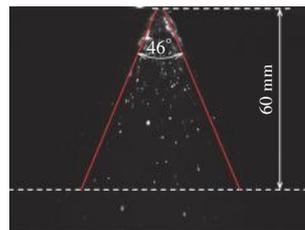


图 3 火焰结构测量系统

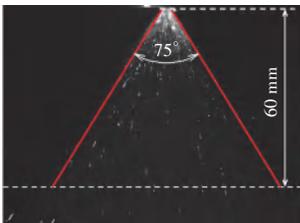
自发射相机聚焦于子午面(轴向中心截面),增益设置为 40,拍摄频率 50 Hz。在此设置条件下,每个工况的拍摄图像数量为 84 张,图像的放大倍数为 0.066 mm。为了拍摄 OH\* 的自发射图像,需要在相机镜头前安装滤波片来滤掉特定粒子辐射波长之外的光信号。本文采用的滤波片中心波长为 307 nm,带宽 10 nm。试验在压损为 4%(以头部压损为基准)状态下进行。

## 2 试验结果及分析

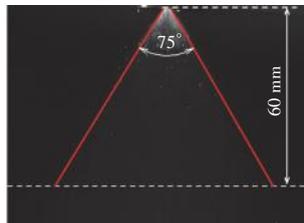
离心喷嘴喷雾锥角的测量结果如图 4 所示。从图中可见,在离心力作用下,液滴存在切向速度,液雾群首相呈现锥体状向喷嘴下游发展。在发展过程中,液滴的切向速度逐渐



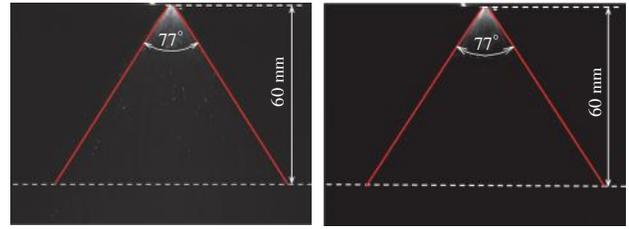
(a)  $P_f=0.1$  MPa



(b)  $P_f=0.3$  MPa



(c)  $P_f=0.5$  MPa



(d)  $P_f=0.7$  MPa

(e)  $P_f=1.0$  MPa

图 4 喷雾锥角测量结果

降低,液滴在重力的作用下会促使雾锥发生一定程度的收缩,雾锥收缩处距离喷口的距离与喷嘴的供油压力有关。对于小流量喷嘴,可以选取距离喷口轴向向中心距离  $h=40\sim 80$  mm 截面测量喷雾锥角<sup>[6]</sup>。本文综合考虑  $P_f=0.1\sim 1.0$  MPa 的雾锥发展情况,选取  $h=60$  mm 截面测量雾锥大小。当供油压力  $P_f=0.1$  MPa 时,喷雾锥角为  $46^\circ$ ;当  $P_f=0.3$  MPa 时,喷雾锥角增大至  $75^\circ$ ,并且基本不随供油压力的提高而改变。这也验证了当离心喷嘴的供油压力达到某一值时,喷雾锥角完全打开,并且锥角不再随着供油压力的提高而继续变化,此时喷雾锥角只与有效截面系数和几何特征参数有关<sup>[8]</sup>。但是,随着供油压力的提高,喷嘴的雾化质量提高。

喷嘴的流量采用称重的方法测量,即一定时间内收集到燃油的质量。为了减小试验误差,每个工况进行 3~5 次试验后取平均值,结果如图 5 所示。从图中可以看出,随着供油压力的提高,喷嘴的流量逐渐增大,并与  $\Delta P_f^{0.5}$  成正比例关系,即  $m_f = C \cdot \Delta P_f^{0.5}$ 。式中  $C$  为喷嘴流量数,经统计本文使用喷嘴的流量数为 0.8。

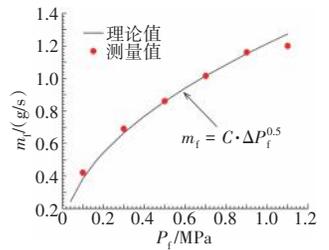


图 5 流量测量结果

由于液态燃料在燃烧过程中是以离散的液滴形式存在,并同时包含蒸发和混合过程,而蒸发所需要的热量是通过液滴的表面传入。因此,其蒸发速率与液滴群的总表面积有关。同时,液滴群的总体积可以表征燃料的质量,从而反应燃料的发热量。索太尔平均直径( $D_{SM}$ )因为同时考虑了液滴群总表面积和总体积的等效性,所以是最能反映真实液滴群燃烧属性的雾化参数,其计算公式为

$$D_{SM} = \frac{\sum_{i=1}^n (n_i d_i^3)}{\sum_{i=1}^n (n_i d_i^2)} \quad (1)$$

按照上述 $D_{SM}$ 的定义,还可以推导出以下公式

$$A = \frac{6V}{D_{SM}} \quad (2)$$

式中: $V$ 为液滴群总体积; $A$ 为液滴群总表面积。

从式(2)可知,液滴群总表面积随着 $D_{SM}$ 的减小而增大,即蒸发率提高。

另外,液滴群中不同大小的液滴尺寸分布也对燃烧性能有着重要的影响,是喷嘴雾化质量的另一个重要特征参数。液滴尺寸分布通常使用数学函数对雾化试验的结果进行拟合,目前最为常见和实用的主要是R-R分布和上限对数正态分布。由于R-R分布的形式简单及使用方便,在工程上应用更为广泛。R-R分布最早是由Rosin-Rammler从整理煤粉颗粒数据中得到的,其分布函数的表达式为

$$R = 1 - \exp\left[-\left(\frac{d}{\bar{d}}\right)^N\right] \quad (3)$$

式中: $R$ 为粒径小于 $d$ 的液滴体积占总体积的分数; $\bar{d}$ 为液滴尺寸分布中 $R=0.632$ 时的液滴尺寸; $N$ 为液滴尺寸分布指数( $N$ 值越大表征液滴尺寸分布越均匀)。

对式(3)两边同时取对数,则可得到 $N$ 值

$$N = \frac{\ln\left[\ln\left(\frac{1}{1-R}\right)\right]}{\ln\left(\frac{d}{\bar{d}}\right)} \quad (4)$$

不同测量位置及供油压力对 $D_{SM}$ 的影响规律曲线如图6所示。从图中可见,随着供油压力的提高, $D_{SM}$ 首先迅速减小。当供油压力 $P_i \geq 0.3$  MPa, $D_{SM}$ 随着供油压力的提高呈减小趋势,但数值减小变缓。同时随着测量距离的增加, $D_{SM}$ 呈减小趋势,尤其当 $P_i \geq 0.3$  MPa时, $D_{SM}$ 减小显著。这是由于燃油从喷嘴射出后,首先形成离散的大尺度微团,大尺度微团在运动中进一步破碎形成更细小的液滴。当供油压力较低时,燃油从喷口喷射的相对速度较低,气动力较弱,在较短的距离内大液滴无法完全破碎。随着液滴继续向下游运动,由于液滴加速度的存在,气动力逐渐提高,大液滴将进一步破碎成为粒径更小的液滴。当供油压力较高时,燃油的初始相对速度较高,气动力较大,大液滴在较短的距离内能够较好的破碎。喷雾锥角拍摄图片也可以很好的说明这

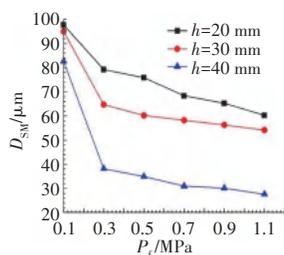


图6  $D_{SM}$ 随测量位置及供油压力的变化趋势

一现象(图4)。

不同测量位置及供油压力对 $N$ 值的影响规律曲线,如图7所示。从图中可见,在 $h=20、30$  mm测量距离处, $N$ 值随着供油压力的提高首先迅速减小,随后虽然保持减小趋势,但减小幅度变缓;在 $h=40$  mm测量距离处, $N$ 值同样

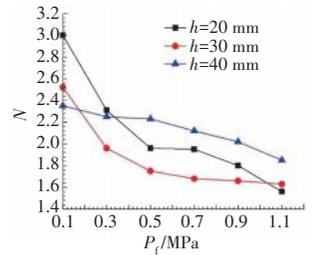


图7  $N$ 值随测量位置及供油压力的变化趋势

随着供油压力的提高呈减小趋势,但相比于 $h=20、30$  mm测量位置,其减小幅度缓慢。同时,当供油压力 $P_i=0.1$  MPa时, $N$ 值随着测点距离的增大而逐渐减小;当 $0.5$  MPa $\leq P_i < 1.1$  MPa时,在相同的供油压力下, $N$ 值随着测量距离的增加先减小后增大;当 $P_i=1.1$  MPa时, $N$ 值随着测量距离的增加而增大。这是由于燃油从喷嘴喷出后是以离散的液滴群存在,而在初始阶段液滴群中大尺寸颗粒较多,大尺寸颗粒将在运动中进一步破碎形成更细小的液滴,且不同尺寸的液滴颗粒破碎的距离不同。随着供油压力的提高,虽然初始阶段液滴群中小尺寸液滴数量逐渐增多,但相对较大尺寸的液滴依然大量存在。因此,虽然 $D_{SM}$ 随着供油压力的提高呈减小趋势,但液滴分布的不均性反而增大,即 $N$ 值随着供油压力的提高而减小。另外,当供油压力较低时( $P_i=0.1$  MPa),由于在初始阶段形成的大尺寸液滴数量较多,液滴破碎的距离增加,在较短的距离内大尺寸液滴依然占据相当大比重,因此随着 $N$ 值随着测量距离的增加逐渐减小。当提高供油压力时( $0.5$  MPa $\leq P_i < 1.1$  MPa),由于初始阶段液滴群中小尺寸液滴数量逐渐增多,液滴颗粒破碎的距离缩短,但依然存在部分液滴在短距离内无法完全破碎,因此 $N$ 值随着测量距离的增加先减小后增大。随着供油压力的继续提高( $P_i=1.1$  MPa),初始阶段液滴群中小尺寸液滴数量进一步增多且液滴尺寸相对减小,因此液滴颗粒破碎的距离进一步缩短, $N$ 值随着测量距离的增加而增大。

另外,为了探索喷嘴的喷雾特征与火焰结构的关联,采用自发辐射测量技术,测量了不同喷嘴供油压力下火焰的OH\*分布,如图8所示。从图中可见,火焰的初始扩张角度与喷雾锥角的变化趋势相同,但由于头部旋流的作用,火焰的初始扩张角度角相同工况下喷雾锥角略有增大。当供油压力为0.1 MPa时,火

焰初始扩张角为 $65^\circ$ ,火焰的高亮度区域出现在燃烧室下部,且高亮度区域较长。这是由于在低油压下,离心喷嘴雾化质量较差,同时燃油液滴在重力的作用下,会在靠近燃烧

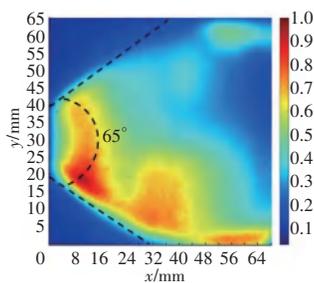
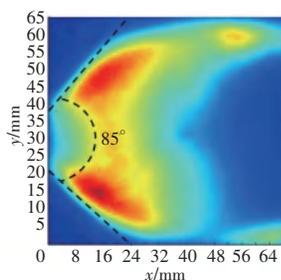
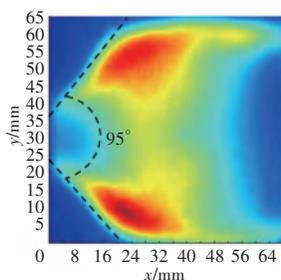
(a)  $P_i=0.1$  MPa(b)  $P_i=0.3$  MPa(c)  $P_i=0.7$  MPa

图8 喷雾特性与火焰结构耦合特征

室下部燃烧。当供油压力为 $0.3$  MPa时,火焰初始扩张角为 $85^\circ$ ,火焰的高亮度区域向燃烧室两侧转移,且其轴向的位置开始后移。当供油压力为 $0.7$  MPa时,火焰的初始扩张角为 $95^\circ$ ,燃烧室两侧的高亮度反应区扩大,且其轴向的位置进一步后移,同时反应区域扩大。这说明随着喷嘴供油压力的提高,一方面离心喷嘴的雾化质量增强,提高了燃油液滴的蒸发和掺混速率,有利于强化燃烧;另一方面,由于液滴的初始速度增大,提高了液滴的穿透能力,同时与气流之间的剪切力也得到增强,进一步提升了其二次雾化效果,也有利于强化燃烧。

### 3 结论

(1)喷雾锥角随着供油压力的提高先迅速增大,但到达一定压力值后,锥角基本保持为定值,此时喷雾锥角只与有效截面系数和几何特征参数有关。

(2)喷嘴的流量随着供油压力的提高逐渐增大,并基本保持与供油压差的 $0.5$ 次方成正比例关系。

(3) $D_{SM}$ 随着供油压力的提高先迅速减小,之后其减小的程度减缓。同时随着测点距离的增加, $D_{SM}$ 也呈现减小趋势,尤其当供油压力高于 $0.3$  MPa后, $D_{SM}$ 减小显著。

(4) $N$ 值随着供油压力的提高首先迅速减小,随后虽然保持减小趋势,但减小幅度变缓。在相同的供油压力下,当测点位置为 $h=20、30$  mm处, $N$ 值随测点

距离的增大而减小;当测点距离增大至 $h=40$  mm时, $N$ 值随之增大。

(5)火焰的初始扩张角度与喷雾锥角的变化趋势相同。随着供油压力的提高,燃油与气流之间剪切力增大,火焰的高亮度区域向燃烧室两侧转移(稳定在剪切层),且其轴向的位置逐渐后移。

(6)燃油与气流之间剪切力的增大,有助于燃油的二次雾化,从而使得反应区扩大(火焰高亮度区域增大),有利于强化燃烧。

#### 参考文献:

- [1] Sanborn J W, Lenertz J E, Johnson J D. Advance turbofan engine combustion system design and test verification[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 5(4): 502-509.
- [2] Xing F, Kumar A, Huang Y, et al. Flameless combustion with liquid fuel: a review focusing on fundamentals and gas turbine application[J]. Applied Energy, 2017(193): 28-51.
- [3] Liu Y Z, Sun X X, Sethi V, et al. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017(94): 12-45.
- [4] Abianeh O S, Chen C P, Mahalingam S. Numerical modeling of multi-component fuel spray evaporation process[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 69: 44-53.
- [5] Giorgi M G D, Sciolti A, Campilongo S, et al. Image processing for the characterization of stability in a non-premixed liquid fuel burner near lean blowout[J]. Aerospace Science and Technology, 2016(49):41-51.
- [6] Neophytou A, Mastorakos E, Cant R S. DNS of spark ignition and deflagration propagation in turbulent droplet-laden mixing layer[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(6): 1071-1086.
- [7] 张铮. 燃烧室燃油喷雾场特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
ZHANG Zheng. Experiment study on fuel spray characteristic in model combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [8] Mohammad B, Jeng S M, Andac M G. Influence of the primary jets and fuel injection on the aerodynamics of prototype annular gas turbine combustor sector[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(1): 011505.1-011505.8.
- [9] 莫姐, 窦义涛, 赵振, 等. 三旋流燃烧室喷嘴雾化性能试验研究[J]. 航空发动机, 2020, 46(4):82-86.  
MO Da, DOU Yitao, ZHAO Zhen, et al. Experimental study on atomization performance of triple swirler combustor atomizer[J]. Aeroengine, 2020, 46(4): 82-86. (in Chinese)
- [10] 何悟, 郭志辉, 傅江坤, 等. 主燃级喷嘴和燃油分级后雾化特性实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(1):156-162.  
HE Wu, GUO Zhihui, FU Jiangkun, et al. Experimental investigation on spray characteristic of main injector and fuel grade ratio[J]. Journal

- of Propulsion Technology, 2021, 42(1): 156-162. (in Chinese)
- [11] 陈俊, 吉洪湖, 张宝成. 双油路离心喷嘴雾化特性的实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 774-779.  
CHEN Jun, JI Honghu, ZHANG Baocheng. Experimental investigation of spray characteristics of a double line pressure-swirl atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 774-779. (in Chinese)
- [12] 王家俊, 桂韬, 邱伟, 等. 燃油温度对离心喷嘴雾化特性影响的试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8): 1643-1654.  
WANG Jiajun, GUI Tao, QIU Wei, et al. Experiment on the influence of fuel temperature on the atomization characteristics of centrifugal nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1643-1654. (in Chinese)
- [13] 于小兵, 陈思, 何小民等. RP-5 和 RP-3 燃油对离心喷嘴雾化特性影响分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1058-1066.  
YU Xiaobing, CHEN Si, HE Xiaomin, et al. Effects analysis of RP-3 and RP-5 fuels on atomization characteristics of pressure-swirl atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1058-1066. (in Chinese)
- [14] 金义, 何小民, 吴泽俊, 等. 超声波/离心组合喷嘴性能研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 335-342.  
JIN Yi, HE Xiaomin, WU Zejun, et al. Investigation on the performance of an ultrasonic/pressure-swirl hybrid injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2): 335-342. (in Chinese)
- [15] 张红霞, 王成军, 孙婷. 小流量压力雾化喷嘴性能试验研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2013, 30(2): 18-21.  
ZHANG Hongxia, WANG Chengjun, SUN Ting. Experimental study of performance of a small flow pressure-swirl atomizer[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2013, 30(2): 18-21. (in Chinese)
- [16] 李振祥, 郭志辉, 胡好生. 两种小尺度旋流杯方案的喷雾特性研究[J]. 推进技术, 2014, 35(7): 950-955.  
LI Zhenxiang, GUO Zhihui, HU Haosheng. A study on spray characteristics of two small scale swirl cup schemes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(7): 950-955. (in Chinese)
- [17] 陈坚, 李建中, 袁丽等. 雾化特性对喷雾燃烧点火过程的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(6): 1318-1326.  
CHEN Jian, LI Jianzhong, YUAN Li, et al. Effects of spray characteristics on ignition process in spray combustion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6): 1318-1326. (in Chinese)
- [18] Jian C, Jianzhong L, Li Y. Effects of inlet pressure on ignition of spray combustion [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018 (1): 1-13.
- [19] Chong C T, Hochgreb S. Spray flame structure of rapeseed biodiesel and jet-a1 fuel[J]. Fuel, 2014(115): 551-558.
- [20] Chong C T, Hochgreb S. Spray flame study using a model gas turbine swirl burner[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013 (316-317): 17-22.

(编辑: 孙明霞)

# 液氮冷却的新型加力燃烧室对发动机红外辐射特性影响的数值仿真

孙旭<sup>1,2</sup>, 肖永鑫<sup>1</sup>, 程荣辉<sup>1</sup>, 尚守堂<sup>1</sup>, 邓洪伟<sup>1,2</sup>, 杨胜男<sup>1</sup>

(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:** 为掌握采用液氮冷却的新型加力燃烧室的发动机后向红外辐射特性, 采用了 4 种液氮喷射方案, 数值仿真分析了喷嘴数量、喷射方向等参数对冷却效果和发动机红外辐射特征的影响。结果表明: 加力燃烧室是发动机后向重要的红外辐射源, 加力燃烧室采用液氮冷却后, 可有效降低加力支板和锥体温度, 发动机后向  $0^{\circ} \sim 25^{\circ}$  红外辐射强度得到有效抑制。当采用单个支板液氮喷射流量为 62.5 g/s、喷嘴数量为 5、喷射方向为向壁面喷射时, 加力部件冷却效果最好, 平均温度可降低 12.69%, 发动机后向  $0^{\circ} \sim 25^{\circ}$  红外辐射强度均值可降低 23.2%, 红外辐射强度最大值可降低 25.7%。

**关键词:** 液氮冷却; 加力燃烧室; 红外辐射; 数值仿真; 航空发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.014

## Numerical Investigation of the Influence of a New Type of Liquid Nitrogen Cooled Afterburner on Engine Infrared Radiation Characteristics

SUN Xu<sup>1,2</sup>, XIAO Yong-xin<sup>1</sup>, CHENG Rong-hui<sup>1</sup>, SHANG Shou-tang<sup>1</sup>, DENG Hong-wei<sup>1,2</sup>, YANG Sheng-nan<sup>1</sup>

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

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** In order to obtain the backward infrared radiation characteristics of the engine with a new type of liquid nitrogen cooled afterburner, the influences of parameters such as injector quantity and injection direction of 4 liquid nitrogen injection schemes on cooling effectiveness and aeroengine infrared radiation characteristics were numerically investigated. The results indicate that the afterburner is an important source of the aeroengine's backward infrared radiation. After adopting liquid nitrogen cooling, the temperature of the struts and center cone of the afterburner can be effectively reduced, and the  $0^{\circ}$  to  $25^{\circ}$  engine backward infrared radiation intensity of the engine can be effectively suppressed. When the liquid nitrogen injection flow rate from a single strut is 62.5 g/s, the scheme, with 5 injectors and injection direction toward the wall, has the best cooling effect for afterburner components, with an average temperature reduction of 12.69%. The  $0^{\circ}$  to  $25^{\circ}$  average engine backward infrared radiation intensity can be reduced by 23.2%, and the maximum infrared radiation intensity can be reduced by 25.7%.

**Key words:** liquid nitrogen cooling; afterburner; infrared radiation; numerical simulation; aeroengine

## 0 引言

随着现代红外制导导弹的不断发展, 飞行器在战场的生存能力面临着巨大挑战, 降低发动机后向  $3 \sim 5 \mu\text{m}$  波段红外辐射强度对提高飞行器隐身性能有着重要作用<sup>[1-2]</sup>。采用涡轮后机匣与加力新型支板结构可有效降低发动机后向红外辐射强度<sup>[3-4]</sup>。新型支板

的弯扭型面能有效遮挡涡轮, 通过外涵气对新型支板和锥体进行气膜冷却, 大幅降低加力部件温度, 从而降低发动机后向红外辐射强度。新型加力燃烧室结构已应用于 F119 发动机, 并取得了较好的隐身效果<sup>[5]</sup>。

目前, 国内外学者对新型加力燃烧室的研究主要集中在气动性能和加力燃烧性能。季鹤鸣等<sup>[6]</sup>提出了

收稿日期: 2023-11-22 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 孙旭(1991), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 孙旭, 肖永鑫, 程荣辉, 等. 液氮冷却的新型加力燃烧室对发动机红外辐射特性影响的数值仿真[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 109-114.  
SUN Xu, XIAO Yongxin, CHENG Ronghui, et al. Numerical investigation of the influence of a new type of liquid nitrogen cooled afterburner on engine infrared radiation characteristics[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 109-114.

新型加力燃烧室的方案并论证了其可行性; Houshang<sup>[7]</sup>采用数值仿真的方法对新型加力燃烧室的气动性能进行了仿真分析; Shahnam 等<sup>[8]</sup>采用试验的方法,验证了新型加力燃烧室设计方案气动性能; 吴迪<sup>[9]</sup>、贾翔中等<sup>[10]</sup>、刘友宏等<sup>[11]</sup>、尹成茗等<sup>[12]</sup>对新型加力燃烧室开展了 3 维冷热态流场、加力燃烧特性等方面数值仿真研究。

同时,国内外学者对高温部件冷却也开展了大量研究。Drost 等<sup>[13]</sup>、Goldstein 等<sup>[14]</sup>、Bidan<sup>[15]</sup>、Pedersen 等<sup>[16]</sup>针对吹风比、孔倾角、密流比、来流边界层等对气膜冷却壁面的换热系数比、热流密度等的影响进行了试验研究; 王旭等<sup>[17]</sup>、卢浩浩等<sup>[18]</sup>分别通过数值仿真和试验测试对加力燃烧室中心锥冷却的发动机红外特征抑制效果进行研究。

目前对发动机加力部件冷却研究主要集中于引外涵气对支板、锥体进行的气膜冷却。当外涵气经过外涵流道到达加力部件时,其压力损失较大,且发动机内涵热量通过机匣等部件传到外涵,使得外涵冷却气品质下降。仅采用外涵气对加力部件进行冷却难以满足发动机的高隐身需求。因此,本文开展了液氮冷却的新型加力燃烧室冷却效果数值仿真。

## 1 仿真模型

带冷却加力燃烧室的发动机后腔体红外辐射特性仿真模型如图 1 所示。从图中可见,该模型主要由低压涡轮叶片、支板、合流环、锥体、加力筒体、二元喷管等部件组成,其中低压涡轮叶片简化为平面。涡轮和后机匣进行优化设计,加力支板采用弯扭型面设计,实现发动机正后向对涡轮叶片的 100% 遮挡。

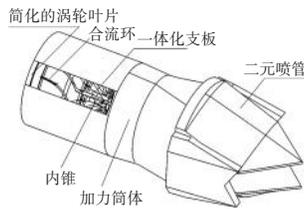


图 1 发动机后腔体红外辐射特性仿真模型

为研究液冷新型加力燃烧室对发动机红外辐射特性影响,构建了带有冷却介质喷射装置的加力部件模型,加力支板和锥体均布  $\varphi=1\text{ mm}$  气膜孔,加力支板和锥体开孔率为 1%,锥体气膜孔开孔方向与发动机轴线之间的角度为  $45^\circ$ ,支板气膜孔开孔方向随弯扭支板而变化,控制气膜孔长径比约为 4。

基于模型的周期对称性,选取 1/8 模型进行分析,如图 2 所示。在支板上方位增加冷却介质喷射装

置,每个耙形冷却介质喷射杆分出 3~5 个分支短喷杆出口,短喷杆插入支板内部空腔,冷却介质沿着弯扭支板向锥体方向喷射。冷却介质随外涵气一同对加力支板和锥体进行气膜冷却。

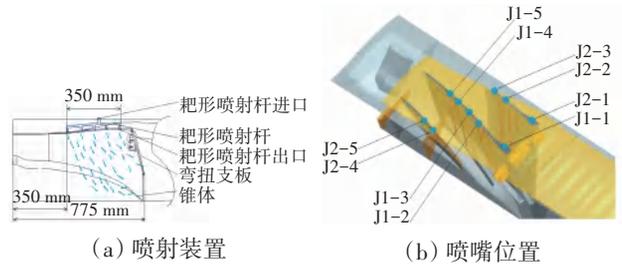


图 2 加力部件流场仿真模型

## 2 仿真方法

### 2.1 流场仿真方法

#### 2.1.1 流场仿真方程

由于计算资源有限,为提高计算效率,分别对发动机后腔体模型和加力部件模型进行数值仿真分析,流场数值仿真采用 3 维可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程,湍流模型选用计算精度相对较高的 SST  $k-\omega$  双方程模型,微分方程离散采用 2 阶迎风差分格式,压力速度耦合采用 Simple 算法。将液氮的比热(含气化潜热)和密度插值输入仿真软件,模拟液氮相变吸热过程。

#### 2.1.2 流场仿真计算域及边界条件

发动机流场仿真计算域模型如图 3 所示。从图中可见,加力部件流场包含外涵质量流量入口,外涵通道,内涵速度进口,内涵通道以及流动掺混区域。外流场采用圆柱体计算域,流场轴向长度为  $30D$  ( $D$  为喷管出口当量直径),流场直径为  $10D$ 。加力燃烧室流场计算域长度为 2000 mm,计算域半径为 520 mm。



图 3 发动机流场仿真计算域模型

本文计算的内涵进口边界条件为压力进口(总温 860 K,总压 180 kPa),内涵进口给定组分的质量浓度,其参数根据燃油成分和余气系数计算获得,其中燃油成分假设为  $C_{12}H_{23}$ 。外涵进口为压力进口(总温 400 K,总压 190 kPa),外流场为压力出口(总温 300 K,总压 101 kPa),外涵及外流场介质为空气。计算中设

置固体壁面为耦合换热壁面,固体壁面导热系数设置为  $14 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ,壁面发射率均假设为  $0.9$ 。

液氮的初始温度为  $-196.15^\circ\text{C}$  ( $77 \text{ K}$ ),液氮的初始密度设置为  $806.08 \text{ kg}/\text{m}^3$ ,液氮的初始比热容设置为  $2041.5 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。液氮喷射后在支板内部进行相变,对周围高温气体和壁面进行吸热,在相变过程中液氮的气化潜热为  $1.993\times 10^5 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。

### 2.1.3 流场网格划分

发动机后腔体对称面上流场流体域计算网格和固体壁面计算网格分别如图 4、5 所示。流场网格采用非结构化网格,并对固体壁面附近网格进行局部加密。本文以喷管流量系数为参数对网格数量无关性曲线如图 6 所示。从图中可见,在网格量超过  $1.7\times 10^7$  以后,喷管的流量系数趋于稳定,考虑到计算机资源的局限性和计算效率,最终选取  $1.7\times 10^7$  网格划分参数设置作为本文流场计算网格划分标准。

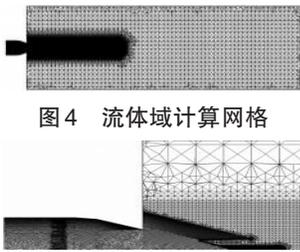


图 4 流体域计算网格

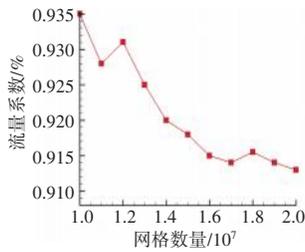


图 6 网格数量无关性曲线

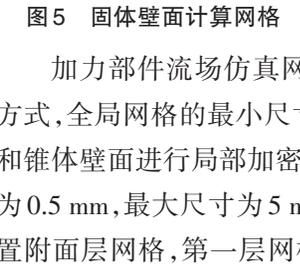


图 5 固体壁面计算网格

加力部件流场仿真网格采用非结构网格的划分方式,全局网格的最小尺寸设置为  $5 \text{ mm}$ ,对弯扭支板和锥体壁面进行局部加密,加密网格的最小尺寸设置为  $0.5 \text{ mm}$ ,最大尺寸为  $5 \text{ mm}$ ,并在弯扭支板壁面上设置附面层网格,第一层网格尺度为  $0.1 \text{ mm}$ ,网格层数为  $5$ ,网格增长率设置为  $1.15$ ,经网格无关性验证,最终生成的网格数量为  $2.06\times 10^7$ ,如图 7 所示。

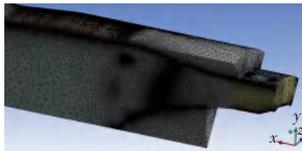


图 7 加力部件网格划分

## 2.2 红外仿真方法

### 2.2.1 红外仿真方程

红外辐射特征计算采用逆向蒙特卡洛法,该方法经验证最大误差约为  $10\%$ <sup>[19]</sup>。红外辐射强度计算方程为

$$I(\lambda) = \frac{\Omega_{\text{fov}} R^2}{\pi N} \sum_{i=1}^M E_b(T_i, \lambda) \quad (1)$$

式中: $I(\lambda)$ 为计算目标光谱辐射强度; $\Omega_{\text{fov}}$ 为视场立体角; $R$ 为探测距离; $N$ 为射线数; $M$ 为计算波带划分数;

$E_b$ 为黑体的光谱辐射力; $T_i$ 为温度。

该方法是蒙特卡洛法的变体,用于解决逆向问题。将传输过程分解为发射、透射、反射、吸收和散射等一系列独立的过程,并将每个过程转换为随机问题。令每个单元发射一定量的光束,跟踪、统计每束光束的归宿(吸收、投射、散射等),从而得到统计分配结果。反向蒙特卡罗法计算排气系统红外辐射特征如图 8 所示。

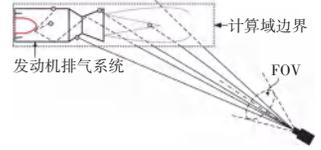


图 8 反向蒙特卡罗法计算排气系统红外辐射特征

具体计算过程如下:

- (1)入射立体角的判断和立体角离散;
- (2)通过随机模型产生射线,确定射线的具体路径;
- (3)确定辐射线段出发点的光谱辐射亮度;
- (4)计算介质内辐射亮度传输;
- (5)计算探测点方向光谱辐射强度和积分辐射强度。

### 2.2.2 红外仿真计算域及边界条件

红外仿真计算域如图 9 所示。计算域的选取根据流场计算得到的温度场设定,且计算域包含喷流核心区。本文选择红外计算域轴向长度为  $30 D$ ,直径为  $2 D$ 。

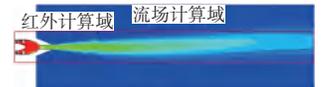


图 9 红外仿真计算域

在红外辐射特征计算中涉及的壁面温度(除加力部件)和加力部件温度均从加力流场仿真中提取。由于液氮流量与发动机喷流流量相差较大,忽略了喷射液氮对喷流温度场的影响,喷流温度、压力、组分均从发动机后腔体流场仿真结果中提取。同时,在计算中假设所有表面均为漫反射。

本文设置计算红外仿真探测面和探测点如图 10 所示。从图中可见,该设置选取水平探测面,方位角选取  $0^\circ \sim 90^\circ$ ,角度间隔  $5^\circ$ ,共计 19 个探测点,探测点设置为海平面  $300 \text{ m}$ 。

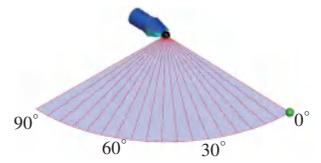


图 10 红外仿真探测面和探测点

### 2.2.3 红外网格划分

本文计算红外网格均采用三角形面网格,相对于流场仿真网格,网格较为稀疏,但对于温度变化较大区域,如支板、锥体、二元喷管等部件均进行了局部加密,经网格无关性验证,网格总数约为  $2.5\times 10^4$ 。

### 2.3 仿真方案

本文分析了冷却介质喷嘴数量及喷射方向对加力部件冷却效果的影响,进而表明了其对发动机后向红外辐射特性的影响,针对冷却介质喷射设置了4个仿真方案,见表1。方案1为基准状态,仅采用外涵气对加力部件进行冷却,方案2~4单个支板冷却介质喷流流量为62.5 g/s,方案4在方案3的基础上仅保留1、3、5号喷嘴。方案2,喷射方向为平行于喷嘴与轴向之间的最短距离的连线(径向方向),方案3、4的喷射方向为向着支板后视可见的壁面一侧喷射,与径向方向夹角为40°,如图11所示。

表1 冷却介质喷射仿真方案

方案	喷嘴数量/ 支板	流量/(g/s) (单个喷嘴)	喷射速度/ (m/s)	喷射方向	喷嘴直径/ mm
1	无				
2	5	12.5	73.8	支板径向方向	0.77
3	5	12.5	73.8	支板壁面方向	0.77
4	3	20.8	85.4	支板壁面方向	0.77

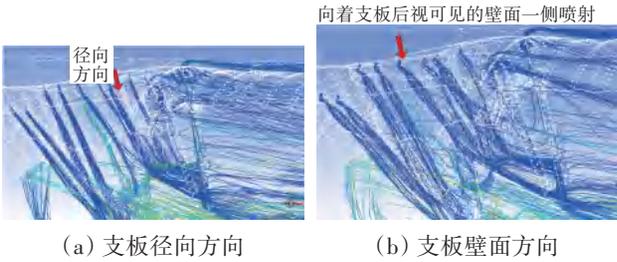


图11 支板喷射方向

## 3 结果与讨论

### 3.1 加力部件流场仿真结果分析

对加力部件后向可视壁面(支板、锥体)进行液氮冷却,其位置如图12所示。

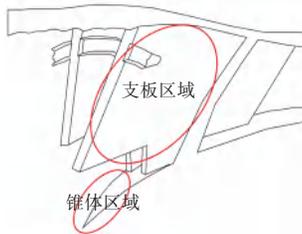


图12 加力部件冷却位置

各仿真方案加力部件支板后视可见壁面的平均温度和锥体温度分布如图13、14所示。从图中可见,喷射液氮冷却之后,支板后视可见的侧壁面、锥体后视可见部分的壁面温度均明显降低,喷射液氮后稳定器尾缘温度(650 K)的高温区域基本消失。

不同液氮喷射方案的氮轨迹分析如图15所示。从图中可见,相比于基准算例和其他液氮喷射方案,方案3的锥体表面壁温较低。从方案3所喷出的氮,

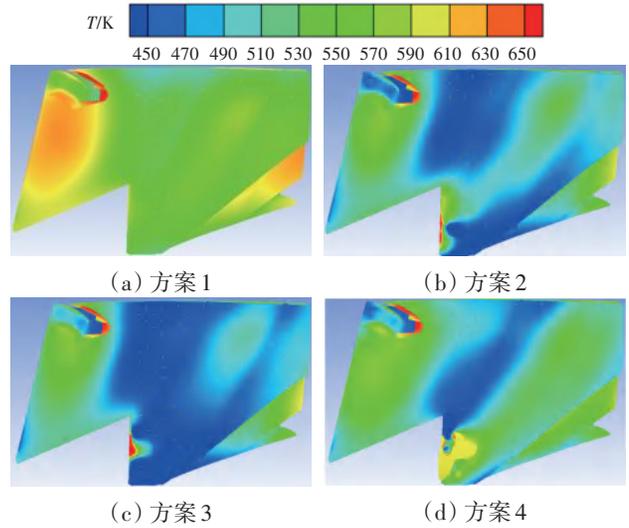


图13 支板后视可见壁面的平均温度分布

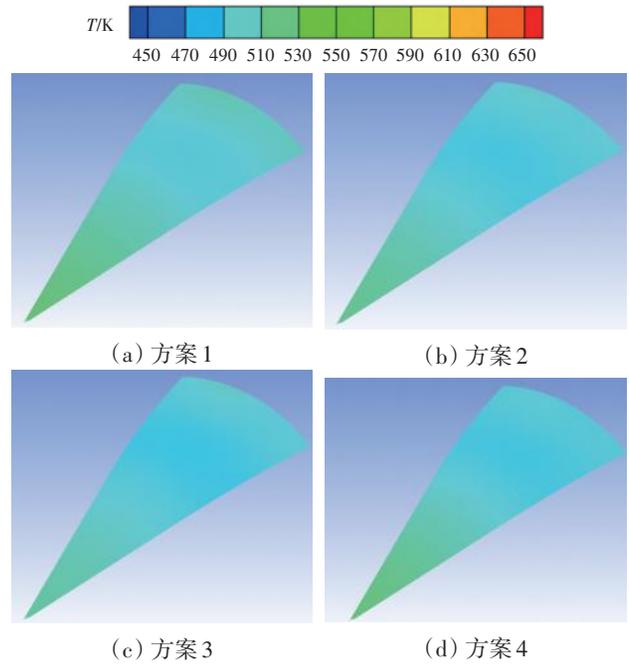


图14 锥体温度分布

一部分有相对较多数量的氮进入到锥体内,另一部分进入到锥体内的氮具有相对较长的停留时间,因此方案3对锥体表面具有更好的冷却效果。

各种仿真方案加力部件平均壁面温度对比如图16所示。从图中可见,基准算例壁面的平均温度为

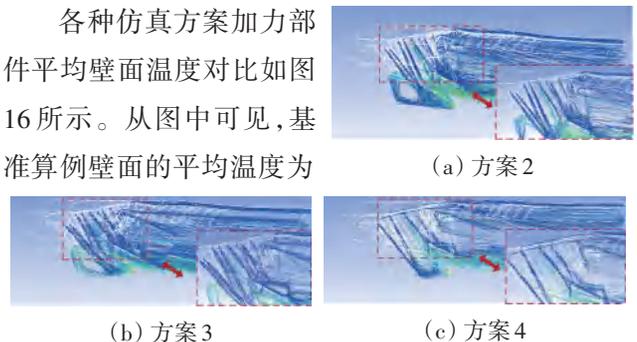


图15 不同方案的液氮喷射轨迹

607 K, 方案2~4的平均温度分别为538、530、560 K, 相比于方案1壁面的平均温度分别下降了11.37%、12.69%、7.74%, 说明方案3的后视可见壁面温度降低幅度最大。

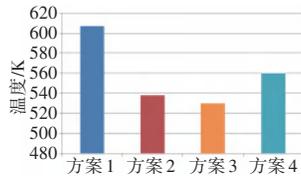


图16 后视可见部件平均壁面温度对比

### 3.2 红外辐射特征结果分析

本节所述的发动机红外辐射强度和部件投影面积均进行无量纲处理。其中,  $I_R/I_{R,max}$  为红外辐射强度;  $I_R$  为探测角度下发动机或部件的红外辐射强度;  $I_{R,max}$  为  $0^\circ \sim 90^\circ$  内发动机红外辐射强度最大值;  $A_s$  为发动机喉道面积。

方案1发动机后腔体红外辐射特征如图17所示。

从图中可见, 随着探测角的增大, 发动机红外辐射强度降低, 其中在  $0^\circ \sim 30^\circ$  迅速降低, 在  $30^\circ \sim 90^\circ$  降低速率变小。在  $0^\circ \sim 20^\circ$ , 发动机红外辐射强度较大,  $I_R/I_{R,max} \geq 0.8$ 。在  $0^\circ \sim 60^\circ$ , 发动机红外辐射特征主要以固体辐射为主。

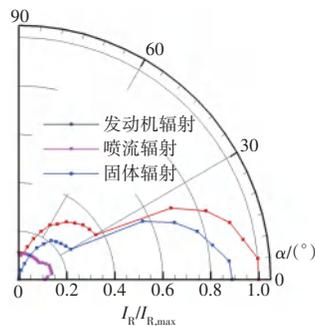


图17 发动机后腔体红外辐射特征

发动机主要红外辐射源(加力部件、喷管部件、低压涡轮)的各探测角可视投影面积和红外辐射强度如图18、19所示。从图中可见, 探测角在  $0^\circ \sim 30^\circ$  时, 加力部件投影面积随探测角的增大而减小, 当探测角增大至  $30^\circ$  时, 加力部件红外辐射强度约为0, 随探测角增大发动机红外辐射特征降低速率较快。喷管的可视投影面积随探测角的增大呈先增大后减小的趋势, 当探测角为  $45^\circ$  时达到最大。由于加力支板的遮挡效果, 低压涡轮仅在  $15^\circ \sim 20^\circ$  时可被探测到, 且投影面

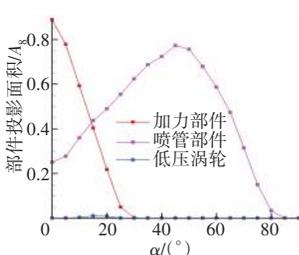


图18 发动机主要红外辐射源各探测角可视投影面积

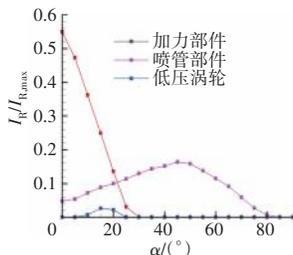


图19  $0^\circ \sim 90^\circ$  发动机部件红外辐射强度分布

积较小。各部件红外辐射强度分布规律与投影面积变化规律一致。

发动机红外辐射强度与加力部件温度降低幅度规律一致, 如图20、21所示。随着冷却效果的加强, 发动机后向在  $0^\circ \sim 25^\circ$  红外辐射强度降低, 发动机红外辐射强度出现最大值的角度由方案1的  $0^\circ$  增大至  $15^\circ$ 。在  $0^\circ \sim 25^\circ$  内相对于方案1, 方案2~4红外辐射强度均值分别可降低21.7%、23.2%、16.7%。

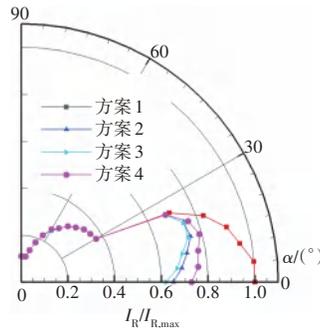


图20  $0^\circ \sim 90^\circ$  发动机红外辐射强度分布

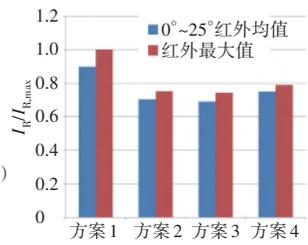


图21 方案1~4发动机红外辐射强度对比

相对于方案1, 方案2~4发动机后向红外辐射强度最大值分别可降低24.9%、25.7%、21.1%。

## 4 结论

(1) 在本文研究的3种加力燃烧室液氮冷却喷射方案中, 方案3(单个支板喷嘴数量为5, 喷射方向为向支板壁面喷射)的冷却效果最好, 加力部件平均温度为530 K, 相比于方案1, 壁面的平均温度降低12.69%。

(2) 对加力部件进行液氮冷却可有效降低发动机后向  $0^\circ \sim 25^\circ$  的红外辐射强度, 采用冷却方案3在  $0^\circ \sim 25^\circ$  发动机红外辐射强度可降低23.2%, 最大值可降低25.7%, 有效抑制了发动机后向红外辐射强度。

### 参考文献:

[1] 尚守堂, 曹茂国, 邓洪伟, 等. 航空发动机隐身技术研究及管理工作探讨[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 6-9, 18.  
SHANG Shoutang, CAO Maoguo, DENG Hongwei, et al. Discuss on aeroengine stealth technology research and management[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 6-9, 18. (in Chinese)

[2] 桑建华, 张宗斌. 红外隐身技术发展趋势[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(1): 14-19.  
SANG Jianhua, ZHANG Zongbin. Development trends of infrared stealth technology[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(1): 14-19. (in Chinese)

[3] Clements T R, Graves C B. Augmentor burner: US, 5385015[P]. 1995-

- 01-31.
- [4] Lovett J , Brogan T , Philippona D, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192.
- [5] 张孝春, 孙雨超, 刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30, 60.  
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30, 60. (in Chinese)
- [6] 季鹤鸣, 樊于军, 杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 35-37.  
JI Heming, FAN Yujun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
- [7] Houshang B E. Overview of gas turbine augmentor design, operation, and combustion oscillation[R]. AIAA-2006-4916.
- [8] Shahnam M, Wu P K, Kirkendall K, et al. Combustion instability of a diffusion flame using an integrated fuel injector/flareholder device [C]// 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada: AIAA, 1998.
- [9] 吴迪. 新型一体化加力燃烧室冷态流场试验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.  
WU Di. Experimental research of non-reacting flow fields in a novel integrated afterburner[D]. Beijing: Beihang University, 2010. (in Chinese)
- [10] 贾翔中, 单勇, 徐兴平, 等. 一体化加力燃烧室冷态流动特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(7): 1472-1480.  
JIA Xiangzhong, SHAN Yong, XU Xingping, et al. Numerical study on cold flow characteristics of integrated afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1472-1480. (in Chinese)
- [11] 刘友宏, 杜力伟. 新型热混合效率公式及其在一体化加力燃烧室中的应用[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1515-1522.  
LIU Youhong, DU Liwei. A new thermal mixing efficiency formula and its application in integrated afterburner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1515-1522. (in Chinese)
- [12] 尹成茗, 张荣春, 樊未军, 等. 一种一体化加力燃烧室的数值模型[J]. 航空动力学报, 2018, 32(2): 470-476.  
YIN Chengming, ZHANG Rongchun, FAN Weijun, et al. Numerical simulation on a type of the integrated afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 32(2): 470-476. (in Chinese)
- [13] Drost U, Bolcs A. Investigation of detailed film cooling effectiveness and heat transfer distributions on a gas turbine airfoil[J]. Journal of Turbomach, 1999, 121(2): 233-242.
- [14] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf F. Effects of hole geometry and density on three dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-607.
- [15] Bidan G F. Mechanistic analysis and reduced order modeling of forced film cooling flows[D]. Louisiana: Louisiana State University, 2013.
- [16] Pedersen D R, Eckert E R G, Goldstein R J. Film cooling with large density differences between the mainstream and the secondary fluid measured by the heat-mass transfer analogy[J]. Journal of Heat Transfer, 1977, 99(4): 620-627.
- [17] 王旭, 张靖周, 单勇. 气膜孔排布对排气系统中心锥冷却和红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 830-835.  
WANG Xu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Effects of film hole arrangement on central-cone cooling and infrared radiation characteristics of exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 830-835. (in Chinese)
- [18] 卢浩浩, 吉洪湖, 王丁, 等. 部件冷却对二元俯仰矢量排气系统红外特征抑制实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2070-2079.  
LU Haohao, JI Honghu, WANG Ding, et al. Experiment on infrared characteristics suppression by component cooling of two-dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2070-2079. (in Chinese)
- [19] 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 涡扇发动机排气系统红外特征[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 745-750.  
HUANG Wei, JI Honghu, SI Ren, et al. Infrared characteristic calculating of turbofan engine exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 745-750. (in Chinese)

(编辑: 贺红井)

# 轴对称推力矢量喷管动力学特性仿真与分析

滕晓鑫<sup>1,2</sup>, 罗忠<sup>1,2,3</sup>, 余稀<sup>1,2</sup>, 许春阳<sup>4</sup>

(1. 东北大学 机械工程与自动化学院, 2. 航空动力装备振动及控制教育部重点实验室: 沈阳 110819;  
3. 东北大学 佛山研究生院, 广东佛山 528312; 4. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

**摘要:** 轴对称推力矢量喷管在运行中往往受到高温高载荷的影响而发生故障。为了降低排故试验成本, 缩短试验周期和提高系统可靠性, 采用数值模拟的方式研究其运动学和动力学特性, 并提出基于计算流体力学的气动载荷等效施加方法, 用于多体动力学数值计算。对结构进行建模, 通过计算流体力学分析得到流固耦合面的压力分布; 建立受载构件的模态中性文件, 并将流场载荷映射到相应的节点上; 通过使用带有载荷的模态中性文件替换原有构件, 进行刚柔耦合动力学计算。针对驱动方式和间隙对系统的运动学和动力学响应进行了分析。结果表明: 正弦驱动方式能够提高系统的运行平稳性; 在各运动副中, 凸轮副承受的载荷最大(高达 40 kN), 且最容易在靠近机匣处发生磨损和卡滞现象; 在扩张调节链中, 球副承受的载荷最大; 间隙的存在会导致系统发生碰撞冲击, 影响运动的平稳性。

**关键词:** 轴对称推力矢量喷管; 流固耦合; 动力学仿真; 运动学仿真; 动态特性; 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.2025.03.015

## Dynamic Characteristics Simulation and Analysis of Axisymmetric Thrust Vectoring Nozzle

TENG Xiao-xin<sup>1,2</sup>, LUO Zhong<sup>1,2,3</sup>, YU Xi<sup>1,2</sup>, XU Chun-yang<sup>4</sup>

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Northeastern University,

2. Key Laboratory of Vibration and Control of Aero-Propulsion System of Ministry of Education; Shenyang 110819, China;

3. Foshan Graduate School of Northeastern University, Foshan Guangdong 528312, China;

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

**Abstract:** Axisymmetric thrust-vectoring nozzles often fail due to high temperatures and high loads during operation. In order to reduce the cost of troubleshooting tests, shorten the test period, and improve system reliability, the kinematic and dynamic properties of the system were studied by numerical simulation, and a CFD-based equivalent aerodynamic load application method was proposed for the numerical calculation of multi-body dynamics. First, the structure was modeled and the pressure distribution on the fluid-structure interface was obtained by computational fluid dynamics analysis; then, the modal neutral files of the loaded members were created and the flow field loads were mapped to the corresponding nodes; finally, the rigid-flexible coupling dynamics calculations were performed by replacing the original members with modal neutral files with loads. The kinematic and dynamic response of the system to the drive mode and clearance was analyzed. The results show that the sinusoidal drive method improves the smooth operation of the system; among all the kinematic pairs, the cam pair bears the highest loads (up to 40 kN) and is most susceptible to wear and galling near the casing; in the divergent regulating chain, the ball joint bears the highest load; the presence of a gap can lead to collisions and impacts in the system, affecting the smoothness of motion.

**Key words:** axisymmetric thrust-vectoring nozzle; fluid-structure interaction; dynamic simulation; kinematic simulation; dynamic characteristics; aeroengine

## 0 引言

轴对称推力矢量喷管(Axial-Symmetric Vectoring Exhaust Nozzle, AVEN)是一种复杂的空间机构,由 2

个 Stewart 平台驱动<sup>[1]</sup>,能够实现喷口截面在任意方向旋转和 20° 的俯仰运动。该喷管利用发动机的推力来控制飞机的姿态,从而提高飞机的机动性和短距起落能力<sup>[2]</sup>。然而,AVEN 在高温重载的环境下运行,易发

收稿日期: 2023-08-19 基金项目: 国家自然科学基金(12272089, U1908217)、广东省基础与应用基础研究基金联合基金(2020B1515120015)、教育部基本科研业务费专项资金(N2224001-4, N2003013)资助

作者简介: 滕晓鑫(1996), 男, 在读硕士研究生。

引用格式: 滕晓鑫, 罗忠, 余稀, 等. 轴对称推力矢量喷管动力学特性仿真与分析[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 115-122. TENG Xiaoxin, LUO Zhong, YU Xi, et al. Dynamic characteristics simulation and analysis of axisymmetric thrust vectoring nozzle[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 115-122.

生磨损、卡滞等故障。为了分析这些故障的原因,首先需要了解 AVEN 的运动和动力特性。但是,该机构构件多、结构复杂,不易进行试验研究,而仿真研究可以作为试验的替代,因此对 AVEN 的运动学和动力学特性进行仿真研究十分必要。

李晓明等<sup>[3]</sup>、王贝等<sup>[4]</sup>对 AVEN 机构开展了多目标优化设计;李有德等<sup>[5]</sup>、刘铭达等<sup>[6]</sup>、李建鹏等<sup>[7]</sup>对 AVEN 机构整体及喉道部分建立了运动学模型,进行正逆运动学分析并求解;对于 AVEN 机构运动中可能出现死点及运动奇异问题, Li 等<sup>[8]</sup>、王玉新<sup>[9]</sup>、Bandyopadhyay 等<sup>[10]</sup>将 AVEN 作为并联驱动机构中存在的运动奇异性问题来处理。针对 AVEN 机构运行效率及内部流场特性,国内外学者开展了大量的试验研究,表明 AVEN 的性能受到其设定功率<sup>[11]</sup>、矢量偏转角<sup>[12]</sup>、几何尺寸<sup>[13]</sup>、质量流量<sup>[14]</sup>及落压比<sup>[15]</sup>等参数的影响。结合试验数据,通过对稳态、不同质量流量及不同几何参数下进行的数值模拟<sup>[16-18]</sup>,建立了考虑摩擦、驱动力及几何尺寸的 AVEN 性能预测分析模型<sup>[19-20]</sup>。王汉平等<sup>[21]</sup>在 ADAMS 中建立矢量喷管模型,进行了多体动力学仿真。上述研究主要集中在运动学、流场分析、控制等方面,尽管部分学者对矢量喷管机构做了动力学仿真,但其得出的动力学仿真结果仍然存在着载荷取值不合理、未考虑实际载荷形式及影响因素单一等问题。

为了解决在 AVEN 仿真过程中载荷取值和施加方式不合理的问题,本文以 AVEN 为研究对象,提出了一种基于计算流体动力学的气动载荷等效施加方法,并应用于多体动力学数值计算中。

## 1 AVEN 几何模型及工作原理

AVEN 机构是一种轴对称的机构,如图 1 所示。

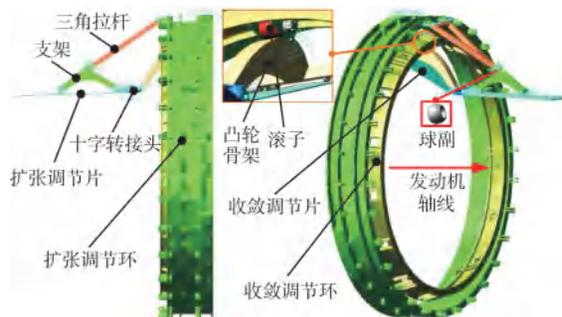


图 1 发动机 AVEN 机构

该机构主要包括收敛调节作动筒、收敛调节环、扩张调节作动筒、扩张调节环、收敛调节片、扩张调节片、活塞杆、三角拉杆、十字转接头、支架、凸轮骨架和滚子等部件。AVEN 机构具有重复性的特征,所以在分析时只需选取单级机构作为研究对象,并且只关注其收扩运动,不涉及其偏转运动。

对单级矢量喷管机构进行建模(图 1),并基于 AVEN 工作原理,对各部件之间施加运动副以及约束条件,组件约束关系见表 1。

表 1 组件约束关系

约束组件	约束方式	运动副
机匣与大地	铰接固定(Joint Fixed)	固定
收敛调节作动筒与机匣	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
扩张调节作动筒与机匣	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
收敛调节作动筒与收敛环	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
扩张调节作动筒与扩张环	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
收敛调节作动筒与推杆	平移铰接(Joint Translational)	移动副
扩张调节作动筒与推杆	平移铰接(Joint Translational)	移动副
扩张调节环与三角拉杆	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
三角拉杆与支架	球面铰接(Joint Spherical)	球副
支架与扩张调节片	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
扩张调节片与十字转接头	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
收敛调节片与凸轮	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
凸轮与滚子	边-边几何约束(Edge-Edge)	凸轮副
滚子与扩张调节环	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副
收敛调节片与机匣	旋转铰接(Joint Revolute)	转动副

在 AVEN 系统中,支架和扩张调节片、凸轮骨架和收敛调节片相互固定,且随着收敛调节片和扩张调节片一起做收扩运动。当收敛调节作动筒给出沿着发动机主轴方向的驱动时,由收敛调节环上的滚子与收敛调节片上的凸轮骨架表面构成的凸轮副拖动收敛调节片进行收扩运动,并改变收敛调节喉道面积。此时,若扩张调节作动筒不输出位移,在运动链的约束下,扩张调节喉道面积最终会发生与收敛调节相反的变化。但在实际工程中,在最佳膨胀比的约束下,收敛调节喉道面积变化时,扩张调节的面积也会随之变化,因此,扩张调节作动筒也会给出相应的位移输出。由此可见,收敛调节与扩张调节作动筒的运动相互耦合。当扩张调节作动筒单独输出位移时,在运动链的约束下,扩张调节片进行切向运动,实现矢量偏转。在工程实际中,相较于偏转,更关注俯仰运动导致的进出口喉道面积的变化。

## 2 流场计算与分析

### 2.1 理论基础

流固耦合如图 2 所示。在 AVEN 中,其流体为湍流状态,分析需同时满足质量守恒及动量守恒定律。

虽守恒方程包含了不同个数的变量,但都反映了物理量在单位时间、单位体积内的守恒特性。令  $\varphi$  为通用变量,控制方程为

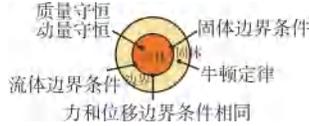


图 2 流固耦合

$$\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t} + \text{div}(\rho u\varphi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\varphi) + S \quad (1)$$

式中:  $\partial(\rho\varphi)/\partial t$  为瞬态项,其中  $\rho$  为气体密度;  $\text{div}(\rho u\varphi)$  为对流项,其中  $u$  为动力黏度;  $\text{div}(\Gamma \text{grad}\varphi)$  为扩散项,其中  $\Gamma$  为扩散系数;  $S$  为源项。

采用标准  $k - \varepsilon$  模型作为湍流模型,湍流能与耗散率控制方程可写为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}) \frac{\partial k}{\partial x_j}] + G_k - \rho \varepsilon \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}] + C_1 \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3)$$

式中:  $\mu$  为流体的动力黏度;  $k$  为湍流能;  $\varepsilon$  为湍流耗散率;  $\mu_t$  为湍流黏度;  $u_i$  为速度矢量的分量;  $G_k$  为由平均速度梯度引起的湍动能;  $C_1$ 、 $C_2$ 、 $\sigma_k$ 、 $\sigma_\varepsilon$  皆为常数。

### 2.2 数值分析

为将流场计算得出的压力载荷作为 AVEN 结构动力学响应的边界条件,

表 2 AVEN 机构运行工况条件

参数	工况
收敛角/ $^\circ$	40
扩张角/ $^\circ$	3
质量流量/(kg/s)	125
工作压力/MPa	0.290
工作温度/K	750

对 AVEN 机构在不同工况运动状态下进行流场数值模拟开展研究。在给定收敛角和扩张角状态下 AVEN 机构运行工况条件见表 2。

在确立流场计算区域时,其轴向长度需略大于耦合壁面轴向长度,因此,根据 AVEN 机构实际尺寸及表 2 工况下 AVEN 的流场计算域如图 3 所示。

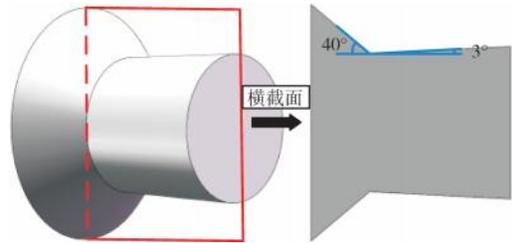


图 3 表 2 工况下 AVEN 的流场计算域

总体尺寸大一些。最终得到的流体域,扩张区域的侧面长度依据收敛调节片的总长为 260 mm;扩张区域的侧面长度为扩张调节片和十字转接头的长度之和,为 480 mm,同时依据表 2 工况下的流场计算域

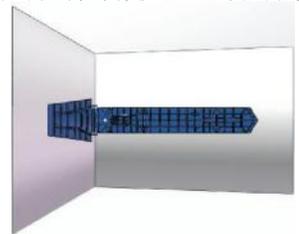
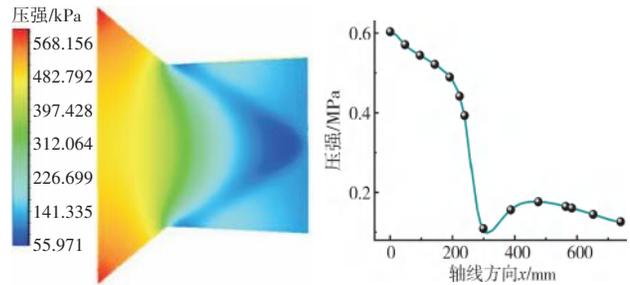


图 4 表 2 工况下的流场计算域

如图 4 所示。

接下来提取流场计算域的压力,然后用映射的方法,将压力施加到相应的流固耦合面上。最后得到该工况下流场计算域数值模拟结果如图 5 所示。



(a) 流体域压强分布 (b) 壁面方向压强分布

图 5 流场计算域数值模拟结果

从图 5(a) 中可见,流固耦合面在进口边缘处压力最大,径向压力逐渐降低。从图 5(b) 中可见,流场计算域的压力在沿壁面方向上,从入口开始逐渐减小直到在约 300 mm 处达到最小值,结合图 5(a) 可知该点位于扩张调节片上,此后压力慢慢有所增大,在约 420 mm 处达到极大值后又逐渐下降。整体上来看,收敛调节片的平均压力比扩张调节片的平均压力要高得多。

## 3 分布力系等效气动载荷的施加

### 3.1 分布力系施加方法

为了获得等效气动载荷,采用分布力系来等效施加载荷,而不是直接将气动载荷简化为集中力。因为这种集中力的简化方式对于柔性体而言并不适用,会导致仿真结果失真。此外,将分布力简化为集中力会

附带力偶,而力偶与等效位置密切相关,操作难度较大。

模态中性文件是一种描述弹性多体系统的文件格式,由有限元软件或其他商业软件生成,包含了弹性体的网格、材料、模态和载荷等信息。模态中性文件可以在不同的软件之间传递弹性体的数据,用于进行刚柔耦合分析。分布力系的等效施加步骤如图6所示。具体而言,即首先生成模态中性文件,然后将流场分析结果转换为节点载荷信息,与模态中性文件耦合,实现分布力系的加载。

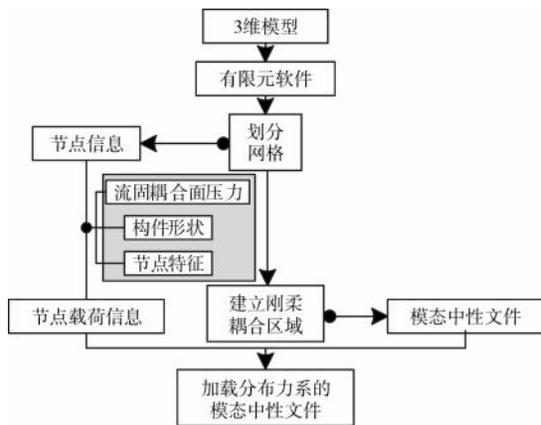


图6 分布力系的等效施加步骤

建立有限元分析模型、创建刚柔耦合区域并导出为模态中性文件。在此基础上,提取所需施加载荷位置的节点信息,如图7所示。

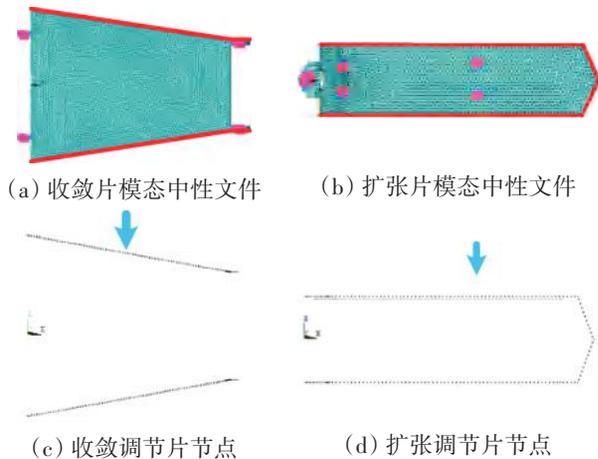


图7 施加载荷位置的节点信息的提取

在该研究中,将载荷添加到收敛调节片以及扩张调节片底部的边线上(图7(a)、(b)中红色线条标识)。提取出边线节点(图7(c)、(d))。

### 3.2 流固耦合面压力曲线的拟合

为根据流场分析结果提取出沿流固耦合壁面方向的压力分布曲线,定义发动机轴线在流固耦合壁面

上的投影为中心线,十字转接头和收敛调节片的铰链轴线与中心线的交点为原点,并以中心线作为x轴,其中扩张调节片x轴方向自原点指向喷管出口,收敛调节片x轴方向与之相反。综上所述,对2个构件轮廓形状建立坐标系,如图8所示。

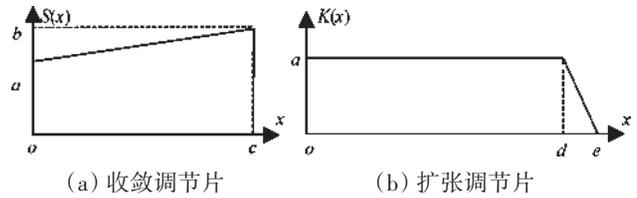


图8 2个构件轮廓形状坐标系

采用最小二乘法对壁面压力曲线进行多项式函数拟合,设拟合多项式为

$$y = a_0 + a_1x + \dots + a_nx^n \quad (4)$$

各点到这条曲线的距离之和,即偏差平方和为

$$R^2 = \sum_{i=1}^m [y_i - (a_0 + a_1x_i + \dots + a_nx_i^n)]^2 \quad (5)$$

为求得合适的 $a_i$ 值,对等式右边求 $a_i$ 偏导数并令其为0,即

$$-2 \sum_{i=1}^m [y - (a_0 + a_1x + \dots + a_nx^n)] = 0$$

$$-2 \sum_{i=1}^m [y - (a_0 + a_1x + \dots + a_nx^n)]x = 0 \quad (6)$$

$$\dots \dots$$

$$-2 \sum_{i=1}^m [y - (a_0 + a_1x + \dots + a_nx^n)]x^n = 0$$

表示成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} 1 & x_1 & \dots & x_1^n \\ 1 & x_2 & \dots & x_2^n \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_m & \dots & x_m^n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ \vdots \\ a_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_0 \\ y_1 \\ \vdots \\ y_m \end{bmatrix} \Rightarrow XA = Y \quad (7)$$

解得系数矩阵A即可得出拟合曲线。为保证拟合精确性,采用八次多项式进行拟合,对应的收敛调节片、扩张调节片流固耦合面压力函数分别记作 $C(x)$ 、 $E(x)$ ,流固耦合面压力拟合曲线如图9所示。

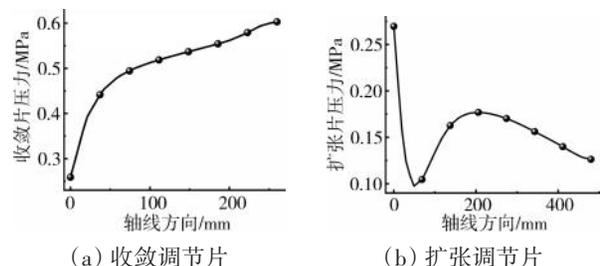


图9 流固耦合面压力拟合曲线

### 3.3 计算节点载荷

从轮廓形状(图 8)可得到收敛调节片以及扩张调节片的形状函数,分别记作  $S(x)$ 、 $K(x)$

$$S(x) = \frac{b-a}{c}x + a \quad 0 \leq x \leq c \quad (8)$$

$$K(x) = \begin{cases} a & 0 \leq x < d \\ a - \frac{a}{e-d}(x-d) & d < x \leq e \end{cases} \quad (9)$$

沿  $x$  方向将轴线划分为  $x(1), x(2), \dots, x(n)$ , 共  $n$  个节点,任取其中 1 点记为  $i$ , 对应横坐标记作  $x(i)$ , 并将第  $i$  点对应面积记作  $S(i)$ , 则

$$S(i) = 2 \int_{x(i)}^{x(i+1)} f(x) dx \quad (10)$$

当计算收敛调节片时  $f(x)$  取为  $K(x)$ , 计算扩张调节片时  $f(x)$  取为  $S(x)$ 。由于网格类型、构件形状以及节点选择等原因,同一个  $x(i)$  值可能会对应 1 个或多个节点。为解决该问题,根据节点特征,节点载荷加载分为以下 2 种情况。

(1) 当节点与  $x(i)$  值一一对应时,此时由于扩张调节片的对称性,将该节点载荷写为

$$F(x(i)) = p(x(i)) \cdot s(i) \quad (11)$$

式中:  $p(x)$  为流固耦合面压力拟合函数,当计算收敛调节片时  $p(x)$  取为  $C(x)$ , 计算扩张调节片时  $p(x)$  取为  $E(x)$ ;  $p(x(i))$  为在  $i$  点处流固耦合面压力。

(2) 当有  $m$  个节点同时对应 1 个  $x(i)$  值时,此时由于扩张调节片的对称性,将该节点载荷写为

$$F(x(i)) = \frac{p(x(i)) \cdot s(i)}{m} \quad (12)$$

计算出所有节点载荷,然后将节点载荷信息和模态中性文件进行关联,最终得到含加载分布力系的模态中性文件,如图 10 所示。



图 10 含加载分布力系的模态中性文件

## 4 AVEN 运动学响应分析

在运动学分析中,将各运动构件之间添加相应的约束后,采用方波、正弦、梯形 3 种驱动,并关注驱动方式对进、出口喉道半径的影响,如图 11 所示。

在 3 种驱动方式下,作动筒和扩张调节片的运行周期都是 1 s 且仅在 1 个周期内运动。作动筒在 0.5 s 内完成 80 mm 的直线运动,扩张调节片在相同时间内

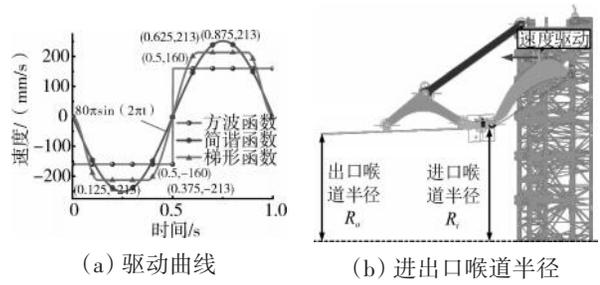


图 11 驱动方式及响应位置

完成  $20^\circ$  的俯仰运动。

进气口喉道的运动学响应曲线如图 12 所示。从图中可见,1 个周期内 3 种驱动方式下的位移曲线和速度曲线的幅值差异不大。位移曲线都呈先减小后增大的趋势。速度曲线在方波驱动下呈先增大后在周期末发生骤减的趋势;而正弦及梯形驱动下呈先减小后增大再减小的趋势。在加速度曲线中,方波驱动在匀速驱动阶段幅值小于另外 2 种,但在速度方向发生改变的時刻会产生很大的加速度,造成冲击;对比之下,正弦驱动在整个过程中引起的速度变化相对平缓,产生的加速度小。这表明正弦驱动甚至类正弦驱动能够有效改善运动平稳性。

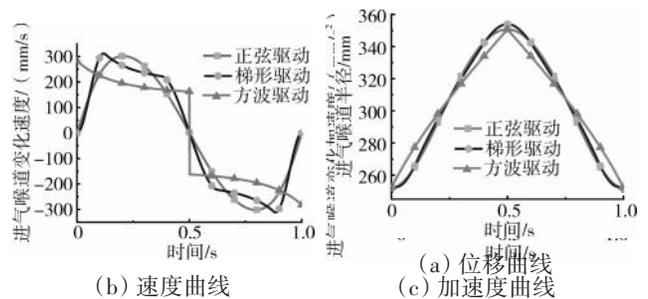
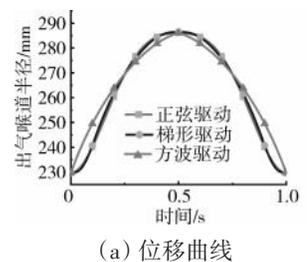


图 12 进气口喉道的运动学响应曲线

出气口喉道的运动学响应曲线如图 13 所示。从图中可见,出气喉道口上的位移、速度曲线与进气喉道口上的一致。但是出气喉道口上的速度和加速度幅值要大于进气喉道口上的,这意味着出气喉道口上的位移、速度变化比进气喉道口上的更快,同样时间内幅值更大。

## 5 AVEN 动力学响应分析

将已耦合节点载荷信息的模态中性文件导入到多体动力学仿真软件中,替换原有部件,完成流固耦合面压力加载。动力学仿真模型如图 14 所示。



(a) 位移曲线

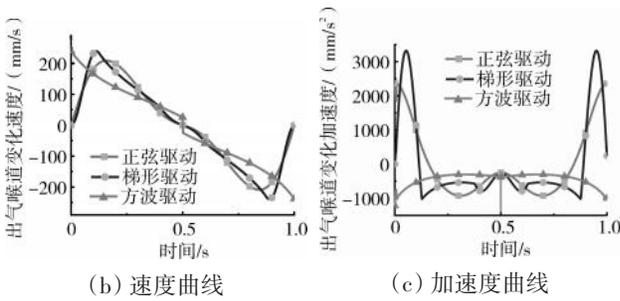


图 13 出气口喉道的运动学响应曲线

按照上文所得结论,正弦驱动下运动平稳性更高,故在收敛调节环移动副上施加幅值为  $80\pi$ 、周期为 1 s 的正弦速度驱动(如图 15 所示),保证机构在 0.5 s 内俯仰  $20^\circ$ 。

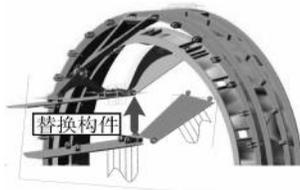


图 14 动力学仿真模型

仿真时间设定为 2 s,分析步数取为 1000 步。运动副位置及接触力如图 16 所示。对 a、b、c、d、e、f、g 等 7 个运动副进行接触力测量,其中运动副具体信息见表 3。

对于 AVEN 机构,从收敛调节环到进气调节喉道口这部分被称为收敛调节运动链。图 16(a)中运动副 e、f、g 属于该链;扩张调节环到出气调节喉道口

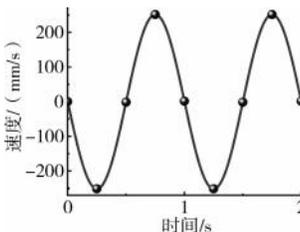


图 15 驱动曲线

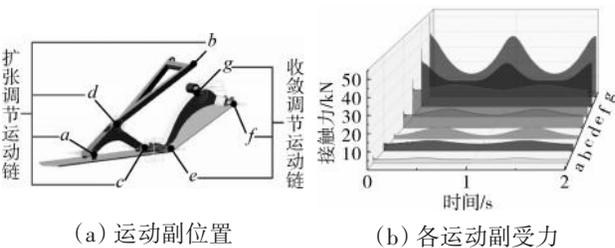


图 16 运动副位置及接触力

被称为扩张调节运动链,运动副 a、b、c、d 从属于该链。

表 3 运动副信息

代号	约束组件	运动副
a	支架与扩张调节片前端	转动副
b	扩张调节环与三角拉杆	转动副
c	支架与扩张调节片后端	转动副
d	三角拉杆与支架	球副
e	扩张调节片与十字转接头	转动副
f	收敛调节片与机匣	转动副
g	凸轮与滚子	凸轮副

图 16(b)为 2 s 内各运动副受力曲线,从图中可见,收敛调节运动链上的运动副的受力普遍大于扩张调节运动链;凸轮副 g 在所有测量对象中受力最大;在扩张调节运动链上受力最大的运动副是球副 d。

究其原因,虽然扩张调节片的面积比收敛调节片的大了 27%,但从流场计算结果拟合出的 AVEN 流固耦合面压力曲线上可见,扩张调节片所受压力却小于收敛调节片的,经计算,前者壁面上的载荷为 5167.6 N,后者壁面载荷为 12117 N,收敛片上所受载荷约为扩张调节片的 2.35 倍。上述壁面载荷最终均会作用于各运动副上,直接导致出现收敛调节运动链上的运动副受力普遍大于扩张调节运动链受力的现象。

在单级 AVEN 机构中,仅存在单个球副和凸轮副。与其他运动副不同,没有对称运动副分担载荷。其中凸轮副处于受力较大的收敛调节运动链上,而球副处于扩张调节运动链上。综上所述,凸轮副在所有测量对象中受力最大,且球副在扩张调节运动链上受力最大。下文将对 2 个部位重点分析。

由于滚子部位真实尺寸小,且受重载影响,在运行过程中会发生卡滞现象,导致凸轮副由滚动接触变为滑动接触,使凸轮骨架表面产生磨痕,发生磨损,需对其重点关注,提取出凸轮副 G 部位的受力曲线如图 17 所示。

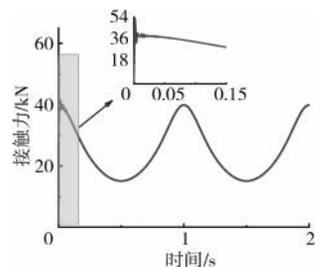


图 17 凸轮副受力曲线

从图中可见,在运动初期约为 0.15 s 前存在载荷波动现象,这是因为在运动初期凸轮副接触未平稳建立,但对后续仿真有效性不产生影响。在平稳运动后,1 个周期内曲线呈现先减小后增大的趋势。载荷峰值 40 kN 位于第 0、1、2 s 时刻,此时滚子与凸轮接触位置靠近机匣,作动筒伸长量为 0,运动速度为 0 mm/s。在第 0.5、1.5 s 时刻载荷降至最小值 15 kN,此时滚子与凸轮接触位置靠近十字转接头,作动筒达到最大伸长量。此时运动速度也为 0 mm/s。凸轮副在初始位置时受载最大,最容易发生卡滞,需要注意。另外,因为磨损量与法向载荷正相关,凸轮骨架在该位置处最容易产生磨痕,发生磨损。

球副与 AVEN 机构其他运动副相比,存在着加工配合公差较大的问题,间隙的存在,使构件间产生接触碰撞加剧磨损,磨损又会导致间隙增大。球副受力

曲线如图18所示。从图中可见,与凸轮副受力曲线的趋势相似,在运动初期会发生载荷波动的现象。在平稳运动阶段,受力为7~12 kN,在1个周期内,曲线呈现先上升后下降的趋势,载荷最小值出现在第0、1、2 s时刻,作动筒伸长量为0;载荷在第0.5、1.5 s时刻到达峰值,作动筒伸长量达到最大。

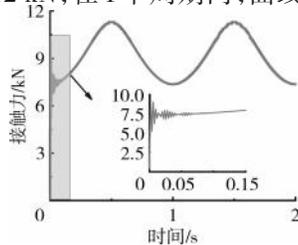


图18 球副受力曲线

AVEN球副部位是工程实际中重点关注的运动副之一,由于加工难度大,其许用间隙通常比其他运动副大。此外由于受力大,容易磨损,导致间隙增大。因此,间隙是影响球副部位性能的一个关键因素。为了研究间隙的影响,根据加工要求,在球副上设置了0.1 mm的间隙,然后测量了其受力曲线,结果如图19所示。

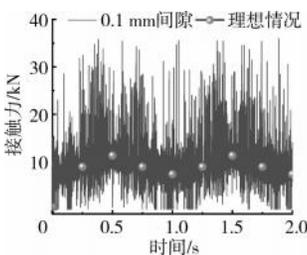


图19 加间隙后的球副受力

图19中红色曲线是没有间隙的理想情况,青色曲线是存在0.1 mm间隙时的结果。从图中可见,在理想情况下,球副部位载荷幅值仅12 kN,而在有间隙情况下,最大峰值高达40 kN,约为理想情况下的3.3倍,而且运动过程冲击大,稳定性极差。说明间隙的存在会导致构成球副的2个构件之间发生碰撞冲击,造成受力曲线的震荡,对机构的动态性能有严重的影响。

由于球副在运动中承受较大的载荷,易造成磨损,导致间隙增大。为了减少间隙对实际工程的影响,可以从以下2方面入手:一是选用耐磨性好的材料进行配对,提高构件的抗磨损能力;二是开发磨损预测方法,及时掌握间隙变化情况,实现构件的定期更换和维护。

## 6 结论

(1)在AVEN机构运动副中,凸轮副承受最大的载荷,高达40 kN,因此侧面验证了该部位在工程实际中容易出现磨损和卡滞等故障。通过载荷结果的分析发现,滚子与凸轮在靠近机匣的位置接触时最有可能发生磨损或卡滞现象。

(2)球副是扩张调节链中承受最大载荷的部位,

由于其加工装配公差较大,存在一定的间隙,这会导致构件间的碰撞,使载荷曲线出现振荡,影响运动的平稳性。

(3)本方法在多体动力学数值计算中等效施加气动载荷加载,可以提供更准确和真实的气动载荷模拟,适用于包括航空航天、汽车和建筑等领域多种类型的多体动力学问题,且无论是刚体、柔体还是变形体的多体系统,都可以采用本方法来进行气动载荷加载,方法具有普适性。

综上所述,在实际结构设计中,应重视间隙值和磨损对运动的影响,并采取选择耐磨性好的材料和研发磨损预测方法2种措施。

### 参考文献:

- [1] 王玉新. 喷气发动机轴对称推力矢量喷管[M]. 北京:国防工业出版社,2006:10-17.  
WANG Yuxin. Axisymmetric thrust vectoring nozzle for jet engines[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 10-17.
- [2] Veer M V D, Strykowski R. Counterflow thrust vector control of subsonic jets: continuous and bistable regimes[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(3): 412-420.
- [3] 李晓明, 伏宇. 轴对称矢量喷管机构优化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(3): 1-5.  
LI Xiaoming, FU Yu. Optimum design of AVEN mechanism[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(3): 1-5. (in Chinese)
- [4] 王贝, 袁茹, 王三民, 等. 轴对称推力矢量喷管驱动机构的多目标优化设计研究[J]. 机械科学与技术, 2009, 28(9): 1180-1184.  
WANG Bei, YUAN Ru, WANG Sanmin, et al. Multi-objective optimization for the driving mechanism of an axial-symmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(9): 1180-1184. (in Chinese)
- [5] 李有德, 赵志刚, 孟佳东, 等. 轴对称矢量喷管喉道运动学精确建模研究[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(11): 1785-1790.  
LI Youde, ZHAO Zhigang, MENG Jiadong, et al. Precision kinematic model for throat of axisymmetric vectorexhaust nozzle[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(11): 1785-1790. (in Chinese)
- [6] 刘铭达, 赵志刚, 石广田, 等. 轴对称矢量喷管A8面运动学分析与求解[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(6): 975-979.  
LIU Mingda, ZHAO Zhigang, SHI Guangtian, et al. Analysis and solving for kinematics of A8 area of axial-symmetric vectoring exhaust nozzle [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(6): 975-979. (in Chinese)
- [7] 李建鹏, 赵志刚, 李有德, 等. 三环驱动轴对称矢量喷管喉道逆运动

- 学建模[J].机械科学与技术,2017,36(4):653-656.
- LI Jianpeng,ZHAO Zhigang,LI Youde, et al.Inverse kinematics modeling for throat area of axial-symmetric vectoring exhaust nozzle driving by three rings[J].Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering,2017,36(4):653-656.(in Chinese)
- [8] Li H, Gosselin C M, Richard M J, et al. Analytic form of the six-dimensional singularity locus of the general gough-stewart platform[J]. American Society of Mechanical Engineers, 2006, 28(2): 279-287.
- [9] 王玉新.轴对称推力矢量喷管运动奇异性分析[J].航空动力学报, 2009, 24(1): 162-168.
- WANG Yuxin. Singularity analysis of axisymmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (1) : 162-168. (in Chinese)
- [10] Bandyopadhyay S, Ghosal A. Analysis of configuration space singularities of closed-loop mechanisms and parallel manipulators[J]. Mechanism & Machine Theory, 2004, 39(5): 519-544.
- [11] Shao W R. Study of internal performance for an axisymmetric vectoring exhaust nozzle using numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829.
- [12] Saito T, Fujimoto T. Numerical studies of shock vector control for deflecting nozzle exhaust flows[M]. Berlin: Springer, 2009: 985-990.
- [13] Orme J S, Way R H, Ferguson D M. Initial flight test evaluation of the F-15 ACTIVE axisymmetric vectoring nozzle performance[R]. NASA-TM-1998-206558.
- [14] Carson G T, Capone F J. Static internal performance of an axisymmetric nozzle with multi-axis thrust-vectoring capability[R]. NASA-TM-1991-4237.
- [15] Orme J S, Sims R L. Selected performance measurements of the F-15 active axisymmetric thrust-vectoring nozzle[R]. ISABE-1999-097979.
- [16] Wilson E A, Adler D, Bal-Or B Z, et al. Optimizing subcritical-flow thrust-vectoring of converging-diverging nozzles[J]. Journal of Propulsion & Power, 2000, 16(2): 202-206.
- [17] 李健, 邱明星, 苏媛媛, 等. MBD技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 32-35.
- LI Jian, QIU Mingxing, SU Yuanyuan, et al. Determine the dangerous gear in accessory gear system of engine based on resonance analysis [J]. Aeroengine, 2015, 41(1): 32-35. (in Chinese)
- [18] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Numerical study on some fluid dynamics aspects of axisymmetric thrust vectoring nozzles[R]. AIAA-94-3365.
- [19] Wilson E A, Adler D, Bar-Yoseph P Z. Geometric evaluation of axisymmetric thrust-vectoring nozzles for aerodynamic performance predictions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18 (3) : 712-716.
- [20] Wilson E A, Adler D, Bar-Yoseph P. Thrust-vectoring nozzle performance modeling[J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 19(1): 39-47.
- [21] 王汉平, 张煜冰, 杨鸣. 轴对称推力矢量喷管冷态多柔体动力学仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2427-2432.
- WANG Hanping, ZHANG Yubing, YANG Ming. Flexible multi-body dynamics simulation of cold state axial-symmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2427-2432. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)

# 燃油离心泵可靠性仿真

刘洋<sup>1</sup>, 孙博<sup>2</sup>, 吴晓丹<sup>1</sup>, 万里勇<sup>1</sup>

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191)

**摘要:** 为解决燃油离心泵可靠性仿真的工程问题, 分析了其关键结构件主要故障模式, 明确了相关可靠性机理模型, 基于 Paris 模型开展了涡壳单元可靠性仿真, 给出了关键结构件单元可靠性仿真方法和结果, 并进一步基于可靠性方块图构建了系统可靠性模型, 评估了燃油离心泵系统平均故障间隔时间(MTBF)。结果表明: 评估结果与试验数据的偏差为 19%, 主要原因为忽略了其余次要故障模式影响。所提出的燃油离心泵可靠性仿真方法可支持产品在设计阶段的可靠性分析, 对解决航空发动机机械类成附件可靠性量化的技术难题具有一定促进作用。

**关键词:** 燃油离心泵; 可靠性; 仿真; 航空发动机

中图分类号: V233.2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.016

## Centrifugal Fuel Pump Reliability Simulation

LIU Yang<sup>1</sup>, SUN Bo<sup>2</sup>, WU Xiao-dan<sup>1</sup>, WAN Li-yong<sup>1</sup>

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

2. School of Reliability and System Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** In order to solve the engineering problem of reliability simulation of a centrifugal fuel pump, the main failure modes of its key structural components were analyzed, and their related failure mechanism models were clarified. Based on the Paris model, the reliability simulation of the volute unit was carried out, and the reliability simulation methods and results of key structural components were given. A system reliability model based on the reliability block diagram was further constructed, and the mean time between failures (MTBF) of the centrifugal fuel pump system was evaluated. The results show that the deviation of the evaluation results from the test data is 19%, which is mainly due to the influences of the secondary failure modes not considered. The proposed reliability simulation method for centrifugal fuel pumps can support product reliability analysis during the design phase, which helps solve the technical problem of quantifying the reliability of aeroengine mechanical accessories.

**Key words:** centrifugal fuel pump; reliability; simulation; aeroengine

## 0 引言

航空发动机功能、性能等方面的需求逐步提高, 要求成附件在不增重的前提下能承受更大的载荷并保持更高的可靠性水平<sup>[1-2]</sup>。传统的可靠性分析方法已无法满足航空发动机加速研制的需求。

近年来, 可靠性理论、数字样机技术、仿真技术发展迅速, 研究人员广泛寻求通过建模、仿真方法对相应的故障模式和故障机理做量化分析。胡博等<sup>[3]</sup>开展了可靠性仿真试验在机载电子产品上的应用研究, 证

明该技术对机载电子产品早期研发过程设计质量提升具有积极推动作用; 肖慧等<sup>[4]</sup>开展了有限元仿真在电装工艺可靠性工程中的应用研究, 提出了基于有限元方法的评价流程; 邵将等<sup>[5]</sup>开展了多应力下基于模型的航空机电设备可靠性仿真方法研究, 明确了相关的仿真分析流程; 敬敏等<sup>[6]</sup>提出从仿真角度对功率器件进行热可靠性分析评价, 结合失效物理模型对器件进行寿命预测和薄弱环节分析; 叶峰<sup>[7]</sup>从电路设计、信号完整性、失效物理和整机环境应力仿真等多维度进行可靠性仿真分析; 吴贵芬等<sup>[8]</sup>通过对航空电子设备

收稿日期: 2023-11-30 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, 高级工程师。

引用格式: 刘洋, 孙博, 吴晓丹, 等. 燃油离心泵可靠性仿真[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 123-128. LIU Yang, SUN Bo, WU Xiaodan, et al. Centrifugal fuel pump reliability simulation[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 123-128.

的应用实践,研究了可靠性与性能设计一体化方法;王宏等<sup>[9]</sup>开展了基于可靠性仿真分析的一体化设计,预测平均首发故障时间;Panda等<sup>[10]</sup>采用拉丁超立方抽样和Kriging模型计算了结构的失效概率,并推广应用于结构有限元计算的可靠性分析中;王齐锯<sup>[11]</sup>采用参数化设计的方式搭建绞车传动系统模型,对疲劳寿命进行评估;初琦等<sup>[12]</sup>应用可靠性仿真和优化设计等方法进行液压系统稳定性优化建模,给出优化设计方案;Coskun等<sup>[13]</sup>、Liu等<sup>[14]</sup>开展了液压系统故障及仿真模型构建技术研究。目前大多数可靠性仿真是基于电子、机电产品开展研究,而机械产品可靠性问题以耗损失效为主,其工作环境往往更为复杂、恶劣,导致即使用最先进的设计方法也难以考虑到所有影响因素;也由于其特殊性和复杂性,机械产品可靠性仿真技术发展相对缓慢<sup>[15]</sup>。但机械产品故障率占装备总故障率比例很高,正逐渐获得国内外的广泛关注<sup>[16]</sup>。

本文从工程实践出发,利用现有的功能模型、CAD/CAE工具,基于单元可靠性评估结果构建系统可靠性模型,开展航空发动机燃油离心泵(以下简称“燃油泵”)可靠性仿真分析。

## 1 故障模式分析

### 1.1 功能原理

该型燃油泵是航空发动机燃油控制系统的成附件,安装在发动机附件机匣上,其功能是将飞机油箱的来油和各方回油进行增压,再提供至各燃油系统成附件。在工作状态下,花键轴和传动轴带动叶轮作高速旋转运动,迫使充灌在叶片间的燃油旋转,进而使燃油获取能量,燃油静压能增高、流速增大。燃油进入涡壳后,由于涡壳内流道逐渐扩大而减速,部分动能转化为静压能,最后沿切向流入各燃油系统成附件。燃油泵功能原理如图1所示。

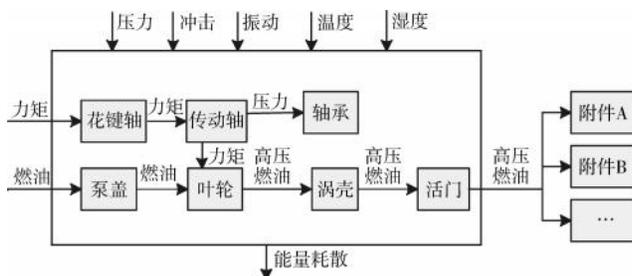


图1 燃油泵功能原理

燃油泵是由多个零件、组件组成的综合系统,组成该系统相对独立的零件、组件可称为单元。由于燃油泵在满足环境要求及寿命要求的同时,还需考虑实际工况中各种热、振动、冲击及其他因素的影响。

### 1.2 故障模式

根据燃油泵功能原理,其单元可靠性问题主要体现在涡壳、叶轮、密封环、花键、螺栓关键结构件上,在试验中暴露的故障模式主要包括疲劳、磨损、裂纹等。

(1) 涡壳。涡壳是泵的主体,内部装配了轴承、机械密封、转子等零部件,是收集液体、转化能量的核心部件。涡壳由于受到材料内部缺陷及热应力、振动载荷、油压和预紧力等环境因素的影响,在其应力集中部位容易产生裂纹,其故障模式表现为壳体内表面或外边缘出现裂纹,涡壳裂纹扩展长度越长,涡壳的结构强度就越弱,结构可靠度就越低,发生故障的可能性就越大,涡壳裂纹扩展故障为其主要故障模式。

(2) 叶轮。叶轮直接关系到燃油泵所产生的扬程能否达标,一旦发生故障会使整个燃油系统中断供油。叶轮往往承受着非常严酷的载荷环境,不仅要承受高转速引起的离心力和离心弯矩,还要承受周期性的油压载荷。叶轮在长期循环载荷作用下,受疲劳损伤或材料原始缺陷的影响会产生微裂纹,进一步会导致裂纹扩展乃至断裂、掉块等现象的发生<sup>[17]</sup>,叶轮裂纹扩展故障为其主要故障模式。

(3) 密封环。密封环是燃油泵机械密封的重要组成部分之一,动环与密封环之间的磨损故障是机械密封经常发生的一种故障形式,在磨损故障发生后还会出现燃油泄漏等系列问题,密封环磨损故障为其主要故障模式。

(4) 花键。航空渐开线花键磨损具有缓慢的渐进性特点,对系统性能的影响也是一个渐进性缓慢故障过程,与突发性故障相比往往容易被忽视,但其危害性却很大,在交变循环载荷下微动磨损故障为其主要故障模式。另外,花键副在交变载荷和振动作用下,其花键发生裂纹萌生和裂纹扩展,导致齿齿强度降低,对可靠性造成危害,花键裂纹扩展故障也为其主要故障模式。

(5) 螺栓。螺栓发生疲劳破坏的过程也包括疲劳裂纹的萌生和裂纹的扩展<sup>[18]</sup>。在工程应用中,评估疲劳寿命时出于安全考虑,认为其本身存在初始裂纹,仅对疲劳裂纹扩展阶段的寿命进行估算,不考虑裂纹

萌生阶段的疲劳寿命,螺栓裂纹扩展故障为其主要故障模式。

## 2 燃油泵关键结构件的单元可靠性仿真

### 2.1 可靠性仿真研究路线

结合故障模式分析结果,开展燃油泵关键结构件的单元可靠性仿真分析。即针对关键结构件对应的故障模式、载荷类型等因素,明确其可靠性机理模型(疲劳可靠性模型、断裂可靠性模型等),结合载荷响应分析获取单元可靠性仿真模型中所需的各种关键响应(如应力、应变),完成各关键结构件的单元可靠性仿真计算与评估。然后,根据燃油泵系统功能特点,构建相应的系统可靠性模型,结合各单元可靠性评估结果,进一步评估燃油泵系统的可靠性。可靠性仿真研究路线如图 2 所示。

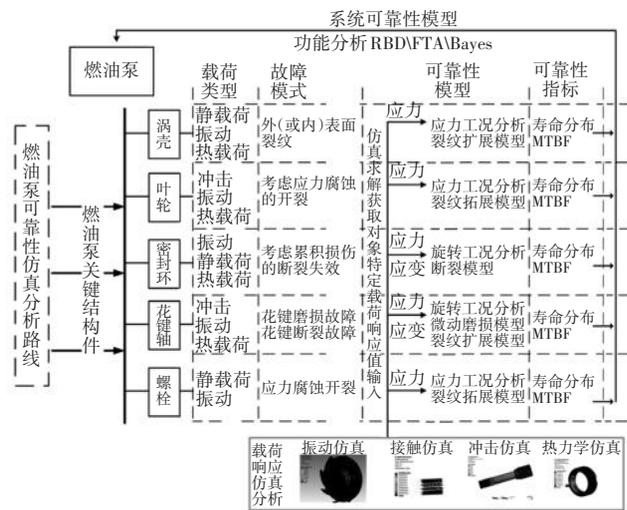


图 2 可靠性仿真研究路线

### 2.2 涡壳单元可靠性仿真

(1) 设定基准。设定该型燃油泵平均故障间隔时间(Mean Time Between Failures, MTBF)试验数据评估值为  $X$  h, 为便于仿真与试验结果横向对比,下文以  $X$  为基准给出可靠性仿真的计算结果。

(2) 仿真方法。针对涡壳在复杂交变载荷下产生裂纹扩展的故障模式,利用有限元仿真方法获取涡壳在循环载荷作用下的应力响应,基于经典 Paris 模型进行涡壳裂纹扩展寿命评估。选取断裂韧度、应力变化范围等参数作为不确定性参数,利用蒙特卡洛抽样方法,获取涡壳裂纹扩展的寿命分布,进而对涡壳裂纹扩展可靠性进行分析评估,涡壳裂纹扩展可靠性仿真流程如图 3 所示。

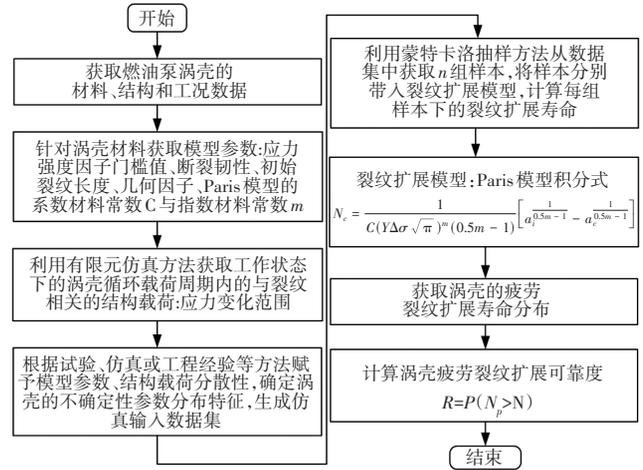


图 3 涡壳裂纹扩展可靠性仿真流程

(3) 模型及参数。应力强度因子  $K$  是控制裂纹扩展速率的主要参量,疲劳裂纹扩展的线性区域用 Paris 式<sup>[19]</sup>表示为

$$\frac{da}{dN} = C\Delta K^m \quad (1)$$

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} \quad (2)$$

$$K = Y\sigma\sqrt{\pi a} \quad (3)$$

式中: $C$ 、 $m$  为材料常数,其取值一般通过试验获得; $Y$  为几何因子,取决于载荷以及裂纹的形状; $\sigma$  为承受的平均应力; $a$  为裂纹长度。

Paris 式表征裂纹在每个循环周期中的增长量,通过积分等推导可得疲劳裂纹扩展寿命为

$$N_c = \frac{1}{C(Y\Delta\sigma\sqrt{\pi})^m(0.5m-1)} \left[ \frac{1}{a_i^{0.5m-1}} - \frac{1}{a_c^{0.5m-1}} \right] \quad (4)$$

式中: $a_i$  为原始裂纹长度; $a_c$  为临界裂纹长度。

断裂韧度  $K_{Ic}$  为临界或失稳状态的应力强度因子值,当裂纹尖端的应力强度因子达到了材料的断裂强度时裂纹便失稳扩展而导致断裂,即在  $K < K_{Ic}$  时可认为构件是安全的,因此可将  $K_{Ic}$  作为输入,以求解临界裂纹长度  $a_c$ ,其求解式为

$$a_c = \frac{1}{\pi} \left( \frac{K_{Ic}}{Y\Delta\sigma} \right)^2 \quad (5)$$

通过式(4)、(5)可计算获得裂纹扩展寿命  $N_p$ 。涡壳疲劳裂纹扩展寿命模型参数见表 1。

在当下的疲劳循环次数  $N$  小于裂纹扩展寿命  $N_p$  时便认为结构是可靠的,裂纹扩展对应的极限状态方程为

$$g(I) = N_p(I) - N \quad (6)$$

表1 涡壳疲劳裂纹扩展寿命模型参数

类别	符号	定义	来源
工况	$a_i$	涡壳初始裂纹长度	无损检测
	$a_e$	涡壳临界裂纹长度	计算或设计指定
材料	$Y$	涡壳几何因子	材料参数 (试验获取)
	$m$	涡壳材料Paris模型的指数材料常数	材料参数 (试验获取)
	$C$	涡壳材料Paris模型的系数材料常数	材料参数 (试验获取)
	$K_{IC}$	涡壳材料的断裂韧性	材料参数 (试验获取)
输出	$N_p$	涡壳材料的裂纹扩展载荷循环次数	计算结果

其可靠度表达式为

$$R = P(N_p > N) \quad (7)$$

式中: $I$ 表示影响裂纹扩展寿命的各种因素,如材料因素、载荷因素、环境因素及几何因素等。

(4)仿真计算。由于不同批次某铝合金材料成分、热处理、涡壳内强油压、泵盖内腔油压存在细微差别,选取密度、弹性模量、泊松比、抗拉强度、涡壳内腔油压、泵盖内腔油压考虑不确定性,根据工程经验取变异系数为0.05,选择正态分布表征其分散性特征。

基于ANSYS Workbench的六西格玛分析模块,选择拉丁超立方抽样方法对上述随机变量进行抽样,利用抽样结果开展有限元计算,将所得数据进行分布拟合,得到最大应力与最小应力之差 $\Delta\sigma$ 分布函数,其服从正态分布,均值为9.8677 MPa,标准差为0.4008 MPa,最大应力与最小应力之差的分布函数如图4所示。

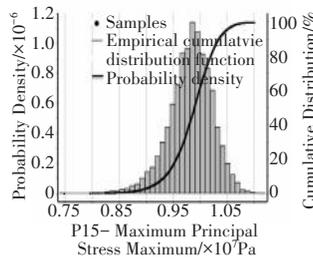


图4 最大应力与最小应力之差的分布函数

表1中 $a_i$ 、 $m$ 、 $C$ 、 $K_{IC}$ 也分别按正态分布取均值和标准差,其中均值按试验获取参数,变异系数也取0.05。再补充 $\Delta\sigma$ 分布参数,利用蒙特卡洛法进行10000次抽样,将各参数带入式(4)进行计算。计算和检验结果表明,在95%的置信度下,裂纹扩展寿命服从对数正态分布,进行无量纲处理后,其分布均值为0.521,标准差为0.093,涡壳裂纹扩展寿命频数分布如图5所示。

(5)仿真结果。在获取了裂纹扩展寿命分布后,结合式(7)获取随载荷循环步数变化的裂纹扩展可靠度曲线,以0.9999可靠度为设计要求,计算其承受的载荷循环次数约为386.1X次工作循环。

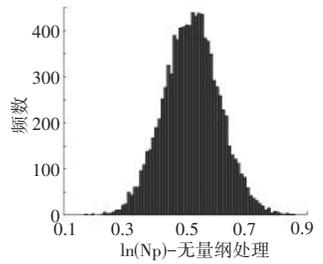


图5 涡壳裂纹扩展寿命频数分布

再根据燃油泵工作循环剖面,在1 h内燃油泵经历5次低速-高速-低速循环,因此每小时存在5次工作循环次数,用载荷循环次数除以5即可得到涡壳单元的MTBF为77.22X h。

### 2.3 其余单元可靠性仿真

结合第1.2节的关键结构件故障模式,其余单元可靠性仿真包括叶轮裂纹扩展、密封环磨损、花键微动磨损、花键断裂和螺栓裂纹扩展5项。仿真过程与第2.2节涡壳单元可靠性仿真相似,单元可靠性仿真方法和结果见表2。

表2 单元可靠性仿真方法和结果

故障模式	可靠性模型	寿命分布	MTBF/h
涡壳裂纹扩展	Paris模型	对数正态	77.22X
叶轮裂纹扩展	Paris模型	对数正态	1.43X
密封环磨损	Archard磨损模型	对数正态	1.28X
花键微动磨损	微动磨损模型	正态	81.21X
花键断裂	Paris模型	对数正态	74.23X
螺栓裂纹扩展	Paris模型	对数正态	78.82X

### 2.4 系统可靠性仿真

燃油泵系统可靠性仿真与组成该系统各单元的可靠性有关,基于可靠性方块图将表2中6项故障模式看作串联模型,即其中任一单元出现故障,系统将会出现故障,串联系统可靠性模型如图6所示<sup>[20]</sup>。



图6 串联系统可靠性模型

假设6项故障模式相互独立,对应的MTBF求倒数即为每项的故障率。通过串联模型可计算燃油泵在仿真工况下的MTBF为1.19X h。该仿真结果与该型燃油泵试验数据的偏差为19%,造成该偏差的主要原因为本次仿真仅覆盖6个关键结构件单元的可靠性仿真,忽略了其余次要故障模式的影响,因此系统可靠性仿真的MTBF偏大。

### 3 结论

(1)结合航空发动机燃油离心泵的功能原理以及试验中暴露的可靠性问题,分析了燃油离心泵关键构件的主要故障模式,提出了“先单元后系统”的可靠性仿真研究路线。

(2)以涡壳单元可靠性仿真为例,获取裂纹扩展寿命分布,涡壳裂纹寿命服从对数正态分布,经无量纲处理后,均值为0.521,标准差为0.093。根据工作循环剖面等因素换算后,得到涡壳单元的MTBF为77.22X h。

(3)基于可靠性方块图建立燃油增压泵串联系统可靠性模型,结合6个单元MTBF评估结果,计算燃油离心泵系统的MTBF为1.19X h,该仿真结果与试验数据的偏差为19%,主要原因为忽略了其余次要故障模式的影响。

从工程实践出发,提出燃油离心泵可靠性仿真方法,可支持产品在设计阶段的可靠性分析,对解决航空发动机机械类成附件可靠性量化的技术难题具有一定促进作用。

#### 参考文献:

- [1] 李丹,李景山,徐鸣,等.航空发动机可靠性综述[J].电子产品可靠性与环境试验,2021(增刊1):117-122.  
LI Dan, LI Jingshan, XU Ming, et al. Summary of aviation engine reliability[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2021(Supp.1): 117-122. (in Chinese)
- [2] 王海.中国军用航空发动机寿命验证与规划方法[J].航空发动机,2023,49(4):80-85.  
WANG Hai. Life verification and plan of China military aeroengine[J]. Aeroengine, 2023, 49(4): 80-85. (in Chinese)
- [3] 胡博,陈平批,邓明.可靠性仿真试验在机载电子产品上的应用[J].装备环境工程,2021,18(12):31-36.  
HU Bo, CHEN Pingpin, DENG Ming. Application of reliability simulation test in airborne electronic products[J]. Equipment Environmental Engineering, 2021, 18(12): 31-36. (in Chinese)
- [4] 肖慧,陈方舟,刘加豪,等.有限元仿真在电装工艺可靠性工程中的应用[J].电子工艺技术,2022,43(5):249-253,258.  
XIAO Hui, CHEN Fangzhou, LIU Jiahao, et al. Application of finite element simulation in Denso process reliability engineering[J]. Electronics Process Technology, 2022, 43(5): 249-253, 258. (in Chinese)
- [5] 邵将,孙胜,孟理华,等.多应力下基于模型的航空机电设备可靠性仿真方法研究[J].航空科学技术,2022,33(5):24-31.  
SHAO Jiang, SUN Sheng, MENG Lihua, et al. Research on model-based reliability simulation method of aviation electromechanical equipment under multi stresses condition[J]. Aeronautical Science and Technology, 2022, 33(5): 24-31. (in Chinese)
- [6] 敬敏,程禹,陈学锋.基于电热耦合模型的功率器件热可靠性仿真分析[J].现代雷达,2022(9):93-98.  
JING Min, CHENG Yu, CHEN Xuefeng. Thermal reliability simulation analysis of power devices based on electrothermal coupling model[J]. Modern Radar, 2022(9): 93-98. (in Chinese)
- [7] 叶峰.硬件产品多维度可靠性仿真设计[J].铁路通信信号工程技术,2021(11):24-29.  
YE Feng. Design of multi-dimensional reliability simulation of hardware products[J]. Railway Signalling and Communication Engineering, 2021(11): 24-29. (in Chinese)
- [8] 吴贵芬,邢荣峰.可靠性仿真分析的工程应用[J].测控技术,2018,37(增刊1):93-95.  
WU Guifen, XING Rongfeng. Engineering applications for reliability simulation analysis[J]. Measurement and Control Technology, 2018, 37(Supp.1): 93-95. (in Chinese)
- [9] 王宏,蔡文琦.基于可靠性仿真分析的一体化设计研究[J].环境技术,2016(6):39-44.  
WANG Hong, CAI Wenqi. Research on integrated design based on reliability simulation analysis[J]. Environmental Technology, 2016(6): 39-44. (in Chinese)
- [10] Panda S S, Manohar C S. Applications of meta-models in finite element based reliability analysis of engineering structures[J]. Computer Modeling in Engineering Sciences, 2008, 28: 161-184.
- [11] 王齐锯.地面绞车安全性和可靠性仿真分析[J].机械管理开发,2022(8):130-131,134.  
WANG Qiju. Simulation analysis of safety and reliability of ground winch[J]. Mechanical Management and Development, 2022(8): 130-131, 134. (in Chinese)
- [12] 初琦,刘勤,史利娟,等.基于可靠性仿真的液压系统稳定性优化设计[J].兵器装备工程学报,2022,43(6):255-260.  
CHU Qi, LIU Qin, SHI Lijuan, et al. Stability optimization design of hydraulic system based on reliability simulation[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2022, 43(6): 255-260. (in Chinese)
- [13] Coskun G, Kolecuoglu T, Dogramac T, et al. Analysis of a priority flow control valve with hydraulic system simulation model[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences & Engineering, 2016, 39(5): 1-9.
- [14] Liu T, Yu J, Sun W J. Study on fault-tolerant technique based on knowledge modules of hydraulic fault theory[J]. Advanced Materials Research, 2013, 712-715: 2043-2050.
- [15] 张伟,王文岳,钱思宇,等.基于失效物理的可靠性仿真技术发展现状研究[J].电子世界,2020(3):25-28.  
ZHANG Wei, WANG Wenyue, QIAN Siyu, et al. Research on the development status of reliability simulation technology based on failure physics[J]. Electronics World, 2020(3): 25-28. (in Chinese)
- [16] 喻天翔,宋笔锋,张玉刚,等.机械系统可靠性设计与分析技术[M].

- 北京:国防工业出版社,2023:2-8.
- YU Tianxiang, SONG Bifeng, ZHANG Yugang, et al. Reliability design and analysis techniques for mechanical systems[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2023:2-8.(in Chinese)
- [17] 王赫.离心泵故障诊断方法研究[D].北京:北京工业大学,2020.
- WANG He.Research on fault diagnosis method of centrifugal pump[D]. Beijing:Beijing University of Technology, 2020.(in Chinese)
- [18] 张清贵.某型涡喷发动机螺栓装配断裂故障分析[C]//第十五届全国疲劳与断裂学术会议摘要及论文集.广东佛山:中国金属学会, 2010:102-105.
- ZHANG Qinggui.Analysis of bolt assembly fracture failure of a certain turbojet engine[C]//Abstracts and Proceedings of the 15th National Conference on Fatigue and Fracture.Foshan Guangdong: The Chinese Society for Metals, 2010: 102-105.(in Chinese)
- [19] 倪向贵,李新亮,王秀喜.疲劳裂纹扩展规律Paris公式的一般修正及应用[J].压力容器,2006(12):8-15,19.
- NI Xianggui, LI Xinliang, WANG Xiuxi. General modification and application of the Paris law for fatigue crack propagation[J].Pressure Vessel Technology, 2006(12): 8-15, 19.(in Chinese)
- [20] 郝静如.机械可靠性工程[M].北京:国防工业出版社,2008: 103-106.
- HAO Jingru. Mechanical reliability engineering[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008:103-106.(in Chinese)

(编辑:刘静)

# 民用航空发动机推力控制故障处置方案设计及验证

司茂鑫<sup>1</sup>, 叶志锋<sup>1</sup>, 黄向华<sup>1</sup>, 余云峰<sup>2</sup>, 辛长堃<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016; 2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

**摘要:**民用航空发动机适航规定要求发动机控制系统部件单点失效不应威胁飞行安全, 而航空发动机燃油调节系统部件故障会引发不可控高推力故障, 增加推力控制故障处置(TCMA)系统是保障飞行安全的有效措施。提出了基于燃油调节系统的 TCMA 方案, 包括故障诊断方案和容错方案。根据阈值对比执行机构模型输出、航空发动机逆模型输出及位移传感器测量位移换算所得燃油流量实现故障诊断。在燃油调节系统内部增加 TCMA 模块, 根据故障诊断结果, 采取不同容错控制方法, 针对传感器故障切换备用传感器; 针对计量活门卡滞故障及压差升高故障启用 TCMA 模块进行容错控制。航空发动机部件级模型和燃油调节系统模型的联合仿真的结果表明: 所提 TCMA 方案可准确诊断燃油调节系统计量活门卡滞故障、压差改变故障及位移传感器故障并实现容错控制, 验证了该 TCMA 方案的有效性。

**关键词:**推力控制故障处置; 燃油调节系统; 不可控高推力; 故障诊断; 容错控制; 航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.017

## Design and Verification of Thrust Control Malfunction Accommodation Scheme for Civil Aeroengine

SI Mao-xin<sup>1</sup>, YE Zhi-feng<sup>1</sup>, HUANG Xiang-hua<sup>1</sup>, SHE Yun-feng<sup>2</sup>, XIN Chang-kun<sup>2</sup>

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

2. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

**Abstract:** The airworthiness regulations for civil aeroengine require that single-point failures of engine control system components should not threaten flight safety, while the component failure of an aeroengine fuel control system can result in uncontrollable high thrust. Adding a Thrust Control Malfunction Accommodation (TCMA) system is an effective measure to ensure flight safety. A TCMA scheme based on the fuel control system was proposed, including fault diagnosis and fault accommodation strategies. Fault diagnosis is achieved based on threshold comparison of the actuator model output, the aeroengine inverse model output, and the fuel flow converted from displacement sensor measurement results. The TCMA device is integrated into the fuel control system, and different fault accommodation control methods were adopted based on the fault diagnosis results. For sensor failures, the primary sensor is replaced by the backup sensor. For the metering valve stuck and differential pressure rise, the TCMA device is activated for fault accommodation control. The results of the joint simulation of the component-level engine model and the fuel control system model show that the proposed TCMA scheme can accurately diagnose metering valve stuck, changes in differential pressure, and displacement sensor failures in the fuel control system and achieve fault accommodation control, verifying the effectiveness of the TCMA scheme.

**Key words:** thrust control malfunction accommodation; fuel control system; uncontrollable high thrust; fault diagnosis; fault accommodation control; aeroengine

## 0 引言

民用航空发动机不可控高推力(Uncontrollable High Thrust, UHT)故障定义为机组人员不能通过正常方式(机组手动操纵油门杆或自动油门控制)减小

发动机所产生的过多推力。发动机 UHT 故障发生率高, 长期危害运输类飞机的飞行安全<sup>[1]</sup>。根据中国民用航空局《航空发动机适航规定》CCAR33.28(d)要求“申请人必须将发动机控制系统设计和构造成: 发动机控制系统部件的单点失效不会导致危害性发动机

收稿日期: 2023-09-29

作者简介: 司茂鑫(1997), 男, 硕士。

引用格式: 司茂鑫, 叶志锋, 黄向华, 等. 民用航空发动机推力控制故障处置方案设计及验证[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 129-136. SI Maixin, YE Zhifeng, HUANG Xianghua, et al. Design and verification of thrust control malfunction accommodation scheme for civil aeroengine[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 129-136.

后果”<sup>[12]</sup>。燃油调节系统(以下简称燃调系统)作为发动机控制系统重要执行机构,在供给发动机的燃油流量增多时,会导致发动机转速增大,产生更大推力,燃调系统发生单一或组合故障,如计量活门卡滞在开度较大位置及旁通活门卡滞导致无法旁通多余燃油等故障均会引发UHT故障。CFM56-7B发动机曾因燃调系统内部计量活门和旁通活门被异物卡滞导致发动机发生空中停车重大事故<sup>[3]</sup>,表明存在燃调系统内部发生卡滞故障导致发动机故障的风险。为应对这类故障,Boeing与Airbus公司对新设计发动机提出了增加推力控制故障处置(Thrust Control Malfunction Accommodation, TCMA)功能的要求,即监测相关传感器参数以及指令推力,发现推力控制故障事件后由发动机控制系统自动完成TCMA,确保发动机推力故障不会影响飞行安全。

目前国外对推力故障处置的相关研究中专利居多,RR公司<sup>[4-6]</sup>发布了4项关于TCMA模块的专利,在Trent XWB发动机燃调系统中增加TCMA模块实现推力故障处置<sup>[7]</sup>;Boeing公司<sup>[8-9]</sup>发布了2项专利:推力故障处置系统和方法;Hamilton Sundstrand公司<sup>[10-11]</sup>发布了2项专利:燃油系统与集成推力控制故障保护和方法。以上专利均针对特定的燃调系统提出TCMA方案。中国对于推力控制故障处置的技术和方法研究较少。李婧<sup>[12]</sup>总结了航空发动机发生不可控高推力后的失效状态与风险计划;鲁劲松等<sup>[13]</sup>采用系统工程的方法研究和分析了TCMA系统安全性的需求和TCMA系统架构及功能。在执行机构故障诊断方面,姜洁等<sup>[14]</sup>设计了一种基于执行机构模型和发动机逆模型的故障诊断系统;刘渊等<sup>[15]</sup>研究了一种基于执行机构数学模型及发动机燃油逆模型的故障诊断方法;潘阳等<sup>[16]</sup>研究了基于执行机构模型及发动机逆模型的发动机燃油系统执行机构及其传感器故障诊断方法。以上故障诊断方法均未考虑燃油调节系统内部压差调节模块功能故障导致的计量活门前后压差改变,而其故障特征与传感器漂移或偏置故障相似,易造成故障误诊,存在局限性。

本文提出了基于燃调系统的TCMA方案,并通过对发动机部件级模型与燃调系统联合仿真模型注入典型燃油调节系统故障,对所提出的TCMA方案进行了功能完备性和有效性验证,可为TCMA方案的设计和改进提供参考。

## 1 TCMA方案

### 1.1 基于燃调系统的TCMA模块

发动机控制系统的工作原理如图1所示。在正常工况下,转速控制器通过比较指令转速与实际转速,产生输出信号控制电液伺服阀,使计量活门位移至合适位置,实现对燃油流量的精确控制。

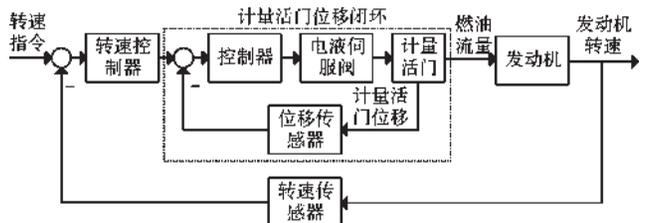


图1 发动机控制系统工作原理

当燃调系统内部出现计量活门(Fuel Metering Valve, FMV)电液伺服阀线圈烧坏或掉线、计量活门卡滞、位移传感器产生较大偏置等故障导致计量活门位移无法控制时,发动机电子控制器(Electronic Engine Control, EEC)无法通过控制计量活门位移,控制燃油流量,若计量活门处于较大开度,向燃烧室提供较多燃油流量;旁通活门卡滞在较小的位置导致旁通活门阀口开度较小,更多的燃油通过计量活门进入燃烧室。当出现这2类故障时,机组人员不能通过正常的方式减少发动机所产生的过多推力,可启用飞机关断阀,切断通往燃烧室的燃油流量。

本文借鉴国外民用航空发动机TCMA模块原理<sup>[4-6]</sup>,结合燃调系统停车原理<sup>[3]</sup>,提出基于燃调系统的TCMA模块方案(如图2所示),在不对燃调系统原有部件做较大改动的前提下增加了TCMA模块,结合了降低旁通活门内腔压力以及将高压伺服油 $P_{sf}$ 通入高压关断阀内腔2种方法,具体结构如下:

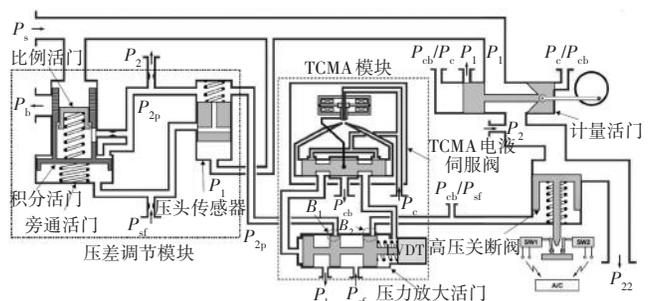


图2 基于燃调系统的TCMA模块方案

(1)TCMA模块由TCMA电液伺服阀、压力放大活门与线性可变差动变压器(Linear Variable Dif-

ferential Transformer, LVDT) 传感器构成, LVDT 传感器安装在压力放大活门上, 实时监测压力放大活门阀芯位移  $L_1$ , 系统通过 TCMA 电液伺服阀控制  $L_1$ , 三者构成压力放大活门位移闭环系统。

(2) 压力放大活门阀芯与阀套配合形成  $B_1$  阀口 ( $P_{2p}$  到  $P_b$  阀口)、 $B_2$  阀口 ( $P_{sf}$  到高压关断阀下腔阀口),  $L_1$  与 2 个阀口的过流面积关系如图 3 所示, 通过控制  $L_1$  控制  $B_1$  与  $B_2$  阀口的过流面积。

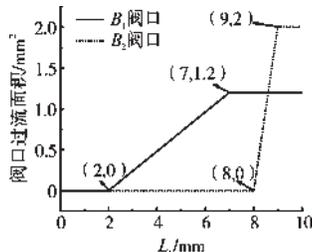


图 3 压力放大活门阀芯位移与阀口过流面积关系

(3) 压力放大活门右腔室安装弹簧, 弹簧力将压力放大活门阀芯推向最左端, 可防止 TCMA 电液伺服阀掉线时由于飞行中的振动导致压力放大活门阀芯移动, 影响燃调系统正常工作。

在燃调系统正常工作状态 (图 2) 下,  $L_1 = 0$  mm, TCMA 模块未启用。旁通活门与压头传感器配合使  $P_1 - P_2$  保持不变, 以泵输出燃油突然增加为例分析其工作原理:  $P_1$  增大,  $P_1$  推动比例活门下移,  $P_1$  推动压头传感器阀芯上移, 压头传感器节流阀口开度增大, 积分活门内腔压力  $P_{2p}$  增大, 积分活门下移;  $P_2$  增大, 旁通活门阀口开度增大, 更多燃油旁通,  $P_1$  回落,  $P_1 - P_2$  恢复正常。

系统检测到推力控制故障事件后, 启用 TCMA 模块, 根据故障的起因采取不同的处置方式, 快速控制通往燃烧室的燃油流量, 解决因发动机推力控制故障带来的严重飞行安全问题。

当发生 FMV 电液伺服阀掉线、线圈烧坏或计量活门卡滞等故障导致控制系统无法有效控制计量活门位移时, TCMA 模块工作原理如图 4 所示。系统通过 TCMA 电液伺服阀控制  $L_1$  和  $B_1$  阀口过流面积, 压力

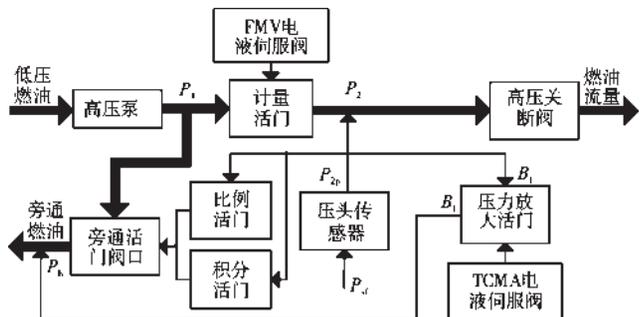


图 4 TCMA 模块处理计量活门卡滞故障工作原理

为  $P_{2p}$  的燃油通过  $B_1$  阀口与压力为  $P_b$  的低压燃油相通, 比例活门与积分活门内腔压力  $P_{2p}$  降低, 比例活门与积分活门开度增大, 旁通活门阀口开度增大, 更多燃油通过旁通活门阀口旁通至低压区。  $B_1$  阀口过流面积越大,  $P_{2p}$  压力越低, 旁通活门阀口开度越大, 通过计量活门的燃油流量越低。

发生旁通活门卡滞或异物阻塞旁通活门阀口等故障导致旁通活门阀口过流面积较小时, TCMA 模块工作原理如图 5 所示。系统通过 TCMA 电液伺服阀控制压力放大活门阀芯位移至最右端,  $L_1 = 10$  mm, 同时开启  $B_1$  与  $B_2$  阀口, 高压伺服油  $P_{sf}$  通过  $B_2$  阀口进入高压关断阀内腔, 高压关断阀内腔压力升高, 使高压关断阀推向关闭位置, 迅速切断燃油进入燃烧室的通道, 阻止燃油进入燃烧室。

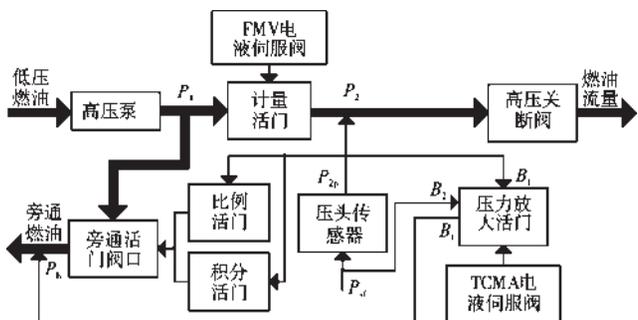


图 5 TCMA 模块处理旁通活门卡滞故障工作原理

### 1.2 故障诊断

燃油调节系统执行机构或传感器出现意外失效状况时, 将给控制系统提供错误的信息, 甚至引发 UHT 故障, 给飞机的安全带来隐患, 因此需要对发动机执行机构及其传感器的性能进行监测, 及时对故障进行诊断。

本文在文献[16]开展的执行机构及其传感器故障诊断的基础上, 改进其总体方案, 建立执行机构模型表征发动机实际所需燃油量大小; 建立发动机逆模型 (以下简称逆模型), 根据发动机传感器输出对燃油流量进行估算, 通过主位移传感器, 测量计量活门位移换算通过计量活门的燃油流量, 备用位移传感器信号也作为判断标准, 基于阈值判断故障, 进行仿真验证。

通过发动机部件级模型与燃调模型联合仿真代替真实的发动机与燃调系统进行实验。在燃调模型中计量活门位移由位移传感器测量并反馈, 主位移传感测量信号为  $L_{01}$ , 备用位移传感器信号为  $L_{02}$ , 发动机转速闭环系统通过指令转速与当前转速残差, 计算发

动机所需燃油增量  $\Delta W_f$ , 发动机所需燃油量  $W_{fi}$  为  $\Delta W_f$  与计量流量  $W_f$  之和, 将  $W_{fi}$  解算为计量活门的期望位置  $L_r$ 。执行机构与传感器故障诊断系统结构如图 6 所示。

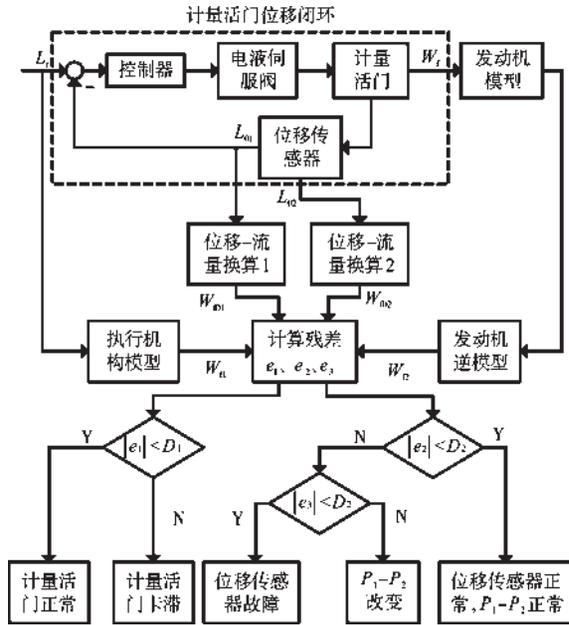


图 6 执行机构与传感器故障诊断系统结构

执行机构模型映射计量活门指令位移  $L_r$  至燃调模型输出燃油量  $W_{fi}$  的关系, 逆模型根据发动机传感器输出估计发动机实际获得燃油流量  $W_{f2}$ , 主位移传感器信号  $L_{01}$  对应燃油流量  $W_{f01}$ , 备用位移传感器信号  $L_{02}$  对应燃油流量  $W_{f02}$ , 若执行机构模型与逆模型精度足够高, 则  $W_{fi}$  即为发动机期望的燃油流量,  $W_{f2}$  则代表发动机实际获得的燃油流量,  $W_{f01}$ 、 $W_{f02}$  代表传感器测量的燃油流量。将  $W_{f01}$ 、 $W_{f02}$ 、 $W_{fi}$ 、 $W_{f2}$  通过残差计算模块得到  $e_1$ 、 $e_2$ 、 $e_3$ , 将得到的残差与故障阈值进行对比

$$e_1 = (W_{f01} - W_{fi}) / W_{f2} \quad (1)$$

$$e_2 = (W_{f01} - W_{f2}) / W_{f2} \quad (2)$$

$$e_3 = (W_{f02} - W_{f2}) / W_{f2} \quad (3)$$

式中:  $D_1$  为执行机构故障阈值;  $D_2$  为传感器信号故障阈值, 按照故障诊断逻辑对故障进行区分和诊断(如图 6 所示), 详细判断逻辑如下:

(1) 当  $|e_1| < D_1$  且  $|e_2| < D_2$  时, 系统无故障;

(2) 当  $|e_1| \geq D_1$  时, 相同计量活门位置指令下燃调模型供给燃油与执行机构模型期望燃油量不符, 判定为计量活门卡滞故障;

(3) 当  $|e_2| \geq D_2$  且  $|e_3| \geq D_2$  时, 逆模型估算燃油流

量与位移传感器测量的燃油流量不符, 判定燃调模型内部发生故障导致计量活门前后压差  $P_1 - P_2$  发生改变;

(4) 当  $|e_2| \geq D_2$  且  $|e_3| < D_2$  时, 逆模型估算燃油流量与主位移传感器测量的燃油流量不符, 判断主位移传感器发生故障。

为避免在动态调节过程中残差短暂超过故障阈值导致系统误判, 设置连续 5 个发动机仿真步长内残差均超过故障阈值, 才判定为故障; 分辨传感器故障与  $P_1 - P_2$  改变故障需连续 5 个发动机仿真步长内  $|e_2| \geq D_2$ , 再引入残差  $e_3$ , 在之后的 5 个发动机仿真步长内对故障进一步区分。

### 1.3 故障容错

向燃调模型中注入故障, 经过仿真试验, 能引发 UHT 的故障可归为以下 2 类:

(1) 计量活门位移闭环功能受限, 如位移传感器故障、计量活门卡滞与 FMV 电液伺服阀故障等, 导致计量活门卡滞在开度较高的位置。

(2) 旁通活门功能受限, 如旁通活门卡滞、异物阻塞部分旁通活门阀口, 导致旁通活门阀口过流面积较小, 计量活门在相同开度下进入燃烧室的燃油流量较多。

根据故障类型不同, 切换相应的容错控制策略。应对位移传感器故障, 切换备用传感器; 应对计量活门卡滞故障, 启用 TCMA 模块, 使旁通活门阀口开度增大, 更多燃油通过旁通活门溢流, 降低主计量回路燃油流量; 应对旁通活门完全卡滞等故障, 在紧急情况下启用 TCMA 模块, 使  $P_{st}$  进入高压关断阀内腔, 切断通往燃烧室的燃油, 关闭故障发动机。

#### 1.3.1 位移传感器故障容错方案

用于计量活门闭环位移控制的位移传感器发生故障时, 若不采取容错控制措施可能引发计量活门位移闭环失效甚至崩溃, 影响控制系统的性能和安全工作。因此位移传感器被检测到故障后需进行容错控制, 原理如图 7 所示。

根据故障诊断系统的故障诊断逻辑(图 6), 对故



图 7 位移传感器故障主动容错控制原理

障进行判断,当诊断出主位移传感器无故障时,主位移传感器的测量信号 $L_{01}$ 作为计量活门的位置反馈信号;当诊断出主位移传感器故障时,切换备用位移传感器测量信号 $L_{02}$ 作为计量活门的位置反馈信号。

1.3.2 计量活门前后压差升高故障容错方案

当燃油调节器内部出现积分活门或压头传感器卡滞等故障导致 $P_1 - P_2$ 升高时,计量活门开度相同,但通过计量活门的燃油流量偏大,由于计量活门仍能正常开闭,此类故障不会引发UHT故障,但会导致系统控制精度减少;若发生旁通活门卡滞或阻塞故障导致旁通活门阀口过流面积较小时可能引发UHT故障,需对这2种故障进行容错控制,原理如图8所示。

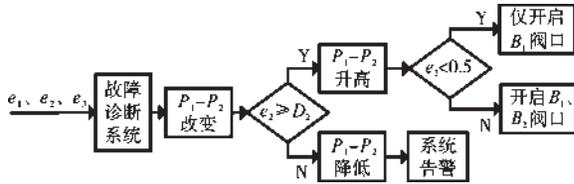


图8 计量活门前后压差改变故障主动容错方案原理

根据故障诊断系统的故障诊断逻辑(图6)对故障进行判断。当诊断出 $P_1 - P_2$ 改变时,对故障进行进一步判断,若 $e_2 < D_2$ 代表 $P_1 - P_2$ 降低,此时系统仅告警;若 $e_2 \geq D_2$ 代表 $P_1 - P_2$ 升高,启用TCMA模块,当 $e_2 < 0.5$ 时, $e_2$ 为控制器输入信号,输出信号控制TCMA电液伺服阀,压力放大活门开启 $B_1$ 阀口,旁通活门内腔压力降低,旁通活门开度增大, $P_1 - P_2$ 降低,当 $|e_2| \leq 0.01$ 时,判定 $P_1 - P_2$ 回到正常范围内,控制器输入信号为0,压力放大活门阀芯到达合适位置。

考虑到 $P_1 - P_2$ 升高故障可能由旁通活门阀口卡滞或异物阻塞旁通活门阀口引发,此时仅开启 $B_1$ 阀口无法使旁通活门开度增大,虽可减小计量活门开度,但 $P_1 - P_2$ 会迅速升高, $e_2$ 迅速增大,难以控制通过计量活门的燃油流量,此时应选择切断燃油,关闭故障发动机。当 $e_2 \geq 0.5$ 时, $P_1 - P_2$ 压力为正常值的4倍以上,此时开启 $B_2$ 阀口, $P_{d1}$ 通过 $B_2$ 阀口进入高压关断阀内腔,迅速切断燃油,关闭故障发动机,防止发动机因推力振荡引发更为严重的事故。

1.3.3 计量活门卡滞容错方案

若计量活门发生卡滞或FMV电液伺服阀故障导致计量活门卡滞在开度较大位置,而控制系统无法通过指令位移 $L_r$ 有效控制计量活门开度,此时进入燃烧

室的燃油流量过多,可能引发UHT故障。

通过计量活门的质量流量为

$$W_f = C_d A \sqrt{2\rho(P_1 - P_2)} \quad (4)$$

式中: $W_f$ 为通过计量活门的质量流量; $C_d$ 为流量系数; $A$ 为计量活门阀口的过流面积; $\rho$ 为燃油密度。

当计量活门发生卡滞故障时,无法通过改变计量活门位移,减少通往燃烧室的燃油流量,可通过减小 $P_1 - P_2$ ,减少通往燃烧室的燃油流量。

计量活门卡滞故障容错控制方案原理如图9所示,根据故障诊断系统的故障诊断逻辑(图6),对故障进行判断,当诊断为计量活门卡滞故障时,启用TCMA模块,通过控制压力放大活门阀芯位移,控制 $B_1$ 阀口过流面积,使旁通活门阀口开度增大,降低 $P_1 - P_2$ ,减少通往燃烧室的燃油流量。

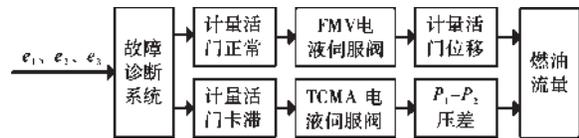


图9 计量活门卡滞故障容错控制方案原理

2 仿真实验

2.1 模型介绍

本文TCMA系统仿真实验平台结构如图10所示。从图中可见,它包含发动机部件级模型、燃调模型、TCMA系统等,发动机模型所需燃油流量 $W_f$ 由燃调模型提供,燃调模型的流量源 $Q$ 与发动机模型的高压转子转速 $N_h$ 相关。

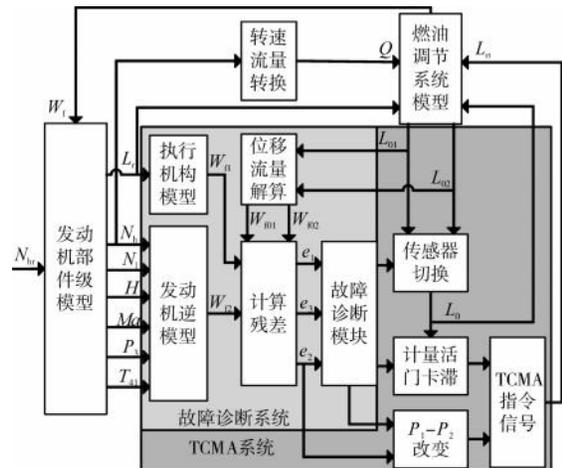


图10 TCMA系统仿真试验平台

燃调模型按照原理(图2)搭建而成,包括计量活门、压差调节模块、TCMA模块、伺服调节模块和停车

关断模块(图中未标出),其中燃油以及各活门关键参数如尺寸、弹簧参数、阀口参数等严格按照部件在加工、装配、调整时的实际值进行设置,TCMA模块根据原理(图2)搭建,设置 $B_1$ 、 $B_2$ 阀口参数设置(图3)。

执行机构模型通过计量活门位移闭环3阶传递函数结合计量活门位置 $L_0$ 和燃油量的2次多项式函数关系得到,其以计量活门指令位移 $L_i$ 为输入,燃油量 $W_{fi}$ 为输出,经测试执行机构模型输出平均误差为0.14%。逆模型使用BP神经网络通过大量的仿真数据离线训练建立,以发动机模型输出高压转子转速 $N_{hr}$ 、低压转子转速 $N_l$ 、飞行高度 $H$ 、马赫数 $Ma$ 、压气机出口总压 $P_3$ 与低压涡轮温度 $T_{41}$ 为输入,燃油流量 $W_{f2}$ 为输出,经测试逆模型输出平均误差为0.17%。

TCMA系统包括TCMA模块(图中未标出)、故障诊断系统、传感器切换模块、计量活门卡滞处理模块、 $P_1 - P_2$ 改变处理模块与TCMA指令信号处理模块组成。故障诊断系统的诊断逻辑(图6)进行故障诊断,根据诊断结果启用相应的处理模块,根据不同的容错控制原理,通过TCMA指令信号处理模块发送压力放大活门的指令位移 $L_{fi}$ 给燃调模型中的TCMA模块,对故障进行处理。

## 2.2 仿真结果

设置发动机模型的仿真步长为20 ms,故障检测阈值选取的基本原则是在可以及时准确检测出故障的前提下,尽可能提高系统对外界噪声的抗干扰能力,避免出现误诊<sup>[14]</sup>,由于执行机构模型并未考虑计量活门位移到燃油流量的传递函数,且在流量源波动时 $P_1 - P_2$ 也会出现波动,最终取 $D_1 = 1.5\%$ , $D_2 = 2.0\%$ 。

考虑到燃调模型需要一定时间建立各系统的压力,设置第1 s之前发动机模型输入燃油流量为常量,第1 s后发动机模型的燃油输入切换为燃调模型的输出 $W_{fi}$ 。以 $H = 0$  km、 $Ma = 0$ 作为发动机模型的工作点,发动机模型指令转速 $N_{hr}$ 输入为:第0~1 s, $N_{hr} = 100\%$ ;第1~11 s, $N_{hr}$ 逐渐减小至80%;第11~14 s, $N_{hr} = 80\%$ ;第14~20 s, $N_{hr}$ 逐渐增加至92%;之后的仿真中该设置保持不变。

(1) $P_1 - P_2$ 升高故障,由于燃调系统内压差调节模块产生故障,导致 $P_1 - P_2$ 高于正常水平。在燃调模型中设置积分活门卡滞故障,在第1 s时发动机模型输入燃油由常量切回燃调模型输出燃油 $W_{fi}$ ,模拟积

分活门突发卡滞故障。

$P_1 - P_2$ 升高故障诊断与容错效果如图11所示。从图11(a)中可见,在第1 s时燃油切换,由于积分活门卡滞, $P_1 - P_2$ 高于正常值, $W_{f2}$ 增大,转速闭环系统根据 $N_{hr}$ 与当前转速 $N_h$ 计算 $L_i$ ;在第1.02 s时 $L_i$ 减小, $W_{fi}$ 、 $W_{f2}$ 、 $W_{f01}$ 、 $W_{f02}$ 减小;在第1.26 s后 $W_{f2}$ 与 $W_{fi}$ 、 $W_{f01}$ 、 $W_{f02}$ 逐渐接近,最终四者逐渐保持一致。从图11(b)中可见,第1 s后 $e_2$ 、 $e_3$ 迅速增大超出故障阈值,而 $e_1$ 始终在故障阈值内;故障诊断系统在第1.22 s时根据故障诊断逻辑判断为 $P_1 - P_2$ 升高故障,启用TCMA模块;在第1.26 s之后 $e_2$ 、 $e_3$ 逐渐降低,并最终回到1%附近,压力放大活门阀芯位移至合适位置。

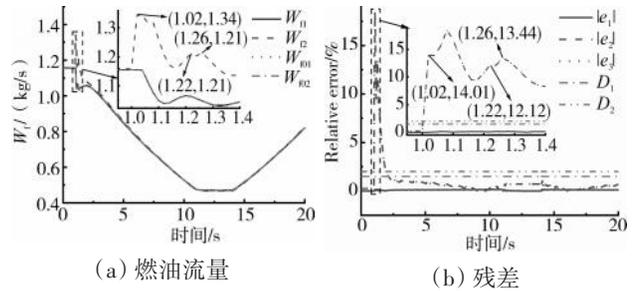


图11  $P_1 - P_2$ 升高故障容错

(2)旁通活门故障,旁通活门阀口被异物阻塞或卡滞致其阀口保持在较小开度,引起 $P_1 - P_2$ 迅速升高。在燃调模型中设置旁通活门阀口保持固定开度,在1 s时燃油由常量切回燃调模型输出燃油 $W_{fi}$ ,模拟旁通活门突发卡滞故障。

旁通活门卡滞故障诊断与容错效果如图12所示。从图12(a)中可见,第1 s时燃油切换,由于旁通活门卡滞 $P_1 - P_2$ 高于正常值, $e_2$ 、 $e_3$ 迅速增大超出故障阈值,而 $e_1$ 始终在故障阈值内;故障诊断系统在第1.22 s时判断为 $P_1 - P_2$ 升高故障,且 $e_2 = 55.77\%$ ,启用TCMA模块,燃调模型输出 $W_{fi}$ 与压力放大活门阀芯

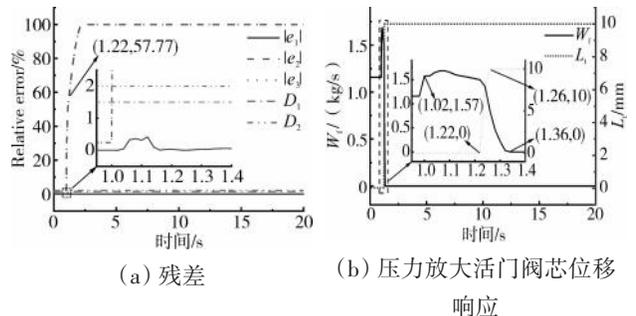


图12 旁通活门卡滞故障容错

位移  $L_r$  如图 12(b) 所示; 在第 1.26 s 时压力放大活门阀芯位移至 10 mm 处, 在 0.1 s 内  $W_r$  迅速降低至 0, 设置  $L_r$  为 0, 关闭计量活门, 关停故障发动机。

(3) 计量活门卡滞故障, 计量活门阀芯卡滞或 FMV 电液伺服阀线掉、线圈烧坏故障导致计量活门无法动作。在燃调模型中设置 FMV 电液伺服阀输入信号为 0, 模拟计量活门卡滞故障。

计量活门卡滞故障诊断容错效果如图 13 所示。从图 13(a) 中可见, 在第 1~1.34 s,  $W_{r1}$  逐渐降低, 由于计量活门卡滞, 所以  $W_{r2}$ 、 $W_{r01}$ 、 $W_{r02}$  并未改变; 从图 13(b) 中可见,  $N_b$  并未改变; 从图 13(c) 中可见,  $e_1$  逐渐增加并超出故障阈值, 但  $e_2$ 、 $e_3$  仍在故障阈值内, 故障诊断系统在第 1.34 s 时, 判断为计量活门卡滞故障; 设置  $L_r$  为计量活门当前卡滞位置, 启用 TCMA 模块,  $L_r$  如图 13(d) 所示, TCMA 系统通过  $L_r$  控制通往燃烧室的燃油量  $W_r$ , 随着  $L_r$  逐渐增大,  $P_1 - P_2$  逐渐降低,  $|e_2|$ 、 $|e_3|$  逐渐增大。即使在计量活门卡滞时, 启用 TCMA 模块后发动机转速  $N_b$  仍能够跟随发动机的指令转速  $N_{br}$ 。

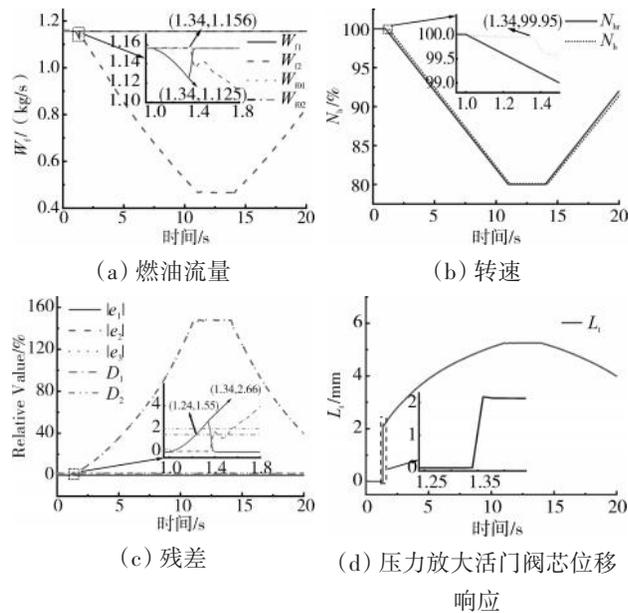


图 13 计量活门卡滞故障容错

对于传感器故障及其他燃调部件引发的推力故障也做了大量仿真试验, TCMA 系统均能对故障进行准确诊断和容错控制, 验证了该方案的实用性和有效性, 限于篇幅未展开。

### 3 结论

(1) 所提出的 TCMA 方案, 能够快速检测出发动

机燃调系统的异常, 并针对不同类型故障引发的推力故障, 采取不同的容错方法, 对其进行容错控制, 验证了该方案的有效性, 可为其他燃调系统 TCMA 方案的研发提供参考。

(2) 通过引入备用传感器信号作为额外判断标准可准确分辨位移传感器故障与计量活门前后压差改变故障, 为故障容错打下基础。

本文的研究尚需开展试验验证该 TCMA 模块方案, 如在燃调系统内增加 TCMA 模块, 通过试验测试计量活门处于不同开度时, 启用该模块对计量流量以及系统压力的影响, 并测试 TCMA 模块对燃调系统伺服压力调节模块、停车关断模块等其他模块功能的影响, 评估方案的有效性与实用性。

#### 参考文献:

- [1] 戚学锋, 杨铁链. 发动机不可控高推力适航部分豁免方法研究[J]. 航空科学技术, 2012, 24(2): 56-58.
- QI Xuefeng, YANG Tielian. Research on partial exemption application method for uncontrollable high engine thrust[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012, 24(2): 56-58. (in Chinese)
- [2] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定: CCAR-33-R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2016: 11-14.
- Civil Aviation Administration of China. Airworthiness regulations for aeroengines: CCAR-33-R2[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2016: 11-14. (in Chinese)
- [3] 姜琪. CFM56-7B 发动机空中停车故障预测机制研究[J]. 航空维修与工程, 2021, 66(11): 73-77.
- JIANG Qi. Research on the prediction mechanism of CFM56-7B IFSD event [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2021, 66(11): 73-77. (in Chinese)
- [4] Griffiths M. Engine fuel control system[P]. US, 9617923, 2017-04-11.
- [5] Nigel H. Engine fuel control system[P]. US, 9771906, 2017-09-26.
- [6] Bickley D. Engine fuel control system[P]. US, 2017306856, 2017-10-26.
- [7] MacDonald A, Khan M, Henson N. Engine fuel control system[P]. EP, 2762711, 2019-10-09.
- [8] Ostrom B G, Brown K S, Fung K L. Thrust control malfunction accommodation system and method[P]. CA, 2424251C, 2007-10-23.
- [9] Ostrom B G, Brown K S, Fung K L. Thrust control malfunction accommodation system and method[P]. EP, 1350942, 2010-06-23.
- [10] Reuter, Charles E, Susca, et al. Fuel system with integrated thrust control malfunction protection and method[P]. US, 2020378315, 2020-12-03.
- [11] Reuter, Charles E, Susca, et al. Fuel system with integrated thrust control malfunction protection and method[P]. EP, 3744958, 2023-06-28.
- [12] 李婧. 发动机不可控高推力的失效状态分析[J]. 科技视界, 2014,

- (12):72.
- LI Jing. Analyze for engine uncontrolled thrust failure condition machinery and electronics[J]. Science & Technology Vision, 2014 (12): 72. (in Chinese)
- [13] 鲁劲松, 张天宏. 商用涡扇发动机推力控制故障处置功能解析[J]. 航空发动机, 2022, 48(1): 1-5.
- LU Jinsong, ZHANG Tianhong. Analysis of commercial turbofan engine thrust control malfunction accommodation[J]. Aeroengine, 2022, 48(1): 1-5. (in Chinese)
- [14] 姜洁, 李秋红, 张高钱, 等. 航空发动机燃油系统执行机构及其传感器故障诊断[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1529-1536.
- JIANG Jie, LI Qiuhong, ZHANG Gaoqian et al. Fault diagnosis of actuator and its sensor of aero-engine fuel system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1529-1536. (in Chinese)
- [15] 刘渊, 张天宏, 周俊. 航空发动机燃油调节执行机构及其传感器的故障诊断与半物理仿真[J]. 推进技术, 2016, 37(11): 2165-2172.
- LV Yuan, ZHANG Tianhong, ZHOU Jun. Fault diagnosis and semi-physical simulation for actuator and sensor of aero-engine fuel regulator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(11): 2165-2172. (in Chinese)
- [16] 潘阳, 李秋红, 姜洁, 等. 航空发动机燃油系统执行机构故障诊断及验证[J]. 航空发动机, 2016, 42(4): 30-35.
- PAN Yang, LI Qiuhong, JIANG Jie, et al. Fault diagnosis and validation for aeroengine fuel system actuator[J]. Aeroengine, 2016, 42(4): 30-35. (in Chinese)

(编辑: 孙明霞)

# 一种双通道热并行架构 FADEC 系统任务可靠性分析

王建锋<sup>1,2</sup>, 张天宏<sup>2</sup>, 周永权<sup>1</sup>, 袁春飞<sup>1</sup>

(1. 中国航发控制系统研究所, 江苏无锡 214063; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:**为解决先进航空发动机控制回路数量显著增加带来任务可靠性降低的问题,针对传统的双通道主备架构全权限数字电子控制(FADEC)系统,创新性地提出了一种双通道热并行架构 FADEC 系统。为分析该新型 FADEC 系统架构对任务可靠性的影响,支撑先进 FADEC 系统架构的论证和方案设计,采用可靠性建模方法,建立 FADEC 系统部件可靠性模型,并对双通道热并行架构机制进行分析和建模,从而构建整个系统的任务可靠性模型。结合部件失效率经验数据,开展了任务可靠性分析和计算。结果表明:FADEC 系统采用双通道热并行架构能够显著提高任务可靠性;双通道的传感器输入信号、控制回路正常或故障信息均通过电子控制器内部通讯传递给对方通道,实现了输入信号和通道健康状态的共享;冗余管理策略不仅实现了双通道单独的控制和切换,还实现了双通道信号级别的协同输出,双通道可自主交叉重构完成控制功能;该 FADEC 系统不仅能够容忍一次故障,并且在不同硬件功能模块出现多次故障的情况下功能可不降级,可满足高可靠性指标要求。

**关键词:**全权限数字电子控制系统;任务可靠性;系统架构;双通道热并行架构;可靠性模型;航空发动机

中图分类号:V233.7

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.018

## Mission Reliability Analysis of a FADEC System with Dual-Channel Parallel-Active Architecture

WANG Jian-feng<sup>1,2</sup>, ZHANG Tian-hong<sup>2</sup>, ZHOU Yong-quan<sup>1</sup>, YUAN Chun-fei<sup>1</sup>

(1. AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China;

2. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To resolve the problem of mission reliability reduction caused by the significant increase in the number of control loops for advanced aircraft engines, an innovative dual-channel parallel-active architecture FADEC system was proposed for the traditional dual-channel main-backup architecture full authority digital electronic control (FADEC) system. To analyze the impact of the new FADEC system architecture on its mission reliability and support the demonstration and scheme design of advanced FADEC system architecture, the component reliability model was established according to the reliability modeling method, and the mechanism of dual-channel parallel-active architecture was analyzed and modeled, to build the mission reliability model of the whole system. The mission reliability analysis and calculation were carried out using empirical data on component failure rate. The results show that the FADEC system can significantly improve mission reliability by adopting the dual-channel parallel-active cooperation architecture: the input signals of the dual-channel sensors and the normal or fault information of the control loop are transmitted to the other channel through the internal communication of the electronic controller, achieving the sharing of the input signals and channel health status. The redundancy management strategy not only realizes the independent control and switching of dual channels but also realizes dual-channel coordinated signal-level output. The dual channels can complete the control functions with active cross-reconstruction capability. Therefore, the FADEC system can not only tolerate one single fault but also ensure that the system function doesn't degrade in the event of multiple faults in different hardware functional modules, meeting the requirements of high mission reliability.

**Key words:** FADEC system; mission reliability; system architecture; dual-channel parallel-active architecture; reliability model; aeroengine

收稿日期:2023-09-09 基金项目:国家级研究项目资助

作者简介:王建锋(1986),男,博士,高级工程师。

引用格式:王建锋,张天宏,周永权,等.一种双通道热并行架构 FADEC 系统任务可靠性分析[J].航空发动机,2025,51(3):137-142. WANG Jianfeng, ZHANG Tianhong, ZHOU Yongquan, et al. Mission reliability analysis of a FADEC system with dual-channel parallel-active architecture[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 137-142.

## 0 引言

随着航空发动机技术的不断进步,控制系统开始采用全权限数字电子控制(Full Authority Digital Engine Control, FADEC)<sup>[1-2]</sup>。FADEC系统包括传感器、电子控制器、液压机械装置、电气电缆等多类成附件,在高温、强振动以及电磁辐射的恶劣环境下工作,执行发动机状态信号采集、计划调度控制、燃油流量控制、执行机构位置控制、限制保护、与飞机和其它系统交联等关键功能,其可靠性直接影响发动机的正常运行和飞行任务的顺利完成。可靠性包括基本可靠性和任务可靠性。其中,任务可靠性是执行任务过程中完成规定功能的概率,描述了完成任务过程中产品各单元的预定作用,反映了系统使用效能<sup>[3-4]</sup>。

FADEC系统任务可靠性研究<sup>[5-6]</sup>受到用户、飞机和发动机等利益相关方的特别重视,也得到国内外学者的广泛关注。徐可君等<sup>[7]</sup>研究了军用航空发动机可靠性的参数和技术指标;李琼等<sup>[8]</sup>研究了发动机各系统之间相互关系对可靠性的影响;聂挺<sup>[9]</sup>采用通用的任务可靠性建模方法,对发动机任务可靠性开展了建模分析;张晓爽等<sup>[10]</sup>利用故障模式和影响分析中风险优先数的概念开展发动机可靠性改进提升;Sohn等<sup>[11]</sup>、Alstrom等<sup>[12]</sup>从多余度硬件配置的角度分析了飞控系统的任务可靠性;Castet等<sup>[13]</sup>研究卫星系统任务可靠性计算的数据分析和建模方法;Capriglione等<sup>[14]</sup>、Lanus等<sup>[15]</sup>、Brenner等<sup>[16]</sup>采用功能分解方法,建立了功能和硬件失效的基本关联关系并开展了可靠性建模分析。在上述研究中,对任务可靠性建模和分析的通用方法研究较多,侧重多余度的硬件配置对任务可靠性的影响;而对于如何细化分析复杂软硬件工作机制下系统任务可靠性研究较少。实际上,对于复杂系统的任务可靠性,不仅要考虑硬件余度配置,更要分析由软件实现的复杂余度管理策略与多余度硬件综合后对系统架构工作机制的影响。

FADEC系统通常采用双通道主备架构设计,即一个通道处于主控状态、另一个通道处于热备份状态。当主控通道出现故障时则切换到备份通道由其接管控制,而备份通道再次出现故障时则系统必须进行故障降级处置。主备架构无法充分利用所有的硬件资源,从而制约了系统任务可靠性。针对FADEC系统的可靠性问题,前期创新性地提出了一种双通道

热并行架构的FADEC系统。本文结合双通道热并行架构工作机制,深入分析了在复杂架构下建立的可靠性模型,可供新架构的FADEC系统以及其它复杂系统设计时参考。

## 1 任务可靠性指标要求

根据飞机标准规范《SAE APR 4761民用机载系统和设备安全性评估过程的指南和方法》<sup>[17]</sup>以及发动机适航规章要求,按照飞机-发动机-FADEC3个系统层级开展失效模式及影响分析。从推力控制角度,FADEC系统使用效能通常可分为:100%最大推力及以下(正常)可控;100%中间推力及以下(中间状态及以下)可控;部分中间推力及以下(部分节流状态及以下)可控;限制为慢车;限制为停车。FADEC系统控制功能失效导致的空中停车,可表征系统安全性和最差使用效能<sup>[18]</sup>。因此,通常定义FADEC系统控制功能失效导致的空中停车率(In-flight Showdown Rate, IFSDR)指标,作为FADEC系统任务可靠性顶层指标。在指标数值上,按照飞机和发动机指标分配,参考国外先进航空发动机服役数据统计结果<sup>[19]</sup>,选取为 $1 \times 10^{-6}$ /飞行小时。按照该指标为目标,分析新型双通道热并行架构FADEC系统的任务可靠性。

## 2 部件可靠性建模

按照自下而上的综合设计过程开展系统任务可靠性分析。对FADEC系统的传感器、电子控制器、液压机械装置、电气电缆等附件,按照物理结构和系统功能分析,采用商用软件建立可靠性模型并对其进行分析。

### 2.1 传感器

在FADEC系统中,传感器分为转速、温度、压力、位移信号4类。转速信号包括低压转子转速 $N_1$ 、高压转子转速 $N_2$ ,通常采用磁阻转速传感器采集;温度信号包括发动机进口总温 $T_1$ 、高压压气机进口总温 $T_{25}$ 、低压涡轮排气温度 $T_6$ 、燃油进口温度 $T_f$ 、滑油回油温度 $T_m$ , $T_6$ 通常采用热电偶传感器采集,其它信号采用不同分度的热电阻传感器采集;压力信号包括发动机舱压 $P_H$ 、高压压气机出口总压 $P_{31}$ 、低压涡轮出口总压 $P_6$ 、喘振压差 $P_{ck}$ 、滑油压差 $P_m$ ,通常采用压阻式、电感式压力传感器采集;位移信号包括风扇进口导叶角度 $A_1$ 、高压压气机进口导叶角度 $A_2$ 、主燃油计量活门位

移  $L_m$ 、加力 3 个区燃油计量活门位移  $L_1/L_2/L_3$ 、喷口控制分油活门位移  $L_n$ 、喷口直径位移  $D_8$ ，通常采用线性或旋转差动变压器采集。

根据系统控制功能分析，推力调节使用的  $N_1$ 、 $N_2$ 、 $T_1$ 、 $T_6$ 、 $P_H$ 、 $P_{31}$ 、 $P_6$ 、 $A_2$ 、 $L_m$ 、 $D_8$  信号故障可导致空中停车。这些传感器信号均为双余度配置，分为 A、B 通道。故按硬件余度配置，将上述传感器在 A 或 B 通道串联，建立传感器单通道可靠性模型，如图 1 所示。2 个传感器单通道可靠性模型为并联关系。

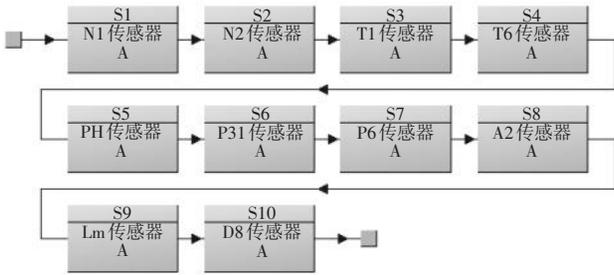


图 1 传感器单通道可靠性模型

### 2.2 液压机械装置

FADEC 系统中液压机械装置的功能包括：(1) 过滤燃油；(2) 为调节装置建立必要的燃油压力；(3) 计量并为主燃烧室供油；(4) 计量并为加力燃烧室供油；(5) 接收来自电子控制器的信号控制发动机  $A_1$  位置；(6) 接收来自电子控制器的信号控制发动机  $A_2$  位置；(7) 接收来自电子控制器的信号控制发动机  $D_8$  位置；(8) 应急放油、热回油等辅助功能。

根据系统功能分析，功能(1)、(2)、(3)、(6)、(7) 是可导致空中停车的关键功能。这些功能对应的硬件功能模块，有的为单余度(定义为公共硬件部分)，有的为双余度，按照硬件余度配置分别建立可靠性模型。

液压机械装置公共硬件部分可靠性如图 2 所示。对双余度硬件部分，单通道可靠性将执行机构 A 或 B 余度串联，液压机械装置双余度执行机构单通道可靠

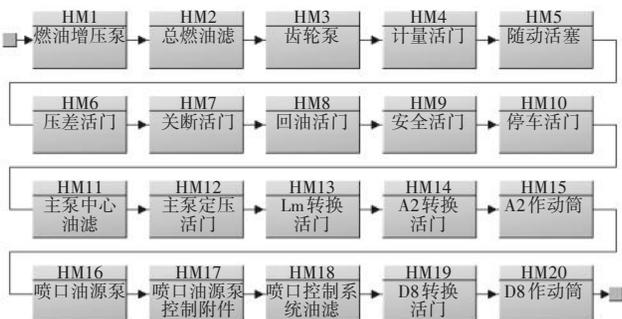


图 2 液压机械装置公共硬件部分可靠性

性如图 3 所示。2 个执行机构单通道可靠性模型为并联关系。

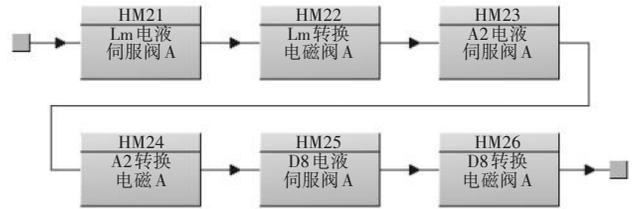


图 3 液压机械装置双余度执行机构单通道可靠性

### 2.3 数字电子控制器

电子控制器功能模块结构如图 4 所示。

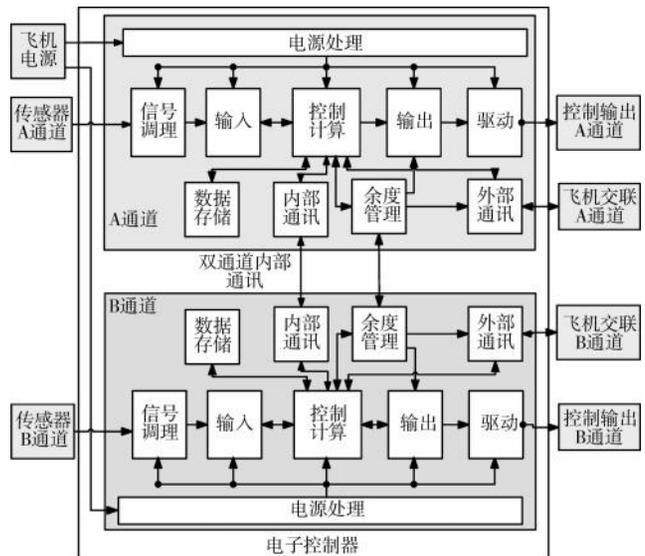


图 4 电子控制器功能模块结构

数字电子控制器功能包括：(1) 调理、采集传感器输入信号；(2) 实现数学运算、逻辑运算、数据存储、通讯和内部通讯；(3) 实现控制信号的输出和驱动；(4) 余度管理；(5) 实现与飞机机上设备的通讯交联。电子控制器和系统功能架构紧密相关，其可靠性不单独建立，后续随系统一并建立。

### 2.4 电缆和连接器

将电缆和连接器的故障合并到电子控制器中，具有外部接口的功能模块内部考虑，不单独建模和分析。

## 3 双通道热并行架构系统任务可靠性建模

### 3.1 简化问题的假设

为简化问题，作出如下假设：(1) 不考虑共模影响，认为故障随机、独立；(2) 部件和功能模块的故障检测率为 100%，即不考虑未检出故障导致的功能失效；(3) 对多交叉通道结构，不考虑公共面(表决、输出

选择)的故障;(4)不考虑机载模型解析余度对系统余度配置的影响。

### 3.2 双通道热并行架构工作机制

双通道热并行架构工作机制包括:(1)传感器 A 和 B 通道的信息,均可通过电子控制器内部通讯传递给控制器的双通道,即具备双通道输入信息融合共享能力;(2)液压机械装置 A 和 B 通道执行机构回路控制正常或故障的信息,可通过电子控制器内部通讯传递给对方通道,即具备双通道状态自监控和互监控能力;(3)余度管理策略,不仅能够实现电子控制器 A 和 B 通道单独的控制和切换,还能够实现 A 和 B 通道信号级别的协同输出,从而共同完成控制功能,即具备双通道输出资源重构能力。

因此,从定性角度分析,该架构可显著提高系统任务可靠性。

### 3.3 系统任务可靠性建模

针对双通道热并行架构可靠性模型连接分支极为复杂的特点,按以下几种工作模式分类分析。

(1)情况 1 为完备系统:电子控制器 A、B 通道,内部通讯、余度管理模块均无故障,对应的功能架构是双通道正常热并行协同工作。采用商用软件建立系统模型,情况 1 的系统任务可靠性如图 5 所示。

所有类型的传感器信号至少有 1 路可用,组合情况为

$$\sum_{i=0}^{10} C_{i0}^i = 1024 \text{ 种} \tag{1}$$

液压机械装置所有类型的双余度执行机构,至少有 1 路可用,组合情况有为

$$\sum_{i=0}^6 C_6^i = 64 \text{ 种} \tag{2}$$

(2)情况 2 为双通道轮转:电子控制器 A、B 双通道,内部通讯模块无故障,余度管理模块故障,系统降级转变为传感器输入信息共享式双通道轮转架构。该架构需要液压机械装置的双余度执行机构,至少有 1 通道可用。采用商用软件建立系统可靠模型,情况 2 的系统任务可靠性如图 6 所示。

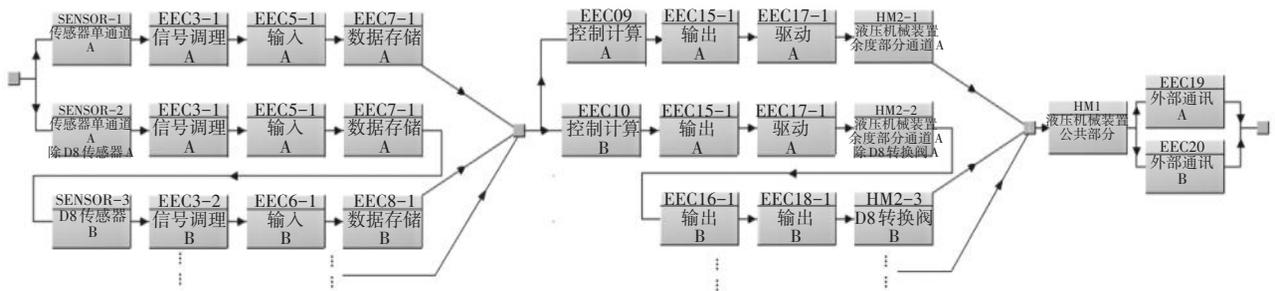


图 5 情况 1 的系统任务可靠性

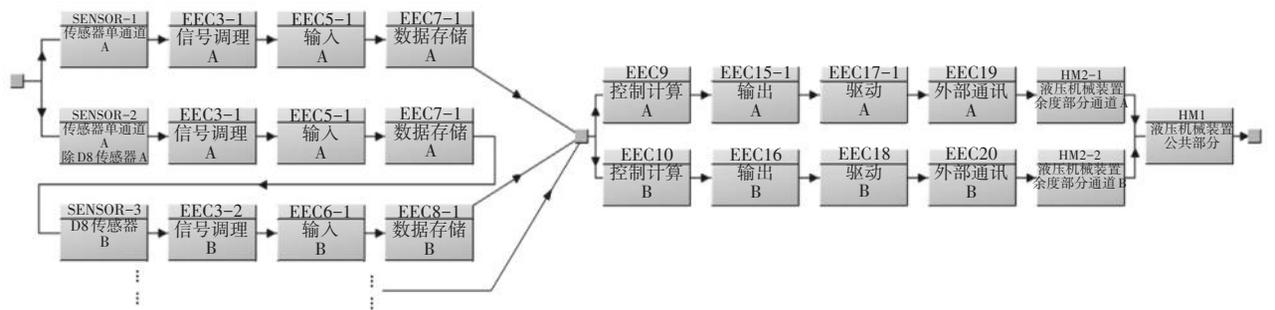


图 6 情况 2 的系统任务可靠性

(3)情况 3 为双通道简单切换:电子控制器 A、B 双通道,内部通讯模块故障,余度管理模块无故障,系统架构进一步转变为简单式双通道切换。该架构需要传感器信号和液压机械装置执行机构,至少均有 1 个通道可用。采用商用软件建立系统可靠模型,情况 3 的系统任务可靠性如图 7 所示。

由上述第 1 种情况双通道热并行架构的可靠性模型拓扑结构分析,对于双余度配置的硬件模块,不仅硬件模块发生一次故障时系统功能不降级,而且非相同功能的硬件模块发生二次故障、多次故障系统功能也不降级。因此,该系统具有任务可靠性高、功能降级速度慢的特点。

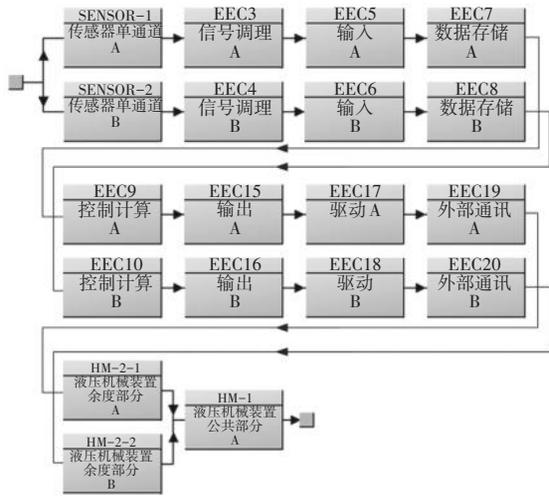


图7 情况3的系统任务可靠性

### 4 任务可靠性定量计算

本文结合经验,采用保守的部件失效率数据,见表1。

表1 部件失效率数据

序号	部件名称	失效率/ 飞行小时
1	$N_1, N_2, T_1, T_6, P_{H1}, P_{31}, P_6, A_2, L_m, D_8$ 传感器	$1 \times 10^{-5}$ $\sim 1 \times 10^{-4}$
2	燃油增压泵、齿轮泵、喷口油源泵、喷口泵控制附件、油滤、活门、作动筒、电磁阀	$1 \times 10^{-7}$ $\sim 4 \times 10^{-5}$
3	电液伺服阀	$2 \times 10^{-5}$ $\sim 6 \times 10^{-4}$
4	信号调理、输入模块	$1 \times 10^{-5}$ $\sim 4 \times 10^{-4}$
5	数据存储、控制计算模块、内部通讯、余度管理模块	$1 \times 10^{-6}$ $\sim 4 \times 10^{-5}$
6	输出、驱动、外部通讯模块	$1 \times 10^{-5}$ $\sim 4 \times 10^{-4}$

注:失效率指平均失效率,为统计分析的概率数值,是单位时间内失效的部件数。

分别对上述各条件的任务可靠性进行计算。

(1)情况1:A和B通道的输入信息和控制回路资源共享。传感器输入部分实现了1024个分支的并联,输出、驱动和执行是信号级协同,实现了64个分支的并联,从而大大提高了系统任务可靠性。液压机械装置公共硬件部分无并联结构,因此,系统任务可靠性基本接近液压机械装置公共硬件部分的可靠性。采用商用软件计算,失效率为 $2 \times 10^{-7}$ /飞行小时。

(2)情况2:系统传感器输入部分仍是1024个分

支的并联,但系统输出部分降级为2个通道简单并联。这种情况下,机械液压装置双余度执行机构的可靠性对系统任务可靠性显著提高。不考虑“内部通讯模块无故障,余度管理模块故障”的前置条件下,失效率计算结果为 $3 \times 10^{-7}$ /飞行小时。在考虑前置条件时,失效率计算结果为 $6 \times 10^{-13}$ /飞行小时。

(3)情况3:整个系统降级为2个通道的简单并联。不考虑“内部通讯模块有故障,余度管理模块无故障”的前置条件下,失效率计算结果为 $5 \times 10^{-6}$ /飞行小时。在考虑前置条件时,失效率计算结果为 $5 \times 10^{-12}$ /飞行小时。

综合上述3种情况的计算结果,系统IFSDR指标结果约为 $2 \times 10^{-7}$ /飞行小时,显著优于 $1 \times 10^{-6}$ /飞行小时的指标要求。

### 5 结论

(1)双通道热并行架构的任务可靠性模型为多分支并联拓扑结构,不仅能够容忍一次故障,在不同硬件模块发生多次故障的情况下,该系统功能可保持不降级。

(2)双通道热并行架构最大限度地降低了功能降级速度,提高了系统的任务可靠性,可满足较高的任务可靠性技术指标要求,使FADEC系统任务可靠性基本接近液压机械装置的可靠性。

由于液压机械装置的故障机理为磨损、疲劳等渐进式失效,在服役使用期内通过在线监测、离线维护的手段,能够有效地提高液压机械装置的可靠性。未来,随着部件和发动机机载模型、健康管理等技术的进步和应用,在现有的硬件资源条件下,FADEC系统任务可靠性还将继续不断地提高。

#### 参考文献:

[1] 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 Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (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,2004,19(3):375-382.  
ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382. (in Chinese)  
[3] 金星,洪延姬.系统可靠性评定方法[M].北京:国防工业出版社,

- 2005:9-10.  
JIN Xing, HONG Yanji. Methodology of system reliability assessment [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005:9-10. (in Chinese)
- [4] 吴利荣, 王建华. 基本可靠性和任务可靠性模型研究[J]. 现代制造工程, 2004(5):33-37.  
WU Lirong, WANG Jianhua. Study on models of basic reliability and mission reliability[J]. Modern Manufacturing engineering, 2004(5):33-37. (in Chinese)
- [5] 孔瑞莲. 航空发动机可靠性工程[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996:5-7.  
KONG Ruilian. Aeroengine reliability engineering[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996:5-7. (in Chinese)
- [6] 刘红霞, 梁春华, 杨东丹, 等. 面向航空发动机全寿命周期的美国战斗机发动机研究计划技术应用[J]. 航空发动机, 2024, 50(4):10-15.  
LIU Hongxia, LIANG Chunhua, YANG Dongdan, et al. Observations on R&D programs related to us fighter engines from the perspective of life cycle management[J]. Aeroengine, 2024, 50(4):10-15. (in Chinese)
- [7] 徐可君, 江龙平. 军用航空发动机可靠性和寿命管理[J]. 中国工程科学, 2003, 5(1):82-88.  
XU Kejun, JIANG Longping. Reliability and life management on aeroengine used in army[J]. Engineering Science, 2003, 5(1):82-88. (in Chinese)
- [8] 李琼, 李艳军, 赵文涛. 航空发动机可靠性研究及提高途径的探讨[J]. 飞机设计, 2011, 31(1):36-40.  
LI Qing, LI Yanjun, ZHAO Wentao. Research on aeroengine reliability and the improving methods[J]. Aircraft Design, 2011, 31(1):36-40. (in Chinese)
- [9] 聂挺. 航空发动机任务可靠性模型的建立方法研究[J]. 中国民航飞行学院学报, 2014, 25(2):38-41.  
NIE Ting. The establishing method research of aeroengine mission reliability modeling[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of china, 2014, 25(2):38-41. (in Chinese)
- [10] 张晓爽, 罗宿明, 金向明, 等. 基于风险优先数的航空发动机可靠性设计方法[J]. 航空发动机, 2024, 50(1):102-108.  
ZHANG Xiaoshuang, LUO Suming, JIN Xiangming, et al. Aeroengine reliability design method based on risk priority number[J]. Aeroengine, 2024, 50(1):102-108. (in Chinese)
- [11] Sohn S Y, Yoon K B, Chang I S. Random effects model for the reliability management of modules of a fighter aircraft[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2006, 91(4):433-437.
- [12] Alstrom K, Torin J. Future architecture for flight control systems[C]// Digital Avionics Systems, Dasc Conference. Piscataway: IEEE Press, 2001:111-121.
- [13] Castet J F, Saleh J H. Satellite and satellite subsystems reliability: statistical data analysis and modeling[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2009, 94(11):1718-1728.
- [14] Gaprignone D, Liguori C. Analytical redundancy for sensor fault isolation and accommodation in public transportation vehicles[J]. IEEE Transactions on Instrumentation, 2004, 53(4):1457-1462.
- [15] Lanus M, Yin L, Trivedi K S. Hierarchical composition and aggregation of state-based availability and perform-ability models[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2003, 52(1):44-52.
- [16] Brenner L, Fernandes P, Sales A, et al. A frame-work to decompose GSPN models[R]. Porto Alegre: PUCRS, 2003.
- [17] SAE International. Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment: SAE ARP-4761[S]. Warrendale: SAE International, 1996:17-22.
- [18] 徐立新. 降低民用航空发动机空中停车率的可靠性研究[D]. 辽宁大连: 大连理工大学, 2005.  
XU Lixin. Reliability research on the reduce of in-flight shutdown rate for aviation engine[D]. Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2005. (in Chinese)
- [19] 王博, 刘媛, 洪其麟, 等. 对军用航空发动机可靠性参数体系选择和指标确定的探讨[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(2):38-42.  
WANG Bo, LIU Yuan, HONG Qilin, et al. Discussion on the selection of reliability parameter system and targets for military aeroengines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(2):38-42. (in Chinese)

(编辑: 兰海青、孙明霞)

# 基于 CSLDV 技术的薄壁机匣外表面模态测试

陈香<sup>1</sup>, 王琦<sup>1</sup>, 臧朝平<sup>2</sup>, 欧晓泉<sup>2</sup>

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川绵阳 621000; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:** 为了获取航空发动机机匣连续且完备的模态空间信息, 提出了基于连续扫描激光多普勒测振技术(CSLDV)的薄壁机匣模态测试方法, 建立了真实机匣复杂结构特征(变截面、表面含缺孔)的连续模态测试方法和基于 Hilbert 变换的数据处理技术, 实现了真实薄壁机匣连续空间域的模态高效测试与数据处理, 准确识别出了机匣的各阶模态参数。测试结果与 SLDV 测试获取的结果进行了相关性分析。结果表明: 2 种测试结果的模态振型 MAC 值在 0.96 以上, 频差较小。验证了薄壁机匣连续扫描激光多普勒测试技术的可行性和优越性, 可支撑航空发动机型号研制。

**关键词:** 薄壁机匣; 模态测试; 连续扫描激光多普勒测振(CSLDV); Hilbert 变换; 航空发动机

中图分类号: V219

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.019

## Modal Testing Method for Outer Surface of Thin-Wall Casing Based on CSLDV Technique

CHEN Xiang<sup>1</sup>, WANG Qi<sup>1</sup>, ZANG Chao-ping<sup>2</sup>, OU Xiao-quan<sup>2</sup>

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang Sichuan 621000, China;

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

**Abstract:** To obtain continuous and complete modal space information of an aeroengine casing, a modal testing method for thin-wall casings was proposed based on Continuously Scanning Laser Doppler Vibrometry (CSLDV). A continuous modal test method for real casings with complex structural features (variable cross-section and surface defects) and data processing technique based on Hilbert transform were established, efficient modal testing and data processing of in continuous spatial domain of the real thin-wall casing were completed, and modal parameters of each order of the casing were identified accurately. Modal correlations between CSLDV-measured modes and SLDV-measured modes were analyzed. The results show that the MAC (Modal Assurance Criterion) values of the two sets of modal shapes exceed 0.96, with small frequency differences. This validates the feasibility and superiority of the CSLDV-based testing technology for thin-wall casings, demonstrating its potential to support aeroengine R&D programs.

**Key words:** thin-wall casing; modal testing; Continuously Scanning Laser Doppler Vibrometry (CSLDV); Hilbert transform; aeroengine

## 0 引言

航空发动机机匣通常采用结构力学性能良好且质量轻的薄壁结构, 以提高其推进效率和燃油利用率等性能参数。薄壁机匣在工作过程中起着主要承力作用且受随机载荷和发动机各转速下的转子振动载荷作用, 随着其厚度压缩以及结构不断复杂化, 振动情况更为复杂。因此, 薄壁机匣动力学特性对发动机整体特性至关重要。模态分析是了解结构动力学特性的重要手段, 可以为结构优化设计、动力学模型修正以及振动故障排除提供模态测试数据支持, 对于发

动机型号研制具有重要的意义<sup>[1]</sup>。激光多普勒测振技术采用非接触模态测试, 克服了加速度传感器测试分辨率低、测试信息不完备以及高频测试能力有限等局限性。扫描式激光多普勒测振技术进一步提高了非接触模态测试的测点数量和测试效率, 获得广泛应用, 但该测试技术仍属于离散点测试, 空间信息有限。由此, 研究人员在以上 2 种技术的基础上提出了连续扫描激光多普勒测试技术(Continuously Scanning Laser Doppler Vibrometry, CSLDV), 即采用激光束对被测表面进行连续扫描测振, 获取结构连续且完备的空间信息, 从而解决被测结构高分辨率的空间

收稿日期: 2024-03-04 基金项目: 国家财政稳定支持项目、航发标准研制项目资助

作者简介: 陈香(1980), 女, 硕士, 自然科学研究员。

引用格式: 陈香, 王琦, 臧朝平, 等. 基于 CSLDV 技术的薄壁机匣外表面模态测试[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 143-147. CHEN Xiang, WANG Qi, ZANG Chaoping, et al. Modal testing method for outer surface of thin-wall casing based on CSLDV technique[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 143-147.

场、高效率的振动测试问题,CSLDV技术是对现有模态非接触测振技术的重要拓展和补充<sup>[2]</sup>。

国外针对CSLDV测试开展了多种扫描方式的研究<sup>[3-5]</sup>和应用<sup>[6-8]</sup>,如恒速直线扫描、正弦直线扫描、正弦面扫描以及螺旋扫描等<sup>[9-10]</sup>。20世纪90年代Sriram等<sup>[11]</sup>首先提出了CSLDV测振方法,通过外置偏转镜实现激光束的振动扫描,成功获取到微小梁单元的第1阶模态;Stanbridge等<sup>[12]</sup>、Di Maio等<sup>[13]</sup>和Sever等<sup>[14]</sup>对该测试技术进行了持续研究与发展,主要从原先的1维扫描扩展到2维面扫描,从静态结构测量扩展到动态结构测量,以及由静态扫描方式发展到跟踪扫描方式;Schwingshackl等<sup>[15]</sup>应用CSLDV技术实现了燃烧室机匣的内表面振动模态测试;李繁等<sup>[15-16]</sup>、宋安平等<sup>[17]</sup>开展了CSLDV测振技术研究并实现针对管路、叶片以及圆筒结构的试验测试;覃斌<sup>[18]</sup>完成了薄壁圆筒构件内表面的激光连续扫描测振。机匣内表面激光连续扫描测振需开展多次周向测试,而机匣外表面激光连续扫描测振通过1次测试即可完成,因此具备更高的测试效率,但是针对真实薄壁机匣外表面的连续模态测试未见文献发表。

真实机匣由于表面含有缺孔和凸台以及具有变截面特征,采用已有CSLDV测试方法存在测振周期长和数据处理难度大的问题。因此,本文提出一种基于CSLDV技术的真实薄壁机匣外表面模态测试方法。

## 1 薄壁机匣外表面连续扫描激光多普勒模态测试方法

薄壁机匣外表面连续扫描激光多普勒模态测试方法,首先通过搭建慢速平台带动机匣旋转,采用激光连续正弦线扫描方式采集机匣外表面振动信号,并对振动信号进行解调及曲线拟合处理,获得机匣平面振型;接着,利用平面振型向圆筒振型转换方法,以及针对机匣的变截面、表面含缺孔的结构特征开展相应的测试,获得机匣模态测试数据;最后,对测试数据进行降噪处理和基于Hilbert变换的数据处理,最终识别出机匣的模态参数。

### 1.1 激光正弦速度线扫描测试原理

假设有一梁结构<sup>[2]</sup>,结构上所有点沿 $x$ 方向分布,

$y, z$ 方向坐标都为0,该结构为线性系统无阻尼,当结构受到正弦激振力激励时,结构振动的数学描述为

$$v(x, t) = V(x) \cos(\omega t + \theta) = V_R(x) \cos \omega t + V_I(x) \sin \omega t \quad (1)$$

式中: $v(x, t)$ 代表在 $t$ 时刻坐标 $(x, 0, 0)$ 处的振动速度; $\omega$ 为正弦激振力的频率; $V(x)$ 为该点的最大振幅; $\theta$ 为该点振动的相位角; $V_R(x)$ 和 $V_I(x)$ 分别为结构实部与虚部工作变形(Operational Deflection Shape, ODS)。

假设该梁结构的长度为 $l$ ,则 $x \in [0, l]$ ,将其归一化: $x' = (2x/l) - 1$ ,则 $x' \in [-1, 1]$ 。令激光在梁结构上以正弦速度运动,频率为 $f$ ,即角频率为 $\Omega$ ,则激光点的运动路径为

$$x' = \cos(2\pi ft) = \cos(\Omega t) \quad (2)$$

假设归一化后梁结构的工作变形满足在 $x \in [0, l]$ 时连续可导,可用 $p$ 阶多项式对其进行曲线拟合,则其ODS的实部与虚部为

$$\begin{aligned} V_R(x') &= \sum_{n=0}^p V_{Rn} x'^n \\ V_I(x') &= \sum_{n=0}^p V_{In} x'^n \end{aligned} \quad (3)$$

将式(2)与式(3)代入式(1)可得

$$v(x) = \sum_{n=0}^p V_{Rn} \cos^n(\Omega t) \cos \omega t + \sum_{n=0}^p V_{In} \cos^n(\Omega t) \sin \omega t \quad (4)$$

式中: $v(t)$ 为激光在连续扫描测试时测得的振动时域信号; $V_{Rn}$ 和 $V_{In}$ 分别为拟合实部ODS多项式和拟合虚部ODS多项式的系数矩阵。

针对式(4)中的实部和虚部使用三角函数运算中的积化和差进行分解,可得

$$v(t) = \sum_{n=0}^p A_{Rn} \cos(\omega \pm n\Omega)t + \sum_{n=0}^p A_{In} \sin(\omega \pm n\Omega)t \quad (5)$$

式中: $\omega \pm n\Omega$ 为边带系数; $A_{Rn}$ 、 $A_{In}$ 为不同振动频率分量的幅值系数,其与 $V_{Rn}$ 和 $V_{In}$ 的关系为

$$\begin{aligned} [A_R] &= [T][V_R] \Rightarrow [V_R] = [T]^{-1}[A_R] \\ [A_I] &= [T][V_I] \Rightarrow [V_I] = [T]^{-1}[A_I] \end{aligned} \quad (6)$$

其中 $[A_R] = [A_{R0} \ A_{R1} \ A_{R2} \ \dots \ A_{Rn}]^T$

$$[A_I] = [A_{I0} \ A_{I1} \ A_{I2} \ \dots \ A_{In}]^T$$

$$[V_R] = [V_{R0} \ V_{R1} \ V_{R2} \ \dots \ V_{Rn}]$$

$$[V_I] = [V_{I0} \ V_{I1} \ V_{I2} \ \dots \ V_{In}]$$

变换 $T$ 矩阵的前8阶为

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -2 & 0 & 2 & 0 & -2 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & -6 & 0 & 10 & 0 & -14 \\ 0 & 0 & 4 & 0 & -16 & 0 & 36 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 8 & 0 & -40 & 0 & 112 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 16 & 0 & -96 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 32 & 0 & -224 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 64 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 128 \end{bmatrix} \quad (7)$$

1.2 平面振型向圆筒振型转换方法

根据第 1.1 节所述的激光正弦速度线扫描原理,在空间上,激光点对于圆筒结构的扫描可看作是激光点对矩形结构的扫描,激光扫描测得的振动信息是结构表面沿径向的振动分量,因此,对测试时域信号进行信号解调与曲面拟合后获取的振型也是平面振型,需将其转换为圆筒结构振型,设振型幅值为  $V_{R,ij}$ ,其计算式为

$$\begin{cases} v_{R,x_{ij}} = V_{R,ij} \cos(2\pi \frac{i-1}{I}) \\ v_{R,y_{ij}} = V_{R,ij} \sin(2\pi \frac{i-1}{I}) \end{cases} \quad (8)$$

式中:  $v_{R,x_{ij}}, v_{R,y_{ij}}$  分别为节点  $x_{ij}, y_{ij}$  的振动幅值向量,  $i = 1, 2, 3 \dots I, j = 1, 2, 3 \dots J$ , 其中  $I$  为圆筒周向振型节点数,  $J$  为圆筒结构轴向振型节点数, 振动幅值向量计算与振型节点的对应关系是: 从俯视圆筒的角度看, 逆时针依次计算振型节点的振动分量。

1.3 变截面机匣的连续模态测试处理方法

根据扫描激光头的工作原理, 激光扫描区域是垂直于激光头的平面区域, 由于真实机匣存在变截面特征, 激光测试坐标无法反映出机匣实际的高度信息和半径信息, 使得激光扫描路径测试模型建立不准确, 导致出现较大测试偏差。

为了获取机匣外表面准确的激光扫描路径信息, 采用了机匣变截面测试方法(如图 1 所示)。利用机匣的 UG 模型获得机匣弧线的拟合方程  $y(x)$ , 根据已知的激光偏转角以及激光测试距离构造出线性方程组  $f(x)$ 。  $(a - b)$  范围对应激光设定的扫描范围,  $(a - c)$  范围对应机匣表面, 则

$f(x)$  与  $y(x)$  的交点  $n$  便是对应  $(a - b)$  范围内映射到  $(a - c)$  范围上的点, 以  $(a - c)$  范围内的点构建的测试模型便能够完整而精

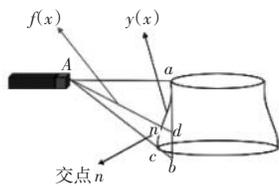


图 1 变截面测试方法

准地反映机匣外表面的激光扫描测试信息。

1.4 含缺口机匣的连续模态测试处理方法

机匣的缺口会导致连续扫描测试数据中断, 由此提出了针对机匣缺口的连续扫描测试方法, 以及基于希尔伯特变换的数据处理方法, 以解决由缺口引起的中断测试数据处理问题。

针对含缺口机匣的测试方法和步骤如下。

(1) 使用激光连续扫描测振系统获取机匣的激光连续扫描路径信息, 通过对比机匣的 UG 模型与激光连续扫描路径信息, 可在 UG 模型上锁定并删除机匣缺口和凸台的位置信息, 获得机匣的 3 维测试模型;

(2) 将反光纸贴在缺口上, 使得激光通过缺口时, 通过反光纸仍能接收到光信号;

(3) 使用激光连续扫描测振系统获取机匣表面(包含缺口位置)振动时域信号, 并对时域信号进行降噪处理和基于 Hilbert 变换的数据处理, 获得机匣表面扫描路径的振动位移幅值;

(4) 对应表面含缺口和凸台的机匣 3 维测试模型, 删除机匣表面缺口和凸台处的振动位移幅值, 并与机匣外表面的激光连续扫描路径进行匹配, 从而获得型号发动机机匣表面的模态振型。

机匣缺口测试流程如图 2 所示。

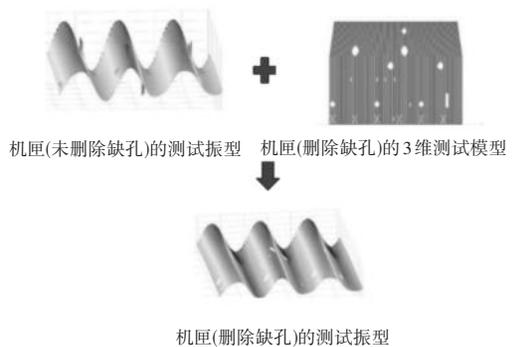


图 2 机匣缺口测试流程

现有较为成熟的机匣连续扫描测试数据处理方法为傅里叶变换法(Fouier Transform Analysis, FTA), FTA 是一种参数近似方法, 由于对应真实机匣的缺口位置, 连续模态测试数据存在中断, FTA 将不再适用于处理该类数据。为了解决这个问题, 提出基于希尔伯特变换(Hilbert Transform Analysis, HTA)的测试数据处理方法。该处理方法可以被认为将信号通过 1 个特殊的滤波器, 使其幅值保持不变, 但相位偏移  $90^\circ$ 。希尔伯特变换为

$$H[v(t)] = \tilde{v}(t) = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{v(\tau)}{t - \tau} d\tau \quad (9)$$

式中： $v(t)$ 为激光连续扫描测试时测得的振动时域信号； $H[v(t)]$ 为 $v(t)$ 的希尔伯特变换

$$\tilde{v}(t) = \Phi\{g(t)\} \sin \omega_b t - \Psi\{g(t)\} \cos \omega_b t \quad (10)$$

通过式(9)和式(10)分别解得 $\Phi\{g(t)\}$ 和 $\Psi\{g(t)\}$ 为

$$\Psi\{g(t)\} = v(t) \sin \omega_b t - \tilde{v}(t) \cos \omega_b t \quad (11)$$

$$\Phi\{g(t)\} = v(t) \cos \omega_b t + \tilde{v}(t) \sin \omega_b t \quad (12)$$

由于 $\Phi\{g(t)\} = V(g(t)) \cos \theta$ 和 $\Psi\{g(t)\} = -V\{g(t)\} \sin \theta$ ,结合式(11)、(12)得到幅值包络线 $V\{g(t)\}$ 的值为

$$V\{g(t)\} = \frac{\Phi\{g(t)\}}{\cos(\tan^{-1}(\frac{-\Psi\{g(t)\}}{\Phi\{g(t)\}}))} \quad (13)$$

## 2 机匣外表面连续扫描激光测试的模式试验

将基于CSLDV技术的薄壁机匣外表面连续模态测试方法应用到发动机燃烧室机匣的模态测试中,测试场景如图3所示,激振方式为激振器激励,如图4所示,激励点为图中红色圆点位置,获取到了该机匣的前4阶高空间分辨率的连续模态振型,测试结果如图5所示。

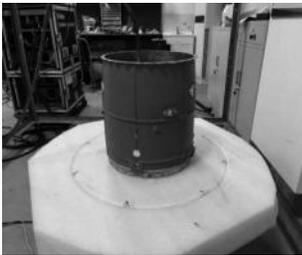


图3 发动机燃烧室机匣 CSLDV测试场景

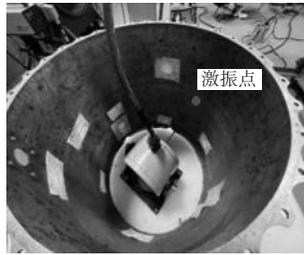


图4 CSLDV测试的激励方式

为验证CSLDV测试结果,采用SLDV测试技术测取了该机匣的前4阶模态,并利用模态置信准则(Modal Assurance Criterion, MAC)对CSLDV和SLDV的测试结果进行了相关性分析,分析结果见表1。从表中可见,前4阶频差小于2%,振型MAC值均大于或等于96%,表明2种测试频差较小,振型匹配度良好,验证了CSLDV测试结果的准确性和有效性。

CSLDV和SLDV测试参数对比见表2。从表中可见,CSLDV测试空间分辨率和测试效率均有大幅提升,其中测试分辨率提升约109倍。



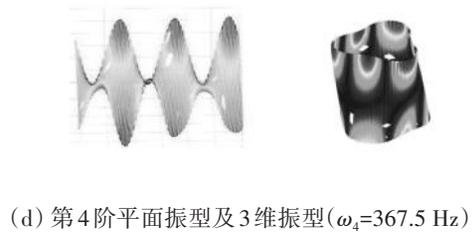
(a) 第1阶平面振型及3维振型( $\omega_1=73.75$  Hz)



(b) 第2阶平面振型及3维振型( $\omega_2=103.3$  Hz)



(c) 第3阶平面振型及3维振型( $\omega_3=197.8$  Hz)



(d) 第4阶平面振型及3维振型( $\omega_4=367.5$  Hz)

图5 发动机燃烧室机匣前4阶连续模态测试结果

表1 CSLDV与SLDV测试结果相关性分析结果

阶次	测试频率/Hz		频差/%	MAC值
	CSLDV	SLDV		
1	73.75	72.34	1.94	0.97
2	130.30	132.72	-1.86	0.98
3	197.80	201.45	-1.85	0.96
4	367.50	360.30	1.96	0.96

表2 SLDV与CSLDV测试参数对比

参数	SLDV测试	CSLDV测试
测点数	264	28800
测试时间	4 h	5 min
测试空间分辨率提升/倍		109

## 3 结论

利用所建立的模态测试方法可实现外表面结构复杂机匣模态参数的准确识别,并与SLDV测试结果进行相关性分析,验证了基于CSLDV的薄壁机匣模

态测试方法的可行性以及测试结果的准确性。

该测试技术成功应用到了真实型号发动机机匣的模态测试,测试结果可为发动机型号振动排故、结构优化设计和缩短结构设计迭代周期提供有力的试验数据支持。

#### 参考文献:

- [1] 傅志方. 振动模态分析与参数辨识[M]. 北京:机械工业出版社, 1990:1-2.  
FU Zhifang. Vibration modal analysis and parameter identification[M]. Beijing:China Machine Press, 1990:1-2.(in Chinese)
- [2] 陈强, 臧朝平. 基于连续正弦速度扫描方式的激光多普勒测振技术[J]. 实验力学, 2015, 30(5):613-620.  
CHEN Qiang, ZANG Chaoping. On the laser doppler vibrometry technique based on continuous scanning LDV with sinusoidal rate[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2015, 30(5):613-620.(in Chinese)
- [3] Stanbridge A B, Martarelli M, Ewins D J. Measuring area vibration mode shapes with a continuous-scan LDV[J]. Measurement, 2004, 35(2):181-189.
- [4] Stanbridge A B, Ind P R, Ewins D J. Measuring vibration of cylindrical surfaces using a continuous-scan LDV[C]//The Sixth International Conference on Vibration Measurements by Laser Techniques: Advances and Applications. International Society for Optics and Photonics. Ancona:SPIE, 2004:249-259.
- [5] Tirabassi M, Rothberg S J. Scanning LDV using wedge prisms[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2009, 47(3):454-460.
- [6] Siringoringo D M, Fujino Y. Experiment study of laser Doppler vibrometer and ambient vibration for vibration-based damage detection [J]. Engineering Structure, 2006, 28(13):1803-1815.
- [7] Maio D D, Schwingshagl C, Giuliani P, et al. Experimental validation of a newly designed 6-DoF scanning laser head[C]//The 10th international conference on vibration measurements by laser and noncontact techniques-AIVELA 2012. Ancona: AIP, 2012:242-250.
- [8] Giuliani P, Maio D D, Schwingshagl C W, et al. Six degrees of freedom measurement with continuous scanning laser Doppler vibrometer[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 38(2):367-383.
- [9] Macknelly D J, Ind P R. Component qualification using 3D laser vibrometry and transmissibility models[J]. Experimental Techniques, Rotating Machinery, and Acoustics, 2015, 8(8):197-210.
- [10] Reyes J M, Avitabile P. Use of 3D scanning laser vibrometer for full field strain measurements[J]. Experimental Techniques, Rotating Machinery, and Acoustics, 2015, 8(8):181-188.
- [11] Sriram P, Hanagud S, Craig J, et al. Scanning laser Doppler technique for velocity profile sensing on a moving surface[J]. Applied Optics, 1990, 29(16):2409-2417.
- [12] Stanbridge A B, Martarelli M, Ewins D J. Continuous-scan vibration measurements on moving components[C]//The 20th IMAC. Los Angeles:IMAC, 2002:15.
- [13] Di Maio D, Ewins D J. Applications of continuous tracking SLDV measurement methods to axially symmetric rotating structures using different excitation methods[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2010, 24(8):3013-3036.
- [14] Sever I A, Stanbridge A B, Ewins D J. Turbomachinery blade vibration measurements with tracking LDV under rotation[C]//Seventh International Conference on Vibration Measurements by Laser Techniques: Advances and Applications. International Society for Optics and Photonics. Ancona:SPIE, 2006:63450L-10.
- [15] 李繁, 臧朝平. 曲面叶片三维工作变形连续扫描激光测试[J]. 航空动力学报, 2018, 33(12):2991-2998.  
LI Fan, ZANG Chaoping. Curved blade three-dimensional operational deflection shape continuous scanning laser measurement[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12):2991-2998.(in Chinese)
- [16] 李繁, 臧朝平, 张忠. 混合单频激励下连续扫描激光多普勒测试[J]. 振动、测试与诊断, 2019, 39(6):1232-1237.  
LI Fan, ZANG Chaoping, ZHANG Zhong. Continuous scanning laser doppler vibration measurement under multi-frequency excitation[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2019, 39(6):1232-1237.(in Chinese)
- [17] 宋安平, 臧朝平, 张忠, 等. 恒速直线连续面扫描激光多普勒测振方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(4):511-517.  
SONG Anping, ZANG Chaoping, ZHANG Zhong, et al. Laser doppler vibrometry method with uniform rate raster continuous scanning[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(4):511-517.(in Chinese)
- [18] 覃斌. 单点激光连续扫描测振的薄壁件实验模态测试方法研究[D]. 长沙:湖南科技大学, 2013.  
QIN Bin. Research on experimental modal testing method for thin-walled parts using single point laser continuous scanning vibration measurement[D]. Changsha: Hunan University of Science and Technology, 2013.(in Chinese)

(编辑: 刘 静)

# 矢量推力模拟测试装置耦合及解耦

孙文举<sup>1</sup>,任宗金<sup>1</sup>,李新阳<sup>1</sup>,林山<sup>2</sup>,周伟<sup>2</sup>,张军<sup>1</sup>

(1. 大连理工大学机械工程学院, 辽宁大连 116024; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

**摘要:**针对航空发动机试车台进行矢量推力试车时维间耦合误差较大的问题,以航空发动机模拟测试装置为研究对象,提出了一种基于鲸鱼优化算法的神经网络解耦方法。在理想情况下,通过对测试装置的测量分析,以及基于螺旋理论推导出矢量力解算方程进行的各向同性分析,得到了测试装置理论耦合关系,开展了测试装置矢量标定试验。试验结果表明:测力组件受力产生的轴线偏移现象导致测试装置产生了非线性维间耦合且耦合较大。选用了基于鲸鱼优化算法的BP神经网络对测试装置进行解耦分析,并与传统线性最小二乘法解耦、BP神经网络解耦结果进行对比,结果表明:基于鲸鱼优化算法的BP神经网络解耦效果最好,测试数据的耦合误差从8.822%减小到2.581%,减小了70.744%。该解耦方法大幅减小了耦合误差,为实际航空发动机试车台的高精度解耦测量提供了有效的方法支撑。

**关键词:**矢量推力;模拟测试装置;维间耦合;解耦;鲸鱼优化算法;神经网络;航空发动机

中图分类号:V263.4+7

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.020

## Coupling and Decoupling of Vector Thrust Simulation Test Device

SUN Wen-ju<sup>1</sup>, REN Zong-jin<sup>1</sup>, LI Xin-yang<sup>1</sup>, LIN Shan<sup>2</sup>, ZHOU Wei<sup>2</sup>, ZHANG Jun<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;

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

**Abstract:** In response to the problem of large interdimensional coupling error during vector thrust test in an aeroengine test cell, taking the aeroengine simulation test device as the research object, a neural network decoupling method based on the whale optimization algorithm was proposed. Under ideal conditions, the theoretical coupling relationship of the test device was obtained through the measurement and analysis of the test device, as well as isotropic analysis based on the ideal vector force calculation equation derived from spiral theory. Vector calibration of the test device was carried out. The experiment results show that the axis offset phenomenon caused by the force exerted on the force-measuring component leads to significant nonlinear interdimensional coupling of the test device. A BP neural network based on the whale optimization algorithm was selected to perform decoupling analysis on the test device, and the results were compared with those of traditional linear least squares decoupling and the BP neural network decoupling algorithm. The results show that the BP neural network decoupling based on the whale optimization algorithm has the best decoupling effect. The coupling error of test data is reduced from 8.822% to 2.581%, a decrease of 70.744%. This decoupling method significantly reduces the coupling error and provides effective support for high-precision decoupling vector thrust measurement in actual aeroengine test cells.

**Key words:** vector thrust; simulation test device; interdimensional coupling; decoupling; whale optimization algorithm; neural network; aeroengine

## 0 引言

矢量推力特性作为航空发动机最重要的性能指标之一<sup>[1-2]</sup>,其参数的精确测量对于发动机研制与装配至关重要。矢量推力的测量通常采用空间分布式测

量方法<sup>[3]</sup>,试车台一般由动架、定架以及测力组件组成。在动架周围按照特定的空间布局布置6个或更多测力组件,其中包含单向力传感器。在试车台上对发动机进行测试的过程中,力经过动架、测力组件传递至定架,通过对每个测力组件中传感器的输出进行

收稿日期:2023-11-13 基金项目:国家级研究项目(J2019-V-0011-0106)、国家自然科学基金(52075097)、国家重点研发计划(2019TFA0709003)资助

作者简介:孙文举(1999),男,在读硕士研究生。

引用格式:孙文举,任宗金,李新阳,等.矢量推力模拟测试装置耦合及解耦[J].航空发动机,2025,51(3):148-153.SUN Wenju, REN Zongjin, LI Xinyang, et al. Coupling and decoupling of vector thrust simulation test device[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 148-153.

计算得到矢量推力参数。但由于测力组件具有轴向高刚度、侧向高挠度的特点<sup>[4]</sup>,在力的传递中会导致测力组件与试车台轴线发生偏斜,从而造成非线性维间耦合,无法精确测量发动机矢量推力,故亟需一种方法对试车台输出进行解耦分析,以实现航空发动机矢量推力的高精度测量。

现有多维力测试系统维间耦合的解耦方法主要包括修正结构解耦和基于数据解耦两方面。因结构解耦方法中结构受力分析困难且精度提升幅度较小,故多使用数据解耦方法进行解耦。基于输出数据的解耦主要包括线性解耦和非线性解耦。线性解耦发展较早,其原理是通过试车台单向标定试验获得标定矩阵,将矢量输出数据结合解耦矩阵进行解耦。Zhang等<sup>[5]</sup>基于拉格兰奇多项式插值法对压电测功机进行解耦,实现了对外力的精确测量和标定;Mach等<sup>[6]</sup>通过求解输出信号与电场分量的关系推导了校准矩阵及其逆矩阵,实现了飞行器外部3维电场线性解耦测量;吕江山<sup>[7]</sup>采用线性最小二乘法对轨/姿控火箭发动机多维推力测试系统进行了数值解耦,解耦后相间干扰均小于3%;张益瑞等<sup>[8]</sup>采用线性最小二乘法对转向架试验台的3维测力装置进行了数值解耦,其单轴测量误差与整体测量误差均小于1.5%。但在实际测试过程中维间耦合现象往往是非线性的,使得线性解耦方法不能满足试验要求,需要采用神经网络这类非线性解耦方法进行计算解耦。李映君等<sup>[9]</sup>采用基于径向基函数的BP神经网络对压电式6维力传感器进行了非线性解耦,有效提高了压电力传感器的测量精度;徐志成等<sup>[10]</sup>采用基于ReLU激活函数的BP神经网络对胎路接触三向力传感器进行数值解耦,进一步提高了其测量精度;孙世政等<sup>[11]</sup>采用SSA-ELM算法对一种双层十字梁结构3维力传感器进行解耦,有效地提高了3维力维间耦合的解算精度。

本文采用自主设计的航空发动机模拟测试装置,设计并进行了单向、矢量标定试验,开展了测试过程中产生的维间耦合现象研究并提出了基于鲸鱼优化算法的BP神经网络解耦方法。

## 1 航空发动机模拟测试装置模型

### 1.1 模拟测试装置结构

矢量推力模拟测试装置主要由动架、定架、测力组件、底座等结构组成,如图1所示。依据6点定位原

理,按照2:1:3的形式分别于动架轴向、侧向、垂向对应位置布置测力组件,组件另一端与定架连接固定,使得动架处于静定平衡状态。试验标定时采用矢量施加装置进行输入力施加,在力传递路径上串联1个标准力传感器获取输入力值,通过调整结构位置可实现俯仰、偏航角度调节。

在测试时,矢量力由液压缸产生,通过标准力传感器作用于动架承力梁中部,6个单元组件将力传递至定架。由于测试台架与矢量力施加装置都装配在平台底座上,故所施加矢量力为测试装置的内力。

### 1.2 理论测量模型

在理想情况下,测试装置中各测力组件感知到的力应为其对应轴向的力值,通过计算各组件所受力值获得航空发动机所产生的6维力。本文所选用的测力组件具体布局如图2所示。其中1、2号测力组件为轴向测力组件,布置坐标为 $e_1=(0,-b,d)$ , $e_2=(0,b,d)$ ;3号测力组件为侧向测力组件,布置坐标为 $e_3=(0,b,e)$ ;4、5、6号测力组件为垂向测力组件,布置坐标为 $e_4=(0,p,-c)$ , $e_5=(0,-p,-c)$ , $e_6=(2a,q,-c)$ 。其中 $d$ 为组件1、2距 $x-y$ 平面的距离, $e$ 为组件3距 $x-y$ 平面的距离, $q$ 为组件6距 $x-z$ 平面的距离, $2a$ 为组件6距 $z-y$ 平面的距离, $b$ 为组件1、2、3距 $x-z$ 平面的距离, $p$ 为组件4、5距 $x-z$ 平面的距离, $c$ 为组件4、5距 $x-y$ 平面的距离。



图1 模拟测试装置

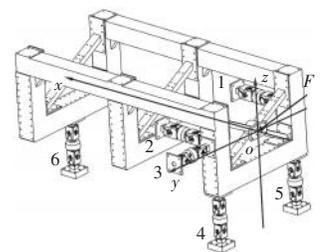


图2 测力组件布局

根据螺旋理论<sup>[4,12]</sup>,测试装置力与力矩应满足静力学平衡方程

$$[A_1 \ A_2 \ A_3 \ A_4 \ A_5 \ A_6] \cdot f = \begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $A_i$ 为第 $i$ 个测力组件的plücker坐标; $f=(f_1, f_2, \dots, f_6)^T$ 为由6个测力组件输出力值构成的向量; $F=(F_x, F_y, F_z)^T$ 为输入矢量力的三向力值; $M=(M_x, M_y, M_z)^T$ 为输入矢量力的三向力矩。矩阵 $A$ 称为1阶静力影响系数矩阵,在本布局方案下,经过计算分析,得到矩阵 $A$ 为

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & e & p & -p & q \\ d & d & 0 & 0 & 0 & 2a \\ b & -b & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

选用矩阵  $K=AA^T$  的条件数来评价测试装置各向同(异)性,计算得到矩阵  $K$  为

$$K = \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 & 0 & 2d & 0 \\ 0 & 1 & 0 & e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3 & q & 2a & 0 \\ 0 & e & q & 2p^2 + q^2 & 2aq & 0 \\ 2d & 0 & 2a & 2aq & 2d^2 + 4a^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2b^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

根据力与力矩量纲的不同,将  $A$  中有关力的子矩阵标记为  $A_F$ ,将  $A$  中有关力矩的子矩阵标记为  $A_M$ ,则矩阵  $K$  可表示为

$$K = \begin{bmatrix} A_F A_F^T & A_F A_M^T \\ A_M A_F^T & A_M A_M^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $K_{12}$ 、 $K_{21}$  不为零矩阵,说明测试系统中存在力与力矩的维间耦合,其耦合影响因素为测力组件 1、2 距  $x-y$  平面距离  $d$ 、组件 3 距  $x-y$  平面距离  $e$ 、组件 6 距  $x-z$  平面距离  $q$ 、组件 6 距  $z-y$  平面距离  $2a$ 。在理想情况下,可通过对测试装置进行三向力标定试验来获得测试装置输入单向力值时各测试系统的输出情况,使用线性最小二乘法计算出测试系统耦合矩阵,从而计算出解耦补偿矩阵,以实现高精度矢量推力测量。

## 2 模拟测试装置性能试验

### 2.1 测试装置标定试验

所搭建模拟测试装置的测试系统如图 3 所示。测试系统由测试装置、单向加载装置、矢量力施加装置、标准力传感器、数据采集卡、电源、计算机等设备

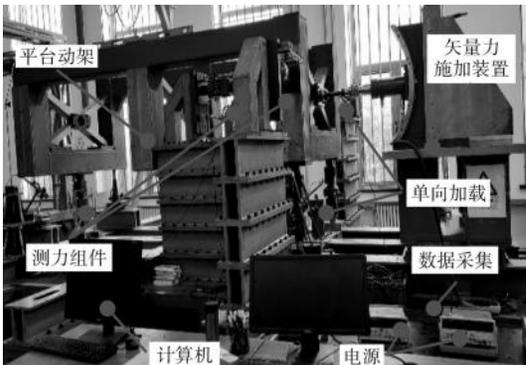
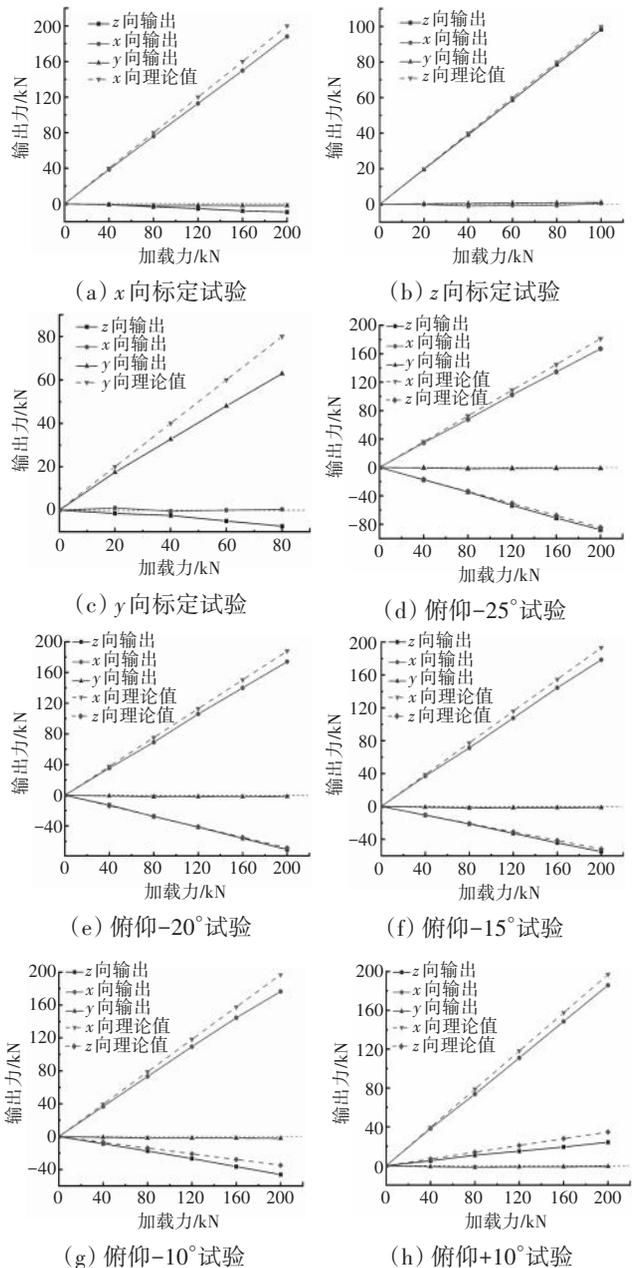


图3 模拟测试装置的测试系统

组成。由于测试装置需要测量矢量推力,故需对测试装置分别进行单向标定试验和矢量标定试验以确定测试装置完备的输出特性。其中  $x$  向标准力由矢量力施加装置施加, $y$ 、 $z$  向标准力由对应向的单向加载装置施加。

安装调整单向加载装置位置至动架门型梁中心,调整矢量施加装置圆弧导轨进行偏航角度调节,调整滑板滑轨进行俯仰角度调节,以  $5^\circ$  为阶梯步,分别进行单向标定试验与偏航、俯仰角度矢量标定试验。选用逐级加载的方式进行加载,加载步选定为  $40\text{ kN}$ ,每组试验进行 3 次并取平均值作为最终试验结果,部分标定试验结果如图 4 所示。



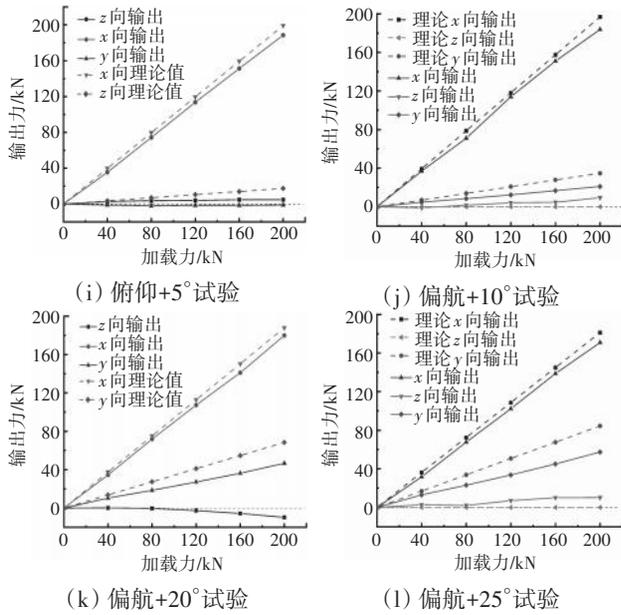


图 4 部分标定试验结果

### 2.2 测试装置维间耦合分析

由单向标定试验可以得到各方向输出数据线性度均较好,但是  $x$  向输入对  $z$  向干扰较大,达到 4.963%, $y$  向输入对  $z$  向干扰较大,达到 9.262%, $z$  向输出对其余两向干扰较小,均在 1.5% 以下。由矢量标定试验结果可以看出,无论是俯仰向矢量试验还是偏航向矢量试验,在进行试验时, $x$  向输出均有 5%~8% 的误差,同时非施力方向产生了明显的额外输出。在俯仰向试验中, $z$  向输出比理论输出略大,有 4%~7% 的误差;在偏航向试验中, $y$  向输出与理论输出偏差最大,有 32%~40% 的误差。

这是由于测力组件拥有轴向高刚性、侧向弱刚性的特点,导致测力组件在非测量方向产生弱分载,使得对应测量方向组件输出力值减小;同时测力组件受力产生侧向偏移,导致测力组件测量轴向产生偏移,传感器的实际输出力值方向为组件轴线偏移方向。由此可知测力组件受力偏斜所产生的测试系统的维间耦合是非线性的。同时由于测试装置侧向只有 1 个测力组件,故在进行偏航向试验时,侧向分载效应与轴线偏移效应最严重,所产生的维间耦合误差最大。

## 3 测试装置维间耦合解耦分析

### 3.1 基于线性最小二乘法解耦分析

从平台理想测量分析可知,通过单向标定试验可获得测试装置输入单向力值时各测试系统的输出情

况,进而使用线性最小二乘法计算出测试系统解耦矩阵,测试装置的输入与输入之间的关系<sup>[12-14]</sup>可以表示为

$$\begin{bmatrix} F_{x0} \\ F_{y0} \\ F_{z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{xx} & a_{xy} & a_{xz} \\ a_{yx} & a_{yy} & a_{yz} \\ a_{zx} & a_{zy} & a_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $F$ 为测试装置力值输入向量; $U$ 为测试装置三向输出向量;矩阵  $a$  为标定矩阵; $b$  为系数矩阵。对式 (5) 进行逆运算可得

$$U = A^{-1}F - A^{-1}B \quad (6)$$

式中: $B$  为  $b$  的系数矩阵。

将标定数据带入可得到测试装置解耦矩阵

$$\begin{bmatrix} a_{xx} & a_{xy} & a_{xz} \\ a_{yx} & a_{yy} & a_{yz} \\ a_{zx} & a_{zy} & a_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.0676 & 0.0017 & -0.0019 \\ 0.0107 & 1.2770 & -0.0133 \\ 0.0546 & 0.1192 & 1.0165 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} b_x & b_y & b_z \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} -0.4468 & -0.5844 & -0.9684 \end{bmatrix}^T$$

### 3.2 BP神经网络模型

BP神经网络<sup>[15-16]</sup>是一种按照误差逆向传播算法训练的多层前馈型神经网络,由输入层、隐含层、输出层构成,其中隐含层每层都有若干个节点,层与层之间节点的状态可以通过权重来体现,其模型结构如图 5 所示。图 5 BP神经网络模型结构

选定 3 层神经网络拓扑结构,将测力组件 6 个输出结果作为输入层,将测试系统矢量力、偏航、俯仰角度作为输出层。将所进行的矢量标定试验得到的 670 组数据样本随机打乱,其中 570 组作为训练集,剩余 100 组作为测试集。BP 神经网络的隐含层节点个数对网络的收敛速度以及测试精度影响较大,故在正式测试前需确定最佳隐含层节点个数,节点数选择式为

$$l < N - 1 \quad (8)$$

$$l = \sqrt{m + n} + r \quad (9)$$

式中: $l$  为隐含层节点个数; $N$  为训练集样本数; $m$  为输入层节点数; $n$  为输出层节点数; $r$  为 1~10 的调节常数。

通过式 (8)、(9) 确定隐含层节点数为 4~13,故分别构建这些节点数的神经网络进行训练,将训练集均方误差作为训练结果,如图 6 所示。分析

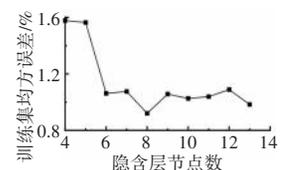


图 6 不同隐含层节点数训练结果

可得最佳隐含层节点数为 8,其对应的训练集均方误差为 0.921%,为各个节点中最小值,最终确定神经网络构型为 6×8×3。

### 3.3 WOA-BP 网络模型

鲸鱼优化算法是由格里菲斯大学的 Mirjalili 等<sup>[17]</sup>、Mao 等<sup>[18]</sup>通过模仿座头鲸包围、捕食猎物的行为而提出的一种群体智能优化算法。座头鲸有包围捕食和气泡网捕猎 2 种捕食方式:包围捕食是将距离目标最近的解作为接近最优解,然后通过不断迭代计算更新其位置;气泡网捕食时鲸鱼以螺旋运动的方式游向猎物。由于 2 种捕食方式同时出现,故以概率  $p$  的值来选择运动方式并进行位置更新,其数学模型为

$$X(t+1) = \begin{cases} X^*(t) - AD, & p < 0.5 \\ X^*(t) + D_p e^{bl} \cos(2\pi l), & p \geq 0.5 \end{cases} \quad (10)$$

最后进行猎物搜索,为保证所有鲸鱼都能在解空间中充分搜索,WOA 根据鲸鱼彼此之间的距离来更新位置,其数学模型为

$$D = |CX_{rand} - Xt| \quad (11)$$

$$X(t+1) = X_{rand} - AD \quad (12)$$

式中: $t$ 为当前迭代次数; $X^*(t)$ 为目前为止最好的鲸鱼位置向量; $X(t)$ 表示当前鲸鱼的位置向量; $A$ 和  $C$ 为表现系数; $l$ 为  $(-1, 1)$ 中的随机数; $X_{rand}$ 为随机选择的鲸鱼位置; $D$ 为随机选取的鲸鱼个体到猎物的距离。

WOA-BP 神经网络是针对 BP 神经网络训练中初始权值和阈值随机产生的问题,采用鲸鱼优化算法计算 BP 神经网络最优初始权值和阈值,从而得到精度更高的神经网络模型,其算法流程如图 7 所示。

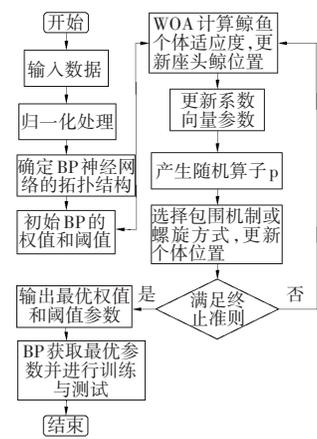


图 7 WOA-BP 神经网络算法流程

### 3.4 解耦性能分析

将标定试验数据分别导入 BP 神经网络和 WOA-BP 神经网络模型进行训练与预测,选定 WOA 初始种群数量为 30,最大迭代次数为 100,训练次数设置为 5000 次。同时将测试集数据导入使用最小二乘法得到的解耦矩阵进行计算,将计算得到的各测试结果与实际试验值进行对比,对比结果如图 8 所示并见表 1。

从图 8 中可见,测试集中实际力值误差较大,有

55 组数据的力值误差在 8% 以上,仅 9 组数据误差在 3% 以内;线性最小二乘法解耦后,误差在 8% 以上的数据仍有 25 组,有 45 组数据误差在 3% 以内;BP 神经网络非线性解耦后有 6 组数据误差在 3% 以上,有 21 组数据误差在 1% 以内;而经过 WOA-BP 神经网络解耦后,输出误差有了明显的下降,仅有 2 组数据误差在 8% 以上,有 65 组数据误差在 3% 以内,有 25 组数据误差在 1% 以内。

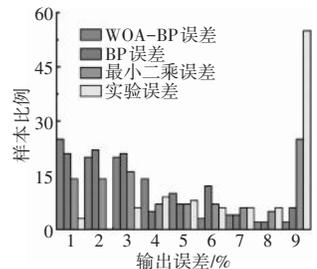


图 8 输出误差统计

表 1 模型性能分析

	实际试验	最小二乘法	BP 神经网络	WOA-BP 神经网络
平均误差/%	8.822	5.292	3.142	2.581

从表 1 中可见,所选用的解耦方法均可降低测试平均误差,其中最小二乘法的平均误差下降了 40.014%,BP 神经网络的平均误差下降了 64.384%,WOA-BP 神经网络的平均误差下降了 70.744%,由此可见 WOA-BP 的优化效果最显著。

## 4 结论

(1) 针对航空发动机模拟测试装置进行了理想情况下的测试装置各向同性分析,验证了其维间耦合可通过线性最小二乘法进行解耦。

(2) 进行了实际测试装置标定试验,表明由于结构偏移导致系统维间耦合误差较大,并且是非线性的,故需采用非线性解耦方法解耦。

(3) 基于测试装置矢量标定试验,采用 WOA-BP 神经网络进行解耦测量,其平均误差从 8.822% 降低到 2.581%,降低了 70.744%,优化效果非常显著。

本文的解耦方法可从模拟测试装置扩展到实际航空发动机试车台,积累足够多试验数据后,可直接通过 WOA-BP 神经网络进行高精度解耦测量。

### 参考文献:

[1] 梁春华,张仁,沈迪刚.国外航空发动机推力矢量喷管技术的发展研究[J].航空发动机,1998(1):49-55.  
LIANG Chunhua, ZHANG Ren, SHEN Digang. The development of foreign aeroengine vectoring exhaust nozzle[J]. Aeroengine, 1998(1): 49-55. (in Chinese)  
[2] Capone F, Smereczniak P, Spetnagel D, et al. Comparative investigation

- of multi-plane thrust vectoring nozzles[R].AIAA-92-3263.
- [3] 张有, 张斌山, 吴锋, 等. 六分力台架设计与矢量推力定位[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2324-2330.  
ZHANG You, ZHANG Binshan, WU Feng, et al. Six-component stand design and vector thrust positioning[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2324-2330. (in Chinese)
- [4] 吴锋, 袁占斌, 张有, 等. 矢量推力台架各向同性及灵敏度分析[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1353-1360.  
WU Feng, YUAN Zhanbin, ZHANG You, et al. Analysis on isotropy and sensitivity of vector thrust stand[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1353-1360. (in Chinese)
- [5] Zhang J, Chang Q B, Ren Z J, et al. A novel load ratio calculation method for calibrating force[J]. Australian Journal of Mechanical Engineering, 2020, 18(1): 185-192.
- [6] Mach D M, Koshak W J. General matrix inversion technique for the calibration of electric field sensor arrays on aircraft platforms[J]. Journal of Atmospheric & Oceanic Technology, 2007, 24(9): 1576-1587.
- [7] 吕江山. 轨/姿控火箭发动机多维推力测量研究[D]. 辽宁大连: 大连理工大学, 2022.  
LYU Jiangshan. Research on multidimensional thrust measurement of orbit/attitude control rocket engine[D]. Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2022. (in Chinese)
- [8] 张益瑞, 苏建, 徐观. 三维测力装置维间耦合效应试验及解耦方法[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2021, 49(5): 135-144.  
ZHANG Yirui, SU Jian, XU Guan. Research on coupling effect experiment and decoupling method of 3-D force measuring platform[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2021, 49(5): 135-144. (in Chinese)
- [9] 李映君, 韩彬彬, 王桂从, 等. 基于径向基函数神经网络的压电式六维力传感器解耦算法[J]. 光学精密工程, 2017, 25(5): 1266-1271.  
LI Yingjun, HAN Binbin, WANG Guicong, et al. Decoupling algorithms for piezoelectric six-dimensional force sensor based on RBF neural network[J]. Optics and Precision Engineering, 2017, 25(5): 1266-1271. (in Chinese)
- [10] 徐志成, 关佳希, 周兴林. 基于 ReLU 函数的胎路接触三向力传感器解耦方法[J]. 仪表技术与传感器, 2023(4): 77-82.  
XU Zhicheng, GUAN Jiashi, ZHOU Xinglin, et al. ReLU function-based decoupling method for tyre path contact three-way force sensor[J]. Instrument Technique and Sensor, 2023(4): 77-82. (in Chinese)
- [11] 孙世政, 于竞童, 韩宇, 等. 基于 SSA-ELM 的双层十字梁结构光纤布拉格光栅传感器三维力解耦[J]. 光学精密工程, 2022, 30(3): 274-285.  
SUN Shizheng, YU Jingtong, HAN Yu, et al. FBG sensor of double-layer cross beam structure based on SSA-ELM three-dimensional force decoupling[J]. Optics and Precision Engineering, 2022, 30(3): 274-285. (in Chinese)
- [12] 黄真. 高等空间机构学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.  
HUANG Zhen. Advanced space mechanism[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006. (in Chinese)
- [13] Milos P, Davidovic N, Jovic B, et al. A novel 6 DOF thrust vector control test stand[J]. Tehnički Vjesnik, 2015(5): 1247-1254.
- [14] 杨福刚, 陈宇, 常诚. 航空发动机室内台架推力测量修正方法研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(6): 31-33, 42.  
YANG Fugang, CHEN Yu, CHANG Cheng. Correction methods of thrust measurement for aeroengine indoor bench[J]. Aeroengine, 2011, 37(6): 31-33, 42. (in Chinese)
- [15] Ann M W, Andrew B W, Traig B, et al. A six degree-of-freedom thrust sensor for a lab scale hybrid rocket[J]. Measurement Science and Technology, 2020, 24(12): 5104.
- [16] Li Y J, Zhang J, Jia Z Y, et al. Research on force-sensing element's spatial arrangement of piezoelectric six-component force/torque sensor[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2009, 23(8): 2687-2698.
- [17] Mirjalili S, Andrew L. The whale optimization algorithm[J]. Advances in Engineering Software, 2016(5): 51-67.
- [18] Mao C, Gao X, Xu G Z, et al. Static decoupling algorithm of six-axis wrist force sensor based on multi-output support vector regression[J]. Journal of Data Acquisition and Processing, 2019(4): 736-743.

(编辑: 刘 静)

# 压气机钛合金叶片外物损伤试验

孙震<sup>1</sup>, 陈少俊<sup>1</sup>, 赵振华<sup>2</sup>, 李文凯<sup>1</sup>, 金洪江<sup>1</sup>, 姚婷<sup>1</sup>

(1. 中国航发常州兰翔机械有限责任公司, 江苏常州 213022; 2. 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

**摘要:**为研究压气机钛合金叶片受外物碰撞的影响,采用空气炮试验系统开展了轴流压气机钛合金叶轮叶片和模拟前缘叶片的外物损伤试验,分析了外物类型、外物尺寸、冲击速度和冲击角度等不同试验参数对叶片前缘损伤宽度与深度的影响。结果表明:依据真实钛合金叶片前缘特征设计的模拟前缘叶片的外物损伤特征与真实叶片误差在 3% 以内,模拟叶片设计方法合理;硬度大的轴承钢对叶片前缘造成的损伤最大,相同硬度但形状尖锐的钢对叶片损伤深度最大;叶片前缘损伤尺寸随外物尺寸的增大而增大,最大损伤尺寸均在外物尺寸为 4 mm 时呈现,但硬度较低的玻璃对叶片产生的损伤深度有上限;叶片前缘损伤尺寸随外物冲击速度的加快而增大,冲击速度为 350 m/s 时损伤深度可达 1.82 mm,但损伤尺寸受限于外物尺寸的大小;在冲击角度为 90° 时,叶片前缘达到最大损伤宽度为 1.98 mm,在冲击角度为 30° 时损伤宽度和深度均为最小。

**关键词:**压气机;钛合金;模拟前缘叶片;外物损伤试验;冲击速度;航空发动机

中图分类号:V232.4

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.021

## Foreign Object Damage Test on Compressor Titanium Alloy Blades

SUN Zhen<sup>1</sup>, CHEN Shao-jun<sup>1</sup>, ZHAO Zhen-hua<sup>2</sup>, LI Wen-kai<sup>1</sup>, JIN Hong-jiang<sup>1</sup>, YAO Ting<sup>1</sup>

(1. AECC Changzhou Lanxiang Machinery Co., Ltd., Changzhou Jiangsu 213022, China;

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Aerospace Structures, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To study the influence of foreign object impact on compressor titanium alloy blades, an air gun system was used to conduct foreign object damage tests on the titanium alloy impeller blades and leading edge simulated blades. The influence of different test parameters such as foreign object type, size, impact velocity, and impact angle on the width and depth of the leading edge damage of the blade was analyzed. The results show that the foreign object damage characteristics of the leading-edge simulated blade designed according to the actual leading-edge features of the titanium alloy blade are within 3% of those of the actual blade, and the simulated blade design method is reasonable. The bearing steel with high hardness causes the greatest damage to the leading edge of the blade, while the steel with the same hardness but a sharp shape causes the greatest depth of damage to the blade. The size of the leading edge damage increases with the increase of the foreign object size, and the maximum damage size appears when the foreign object size is 4 mm. However, the glass with lower hardness has an upper limit for the depth of the damage to the blade. The size of the leading edge damage increases with the increase of the impact speed, and the damage depth reaches 1.82 mm when the impact speed is 350 m/s. However, the damage size is limited by the size of the foreign object. The maximum damage width of the leading edge is 1.98 mm when the impact angle is 90°, and the damage width and depth are both minimum when the impact angle is 30°.

**Key words:** compressor; titanium alloy; leading-edge blade; simulation; foreign object damage test; impact velocity; aeroengine

## 0 引言

在航空发动机服役过程中,会不可避免地将各类物体吸入风扇或压气机,其中硬小外物诸如砂石、螺

物损伤(Foreign Object Damage, FOD)<sup>[1-3]</sup>。FOD一般在发动机近地状态运行时发生,通常在叶片的前缘部位形成缺口、撕裂、凹坑或鼓包。损伤叶片受到服役载荷的作用,疲劳裂纹很可能从损伤位置迅速萌生和扩展,引发疲劳断裂,严重影响飞行安全<sup>[4-5]</sup>。国内外

收稿日期:2023-02-20 基金项目:航空动力基础科研项目资助

作者简介:孙震(1993),男,硕士,工程师。

引用格式:孙震,陈少俊,赵振华,等.压气机钛合金叶片外物损伤试验[J].航空发动机,2025,51(3):154-159.SUN Zhen, CHEN Shaojun, ZHAO Zhenhua, et al. Foreign object damage test on compressor titanium alloy blades[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 154-159.

军用与民用发动机均饱受FOD问题困扰<sup>[6-8]</sup>。

针对这一问题,国内外相关学者从外场损伤统计、仿真计算、模拟试验等方面开展了相关研究。在模拟试验方面,采用空气炮法FOD模拟试验可以较为准确地复现真实的冲击损伤情况,目前被广泛应用<sup>[9-11]</sup>。学者对不锈钢、钛合金、高温合金等多种叶片材料的FOD问题开展了试验研究,基于前缘半径、外物形状和尺寸、冲击速度、冲击角度等多方面分析了FOD的机理。Frankela等<sup>[12]</sup>采用3 mm立方体在6 mm宽的TC4合金平板及前缘模拟叶片上开展了FOD试验,研究了高速冲击造成的表层、次表层残余应力以及弹性应变场;Ruschau等<sup>[13]</sup>采用直径为1 mm的玻璃球在不同冲击角度下对钛合金叶片前缘模拟试件进行弹道冲击试验来模拟实际FOD,对损伤后的试件进行了高循环疲劳强度试验;国内学者针对多种航空发动机叶片常用材料(赵振华等<sup>[14]</sup>、王凌峰等<sup>[15-16]</sup>针对不锈钢材料,包珍强等<sup>[17]</sup>、许祥胜等<sup>[18]</sup>针对TC4合金,张钧贺<sup>[19]</sup>、刘红彬<sup>[20]</sup>针对TC17合金)基于空气炮冲击试验装置开展了试验研究,并结合外场数据统计,分析了不同外物参数对叶片FOD的影响规律。由于真实叶片造价昂贵且FOD试验为破坏性试验,多数FOD试验研究都是基于模拟件开展的,无法代表真实叶片的实际结构特征,因此,研究结果在真实叶片上使用时可能不够准确。

本文以涡轴发动机的轴流压气机叶轮为研究对象,采用空气炮法开展FOD试验,研究了外物类型、外物尺寸、冲击速度和冲击角度4种因素对叶片损伤特征的影响,可为航空发动机钛合金叶片抗FOD设计与修理提供支撑。

## 1 试验对象与方法

### 1.1 试验对象

试验对象为涡轴发动机的轴流压气机叶轮(12个相同均布叶片),如图1所示。叶轮材料为TC4钛合金,因其具有耐腐蚀性强、密度低和比强度高特点,广泛应用于发动机风扇和压气机叶片,以及飞机结构中的梁、接头和



图1 轴流压气机叶轮

隔框等重要承力构件的制造。

在试验时,采用真实叶片与模拟叶片2类。真实叶片采用轴流压气机叶轮叶片实物,模拟叶片根据真实叶片的危险位置前缘尺寸特征设计。通过有限元仿真计算得到实际工作工况下真实叶片的模态应力分布,将1阶弯曲条件下前缘最大应力位置作为危险位置,提取危险位置前缘尺寸特征,设计模拟叶片,并采用与真实叶片相同的材料进行加工制造,模拟试片如图2所示。

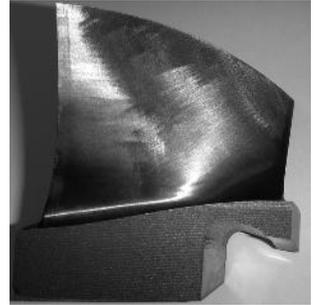


图2 模拟试片

有限元仿真计算采用商业软件进行有限元网格划分及前后处理、模态分析与静强度计算。由于轮盘为周期循环对称结构,切取1/12模型进行计算,通过网格无关性分析后,最终采用自由划分网格方法。网格大小设置为1 mm,得到共395126个单元,569460个节点。

### 1.2 试验设备

采用NH-10型10 mm空气炮试验系统开展FOD试验,空气炮试验系统结构如图3所示。该系统由炮管、气瓶、储气罐、压力传感器、装弹机构、电磁阀、弹托分离器和靶室等组成,可发射1~10 mm尺寸外物,速度为100~400 m/s。

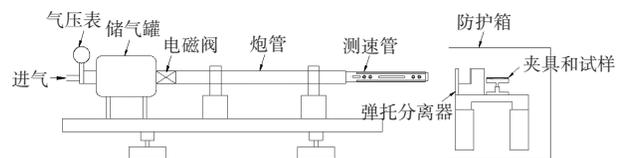


图3 空气炮试验系统结构

FOD试验共采用钢珠、玻璃珠、钢立方体和石英砂4种外物。钢珠和钢立方体材料为GCr15轴承钢。钢珠和玻璃珠直径分别为2、3、4 mm,钢立方体棱长分别为1.612、2.418、3.224 mm(保持体积与钢珠一致),石英砂通过孔径3、4 mm的筛网筛选出,试验用外物如图4所示。

完成FOD试验后,真实叶片采用单反相机进行拍摄,测算缺口尺寸;模拟叶片采用HIROX公司KH-7700型3维体视显微镜对损伤位置的缺口深度与宽度进行测量。

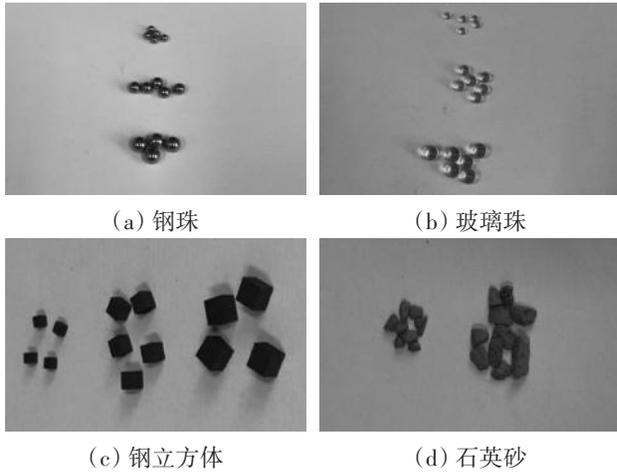


图4 试验用外物

1.3 试验方法

通过有限元仿真计算得到实际工作工况下叶片的模态、振型及应力分布,从而确定危险位置,作为外物冲击位置。

采用直径为10 mm的尼龙弹托承载外物,弹托中心位置预制了不同直径的半圆坑,可将欲发射外物稳定地置于其中,尼龙弹托如图5所示。在试验时,将放置好外物的弹托装入装弹机构,调节储气罐内压缩空气的压力,待压力达到设定值时打开电磁阀,使压缩空气膨胀做功,推动弹托及外物加速。最终达到弹托分离器处,弹托被阻止,承载的外物继续前进冲击预设的位置,完成FOD的预制。

在试验中,控制不同的FOD试验参数,包括外物类型、外物尺寸、冲击速度以及冲击角度,以研究各试验参数对FOD的影响规律。其中,FOD冲击角度如图6所示, $R$ 为叶片前缘半径。

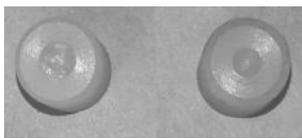


图5 尼龙弹托

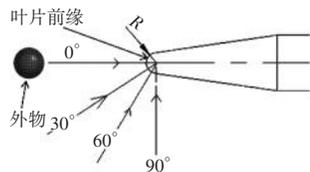


图6 FOD冲击角度

2 试验结果

本研究中共开展了5件直径为2 mm、速度为300 m/s、冲击角度为0°的钢珠对真实叶片FOD试验(编号T-1~T-5),以及35件不同试验参数下的模拟叶片FOD试验(编号S-1~S-35),FOD试验参数见表1。以受钢珠损伤的叶片为例,真实叶片、模拟叶片损伤特征如图7所示,图中, $L_1$ 为沿着前缘方向的损伤尺寸

(缺口宽度); $L_2$ 为垂直于前缘方向的损伤尺寸(缺口深度)。

表1 FOD试验参数

序号	编号	外物类型	外物尺寸/mm	冲击速度/(m/s)	冲击角度/(°)
1	T-1、T-2、T-3、T-4、T-5	钢珠	2	300	0
2	S-1、S-2、S-3、S-4、S-5	钢珠	2	300	0
3	S-6、S-7	玻璃珠	2	300	0
4	S-8、S-9	钢立方体	2	300	0
5	S-10、S-11	钢珠	3	300	0
6	S-12、S-13	玻璃珠	3	300	0
7	S-14、S-15	钢立方体	3	300	0
8	S-16、S-17	石英砂	3	300	0
9	S-18、S-19	钢珠	4	300	0
10	S-20、S-21	玻璃珠	4	300	0
11	S-22、S-23	钢立方体	4	300	0
12	S-24、S-25	石英砂	4	300	0
13	S-26、S-27	钢珠	2	200	0
14	S-28、S-29	钢珠	2	350	0
15	S-30、S-31	钢珠	2	300	30
16	S-32、S-33	钢珠	2	300	60
17	S-34、S-35	钢珠	2	300	90

注:表中钢立方体的外物尺寸2、3、4 mm分别代表棱长为1.612、2.418、3.224 mm。

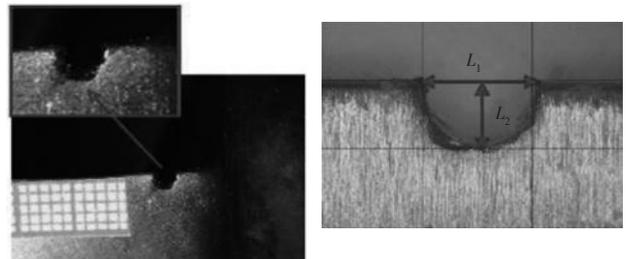


图7 真实叶片、模拟叶片损伤特征

分析表1中直径为2 mm、速度为300 m/s、冲击角度为0°的钢珠的FOD试验结果(试件T-1~T-5与S-1~S-5),计算5组真实叶片平均 $L_1=1.91$  mm、 $L_2=1.50$  mm,5组模拟叶片平均 $L_1=1.86$  mm、 $L_2=1.51$  mm, $L_1$ 误差为2.62%, $L_2$ 误差为0.66%,因此,真实叶片与模拟叶片的损伤尺寸 $L_1$ 和 $L_2$ 相近,分别绘制2种试件在相同冲击参数下损伤宽度与深度的数据对比如图8所示。结合图7可知,相同冲击条件下二者的损伤形貌也类似。因此,考虑前缘尺寸特征设计的模拟叶片可以较好地反映真实叶片的前缘特征。

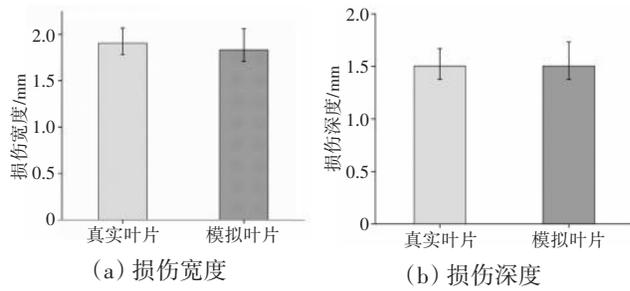


图8 模拟叶片与真实叶片的损伤尺寸对比

### 3 试验分析

#### 3.1 外物类型对损伤尺寸的影响

选择表1中速度为300 m/s、冲击角度为0°的FOD试验结果(S-1~S-25),绘制外物类型、外物尺寸对损伤尺寸的影响分析如图9所示。

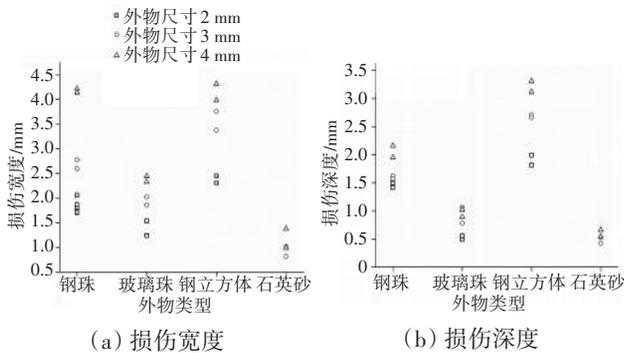


图9 外物类型、外物尺寸对损伤尺寸的影响分析

从图中可见,损伤宽度 $L_1$ 与损伤深度 $L_2$ 都随着外物类型变化十分明显。钢立方体与钢珠直径均为4 mm时,虽然对叶片造成的损伤宽度均约为4 mm,但钢立方体造成的损伤深度可达3 mm以上,远大于钢珠。在同样的外物尺寸与发射参数下,钢立方体造成的损伤尺寸最大,钢珠造成的损伤尺寸其次,玻璃珠造成的损伤尺寸再次,石英砂造成的损伤尺寸最小。4种材料造成的典型损伤形貌如图10所示。

石英砂造成的都是轻微损伤,只破坏了试件的表面结构,并未造成大面积的材料丢失损伤;玻璃珠易造成鼓包型损伤,改变叶片的前缘结构形状,比石英砂造成的损伤严重,但同样没有造成材料的丢失。这是由于外物的硬度差异造成的,玻璃与石英砂的硬度都远小于钛合金的,在高速冲击条件下自身先发生破坏而碎裂,能量分散无法对叶片造成严重损伤。轴承钢材料硬度大于钛合金的,高速冲击对叶片前缘造成绝热剪切,并带走一部分叶片材料,形成缺口,损伤严重。而立立方体与球体相比,棱边尖锐,挤压切削材料

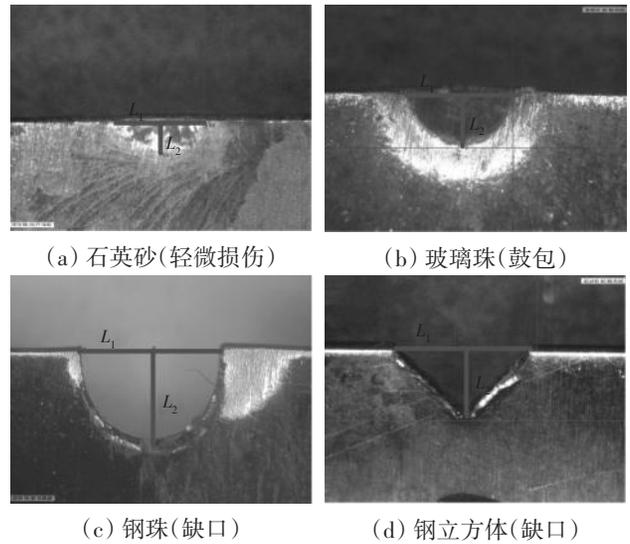


图10 典型损伤形貌

的能力更强,因此造成的损伤深度更大。

#### 3.2 外物尺寸对损伤尺寸的影响

分析外物尺寸与损伤尺寸的关系(图9),同样的外物类型与发射参数下,损伤宽度和深度均在外物直径为4 mm时达到最大,整体呈现出随着外物尺寸的增大而增大的规律,符合能量守恒定律。从图9(b)中可见,直径为3 mm和4 mm的玻璃珠造成的损伤深度十分接近,这是由于当冲击速度保持一定时,虽然外物尺寸增大会使动能增大,但玻璃之类的低硬度脆性材料会在碰撞开始后碎裂解体,使得能量分散,从而造成的损伤深度有限,即便增大尺寸也只会增大损伤宽度。

#### 3.3 冲击速度对损伤尺寸的影响

选择表1中直径为2 mm、冲击角度为0°的钢珠的FOD试验结果(S-1~S-5, S-26~S-29),计算不同冲击速度下的损伤尺寸平均值,冲击速度与损伤尺寸关系如图11所示。

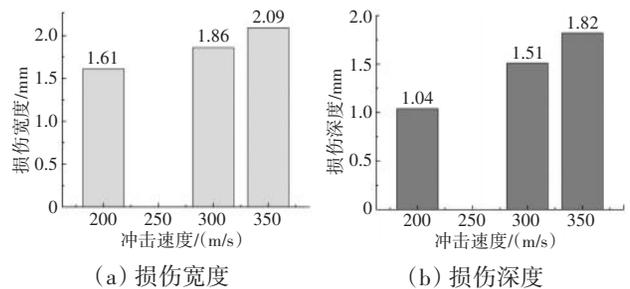


图11 冲击速度与损伤尺寸关系

从图中可见,同样的外物类型、外物尺寸和冲击角度下,FOD尺寸与冲击速度成正相关关系,冲击速度越大,损伤尺寸越大。在冲击速度为200 m/s时,损

伤深度为 1.04 mm;在冲击速度为 350 m/s 时,损伤深度为 1.82 mm。但受限于外物的尺寸,当冲击速度达到 350 m/s 时,损伤宽度和深度均约为 2 mm。

### 3.4 冲击角度对损伤尺寸的影响

选择表 1 中直径为 2 mm、冲击速度为 300 m/s 的钢珠的 FOD 试验结果(S-1~S-5, S-30~S-35),计算不同冲击角度下的损伤尺寸平均值,冲击角度与损伤尺寸关系如图 12 所示。

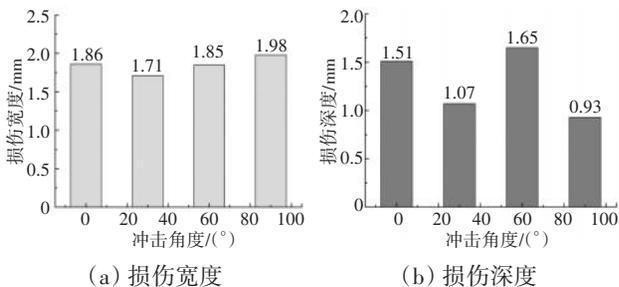


图 12 冲击角度与损伤尺寸关系

从图中可见,在同样的外物类型、外物尺寸和冲击速度下,冲击角度与损伤尺寸之间没有明显关系。在冲击角度为 90° 时,损伤宽度最大,为 1.98 mm;在冲击角度为 60° 时,损伤深度最大,为 1.65 mm;在冲击角度为 0° 时,损伤宽度和深度都接近最大;在冲击角度为 30° 时,损伤宽度和深度均为最小。

## 4 结论

(1)依据真实钛合金叶片前缘特征设计的前缘模拟叶片,采用空气炮法得到的 FOD 特征与真实压气机叶轮叶片误差在 3% 以内,可认为模拟叶片设计方法合理。

(2)在速度为 300 m/s、冲击角度为 0° 的同样的外物尺寸下,石英砂对钛合金叶片只能造成轻微损伤,玻璃珠易造成鼓包型损伤,轴承钢使钛合金叶片形成缺口而损伤严重,说明硬度大的外物对钛合金叶片前缘造成的损伤更大;轴承钢立方体比球体对钛合金叶片造成的损伤深度更大,说明相同硬度的外物,形状尖锐损伤深度更大。

(3)在速度为 300 m/s、冲击角度为 0° 的同样的外物类型下,损伤宽度和深度均在外物尺寸为 4 mm 时达到最大,呈现出随外物尺寸的增大而增大的规律;玻璃之类的低硬度脆性材料对钛合金叶片前缘造成的损伤深度有限,即便增大尺寸也只会增大损伤宽度。

(4)采用直径为 2 mm、冲击角度为 0° 的钢珠进行 FOD 试验时,在冲击速度为 200 m/s 时,损伤深度为 1.04 mm;在冲击速度为 350 m/s 时,损伤深度可达 1.82 mm。说明冲击速度越大,钛合金叶片前缘损伤尺寸越大。但受限于外物的尺寸,当冲击速度达到 350 m/s 时,损伤宽度和深度均约为 2 mm。

(5)采用直径为 2 mm、冲击速度为 300 m/s 的钢珠进行 FOD 试验时,在冲击角度为 90° 时损伤宽度最大达到 1.98 mm;在冲击角度为 60° 时损伤深度最大达到 1.65 mm。在冲击角度为 0° 时,损伤宽度和深度都接近最大;在冲击角度为 30° 时,损伤宽度和深度均为最小。

### 参考文献:

- [1] 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):1-5.  
SUN Huguo, LI Yongjian, YE Bin. Numerical analysis of effects of leading edge radius on resistance to foreign object damage capability of titanium alloy blade[J]. Aeroengine, 2016, 42(2): 1-5. (in Chinese)
- [2] 关玉璞,陈伟,高德平.航空发动机叶片外物损伤研究现状[J].航空学报,2007,28(4):851-857.  
GUAN Yupu, CHEN Wei, GAO Deping. Present status of investigation of foreign object damage to blade in aeroengine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857. (in Chinese)
- [3] 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,2016,297(3):41-42.  
MA Chao, WU Yaogang, SHI Lizhong, et al. Statistical analysis on hard object impact damage for aeroengine fan blade[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2016, 297(3): 41-42. (in Chinese)
- [4] Huang Z Y, Wang Q Y, Wagner D, et al. A rapid scatter prediction method for very high cycle fatigue[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2013, 36(5): 462-468.
- [5] Hu D, Wang R. Combined fatigue experiments on full scale turbine components[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2013, 85(1): 4-9.
- [6] Greg K, Sam F, Mark S, et al. 2005 Year in review[J]. United States Air Force Flying Safety Magazine, 2006, 62: 1-2.
- [7] 祖若珣.关于机场 FOD 防范的思考[J].吉林劳动保护,2011(S1): 381-383.  
ZU Ruoxun. Thoughts on airport FOD prevention[J]. Jilin Labor Protection, 2011(S1): 381-383. (in Chinese)
- [8] 廉变峰.航空发动机叶片外物损伤研究现状[J].新型工业化,2021, 11(11): 222-223.  
LIAN Bianfeng. Present status of investigation of foreign object damage to blade in aeroengine[J]. The Journal of New Industrialization, 2021, 11(11): 222-223. (in Chinese)

- [9] 胡绪腾. 外物损伤及其对钛合金叶片高循环疲劳强度的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
HU Xuteng. Foreign object damage and its effect on high cycle fatigue strength of titanium alloy engine blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [10] 潘辉. 叶片外物损伤的特征分析及模拟试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
PAN Hui. Research on damage of characteristics and simulation test of foreign object damage of blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [11] 刘超. 叶片外物损伤模拟及其疲劳强度预测技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
LIU Chao. Research on prediction of fatigue strength and simulation for foreign object damage of blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [12] Frankela P G, Withersa P J, Preuss M, et al. Residual stress fields after FOD impact on flat and aerofoil-shaped leading edges[J]. *Mechanics of Materials*, 2012, 55: 130-145.
- [13] Ruschau J, Nicholas T, Thompson S. Influence of Foreign Object Damage(FOD) on the fatigue life of simulated Ti-6Al-4V airfoils[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2001, 25(3): 233-250.
- [14] 赵振华, 陈伟, 关玉璞, 等. 外物损伤对不锈钢疲劳强度的影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(7): 1736-1743.  
ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, GUAN Yupu, et al. Effect of foreign object damage on fatigue strength of stainless steel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1736-1743. (in Chinese)
- [15] 王凌峰. 外物损伤对不锈钢叶片高周疲劳性能的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
WANG Lingfeng. Research on influence of foreign object damage on stainless steel blade high cycle fatigue property[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [16] 王凌峰, 许祥胜, 赵振华, 等. 外物损伤对不锈钢模拟叶片疲劳强度的影响研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(12): 2808-2817.  
WANG Lingfeng, XU Xiangsheng, ZHAO Zhenhua, et al. Effect of foreign object damage on fatigue strength of stainless steel simulated blades[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12): 2808-2817. (in Chinese)
- [17] 包珍强, 胡绪腾, 宋迎东. 不同冲击角度外物损伤对TC4钛合金高循环疲劳强度的影响[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(9): 2226-2233.  
BAO Zhenqiang, HU Xuteng, SONG Yingdong. Effect of foreign object damage at different impact angles on high cycle fatigue strength of TC4 titanium alloy[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(9): 2226-2233. (in Chinese)
- [18] 许祥胜, 赵振华, 陈伟. 外物损伤对TC4钛合金的高周疲劳强度的影响[J]. *航空发动机*, 2017, 43(3): 88-92.  
XU Xiangsheng, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. The influences of foreign object damage on the high cycle fatigue behavior of titanium alloy TC4[J]. *Aeroengine*, 2017, 43(3): 88-92. (in Chinese)
- [19] 张钧贺. 外物损伤TC17钛合金叶片高周疲劳强度预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.  
ZHANG Junhe. Study on prediction method of high cycle fatigue strength of TC17 titanium alloy blade with foreign object damage[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [20] 刘红彬. 外物损伤TC17钛合金叶片高周疲劳特性及预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.  
LIU Hongbin. Research on high cycle fatigue characteristics and prediction method of TC17 titanium alloy blade damage by foreign object [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)

(编辑: 兰海青, 孙明霞)

# 融合注意力和可变形卷积的航空发动机叶片缺陷检测

苏宝华<sup>1</sup>, 张吟龙<sup>2,3,4</sup>, 齐跃举<sup>1</sup>

(1. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043; 2. 机器人学国家重点实验室, 3. 中国科学院沈阳自动化研究所, 4. 中国科学院网络化控制系统重点实验室; 沈阳 110016)

**摘要:** 针对航空发动机叶片孔探视觉缺陷检测存在的不规则缺陷漏检率高、检测实时性差的问题, 提出了一种融合注意力和可变形卷积网络模型的缺陷检测算法, 进行航空发动机叶片缺陷检测。为了提升不规则缺陷的检测精度, 设计了 DCN-C3 特征提取模块, 采用可变形卷积结构, 来改善缺陷检测网络对不同形态目标的适应能力。在此基础上, 为了减少模型参数的数量, 提高检测速度, 设计了 DSConv 模块用于分解标准卷积, 减小计算量。为了提高小目标的定位准确度, 引入了 CA 注意力模块替代传统池化操作, 增强检测网络对缺陷的关注度。结果表明: 算法在构建的航空发动机叶片表面缺陷数据集上平均精度达到了 97.1%。在嵌入式设备上, 算法推理性能达到 25 帧/s, 满足航空发动机叶片缺陷实时检测任务需求。

**关键词:** 缺陷检测; 实时检测; 不规则缺陷; 叶片表面缺陷; 可变形卷积; 注意力机制; 航空发动机

中图分类号: V263.6

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.022

## Fusion of Attention Mechanism and Deformable Convolution for Aeroengine Blade Defect Detection

SU Bao-hua<sup>1</sup>, ZHANG Yin-long<sup>2,3,4</sup>, QI Yue-ju<sup>1</sup>

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

2. State Key Laboratory of Robotics, Shenyang Institute of Automation,

3. Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences,

4. Key Laboratory of Networked Control Systems, Chinese Academy of Sciences; Shenyang 110016, China)

**Abstract:** A defect detection algorithm integrating an attention mechanism and a deformable convolutional network model was proposed for aeroengine blades borescope inspection to address the issues of high missed detection rates for irregular defects and poor real-time performance in the visual defect detection. To improve the detection accuracy of irregular defects, a DCN-C3 (Deformable Convolution Network-C3) feature extraction module was designed, which employs a deformable convolutional structure to improve the adaptability of the defect detection network to different morphological targets. On this basis, to reduce the model parameters and improve the detection speed, the DSConv (Depthwise Separable Convolution) module was designed for decomposing the standard convolution to reduce the computation. To improve the positioning accuracy of small targets, a CA (Coordinate Attention) module was introduced to replace the traditional pooling operation and enhance the attention of the detection network to the defects. The results show that the algorithm achieves an average accuracy of 97.1% on the constructed dataset of surface defects on aeroengine blades. On embedded devices, the algorithm inference performance reaches 25 frames per second, meeting the real-time requirements for aeroengine blade defect detection.

**Key words:** defect detection; real-time detection; irregular defects; blade surface defect; deformable convolution; attention mechanism; aeroengine

## 0 引言

航空发动机的可靠性对于飞行安全至关重要, 然而工作环境的极端性质使发动机核心部件容易受

损<sup>[1]</sup>。为了检测叶片缺陷, 目前普遍采用孔探视觉技术, 但这种方法需要专业人员操作, 且受到主观经验和环境限制, 导致检测效率低下, 增加了维修的时间和成本<sup>[2]</sup>。

收稿日期: 2024-04-29 基金项目: 国家自然科学基金(62273332)、中国科学院青年创新促进会人才项目(20222201)、辽宁省自然科学基金优秀项目(2024JH3/10200029)、辽宁省基础与应用基础研究计划项目(2023JH26/10300028)资助

作者简介: 苏宝华(1974), 男, 双学士, 高级工程师。

引用格式: 苏宝华, 张吟龙, 齐跃举. 融合注意力和可变形卷积的航空发动机叶片缺陷检测[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 160-166. SU Baohua, ZHANG Yinlong, QI Yueju. Fusion of attention mechanism and deformable convolution for aeroengine blade defect detection[J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 160-166.

近年来,利用机器视觉、计算机和人工智能技术,学者们对表面缺陷检测方法进行了广泛研究。通过智能分析航空发动机内窥镜采集的内部图像,取得了良好的检测效果。刘甜甜等<sup>[3]</sup>对航空关键动部件的缺陷进行分析及检查,采用渗透检测以提升缺陷目标的定位准确性;Jain等<sup>[4]</sup>利用迁移学习的方法训练自适应神经网络,采用VGG16网络提取损伤的纹理特征实现了发动机内窥镜图像的自动识别,但未能实现损伤的准确定位;张超等<sup>[5]</sup>提出了一种基于改进级联Mask R-CNN的网络,用于识别损坏及其位置,同时分割风机叶片的损坏区域。通过多尺度训练改进网络,并利用卷积块注意力模块增强网络感知叶片损坏区域的能力,该方法在间隙和涂层损伤检测准确率方面取得了较好的效果,但其缺点是检测速度较慢,无法实时检测。李彬等<sup>[6]</sup>提出了一种改进的YOLOv4航空发动机部件表面缺陷检测算法,提高了发动机部件表面缺陷的检测精度,同时缩短了处理时间;步斌等<sup>[7]</sup>采用轻量级的EPSANet网络用于特征提取,有效融合PSA分割注意力机制,关注更重要的缺陷特征,增强网络的特征提取能力,同时将低分辨率的高层语义信息和高分辨率的低层特征信息进行融合,提升算法的缺陷检测精度达到90%;何宇豪等<sup>[8]</sup>提出了一种用于高分辨率航空发动机叶片表面图像的从粗到细的检测框架。在主干网络加入了空间通道注意力模块,有效避免位置信息丢失,提高目标边界回归能力,实现了在高分辨率叶片图像中微小缺陷的检测;何思锐等<sup>[9]</sup>针对缺陷的纹理特征信息设计了融合多尺度特征的深度卷积网络,在一定程度上增加了特征利用率,提升了缺陷检测精度;Shang等<sup>[10]</sup>提出了一种基于深度学习的孔隙探测相机叶片损伤检测方法,设计了浅层纹理信息网络,模型检测结果与技术人员标记的损伤区域一致,该算法在检测精度和检测速度之间得到了很好的平衡,但缺陷召回率仍需进一步提高。

针对航空发动机叶片表面缺陷检测任务中目标缺陷漏检率高、实时性差和缺陷区域定位精度不足等问题,本文提出一种融合注意力和可变形卷积的发动机叶片表面缺陷检测算法。

## 1 算法框架

本文设计了一种融合注意力和可变形卷积网络模型的航空发动机叶片表面缺陷视觉检测算法,孔探

视觉航空发动机叶片缺陷检测模型框架如图1所示。该模型主要由主干网络、特征融合网络和预测网络组成。主干网络包括Conv、DCN-C3(Deformable Convolution Network-C3)、DSConv(Depthwise Separable Convolution)和CA(Coordinate Attention)等模块。DSConv模块是特征提取的主要单元结构,用于优化标准卷积操作,降低网络参数量;DCN-C3结构将特征图进行多层卷积操作并将结果与输入进行拼接操作,增强了模型的感受野;CA注意力模块对多尺寸特征图进行池化操作,增强模型对多尺度目标的感知能力。特征融合网络使用FPN(Feature Pyramid Network)和PAN(Path Aggregation Network)互补结构<sup>[11]</sup>,通过自上而下和自下而上的路径来融合浅层特征图的位置信息和高层特征图的语义信息。预测网络从输出特征图中解析出缺陷的位置、类别和置信度。

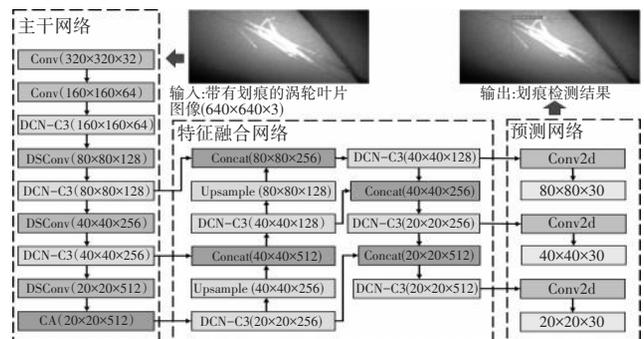


图1 孔探视觉航空发动机叶片缺陷检测模型框架

### 1.1 DCN-C3模块

在进行航空发动机叶片缺陷检测时,不同类型、尺寸、形状和纹理特征的缺陷使检测的准确性受到挑战。深度学习模型中的固定卷积结构限制了网络在提取特征时能够观察到的范围,从而影响了缺陷检测的效果。然而,航空发动机叶片表面缺陷图像往往存在不规则特征,常规卷积方法存在局限性,不能有效提取目标特征信息。为了提高卷积神经网络对航空发动机叶片表面缺陷的检测性能,可以采用扩大检测网络的感受野的方法,大的感受野可以使检测网络更好地学习长程空间关系并建立隐式空间模型。通过可变形卷积代替标准卷积,使检测网络能够动态捕获完整的纹理缺陷特征<sup>[12]</sup>,即通过在标准卷积上添加学习偏移来扩展卷积核的采样范围。可变形卷积模块如图2所示。从图中可见,相较于标准卷积,可变形卷积模块引入了1个2维偏移量 $\{\Delta p_n | n = 1, \dots, N\}$ ,  $N =$

$|R|$ ,模型为

$$Y(p_0) = \sum_{p_n \in R} w(p_n)X(p_0 + p_n + \Delta p_n) \quad (1)$$

式中: $Y$ 为输出特征图; $X$ 为输入特征图; $R$ 为卷积核; $p_n$ 为卷积核中的第 $n$ 个点; $w(p_n)$ 为 $p_n$ 点对应权重; $p_0$ 为输入输出特征图上的 $p_0$ 点; $\Delta p_n$ 为可变形卷积采样点的2维偏移量。

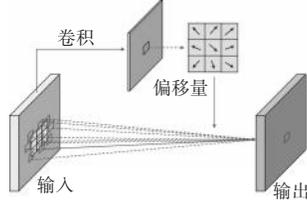


图2 可变形卷积模块

在航空发动机叶片表面缺陷图像数据集中,缺陷目标区域大多是不规则的,其形状和大小变化多样,导致深度神经网络模型不能有效识别目标。一方面,锚框很难准确地表示叶片表面的缺陷位置。另一方面,混叠的纹理区域特征会使检测网络模型误判,学习到过多的无关噪声,从而影响叶片表面缺陷检测算法的检测准确率。为此,本文提出基于可变形卷积(Deformable Convolution Network, DCN)的特征提取模块,命名为DCN-C3,具体设计如图3所示。主干网络从输入图像中提取有效特征后,将特征传进DCN-C3模块,使用可变形卷积进一步提取具有位置偏移的特征,并将得到的特征通过Batch Norm进行归一化处理,然后通过SiLU激活函数激活。DBS模块(图3)通过赋予特征提取网络可变形卷积能力,以增强网络对形状特征差异较大的特征的适应能力,可以更有效地提取特征。因此,本文在具体的模块设计中使用的3×3的可变形卷积核进行特征提取,步长为1,输入和输出通道数相同。

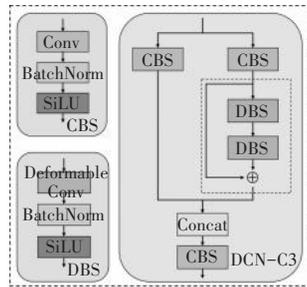


图3 DCN-C3模块

## 1.2 DSConv 模块

传统的卷积使用所有输入通道的相同卷积核进行特征提取,对输入通道的无差别处理可能会妨碍某些关键特征的有效提取。深度可分离卷积针对不同的输入通道采用不同的核,减少了卷积核的冗余表达,同时有效降低了模型参数量<sup>[13]</sup>。为此,采用深度可分离卷积来提高缺陷特征的提取能力。深度可分离卷积过程包括深度卷积和逐点卷积。

DSConv 模块如图4所示。从图4(a)中可见,在深度卷积阶段中,每个卷积核负责提取输入通道中的特

征,其中输入通道的特征图与卷积核一一对应。因此,深度卷积的输出通道数与输入通道数相等。由于这一特性,深度卷积在特征生成过程中受限于输入通道数,无法有效扩展特征,而且现有的卷积操作未能充分利用同一空间位置上不同通道的特征信息。为了解决这一问题,引入逐点卷积操作来有效整合特征图并生成新的特征图。从图4(b)中可见,逐点卷积操作可被视为常规卷积操作,其中卷积核的大小为1×1。该操作针对经过深度卷积处理后的特征图,以确保在深度方向上对这些特征图进行加权和组合,从而生成新的特征图。逐点卷积的输出特征数量与卷积核的数量相等。

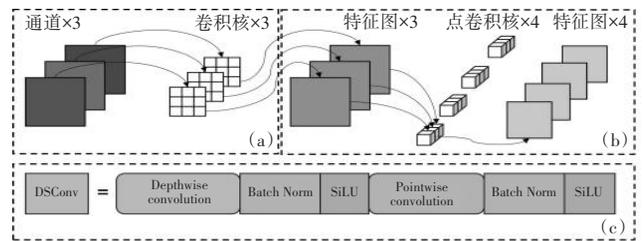


图4 DSConv 模块

从图4(c)中可见,深度卷积操作可以通过输入和输出通道数相同的组卷积来实现,将常规卷积的输入通道和输出通道分为多组进行卷积计算,核大小为3×3,步幅为2。将得到的特征图进行Batch Norm 归一化处理,使用SiLU 函数激活后进行逐点卷积操作。再次批量归一化后,通过SiLU 函数进行选择性激活。

当输入通道数为 $M$ 、卷积核大小为 $k \cdot k$ 、输出特征大小为 $f \cdot f$ 、输出通道数为 $N$ ,那么标准卷积的FLOPs (Floating-point Operations)为 $P_1$

$$P_1 = (k \cdot k \cdot M) \cdot (f \cdot f \cdot N) \quad (2)$$

DSConv 通过将标准卷积操作分解为2个步骤,降低了计算复杂度。与标准卷积相比,相同的输入和输出,采用深度可分离卷积的FLOPs为 $P_2$

$$P_2 = (k \cdot k) \cdot (M \cdot f \cdot f) + M \cdot N \cdot f \cdot f \quad (3)$$

那么,深度可分离卷积与标准卷积计算量的比值为

$$\frac{k \cdot k \cdot M \cdot f \cdot f + M \cdot N \cdot f \cdot f}{k \cdot k \cdot M \cdot f \cdot f \cdot N} = \frac{1}{N} + \frac{1}{k^2} \quad (4)$$

其中 $N \geq 1, k \geq 1$ 。

## 1.3 CA 注意力模块

针对复杂多样的航空发动机叶片表面缺陷图像,现有的表面缺陷检测算法检测能力有限。检测效果

容易受到图像背景、无关噪声信息以及缺陷特征分布不规则的影响,导致检测网络对叶片表面缺陷特征学习不充分,无法准确定位目标。因此,本文引入CA注意力来代替传统主干特征提取网络中的池化操作结构。

CA注意力模块如图5所示。在发动机叶片表面缺陷数据集中,缺陷的形状和位置呈现出各种不规则的情况。如果直接池化特征图,其空间结构将被破坏,导致叶片缺陷位置信息大量丢失。为了不影响后续特征融合网络中缺陷特征信息的传输,采用CA注意力,既保留了缺陷的位置信息,又进一步增强了缺陷特征的特征信息<sup>[14]</sup>。CA注意力结构可定义为

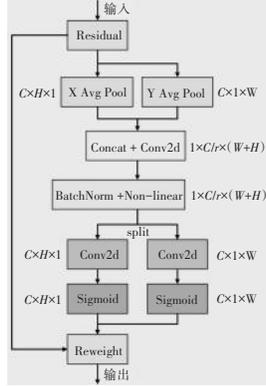


图5 CA注意力模块

$$z_c = \frac{1}{H \cdot W} \sum_{i=1}^H \sum_{j=1}^W x_c(i,j) \quad (5)$$

式中: $z_c$ 为全局平均池化; $x$ 为输入卷积层; $x_c(i,j)$ 为输入 $x$ 在第 $c$ 个通道卷积层中的 $(i,j)$ 位置的值。

注意力机制中通常使用全局平均池化来将全局空间信息压缩到通道描述符中,因此位置信息很难保存。为了促进注意力模块捕获具有准确位置信息,将全局池化为1组1维特征编码操作,其模型为

$$z_c^h(h) = \frac{1}{W} \sum_{0 \leq i < W} x_c(h,i) \quad (6)$$

$$z_c^w(w) = \frac{1}{H} \sum_{0 \leq j < H} x_c(j,w) \quad (7)$$

式中: $z_c^h(h)$ 为第 $c$ 个高度为 $h$ 的通道经过池化分解后的输出; $z_c^w(w)$ 为第 $c$ 个宽度为 $w$ 的通道经过池化分解后的输出。

然后,将式(6)和式(7)连接起来,并使用共享的 $1 \times 1$ 卷积 $F_1$ 进行通道变换。最后,对 $F_1$ 使用非线性激活函数 $\delta$ ,得到特征图 $f$

$$f = \delta(F_1([z^h, z^w])) \quad (8)$$

式中: $f \in R^{Clr \times (W+H)}$ 。

为了简化模型,通常会通过适当的缩减比例来减少通道数。然后,特征图 $f$ 被分为2个不同的张量: $f^h$ 和 $f^w$ ,其中 $f^h \in R^{Clr \times H}$ 和 $f^w \in R^{Clr \times W}$ 。使用 $1 \times 1$ 卷积将通道调整为与输入 $x$ 相同的通道数,并使用sigmoid函

数获得最终空间位置在垂直和水平上的注意力权重。

同时,通过2个1维全局池化操作,输入特征在垂直和水平方向上进行聚合,产生2个独立的方向感知特征图,这有助于检测网络更准确地定位感兴趣的目标。 $g^h$ 和 $g^w$ 在空间位置上的权重定义为

$$g^h = \sigma(F_h(f^h)) \quad (9)$$

$$g^w = \sigma(F_w(f^w)) \quad (10)$$

式中: $F_h$ 和 $F_w$ 为 $1 \times 1$ 卷积; $\sigma$ 为sigmoid函数。

至此,CA模块已经实现了垂直注意力和水平注意力。CA模型定义为

$$y_c(i,j) = x_c(i,j)g_c^h(i)g_c^w(j) \quad (11)$$

式中: $y_c(i,j)$ 为第 $c$ 个通道卷积层最终的输出结果乘以相应的垂直和水平权重。

本文引入CA注意力来代替检测网络中传统的池化结构,它将全局池化为1组1维特征编码操作。通过空间中特征的动态变换捕获特征图的长程依赖信息,将权重分配给缺陷特征的空间位置,增强检测网络对缺陷的关注度,使检测网络更准确地定位感兴趣的物体。

## 2 试验结果及分析

### 2.1 数据集

通过孔探仪设备对不同航空发动机叶片进行拍摄,采集了相应的图像。该数据集共包含5603张图像,涵盖了3类缺陷目标,分别为表面划痕(Scratch)、裂纹(Crack)、边缘伤痕(Bruise),这3种叶片缺陷常见于航空发动机。同时,为了避免过拟合情况,本文将数据集按照8:1:1的比例划分为训练集、验证集和测试集。

### 2.2 试验平台及训练参数

为了验证模型的有效性,使用以下计算机配置参数和超参数设置进行神经网络训练和测试,试验环境配置见表1。

### 2.3 评价指标

为了评估算法性能,采用如下评价指标:精确率 $P_r$ 、召回率 $R_e$ 、 $F_1$ 分数和平均精度均值(mean Average Precision, mAP) $\bar{P}_r$ 。具体计算式为

$$P_r = \frac{T_p}{T_p + F_p} \quad (12)$$

$$R_e = \frac{T_p}{T_p + F_n} \quad (13)$$

表1 试验环境配置

配置和参数	数据
处理器	Intel Xeon, 2.1 GHz
显卡	Nvidia Tesla V100(32 GB)×4
内存	64 GB
操作系统	Ubuntu18.04
CUDA	11.0
Python	3.7.10
torch	1.10
优化器	Adam
动量	0.937
学习率	0.001
权重衰减系数	0.0005
batch size	16
epoch	300

$$F_1 = \frac{2 \times P_r \cdot R_e}{P_r + R_e} \quad (14)$$

$$A_p = \int_0^1 P(R) dR \quad (15)$$

$$\bar{P}_r = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N A_{P_n} \quad (16)$$

式中： $T_p$ 为真阳性样本； $F_p$ 为假阳性样本； $F_N$ 为假阴性样本； $P_r$ 为总体预测结果中真阳性预测的数量； $R_e$ 为所有正类中真阳性预测的数量； $F_1$ 分数为 $P_r$ 和 $R_e$ 的调和平均值； $A_p$ 通过考虑 $P_r$ 和 $R_e$ 2个指标来评估每个类别的模型性能； $\bar{P}_r$ 为 $A_p$ 的平均值，用于衡量目标检测算法的整体检测精度。

## 2.4 消融试验

为了验证本文算法各模块的有效性，使用CSPDarknet<sup>[15]</sup>作为基线网络，并使用本文构建的叶片缺陷数据集对每个改进点进行渐进的性能测试，包括DCN-C3模块、DSCConv模块和CA模块。添加每个改进点时的消融试验结果见表2。

表2 消融试验

基线网络	DCN-C3	DSCConv	CA	$\bar{P}_r/\%$	Params/MB
√	-	-	-	91.6	10.8
√	√	-	-	94.9	11.4
√	√	√	-	94.7	9.6
√	√	√	√	97.1	9.7

注：1.“√”表示该列对应的操作被选中或应用，“-”表示该列对应的操作未被选中或应用。2.加粗字体为各列最优结果。

从表中可见，使用基线网络的算法 $\bar{P}_r$ 为91.6%。将DCN-C3模块添加到检测网络后，由于增加了感受野范围，提升了对不规则缺陷的特征提取能力， $\bar{P}_r$ 值达到了94.9%。另外，由于在DCN-C3模块中添加1

组连续的可变形卷积，网络可以实现更高质量的空间聚合，但是增加了相应的模型参数，同基线网络相比参数量提升了0.6 MB。将深度可分离卷积DSCConv模块添加到网络中，大幅减少了模型参数量，在保证 $\bar{P}_r$ 指标的前提下，很好地平衡了DCN-C3模块带来的计算量，为实现实时检测奠定了基础。最后使用CA模块代替传统池化操作。由于航空发动机叶片表面缺陷形状和位置会表现出各种不规则性，如果直接采用池化操作，叶片缺陷的特征信息将会明显丢失。因此，为了不影响特征融合网络中缺陷特征信息的传输，将池化因子分解得到的空间信息进行聚合。空间位置动态加权，进一步增强检测网络对叶片缺陷特征的定位能力。 $\bar{P}_r$ 值进一步提升至97.1%，有效提升了整个网络的最终检测效果。

## 2.5 对比试验

### 2.5.1 不同检测算法对比试验

为了验证本文所提算法在叶片缺陷目标检测任务中的优越性，将其与Faster R-CNN<sup>[16]</sup>、SSD<sup>[17]</sup>、YOLOv5-1<sup>[18]</sup>和YOLOv7<sup>[19]</sup>等主流目标检测算法进行对比试验。在本文构建的同一数据集上采用相同的训练方法，通过定性和定量分析进行对比。

通过比较不同算法的检测效果，对算法性能进行了定性分析。检测效果对比如图6所示。

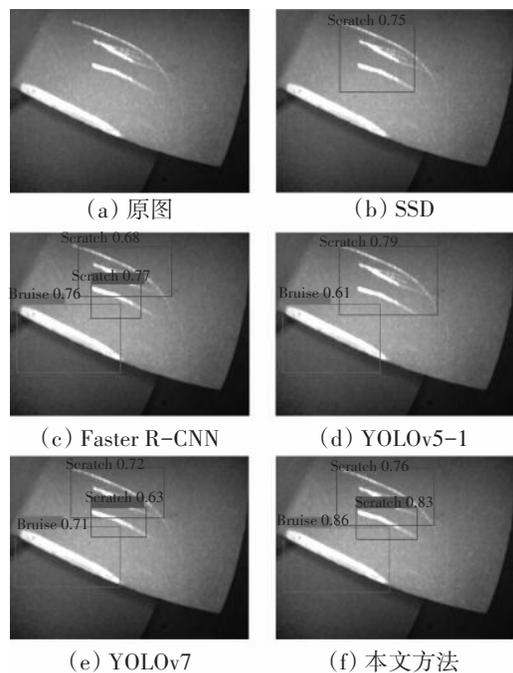


图6 检测效果对比

图6(a)为原图,图6(b~f)展示了各个算法在检测效果上的比较结果,不同的缺陷种类使用不同颜色框出。从对比结果中可以清楚地看出,在航空发动机叶片缺陷检测任务中,SSD算法表现最不理想。这是因为该算法在表示浅层特征方面的能力较弱,导致了定位不准和漏检的情况。由于YOLOv5算法在处理复杂场景和细节方面存在局限性,导致其检测效果较差。Faster R-CNN算法和YOLOv7算法表现出了更好的鲁棒性和准确性,均识别出所有缺陷。但是仍存在针对缺陷目标定位不准的现象。与上述主流算法相比,本文所提算法取得了更优秀的检测效果,得益于DCN-C3特征提取模块的设计和CA注意力机制的引入,网络在处理不规则缺陷目标时表现出更强大的特征提取能力,从而有效提高了定位的准确度。DCN-C3模块通过引入可变形卷积,使得网络能够更好地适应不规则目标的形状特征,从而增强了对于复杂缺陷的识别能力。与此同时,CA注意力机制的引入则有助于网络更加聚焦于关键特征信息,提高了对于缺陷目标的关注度,进一步加强了定位的准确性。

在试验中,为了更好地验证本文所提算法的优越性,使用叶片缺陷数据测试集进行量化分析。各算法性能指标对比见表3。

表3 不同算法性能对比 %

方法	$P_r$	$R_c$	$F_1$	$\bar{P}_r$
SSD <sup>[17]</sup>	81.5	82.1	81.8	82.6
Faster R-CNN <sup>[16]</sup>	91.6	89.8	90.7	90.5
YOLOv5-s <sup>[18]</sup>	89.3	87.9	88.6	89.0
YOLOv7 <sup>[19]</sup>	92.8	92.6	92.7	92.6
本文	<b>96.8</b>	<b>97.3</b>	<b>97.0</b>	<b>97.1</b>

注:加粗字体为各列最优结果。

试验结果表明,本文算法取得了优秀的识别效果, $P_r$ 、 $R_c$ 、 $F_1$ 和 $\bar{P}_r$ 分别为96.8%、97.3%、97%和97.1%。本文算法设计的提取网络融合了CA注意力机制和可变形卷积,以增强对航空发动机叶片缺陷的检测能力。通过引入注意力机制,网络能够在特征提取阶段对不同特征图的信息赋予不同的重要性,从而有效地抑制了噪声干扰,突出了关键特征,提高了目标的识别准确性。与此同时,可变形卷积的引入使得网络能够根据目标在空间上的变化动态调整卷积核的形状,从而更好地适应复杂环境下目标的特征表示,进一步提高了目标的定位精度。

## 2.5.2 推理性能对比试验

推理性能是算法能否部署应用的关键,实际应用中推理只需计算图像推理时间。通常情况下航空发动机叶片缺陷检测算法需要部署在单手持式设备上,算力资源不足。因此,本文算法推理性能测试分别统计了在高算力GPU(型号:TITAN RTX)和英伟达TX2嵌入式开发板上的处理速度。

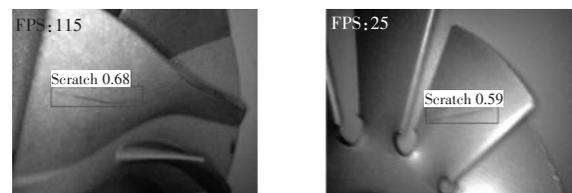
为了评估所提算法的实时性能,本文采用每秒帧数( $F/s$ )和模型参数 $P$ 2个性能指标,来对算法进行定量评估。各算法推理性能对比见表4。

表4 各算法推理性能对比

方法	mAP/%	$P/MB$	Input shape	$F/s$
SSD <sup>[17]</sup>	82.6	24.5	640×640	46
YOLOv5-s <sup>[18]</sup>	87.1	13.7	640×640	78
YOLOv7-tiny <sup>[19]</sup>	88.9	14.1	640×640	77
本文(GPU)	97.1	<b>9.7</b>	640×640	<b>115</b>
本文(TX2)				<b>25</b>

注:1.对比算法在高算力GPU下测试;2.加粗字体为各列最优结果。

在高算力GPU下,本文算法在实际测试中检测帧率和模型参数量均优于其他算法。分析原因如下:(1)本文算法设计的DSCConv模块作为基础特征提取模块,旨在替代传统的普通卷积操作,通过引入深度可分离卷积,实现对更多通道信息的有效提取。相较于传统卷积模块,DSCConv模块在保持高维特征表达能力的同时,显著减少了参数量,降低了计算复杂度,在一定程度上取得了参数效率和模型性能之间良好的平衡;(2)引入的CA注意力模块通过对通道间的特征关联性进行建模和调控,能够有效地提升重要特征的代表能力,从而精炼目标特征表示,同时避免了引入大量额外的参数。在GPU设备上,本文算法在分辨率为640×640的图像上实现了115帧/s的检测速度,在TX2设备上,本文算法实现了25帧/s的检测速度,能够满足实时检测的要求。2种设备的算法推理性能效果如图7所示。



(a) 高算力GPU设备检测效果

(b) TX2设备检测效果

图7 2种设备的算法推理性能效果对比

### 3 结论

(1)在所提出的融合注意力和可变形卷积网络的航空发动机叶片表面缺陷检测算法中,为了降低网络漏检率,设计了DCN-C3特征提取模块,使用可变形卷积替代普通卷积,使得具有更强信息的特征得到更多的关注,减少了信息的损失。

(2)为了节省计算资源,提高低算力设备下算法推理性能,设计了DSCConv模块优化标准卷积操作,降低网络的参数量。

(3)针对背景冗余信息干扰导致的目标检测定位不准问题,引入了CA注意力机制,充分保留特征图位置信息的完整性,并对缺陷特征的空间位置动态分配权重,有效提高了空间缺陷信息的利用率,精确定位缺陷目标。

(4)在本文构建的数据集上进行了训练和测试,本文算法精确度、召回率、mAP达到了96.8%、97.3%和97.1%。本模型参数大小为9.7 MB,在嵌入式边缘设备上检测帧率为25帧/s,满足实时检测的需求。

虽然本文算法提高了缺陷检测性能,但建立的数据集规模相对较小,且仅考虑了航空发动机叶片的3类典型缺陷,算法模型泛化性仍有提高的空间。后续将增加数据样本量,进一步提升算法针对航空发动机叶片缺陷的检测性能。

#### 参考文献:

- [1] 李鹏涛,左洪福,肖文,等.航空发动机叶片损伤及其修复技术与展望[J].航空学报,2024,45(18):029635.  
LI Pengtao, ZUO Hongfu, XIAO Wen, et al. Research and prospect of aero engine blade damage and its repair technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(18): 029635. (in Chinese)
- [2] 李华,陈果,陈新波,等.基于规则的航空发动机孔探图像诊断方法研究[J].航空发动机,2015,41(3):97-102.  
LI Hua, CHEN Guo, CHEN Xinbo, et al. Diagnosis method research of aeroengine endoscopic images based on rule[J]. Aeroengine, 2015, 41(3): 97-102. (in Chinese)
- [3] 刘甜甜,徐桂荣,迟天佐,等.航空关键动部件的开裂分析及检测应用[J].航空发动机,2023,49(4):162-167.  
LIU Tiantian, XU Guirong, CHI Tianzuo, et al. Cracking analysis and inspection application of aviation key moving part[J]. Aeroengine, 2023, 49(4): 162-167. (in Chinese)
- [4] Jain S, Seth G, Paruthi A, et al. Synthetic data augmentation for surface defect detection and classification using deep learning[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2022, 33: 1007 - 1020.
- [5] 张超,文传博.基于改进Mask R-CNN的风机叶片缺陷检测[J].可再生能源,2020,38(9):6.  
ZHANG Chao, WEN Chuanbo. Wind turbine blade defect detection based on improved Mask R-CNN[J]. Renewable Energy Resources, 2020, 38(9): 6. (in Chinese)
- [6] 李彬,汪诚,吴静,等.改进YOLOv4算法的航空发动机部件表面缺陷检测[J].激光与光电子学进展,2021,58(14):1415004.  
LI Bin, WANG Cheng, WU Jing, et al. Surface defect detection of aero-engine components based on improved YOLOv4 algorithm[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2021, 58(14): 1415004. (in Chinese)
- [7] 步斌,张梦怡,王超,等.融合多尺度及注意力机制的表面缺陷检测算法[J].空间控制技术与应用,2023,49(6):94-103.  
BU Bin, ZHANG Mengyi, WANG Chao, et al. The surface defect detection algorithm based on multi-scale feature fusion and attention mechanism[J]. Aerospace Control and Application, 2023, 49(6): 94-103. (in Chinese)
- [8] 何宇豪,曹学国,刘信良,等.基于SW-YOLO模型的航空发动机叶片损伤实时检测[J].推进技术,2024,45(2):197-203.  
HE Yuhao, CAO Xueguo, LIU Xinliang, et al. Real time detection of aircraft engine blade damage based on SW-YOLO model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2): 197-203. (in Chinese)
- [9] 何思锐,张孙杰,王永雄.融合多尺度特征的工业缺陷检测模型[J].小型微型计算机系统,2023,44(5):1029-1034.  
HE Sirui, ZHANG Sunjie, WANG Yongxiong. Industrial defect detection model integrating multi-scale features[J]. Journal of Chinese Mini-Micro Computer Systems, 2023, 44(5): 1029-1034. (in Chinese)
- [10] Shang H, Sun C, Liu J, et al. Deep learning-based borescope image processing for aero-engine blade in-situ damage detection[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 123: 107473.
- [11] Lin T Y, Dollár P, Girshick R, et al. Feature pyramid networks for object detection[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Honolulu: IEEE, 2017: 2117-2125.
- [12] Dai J, Qi H, Xiong Y, et al. Deformable convolutional networks[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Venice: IEEE, 2017: 764-773.
- [13] Chollet F. Xception: deep learning with depthwise separable convolutions[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Honolulu: IEEE, 2017: 1251-1258.
- [14] Hou Q, Zhou D, Feng J. Coordinate attention for efficient mobile network design[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Nashville: IEEE, 2021: 13713-13722.
- [15] Bochkovskiy A, Wang C Y, Liao H Y M. Yolov4: optimal speed and accuracy of object detection[EB/OL]. [2025-03-27]. <https://arxiv.org/pdf/2004.10934v1>.
- [16] Sun J, He K, Girshick R, et al. Faster R-CNN: towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2016, 39(6): 1137-1149.
- [17] Liu W, Anguelov D, Erhan D, et al. SSD: single shot multibox detector [C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Amsterdam: ECVA, 2016: 21-37.
- [18] Jocher G, Chaurasia A, Stoken A, et al. Ultralytics/yolov5: v7.0-YOLOv5 SOTA realtime instance segmentation[EB/OL]. [2025-03-27]. <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2022zndo...7347926J/abstract>.
- [19] Wang C Y, Bochkovskiy A, Liao H Y M. YOLOv7: trainable bag-of-freebies sets new state-of-the-art for real-time object detectors[EB/OL]. [2025-03-27]. <https://ar5iv.labs.arxiv.org/html/2207.02696>.

(编辑: 刘 静)

# 基于纤维单丝随机分布的复合材料偏轴 拉伸弹性性能预测

翁晶萌<sup>1</sup>, 张月怡<sup>2</sup>, 陈波<sup>2</sup>, 畅一鹏<sup>3</sup>, 温卫东<sup>3</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 西安 710100; 2. 江苏科技大学 能源与动力学院, 江苏镇江 212003;  
3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:** 为精准模拟单向复合材料中纤维单丝随机分布形式, 更准确地预测单向复合材料在偏轴拉伸时的弹性性能参数。基于纤维单丝初始六边形分布, 赋予纤维单丝初始随机位移扰动量, 分别考虑了纤维单丝与边界发生交叉和重叠时纤维单丝的反向扰动量和互换扰动量, 并结合周期性边界条件, 建立了适用于高纤维体积分数的纤维单丝随机分布复合材料基本力学性能预测单胞模型。将该单胞模型中垂直于纤维方向横截面内的纤维域和基体域在面内沿单一方向按比例拉伸, 并将拉伸后的截面沿与截面法线呈一定角度的方向拉伸, 结合扩展的周期性边界条件建立了复合材料偏轴力学性能预测模型。开展了复合材料基本力学性能及 30°、45°、60° 偏轴拉伸力学性能预测并进行了试验验证。结果表明: 各弹性参数的预测误差均小于 10%, 预测精度高于文献预测值, 验证了该预测方法的有效性。

**关键词:** 复合材料; 纤维单丝; 随机分布; 偏轴拉伸; 单胞; 刚度

中图分类号: V258

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.03.023

## Prediction of Off-Axial Tensile Elastic Properties of Composites Based on Random Distribution of Fiber Monofilaments

WENG Jing-meng<sup>1</sup>, ZHANG Yue-yi<sup>2</sup>, CHEN Bo<sup>2</sup>, CHANG Yi-peng<sup>3</sup>, WEN Wei-dong<sup>3</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang Jiangsu 212003, China;

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

**Abstract:** In order to accurately simulate the random distribution of fiber monofilaments in unidirectional composites, the elastic properties of unidirectional composites can be predicted more accurately during off-axial tensile loading. Based on the initial hexagonal distribution of fiber monofilaments and the initial random displacement perturbations of fiber monofilaments, considering the reverse perturbations and exchange perturbations of fiber monofilaments when fiber monofilaments and boundaries cross and overlap respectively, combined with the periodic boundary conditions, a unit cell model for predicting basic mechanical properties of randomly distributed fiber monofilaments composites with high fiber volume fraction was established. Stretching the fiber domain and matrix domain in the cross-section perpendicular to the fiber direction in this model along the specified direction proportionally, and stretching the extruded section along the direction at a certain angle to the normal of the section, combined with extended periodic boundary conditions, the model for predicting off-axis mechanical properties of composite materials can be formed. Predictions and the experimental verifications of the basic mechanical properties, and off-axis tensile properties at 30°, 45° and 60° were carried out. The results show that the prediction errors of all elastic parameters are less than 10%, and the prediction accuracy is higher than those in the literature, which verifies the validity of the prediction method.

**Key words:** composites; fiber monofilament; random distribution; off-axis; unit cell; stiffness

收稿日期: 2023-09-11 基金项目: 江苏科技大学博士科研启动基金项目资助

作者简介: 翁晶萌 (1989), 博士, 高级工程师。

引用格式: 翁晶萌, 张月怡, 陈波, 等. 基于纤维单丝随机分布的复合材料偏轴拉伸弹性性能预测[J]. 航空发动机, 2025, 51(3): 167-174. WENG Jingmeng, ZHANG Yueyi, CHEN Bo, et al. Prediction of off-axial tensile elastic properties of composites based on random distribution of fiber monofilaments [J]. Aeroengine, 2025, 51(3): 167-174.

## 0 引言

高性能纤维增强复合材料凭借其优异的力学性能,已逐渐应用于工作环境复杂的航空航天飞行器<sup>[1-3]</sup>。按尺度不同,复合材料力学性能的研究可分为细观尺度(纤维单丝尺度)、中尺度(纤维束尺度)和宏观尺度(工程结构件)<sup>[4]</sup>。从细观尺度上,可分析纤维单丝和孔隙等分布对复合材料各主方向上基本力学性能的影响,为中尺度及宏观尺度复合材料结构件的力学性能分析提供数据支撑。因此,基于纤维单丝的细观尺度研究进行复合材料的基本力学性能仿真分析具有重要的理论和工程价值。

目前,国内外学者对纤维单丝分布的研究主要为均匀分布和随机分布。均匀分布的研究集中于纤维单丝的正方形排列<sup>[5-7]</sup>、正方形对角线排列<sup>[5,8]</sup>和六边形排列<sup>[9-10]</sup>。Trias等<sup>[11]</sup>对比分析了纤维单丝正方形对角线均匀排列和纤维单丝随机分布单胞模型对复合材料基本力学性能的预测精度,表明纤维单丝随机分布单胞的预测精度更高。纤维单丝随机分布单胞的建立主要包括纤维单丝逐一生成模型和纤维单丝重排模型。硬核模型(Hard Core Model, HCM)为最基础的纤维单丝逐一生成模型。Qing<sup>[12]</sup>基于该模型在单胞范围内逐一随机生成纤维单丝的圆心坐标,如果新产生的纤维单丝与当前所有纤维单丝无重叠,则接受并存储该纤维单丝的圆心坐标,否则剔除该纤维单丝;Buryachenko等<sup>[13]</sup>采用HCM生成的单胞模型中纤维的最大体积分数约为55%;Qing<sup>[14]</sup>、Melro等<sup>[15]</sup>针对在HCM的基础上的硬核振动模型(Hard Core Shaking Model, HCSM),通过缩小已生成纤维单丝之间的间距,提高了单胞的纤维体积分数;Bheemreddy等<sup>[16]</sup>、Wongsto等<sup>[17]</sup>利用纤维单丝重排模型在周期性分布纤维单丝的圆心坐标上重复增加扰动量,提高纤维单丝分布的随机性,在纤维单丝重排模型中,初始正方形和正方形对角线排列生成单胞模型的最大纤维体积分数为78%,初始六边形排列生成单胞模型的最大纤维体积分数为90%。根据纤维单丝重排模型边界的纤维单丝处理不同,可分为无纤维单丝跨越边界<sup>[18-19]</sup>和有纤维单丝跨越边界<sup>[16-17]</sup>。其中,有纤维单丝跨越边界的单胞模型又可分为边界纤维单丝满足周期性要求和不能满足周期性要求2类。通过在单胞模型的主方向上施加对应的周期性边界条件<sup>[20]</sup>,即可预测

复合材料的各弹性模量及泊松比等基本力学性能参数。现有力学模型通过纤维单丝分布单胞与周期性边界条件相结合,可对复合材料的基本力学性能进行预测,但无法直接预测复杂结构类型和复杂应力的复合材料。

本文在初始六边形均匀分布的基础上建立了一种新型高纤维体积分数的纤维单丝重排模型,结合周期性边界条件,建立了可直接预测的单向复合材料偏轴拉伸力学性能预测模型,并开发了参数化模拟分析程序。对T700/环氧树脂基复合材料的基本力学性能及3种不同偏轴拉伸角下的力学性能进行预测,并验证预测模型的可靠性及适用性。

## 1 复合材料力学性能预测模型

### 1.1 单向复合材料细观尺度观测

采用JSM-6360LV扫描电子显微镜对T700/环氧树脂基复合材料0°单向板的横截面随机选取4处进行了2000倍放大的显微观测,T700/环氧树脂基复合材料横截面如图1所示。采用图像二值化处理、消除纤维域和基体域内的离群点等措施,提取了各图像中所有纤维单丝的圆心位置及纤维单丝的半径,扫描图像处理后结果如图2所示。对纤维单丝的半径、纤维体积分数进行了统计分析,得到试验用T700/环氧树脂基复合材料的纤维体积分数为55.53%。纤维单丝半径、第1、2最近邻间距均服从对数正态分布。

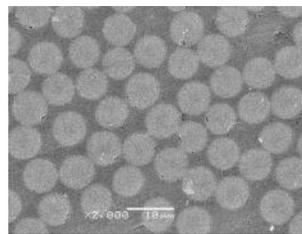


图1 T700/环氧树脂基复合材料横截面

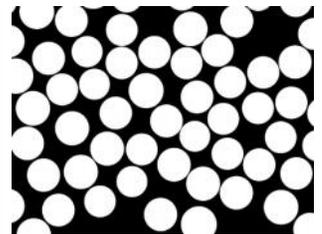


图2 T700/环氧树脂基复合材料横截面扫描图像处理后结果

### 1.2 纤维单丝随机分布有限元单胞模型重构

#### 1.2.1 基本力学性能预测单胞模型

复合材料单向板、层合板都是由多层单层板层合而成。单胞结构如图3所示。基于初始六边形均匀分布建立对应于单层板的单胞模型,纤维单丝在单胞宽度 $w$ 方向上满足周期性,在单胞高度 $t$ 方向上不跨越单胞边界,各纤维单丝垂直于 $w-t$ 平面。

纤维单丝随机分布单胞的具体步骤如下:

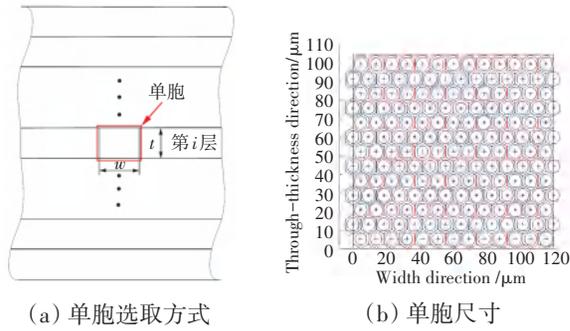


图3 单胞结构

(1)令单胞高度 $t$ 等于单层板的厚度,令纤维单丝的行数 $m$ 与列数 $n$ 相等,单层板的厚度与六边形边长的比值 $m_m$ 和 $m$ 为

$$m_m = \text{ceil} \left( \frac{t}{\sqrt{\pi r^2 / (1.5 \times \sqrt{3} \times v_f)}} \right) \quad (1)$$

式中: $r$ 为纤维单丝的平均半径; $v_f$ 为纤维体积分数; $\text{ceil}$ 为向上取整函数。

$$m = \text{ceil} \left( \frac{m_m - 1}{1.5} \right) \quad (2)$$

单胞高度 $t$ 和单胞宽度 $w$ 为

$$t = (m \times 1.5 + 0.5) \times \sqrt{\pi r^2 / (1.5 \times \sqrt{3} \times v_f)} \quad (3)$$

$$w = n \times \sqrt{3} \times \sqrt{\pi r^2 / (1.5 \times \sqrt{3} \times v_f)} \quad (4)$$

(2)生成 $m \cdot n$ 个服从对数正态分布的随机数,确定各纤维单丝的半径,由修正后的 $R_i$ 统计计算出的纤维单丝体积分数严格等于第1.1节中的各显微图像观测统计值。

$$k = \frac{v_f \cdot t \cdot w}{\pi \sum_{i=1}^{m \cdot n} R_{si}^2} \quad (5)$$

式中: $k$ 为修正系数; $R_{si}$ 为随机生成的第 $i$ 个纤维单丝的半径。

$$R_i = k \cdot R_{si} \quad (6)$$

式中: $R_i$ 为修正后的第 $i$ 个纤维单丝的半径。

(3)对所有纤维单丝赋以初始位移扰动量 $(x_{i,0}, y_{i,0})$ ,为了保证单胞模型重构过程的收敛性,令最大初始扰动量除以两纤维单丝之间的初始间距等于0.002。为保证单胞宽度 $w$ 方向上的周期性,单胞右侧边界上纤维单丝的直径与左侧边界上对应纤维单丝的直径相同,且 $w$ 方向上的位移始终相差单胞宽度 $w$ , $t$ 方向位移始终相同。

更新各纤维单丝的圆心在第1步的坐标信息为

$$x_{i,1} = x_{i,0} + \Delta x_{i,0}, y_{i,1} = y_{i,0} + \Delta y_{i,0} \quad (7)$$

式中: $x_{i,1}, y_{i,1}$ 为第1步第 $i$ 个纤维单丝的圆心坐标; $\Delta x_{i,0}, \Delta y_{i,0}$ 为第1步的位移扰动量。

(4)检查单胞内各纤维单丝是否跨越边界,若某一纤维单丝与任一边界发生交叉,更新该纤维单丝的扰动量为

$$\Delta x_{ij+1} = -\Delta x_{ij}, \Delta y_{ij+1} = -\Delta y_{ij} \quad (8)$$

(5)检查单胞内各纤维单丝是否发生重叠,若2个纤维单丝未发生重叠,其扰动量保持不变;若第 $i$ 个纤维单丝与第 $k$ 个纤维单丝发生重叠,2个纤维单丝互换扰动量为

$$\begin{aligned} \Delta x_{ij+1} &= \Delta x_{kj}, \Delta y_{ij+1} = \Delta y_{kj} \\ \Delta x_{kj+1} &= \Delta x_{ij}, \Delta y_{kj+1} = \Delta y_{ij} \end{aligned} \quad (9)$$

各纤维单丝位置的更新为

$$x_{ij+1} = x_{ij} + \Delta x_{ij}, y_{ij+1} = y_{ij} + \Delta y_{ij} \quad (10)$$

上述步骤可以循环无限次,本文对每次更新位置后的纤维单丝分布的第1最近邻间距进行对数正态分布拟合,认为当满足

$$\varepsilon = \left| \frac{\mu(i) - \sum_{j=i-5000}^i \mu(j)/5000}{\sum_{j=i-5000}^i \mu(j)/5000} \right| \leq 0.0001 \quad (11)$$

时,纤维单丝已完全随机分布,且随机分布的特征参数已稳定。

式中: $\mu(i)$ 为第 $i$ 步纤维单丝分布的第1最近邻间距的对数均值; $\mu(j)$ 为第 $j$ 步纤维单丝分布的第1最近邻间距的对数均值。

上述纤维单丝随机分布单胞重构流程如图4所示。

选取第 $i$ 步的纤维单丝分布,建立复合材料基本力学性能预测单胞。模拟生成的纤维单丝随机分布截面 $-0^\circ$ 如图5所示,将纤维域及基体域沿垂直于面内的法线方向拉伸,并采用8节点3维实体单元solid185对纤维域及基体域进行有限元离散,即可获得对应于 $0^\circ$ 单向板的纤维单丝随机分布单胞模型,有限元模型如图6所示。

### 1.2.2 偏轴力学性能预测单胞模型

按照图4,可生成垂直于 $0^\circ$ 单向板的纤维单丝随机分布截面(图5),将该截面内的纤维域和基体域同时沿单胞宽度 $w$ 方向拉伸 $1/\cos\theta$ 倍( $\theta$ 为偏轴拉伸角),拉伸后各纤维单丝的圆心坐标 $(x_{i\theta}, y_{i\theta})$ 更新为

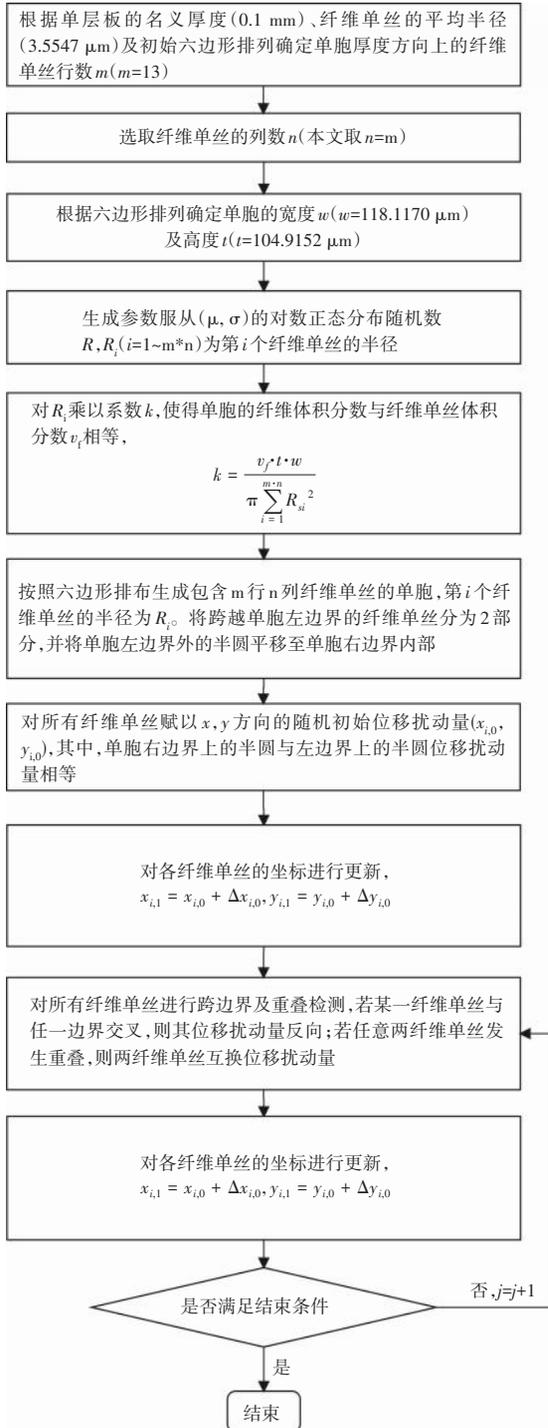


图4 纤维单丝随机分布单胞重构流程

$$x_{i\theta} = x_i / \cos \theta, y_{i\theta} = y_i \quad (12)$$

式中: $x_i$ 为第*i*个纤维单丝的*x*坐标; $y_i$ 为第*i*个纤维单丝的*y*坐标。

拉伸后各纤维单丝的长轴 $a_i$ 、短轴 $b_i$ 计算公式为

$$a_i = R_i / \cos \theta, b_i = R_i \quad (13)$$

式中: $R_i$ 为第*i*个纤维单丝的直径。

纤维单丝随机分布截面 $-60^\circ$ 如图7所示,有限元模型 $-60^\circ$ 如图8所示。

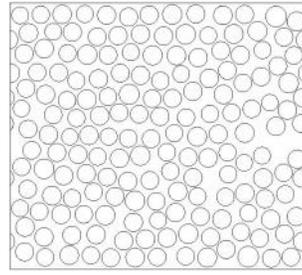


图5 纤维单丝随机分布截面 $-0^\circ$

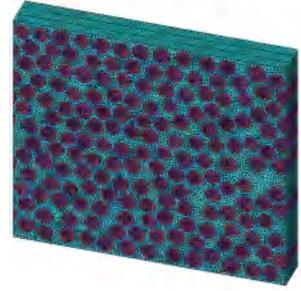


图6 有限元模型 $-0^\circ$

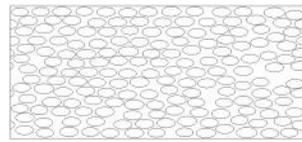


图7 纤维单丝随机分布截面 $-60^\circ$

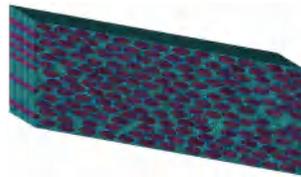


图8 有限元模型 $-60^\circ$

单胞结构(载荷沿*Z*轴方向)如图9所示。从图中可见,令拉伸后单胞沿*Z*轴方向的单胞厚度 $h=16 \mu\text{m}$ ,将拉伸后的横截面沿 $\theta$ 方向拉伸,并对拉伸后的纤维域及基体域进行有限元离散,即可获得对应于偏轴拉伸单层板的纤维单丝随机分布单胞模型。

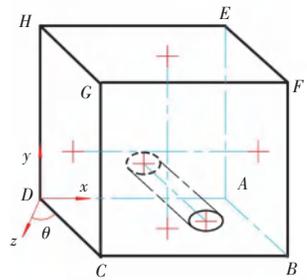


图9 单胞结构(载荷沿*Z*轴方向)

### 1.3 周期性边界条件

#### 1.3.1 基本力学性能预测周期性边界条件

对对应于 $0^\circ$ 单向板的离散后的有限元模型(图6)施加文献[21]所述周期性边界条件,即可获取有限元单胞的等效应力/应变,从而获取复合材料各主方向上的基本力学性能。

#### 1.3.2 偏轴力学性能预测周期性边界条件

本文建立的复合材料单向板偏轴拉伸有限元模型为长方形沿非法线方向拉伸出的六面体( $\theta$ 为偏轴拉伸角)(图8)。图9中明确了两相对面上对应节点的关系。

(1)3组对应平面(面 $ABFE$ 和面 $DCGH$ ;面 $EFGH$ 和面 $ABCD$ ;面 $BCGF$ 和面 $ADHE$ )。

$$\begin{cases} u_{ABFE} - u_{DCGH} = L_x \cdot (\varepsilon_x - v_{xy} \cdot \varepsilon_y - v_{xz} \cdot \varepsilon_z) \\ v_{ABFE} - v_{DCGH} = L_x \cdot \varepsilon_{xy} \\ w_{ABFE} - w_{DCGH} = L_x \cdot \varepsilon_{xz} \end{cases} \quad (14)$$

式中: $L_x, L_y, L_z$ 分别为 $x, y, z$ 3个方向上单胞的长度, $u_{ABFE}, u_{DCGH}, v_{ABFE}, v_{DCGH}, w_{ABFE}, w_{DCGH}$ 分别为下标所示平面上的节点在 $x, y, z$ 3个方向上坐标。

$$\begin{cases} u_{EFGH} - u_{ABCD} = L_y \cdot \varepsilon_{xy} \\ v_{EFGH} - v_{ABCD} = L_y \cdot (\varepsilon_y - v_{yx} \cdot \varepsilon_x - v_{yz} \cdot \varepsilon_z) \\ w_{EFGH} - w_{ABCD} = L_y \cdot \varepsilon_{yz} \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} u_{BCGF} - u_{ADHE} = L_z \cdot \varepsilon_{xz} \\ v_{BCGF} - v_{ADHE} = L_z \cdot \varepsilon_{yz} \\ w_{BCGF} - w_{ADHE} = L_z \cdot (\varepsilon_z - v_{zx} \cdot \varepsilon_x - v_{zy} \cdot \varepsilon_y) \end{cases} \quad (16)$$

式中: $u_{ABFE}, u_{DCGH}, u_{EFGH}, u_{ABCD}, u_{BCGH}, u_{ADHE}$ 分别为下标所示平面上的节点在 $x, y, z$ 3个方向上坐标; $\varepsilon_{xy}, \varepsilon_y, \varepsilon_x, \varepsilon_{yz}, \varepsilon_{xz}, \varepsilon_z$ 分别各主方向上施加的主动主应变; $v_{ij}$ ( $i, j = x, y, z$ )为 $j$ 方向加载所引起的 $i$ 方向上的应变与 $j$ 方向应变之比的绝对值; $L_x, L_y, L_z$ 为各主方向上的单胞长度。

(2) 12组棱边:①DA、CB、GF和HE;②DC、AB、EF和HG;③DH、CG、BF和AE。

$$\begin{cases} u_{CB} - u_{DA} = L_z \cdot \varepsilon_{xz} \\ v_{CB} - v_{DA} = L_z \cdot \varepsilon_{yz} \\ w_{CB} - w_{DA} = L_z \cdot (\varepsilon_z - v_{zx} \cdot \varepsilon_x - v_{zy} \cdot \varepsilon_y) \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} u_{GF} - u_{DA} = L_y \cdot \varepsilon_{xy} + L_z \cdot \varepsilon_{xz} \\ v_{GF} - v_{DA} = L_y \cdot (\varepsilon_y - v_{yx} \cdot \varepsilon_x - v_{yz} \cdot \varepsilon_z) + L_z \cdot \varepsilon_{yz} \\ w_{GF} - w_{DA} = L_y \cdot \varepsilon_{yz} + L_z \cdot (\varepsilon_z - v_{zx} \cdot \varepsilon_x - v_{zy} \cdot \varepsilon_y) \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} u_{HE} - u_{DA} = L_y \cdot \varepsilon_{xy} \\ v_{HE} - v_{DA} = L_y \cdot (\varepsilon_y - v_{yx} \cdot \varepsilon_x - v_{yz} \cdot \varepsilon_z) \\ w_{HE} - w_{DA} = L_y \cdot \varepsilon_{yz} \end{cases} \quad (19)$$

式中: $u_{CB}, u_{DA}, u_{GF}, u_{HE}$ 分别为下标所示棱边上的节点在 $x$ 方向上的坐标; $v_{ij}, \varepsilon_j$ 为在 $j$ 方向加载引起的 $i$ 方向的被动主应变; $v_{CB}, v_{DA}, v_{GF}, v_{HE}$ 分别为下标所示棱边上的节点在 $y$ 方向上的坐标; $w_{CB}, w_{DA}, w_{GF}, w_{HE}$ 分别为下标所示棱边上的节点在 $z$ 方向上的坐标。

(3) 8个角节点。

$$\begin{cases} u_A - u_D = L_x \cdot (\varepsilon_x - v_{xy} \cdot \varepsilon_y - v_{xz} \cdot \varepsilon_z) \\ v_A - v_D = L_x \cdot \varepsilon_{xy} \\ w_A - w_D = L_x \cdot \varepsilon_{xz} \end{cases} \quad (20)$$

$$\begin{cases} u_C - u_D = L_z \cdot \varepsilon_{xz} \\ v_C - v_D = L_z \cdot \varepsilon_{yz} \\ w_C - w_D = L_z \cdot (\varepsilon_z - v_{zx} \cdot \varepsilon_x - v_{zy} \cdot \varepsilon_y) \end{cases} \quad (21)$$

$$\begin{cases} u_H - u_D = L_y \cdot \varepsilon_{xy} \\ v_H - v_D = L_y \cdot (\varepsilon_y - v_{yx} \cdot \varepsilon_x - v_{yz} \cdot \varepsilon_z) \\ w_H - w_D = L_y \cdot \varepsilon_{yz} \end{cases} \quad (22)$$

$$\begin{cases} u_F - u_D = L_x \cdot (\varepsilon_x - v_{xy} \cdot \varepsilon_y - v_{xz} \cdot \varepsilon_z) + L_y \cdot \varepsilon_{xy} + L_z \cdot \varepsilon_{xz} \\ v_F - v_D = L_x \cdot \varepsilon_{xy} + L_y \cdot (\varepsilon_y - v_{yx} \cdot \varepsilon_x - v_{yz} \cdot \varepsilon_z) + L_z \cdot \varepsilon_{yz} \\ w_F - w_D = L_x \cdot \varepsilon_{xz} + L_y \cdot \varepsilon_{yz} + L_z \cdot (\varepsilon_z - v_{zx} \cdot \varepsilon_x - v_{zy} \cdot \varepsilon_y) \end{cases} \quad (23)$$

式中: $u_A, u_D, u_C, u_H$ 分别为下标所示节点在 $x$ 方向上的坐标; $v_A, v_D, v_C, v_H$ 分别为下标所示节点在 $y$ 方向上的坐标; $w_A, w_D, w_C, w_H$ 分别为下标所示节点在 $z$ 方向上的坐标。

采用上述周期性边界条件可以对单胞模型进行多轴载荷作用下的应力/应变分析,当对单胞进行单一方向的加载分析时,令其余主动主应变为0即可。

采用 Ansys APDL 语言中的约束方程 CE 命令能够实现上述周期性边界条件的施加。通过定义 1 组对应面上节点的约束方程,可以实现单胞在该组对应面上节点应力、应变连续,继而实现该组对应面上节点应力、应变连续,最终实现该组对应面上的周期性。

## 2 复合材料偏轴拉伸力学试验

为确定复合材料偏轴拉伸的轴向刚度,开展了复合材料 $30^\circ, 45^\circ$ 和 $60^\circ$ 偏轴拉伸角下的静拉伸试验,偏轴拉伸试验件尺寸如图 10 所示。应力-应变曲线如图 11 所示,从图中可见,试验件的应力-应变关系呈高度非线性。

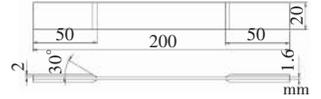
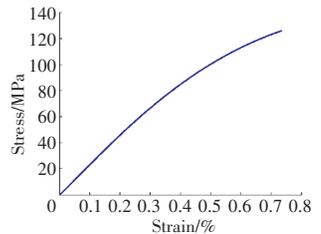
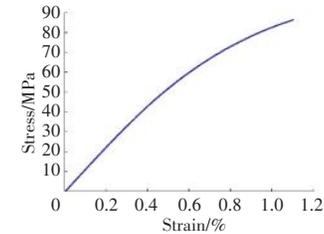


图 10 偏轴拉伸试验件尺寸

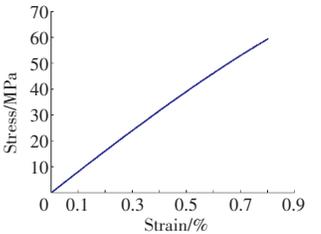
纯树脂试验件的应力-应变曲线如图 12 所示。复合材料基本力学性能预测值与试验值对比见表 1。



(a) 30-2



(b) 45-3



(c) 60-3

图 11 偏轴拉伸试验件的应力-应变曲线

从图 12 中可见,该树脂应力-应变关系呈高度非线性。由于复合材料偏轴拉伸时,主要是在基体区域断裂,因此,复合材料偏轴拉伸应力-应变曲线呈现一定的非线性特性,

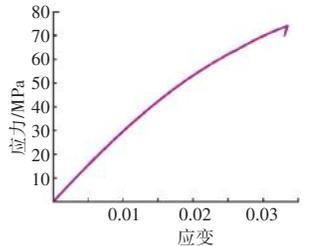


图 12 纯树脂试验件应力-应变曲线

表 1 复合材料基本力学性能预测值与试验值对比

试件编号	轴向弹性模量 $E_\theta$ /	平均弹性模量 $E_\theta$ /	弹性模量 离散系数/%
	GPa	GPa	
30-1	23.04		
30-2	22.49		
30-3	26.31		
30-4	23.46	23.37	6.56
30-5	22.96		
30-6	21.94		
45-1	10.97		
45-2	10.88		
45-3	11.13		
45-4	10.71		
45-5	11.02	10.87	2.80
45-6	11.12		
45-7	10.18		
45-8	10.71		
45-9	11.09		
60-1	8.12		
60-2	8.08		
60-3	7.91	7.95	2.46
60-4	7.69		

且偏轴角度越小,越接近基体特征。

### 3 复合材料力学性能预测

#### 3.1 复合材料基本力学性能预测

在  $x$  方向施加  $10^{-3}$  应变时,纤维单丝随机分布单胞内的  $\sigma_x$  应力 ( $\epsilon_x=10^{-3}$ ) 如图 13 所示。T700 碳纤维及纯树脂的力学性能参数<sup>[21]</sup>见表 2、3。采用本文纤维单丝随机分布单胞有限元模型预测得到的 T700/环氧树脂基复合材料基本力学性能参数与文献[5]中的预测值及试验值对比见表 4。

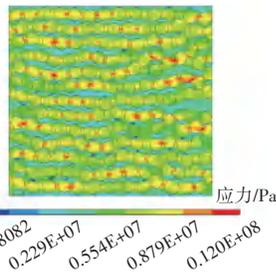


图 13  $x$  方向应力  $\sigma_x$  / Pa ( $\epsilon_x=1e-3$ )

从表 4 中可见,本文预测误差与文献[5]的相当,这是由于 2 种单胞模型重构

表 2 T700 碳纤维的力学性能

$E_1$ /GPa	$E_2$ /GPa	$G_{12}$ /GPa	$G_{23}$ /GPa	$\mu_{12}$	$\mu_{23}$
230	15	15	7	0.2	0.2

表 3 纯树脂的力学性能

$E_m$ /GPa	$\mu_m$
3.04	0.3754

过程中,文献[5]模拟光滑小球弹性碰撞对纤维单丝的坐标进行更新,本文采用互换扰动量的方式对纤维单

丝的坐标进行更新。2 种模型对纤维单胞边界纤维的处理方式一致,纤维体积分一致,因此,复合材料的基本力学性能预测值偏差较小。

表 4 复合材料基本力学性能与文献[5]预测值与试验值对比

弹性常数	$E_1$ /GPa	$E_2$ /GPa	$E_3$ /GPa	$\nu_{xy}$
试验值	102.56	7.84	7.84	0.2955
	26.41	0.04	0.04	0.0002
文献[5]预测值	102.65	7.14	7.12	0.2732
文献[5]误差/%	0.09	-8.93	-9.18	-7.55
本文预测值	102.62	7.17	7.12	0.2737
误差/%	0.08	-8.55	-9.18	-7.38
弹性常数	$\nu_{yz}$	$G_{12}$ /GPa	$G_{23}$ /GPa	
试验值	0.41	4.23	2.7801	
	0.093	0.093	0.093	
文献[5]预测值	0.4285	3.5185	2.5293	
文献[5]误差/%	4.51	-16.82	-9.02	
本文预测值	0.4242	3.4302	2.5284	
误差/%	3.46	-18.91	-9.05	

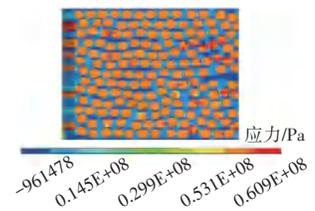
注:试验值以均值/均方根形式给出。

从图 13 中可见,应力出现的较大应力点(图 13 中红色)是由纤维单丝的随机分布引起的,由于纤维与基体的力学性能差异较大,纤维的存在及不均匀分布引起了应力场的不均匀分布,并在部分区域呈现较大应力。

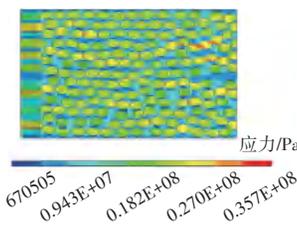
#### 3.2 复合材料偏轴力学性能预测

采用第 1.2.2 节建立的偏轴力学性能预测模型及第 1.3.2 节扩展后的周期性边界条件,对 30°、45° 和 60° 偏轴拉伸下的轴向刚度进行预测。纤维及基体的力学性能与第 3.1 节一致。

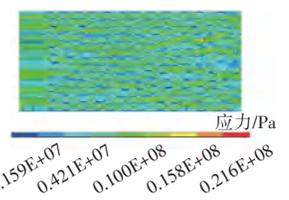
纤维域和基体域的应力沿拉伸方向保持一致,验证了本文偏轴拉伸性能预测单胞及周期性边界条件施加的合理性。偏轴拉伸  $Z$  方向主应力  $\sigma_z$  如图 14 所示。从图中可见,随着偏轴拉伸角的



(a) 30° 偏轴拉伸



(b) 45° 偏轴拉伸



(c) 60° 偏轴拉伸

图 14 偏轴拉伸  $Z$  方向主应力  $\sigma_z$

增大,纤维与基体中的应力差别逐渐减小,这是由于纤维为各向异性材料,且纤维的轴向刚度远大于其横向刚度( $E_1=230$  GPa,  $E_2=15$  GPa),而纤维的横向刚度与基体的刚度相差较小( $E_m=3.04$  GPa)。因此,当偏轴拉伸角增大时,在轴向载荷作用下,纤维和基体内的应力差别逐渐减小。

在 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 和 $60^\circ$ 偏轴拉伸时,轴向刚度 $E_{30^\circ}$ 、 $E_{45^\circ}$ 和 $E_{60^\circ}$ 的预测值与试验值对比见表5。预测得到的轴向弹性模量 $E_{30^\circ}$ 、 $E_{45^\circ}$ 和 $E_{60^\circ}$ 相比于试验值的预测偏差分别为 $-4.24\%$ 、 $-1.64\%$ 和 $-8.92\%$ 。

表5 复合材料偏轴力学性能预测值与试验值对比

弹性常数	试验值	本文预测值	误差/%
$E_{30^\circ}/\text{GPa}$	23.37	22.38	-4.24
$E_{45^\circ}/\text{GPa}$	10.87	9.90	-8.92
$E_{60^\circ}/\text{GPa}$	7.95	7.82	-1.64

## 4 结论

(1)建立了1种可生成高纤维体积分数的纤维单丝随机分布模型,结合周期性边界条件,可预测复合材料的基本力学性能。结合纤维单丝随机分布模型,建立了一种复合材料偏轴拉伸力学性能预测模型,可预测复合材料任意偏轴拉伸角的力学性能。

(2)在室温环境下进行了 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$ 偏轴拉伸角下静拉伸试验,获得了复合材料偏轴拉伸时加载方向的弹性模量。

(3)采用所建立的纤维单丝随机分布单胞模型进行了复合材料基本力学性能预测,除 $G_{12}$ 外,其余材料参数的预测精度均在10%以内。采用所建立的复合材料偏轴拉伸性能预测单胞模型进行了复合材料 $E_{30^\circ}$ 、 $E_{45^\circ}$ 和 $E_{60^\circ}$ 预测,与试验值相比,预测误差均小于10%。

### 参考文献:

- [1] 邹田春,李龙辉,符记,等.纤维铺层方式对CFRP-铝合金单搭接胶接头拉伸性能影响[J].航空动力学报,2022,37(9):1905-1914.  
ZOU Tianchun, LI Longhui, FU Ji, et al. Effect of fiber layup methods on tensile properties of CFRP-aluminum alloy single-lap adhesive joint [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(9): 1905-1914. (in Chinese)
- [2] Weng J M, Wen W D, Cui H T, et al. Micromechanical analysis of composites with fibers distributed randomly over the transverse cross-section[J]. Acta Astronautica, 2018, 147: 133-140.
- [3] 陈波,刘晓倩,杨兴林,等.碳/碳复合材料室温和 $700^\circ\text{C}$ 面内剪切疲劳试验[J].航空发动机,2023,49(4):168-174.  
CHEN Bo, LIU Xiaoqian, YANG Xinglin, et al. Experimental investigation of in-plane shear fatigue behavior of carbon/carbon composite at room temperature and  $700^\circ\text{C}$  [J]. Aeroengine, 2023, 49(4): 168-174. (in Chinese)
- [4] Wang W Z, Dai Y H, Zhang C, et al. Micromechanical modeling of fiber-reinforced composites with statistically equivalent random fiber distribution[J]. Materials, 2016, 9(8): 624.
- [5] 王镜波,崔俊芝,聂玉峰.单向纤维增强复合材料的双尺度分析模型及其力学参数计算[J].数值计算与计算机应用,2009,30(1):30-40.  
WANG Jingbo, CUI Junzhi, NIE Yufeng. The two-scale analysis model for mechanics parameter computation of fiber-reinforced composite materials[J]. Journal on Numerical Methods and Computer Applications, 2009, 30(1): 30-40. (in Chinese)
- [6] 唐绍锋,梁军,杜善义.含界面相的单向纤维增强复合材料三维应力场的二重尺度方法[J].复合材料学报,2010,27(1):167-172.  
TANG Shaofeng, LIANG Jun, DU Shanyi. Dual two-scale method for 3D stress computation of unidirectional-fiber reinforced composites considering interphase[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2010, 27(1): 167-172. (in Chinese)
- [7] 张博明,唐占文,刘长喜.基于细化单胞模型的复合材料层合板强度预报方法[J].复合材料学报,2013,30(1):201-209.  
ZHANG Boming, TANG Zhanwen, LIU Changxi. Prediction for failure envelopes of composite laminates based on refined generalized method of cells[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2013, 30(1): 201-209. (in Chinese)
- [8] 张晓彤. Kevlar纤维增强复合材料多尺度力学行为及层间剪切性能研究[D].长沙:湖南大学,2016.  
ZHANG Xiaotong. Research on the multi-scale mechanical behavior and interlaminar shear performance of kevlar fabric reinforced composites[D]. Changsha: Hunan University, 2016. (in Chinese)
- [9] 屈鹏.纤维/树脂复合材料多尺度结构对力学性能的影响[D].济南:山东大学,2012.  
QU Peng. Influence of multi-scale structure of fiber reinforced resin matrix composites on mechanical properties[D]. Jinan: Shandong University, 2012. (in Chinese)
- [10] 王新峰,周光明,周储伟,等.基于周期性边界条件的机织复合材料多尺度分析[J].南京航空航天大学学报,2005(6):730-735.  
WANG Xinfeng, ZHOU Guangming, ZHOU Chuwei, et al. Multi-scale analyses of woven composite based on periodical boundary condition [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005(6): 730-735. (in Chinese)
- [11] Trias D, Costa J, Mayugo J A, et al. Random models versus periodic models for fibre reinforced composites[J]. Computational Materials Science, 2006, 38(2): 316-324.
- [12] Qing H. Micromechanical study of influence of interface strength on mechanical properties of metal matrix composites under uniaxial and biaxial tensile loadings[J]. Computational Materials Science, 2014, 89: 102-113.

- [13] Buryachenko V A, Pagano N J, Kim R Y, et al. Quantitative description and numerical simulation of random microstructures of composites and their effective elastic moduli[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2003, 40(1): 47–72.
- [14] Qing H. Micromechanical study of influence of interface strength on mechanical properties of metal matrix composites under uniaxial and biaxial tensile loadings[J]. *Computational Materials Science*, 2014, 89: 102–113.
- [15] Melro A, Camanho P, Pinho S. Generation of random distribution of fibres in long-fibre reinforced composites[J]. *Composites Science and Technology*, 2008, 68(9): 2092–2102.
- [16] Bheemreddy V, Chandrashekhara K, Dharani L R, et al. Computational study of micromechanical damage behavior in continuous fiber-reinforced ceramic composites[J]. *Journal of Materials Science*, 2016, 51(18): 8610–8624.
- [17] Wongsto A, Li S. Micromechanical FE analysis of UD fibre-reinforced composites with fibres distributed at random over the transverse cross-section[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2005, 36(9): 1246–1266.
- [18] Wang Z, Wang X, Zhang J, et al. Automatic generation of random distribution of fibers in long-fiber-reinforced composites and mesomechanical simulation[J]. *Materials and Design*, 2011, 32(2): 885–891.
- [19] Parambil N K, Gururaja S. Micromechanical damage analysis in laminated composites with randomly distributed fibers[J]. *Journal of Composite Materials*, 2016, 50(21): 2911–2924.
- [20] Xia Z, Zhang Y, Ellyin F. A unified periodical boundary conditions for representative volume elements of composites and applications[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2003, 40(8): 1907–1921.
- [21] 翁晶萌. 复合材料多轴疲劳行为与寿命预测模型及方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- WENG Jingmeng. Multiaxial mechanical behavior and fatigue life prediction of composite laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

(编辑: 兰海青, 孙明霞)

# 《航空发动机》征稿简则

## 1 本刊简介

《航空发动机》是由中国航空发动机集团有限公司主管、沈阳发动机研究所主办的科技期刊,定位为行业性、专业化和技术类期刊。办刊宗旨为“空、海、陆动力兼顾,重在空海;工程实践与学术研究相结合,重在工程实践”。

本刊为中文核心期刊和中国科技核心期刊,并被美国“乌利希国际期刊指南”、波兰“哥白尼索引”,中国学术期刊(光盘版)、万方数据—数字化期刊群、中文科技期刊数据库、中国核心期刊(遴选)数据库和中国学术期刊网阵等收录。

## 2 稿件的审核、录用和版权

- 2.1 本刊采用互联网在线投稿(网址:<http://www.avicaeroengine.com>),且稿件从投稿到发表整个流程通过网络在线完成,请按照网站上的投稿要求规范投稿。
- 2.2 编辑部在收到稿件后3个工作日内完成初审,并告知作者其稿件是否受理。对受理稿件,要求作者办理版权协议(保证不涉及国家秘密,无学术不端行为,无知识产权争议,允许本刊编辑和发表)。作者来稿时如无特别声明,即视为作者认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统交流合作时,不需再征询作者意见。在受理稿件后1个月内完成三审,并通知作者其稿件是否录用。对发表稿件,酌付一次性稿费(含网络著作权使用费),同时赠送样刊2册。
- 2.3 编辑部对来稿有权作必要的技术性和文字性修改。文稿自收到之日起2个月未接到录用通知的,作者有权改投他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。
- 2.4 高创新性、具有重大学术价值论文、优秀的国际合作论文、重要基金资助论文在本刊通过三审并录用后,优先发表。

## 3 来稿要求和注意事项

- 3.1 来稿应具有科学创新性 or 技术先进性,务必论点明确,文字精练,数据可靠。每篇论文(含图、表)一般不超过10000字,必须包括(按顺序):题名、作者姓名、作者单位及邮政编码、摘要、关键词(3~8个)(以上内容要求中英文对照)、中图分类号(V类)、正文、参考文献,并注明该文属何种基金资助(并附基金号)。
- 3.2 题名须准确、简明,一般不超过20字。摘要具有独立引用的价值,第三人称行文,达到300字以上。研究论文摘要须含“目的、方法、结果和结论”四要素,其中“目的”简短具针对性,体现研究科学意义和价值,避免常识及与题目重复;“结果”适当详细,定量结果与定性阐述结合;“结论”概述并避免自我评价。综述摘要须含“背景—综述—结论、观点与展望”三要素,其中“背景”简略,“综述”包含全文概述、进展列述和核心研究适当详述,“结论、观点与展望”要有实质性内容。英文摘要与中文摘要意思相符,符合英文语法要求。关键词,具有规范词、主题性、代表性和检索性。
- 3.3 引言简要说明研究背景、存在问题和研究目的。材料与方法具有足够信息,并具重复操作性。重要结果用“原始数据”,一般性结果用“总结数据”(如平均值、标准偏差)或“转换数据”(如百分数),正确进行统计分析。结果、讨论与结论侧重点分别在于描述说明、比较阐释和论点前景。
- 3.4 图表具有“自明性”,一般在文中第一次提及段落插入。尽量采用彩色插图,图注清楚,同时写出图序、图题。坐标图要标清标线和标值,以及横纵坐标的量和单位;照片图要求分辨率达到300 dpi。表格采用三线表。
- 3.5 参考文献选用原则为充分必要、密切相关、公开出版、完整准确、亲自阅读,避免盲目多引、随意转引、过度自引、故意漏引等。采用“顺序编码制”,即按文献在文中出现先后编号和排序。著录项目完整,要给出文献类型,以及引用页码等。数量以不少于20篇为宜,中文参考文献应在该条文献下附相应的英文。
- 3.6 来稿要符合编辑出版标准化要求,论文编写格式、量和单位符号等必须符合国家标准的规定,外文字符要分清大小写、正斜体,上下角字符的位置高低应区别明显,易混淆的外文字母、符号书写清晰,英文缩略语可在行文中使用,但一般不用作量符号。
- 3.7 来稿如不符合上述要求,编辑部将先退给作者修改,合格后再送审。

# JAE 航空发动机

双月刊 1975年3月创刊 第51卷第3期(总第234期) 2025年6月  
主管单位:中国航空发动机集团有限公司  
主办单位:中国航发沈阳发动机研究所  
主 编:蔚夺魁  
编辑出版:《航空发动机》编辑部  
地 址:辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号 (沈阳市428信箱18号 110015)  
电 话:024-24281757,24281751  
传 真:024-24285673  
网 址:www.avicaeroengine.com  
电子邮箱:hkfdj606@163.com  
发 行:《航空发动机》编辑部  
印 刷:辽宁一诺广告印务有限公司  
封面设计:顾鹏设计

Started in Mar. 1975 Vol.51 No.3 (Series 234) Jun. 2025  
Competent Authority by Aero Engine Corporation of China  
Sponsor by AECC Shenyang Engine Research Institute  
Editor-in Chief YU Duo-kui  
Edited and Published by Editorial Department of Aeroengine  
Address by No.1 Wanlian Road, Shenhe District, Shenyang, China  
P.O.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 Liaoning Yinuo Advertising Printing Co.,Ltd.  
Designed by Gupeng.com

刊 号: ISSN 1672-3147  
CN 21-1359/V

公开发行

国内定价: 300.00 元 / 年 国外定价: 300.00 美元 / 年

ISSN 1672-3147



9 771672 314252