

2024 Vol.37 No.1 第37卷 第1期 AECC MAGAZINE

ISSN 1672-2620 CN 51-1453 / V

燃气涡轮 试验与研究

Gas Turbine Experiment and Research

中国航发四川燃气涡轮研究院

燃气涡轮试验与研究

RANQIWOLUN	目次
SHIYAN YU YANJIU	
(1988年2月创刊,双月刊)	自由射流可调喷管技术对比研究与试验验证
2024年2月	陈鹏飞,吴锋,张有,王衡 (1)
第 37 卷第 1 期 (总第 168 期)	高空模拟试车台进气系统负温试验的温度压力耦合特
编辑委员会	性分析
新母女贝公 主任:向巧	伦岳斌,王宏伦,钱秋朦,张 松,但志宏,李金柏 (12)
副主任: 王永明 黄维娜 顾 问: 刘大响 尹泽勇 焦天佑	速度梯度对双曲线唇口进气道地面效应的影响研究…
江和甫 天 吕 (2) 拼 亲 排 序)	雷龙清,陈鹏飞,杨华,崔树鑫,陈伟 (19)
查 <u>以</u> : (以初百孙厅) 黄 <u>西</u> 防建民 程益辉 岸 健	核心机进气总压畸变试验仿真与验证
日 郊 小廷氏 往木件 住 庭 下水汀 伏 宇 顾 杨 士远兴	
郭琦郭昕郭德伦韩冬	吴志昌,李运南,于之帅,朱哲民 (26)
何爱杰 侯敏杰 黄劲东 黄明镜	发动机进气总温的无监督修正算法
黄顺洲 黄文周 江义军 康 涌	
兰发祥 李概奇 李贵林 李继保	严 忆,钱伟中,陆 超,杨彩琼,孙婧博,闫岱峻 (32)
李建榕 李晓明 李水康 李中祥 梁表华 刘廷毅 刘志敏 刘志友	压气机转子叶尖局部削薄对性能的影响
卿 华 桑建华 石小江 宋迎东	
苏廷铭 孙志岩 唐世建 田金虎	刘高级,百亿千,在心龙,两开家(57)
万世华 王惠儒 王占学 卫 刚	叶栅式预旋喷嘴气动设计与试验研究
向传国 徐 国 徐华胜 尹红顺 曾 军 张 健 张宏乐 赵光敏	
赵希宏 赵行明 钟 燕 钟华贵	甘工机限兴习的7017人人切合用达共主人药制
钟世林 仲永兴 周拜豪 周人治	基丁机奋子习的ICI/合金超高同极另寿审顶测
周禹彬 主 编 ・刘志友	石 炜,钱泓江,黄志勇,赵 伟,郭建英 (49)
副主编: 郭 琦 刘峻峰	航空发动机分流环水滴撞击特性研究
编辑:沈虹李强何博	
主办单位 :中国航发四川燃气涡轮	杨军,闫怀喜 (55)
研究院	
电 话: (028)83017527	
E-mail: rqwlsy@163.com	
登记机关:四川省新闻出版局	封 三征稿启事

期刊基本参数: CN 51-1453/V*1988*b*A4*62*zh*P*¥10.00*800*9*2024-02

Gas Turbine Experiment and Research(Bimonthly) Contents

Comparative research and experimental verification of adjustable nozzle technology for free jet	
······ CHEN Pengfei, WU Feng, ZHANG You, WANG Heng	(1)
Temperature-pressure interaction analysis of altitude ground test facility's air intake system in negative	
temperature simulation	
LUN Yuebin, WANG Honglun, QIAN Qiumeng, ZHANG Song, DAN Zhihong, LI Jinbai	(12)
Influence of velocity gradient on the ground vortex characteristics of inlet with hyperbola profile lip \cdots	
LEI Longqing, CHEN Pengfei, YANG Hua, CUI Shuxin, CHEN Wei	(19)
The numerical simulation and test verification of the inlet total pressure distortion of a core aero-engine ···	
······ WU Zhichang, LI Yunnan, YU Zhishuai, ZHU Zhemin	(26)
Unsupervised correction algorithm of engine inlet total temperature	
YAN Yi, QIAN Weizhong, LU Chao, YANG Caiqiong, SUN Jingbo, YAN Daijun	(32)
Influence of compressor rotor blade tip squealer on performance	
LIU Rujun, CAO Chuanjun, ZHAI Zhilong, ZHOU Baihao	(37)
Aerodynamic design and experimental investigations on the vane shaped pre-swirl nozzle	
······ZHANG Huajun, YIN Can, CHEN Danqing, YUE Zhiheng	(43)
Prediction of very-high-cycle fatigue life of TC17 alloy based on machine learning	
SHI Wei, QIAN Hong-jiang, HUANG Zhi-yong, ZHAO Wei, GUO Jian-ying	(49)
Characteristics of the water droplets impingement on the splitter ring of aero-engine	
······································	(55)





摘 要:为了适应自由射流高空模拟试验中马赫数连续可调对喷管设计的要求,针对等长高比情况下,单支点喷管 流场品质与动态调节性能难以保证的特点,同时研究了单支点半柔性喷管和型面旋转喷管技术。首先,基于相同气 动原理与设计方法,分别对单支点半柔性喷管的刚柔耦合型面技术和型面旋转喷管的设计点评价方法进行了研究; 其次,通过数值计算,分别对这两类喷管的关键技术进行了验证分析,并在此基础上研制了用于技术验证的小尺寸 模型喷管;最后,开展了该模型喷管的风洞验证试验研究。结果表明:这两种喷管技术均实现了良好的气动型面响 应和动态调节性能,其流场品质优于规范指标要求,但单支点半柔性喷管的整体性能更优,为自由射流高空试验舱 研究提供基础。

关键词:风洞试验;自由射流;喷管;变马赫数;气动型面;流场品质
 中图分类号:V211.73
 文献标识码:A
 文章编号:1672-2620(2024)01-0001-11
 DOI:10.3724/j.GTER.20240001

Comparative research and experimental verification of adjustable nozzle technology for free jet

CHEN Pengfei^{1, 2, 3}, WU Feng^{1, 2, 3}, ZHANG You^{1, 3}, WANG Heng^{1, 3}

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China; 2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi' an 710129, China; 3. Sichuan Provincial Key Laboratory of Aerodynamic Altitude Simulation for Civil Aviation, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to adapt to the high altitude jet simulation test of Mach number continuously adjustable nozzle design requirements for inferior taller than the case of a single pivot nozzle flow and dynamically adjust the quality is difficult to guarantee the performance characteristics, and study single fulcrum semi-flexible nozzle and rotating nozzle profile technology. First, based on the same aerodynamic principles and design methods, respectively, on a single pivot semi-flexible nozzle rigid coupling type surface profile technology and rotating nozzle design point evaluation methods were studied; secondly, by numerical calculation, respectively for the two key technology categories nozzle validated analysis, and on this basis, developed a small-scale model nozzle technology for verification; and finally, to validate the model wind tunnel test study conducted nozzle. The results showed that both nozzle technologies have achieved a good aerodynamic profile response and dynamic performance adjustment, the flow field quality is better than specification target, but the overall performance of a single pivot semi-flexible nozzle better, high-altitude jet test cabin research provides support.

Key words: wind tunnel tests; free jet; nozzle; variable Mach number; aerodynamic profile; flow field quality

1 引言

随着组合动力[1]、冲压动力[2]等新型进发一体

化推进系统的联合工作试验的提出,以及新一代战 机在加减速或者大机动过程中的动态性能考核试验

收稿日期:2023-11-13

基金项目:国家财政稳定支持项目(GJCZ-23);预研项目(3020402-20)

作者简介:陈鹏飞(1986-),男,四川阆中人,研究员,博士研究生,主要从事航空发动机高空模拟试验技术、先进动力特种试验技术及数智化研究工作。

需求^[3-4],都强调了地面试验设备对进气道在飞行 器飞行过程中提供给发动机进口的真实流态与动态 响应流场的模拟能力。要复现该动态流场,马赫数 连续可变的射流风洞至关重要^[5]。其不仅是便于 离散科目条件下扩大试验设备的模拟范围,同时也 是联合工作时,试验对象安全合理到达试验状态点 的工艺需求。

在射流风洞发展过程中,出现了诸多变马赫数 方案^[6-7],如变比热比、喷管出口加拉伸段,以及喷 管喉部加塞锥等方案。这些方案都可以实现风洞喷 管出口流场速度的变化,但却都因存在可变马赫数 范围窄、试验过程中难以快速调节马赫数,以及结构 复杂和造价高等诸多问题而没有得到普遍应用。近 年来,国内外变马赫数射流风洞运用比较广泛的是 多支点柔性风洞喷管^[8-9],其通过多个支撑点驱动 改变喷管型线来适应不同的出口马赫数。

飞行试验技术通过改变飞机相对于风速矢量的 方向来建立所模拟的气动条件。相似地,推进风洞 试验技术一般通过改变试验件相对于风洞轴线的姿 态来模拟飞行环境^[10],从而改变飞行方向。与该技 术不同,高空模拟射流试验技术却基本保持试验件 姿态不变^[11],而改变相对于试验件的供气速度矢量 的方向,该试验中采用马赫数和姿态均可调的射流 喷管。由此可见,结构尺寸较大的多支点柔性喷 管^[12-13],在自由射流高空模拟试验中存在:由于其 调节复杂难以实现试验过程中的快速调节;喷管及 其驱动装置几何尺寸难以适应有限的前室物理空 间;结构复杂,建造经费大等弊端。

1955年,ROSÉN等^[14]首次提出了一种简单灵 活的可调喷管机构,这也是单支点半柔性喷管 (HSJN)的原型。JUHANY等^[15]对单支点半柔壁风 洞喷管进行了设计研究,从计算流体动力学(CFD) 计算结果来看,其取得了较好的流场品质。BEALE 等^[16]开展了该型喷管的小尺寸模型试验研究,验证 了HSJN技术的可行性。支撑点的减少,无疑将提高 喷管马赫数调节速度,同时还可以缩短喷管长度,使 姿态模拟设计成为可能。但支撑点减少后,为确保 在适当的柔性型面变化下获得的流场品质与固定型 面时的相当,对喷管型面气动设计、力学特性以及调 节响应能力等诸多方面提出了苛刻要求。在此基础 上,目前出现了一种新型旋转变马赫数方案 (RPN)^[17],该方案将经过特殊设计的射流喷管型线 作为基准型线固定,通过驱动该固定的基准型线壁, 使其绕出口端支点旋转来调节喷管喉道高度,实现 喷管出口马赫数的连续变化,当然,这种喷管的驱动 点个数也随之减少为1个。范志鹏等^[18]开展了该类 喷管2.0~4.0马赫数范围内的型线优化设计以及仿 真研究,TICHENOR^[19]研究了5.0~7.0马赫数的该类 喷管,并完成了模型验证。从国内外的研究概况来 看,大部分的工作内容都集中在变马赫数的实现原 理与喷管试验范围上,而对变马赫数情况下的喷管 出口流场品质与动态调节效果论述得不多。

HSJN和RPN,支撑点都只有一个,对这类单支 点可调喷管设计技术研究的难点主要有以下几个方 面:①型面适应性设计,使其尽量匹配各马赫数的理 论气动型面,以保证喷管出口优良的流场品质;②确 保变马赫数机构(单支点驱动机构)调节与流场动态 响应的同步、协调。③与多支点柔性喷管不同,单支 点喷管对型面模型加工和制造工艺要求严格。这些 难点在可调喷管设计中,通常都是依靠设计者的经 验去解决,这也造成了目前难以过多强调可调喷管 设计的流场品质,以及如RPN难以迅速应用到工程 实际中等问题。

鉴于此,本文针对马赫数变化范围1.3~1.8的 HSJN和RPN方案,开展了自由射流高空模拟试验中 的可调喷管设计技术研究,并分别通过小尺寸模型 验证试验,对比验证喷管的设计技术与最终的流场 品质,为后续自由射流高空模拟试验变马赫数研究 提供基础。

2 可调喷管设计

2.1 喷管技术特征

气动喷管指用于对以气体为主的流体进行气动 性能处理从而获取要求的速度和较好的流场品质的 专用喷管,一般用于风洞设备。航空发动机高空模 拟试车台(高空台)需要利用直接连管方式模拟进气 道出口,即发动机进口截面(AIP)的气流参数,从整 流室的较大直径转换到发动机进口直径需要使用气 动喷管,如图1所示。在直接连接式高空台中,由于 模拟的是发动机进口截面参数,气动喷管的使用主 要也只针对亚声速。随着一部分高空进气道-发动 机联合工作考核试验需求的提出,在一些高空台上 也开展了针对超声速的试验项目,类似奥利巴斯593 发动机自由射流高空模拟试验^[20]。这些试验中,高



图1 自由射流高空模拟试验的气动布局 Fig.1 Aerodynamic configurations of altitude jet simulation test

空台开始使用超声速喷管。这种试验模拟的来流条 件已经转变为进气道前自由来流截面(IRP),使飞 机推进系统满足近似图1所示飞行环境的射流流场 布局。高空模拟射流试验技术通过包络所需的进气 道最小包络区,允许调整射流马赫数以及射流喷管 与进气道的几何关系,从而复现飞行进气条件。该 试验技术对气动喷管的设计和技术指标都提出了更 高的要求,即越来越接近外流风洞对来流马赫数范 围、高流场品质的要求,其具体体现在了以下3个方 面的喷管技术特征:①喷管采用开口式设计技术,以 适应可变姿态在喷管结构方面的需求;②喷管进口 次级涡流抑制技术,以达到进发匹配试验气动流场 品质要求;③喷管出口背压控制技术,以满足试验核 心区状态与经济效益的控制。

2.2 可调马赫数设计

射流试验研究者很早就总结了一些喷管的设计 准则^[14,21-22],这些准则为可调喷管设计提出了指导 性意见。但在实际工程应用中发现,不同设计指标 与应用场所,在喷管气动模型的设计细节上还存在 区别。图2上、下部分分别为设计的HSJN和RPN气 动模型,其都是通过一个驱动杆驱动绕某一固定点 旋转的刚性型面,通过型面与中心轴线处的位置高 度变化,从而实现超声速喷管的马赫数调节。该设 计方法与传统喷管设计的区别主要体现在:①设计 的两种喷管模型均不带附面层修正功能,以提高试 验过程中的马赫数快速调节能力;②喷管入口均采 用了特殊设计的竖直-水平的收缩导流结构,在开 口式喷管姿态模拟时,该技术较传统的水平-水平的 收缩导流结构,可以更好地抑制喷管入口次级漩涡





的产生;③单支点驱动机构采用绕支点(N或O)的 圆弧导轨方式,该技术不仅可以将驱动装置外置,以 减小喷管结构,还可以解决亚声速起动、跨声速加速 等试验过渡态衔接的技术难题。

与典型拉瓦尔喷管气动原理一样,设计的两个 超声速喷管气动型面基本保持一致,采用3段式组 成,即入口的亚声速收缩段、喉道附近的过渡段、出 口的超声速扩张段。喷管型面由3个参数确定:马赫 数、膨胀角度和喷管长度。单支点可调喷管,其长度 大致相等,总长度为亚声速收缩段(*L*₁)和超声速扩 张段(*L*₂)之和,两者长度因喉道位置改变而稍有不 同。本文忽略喉道轴向位置变化,根据可设计喷管 整体长度,以及喷管出口高度,选定长高比*L*₂/*h*分别 为5.5和5.0,h为喷管出口半高。对于这两种喷管型面,其区别在于HSJN的超声速扩张段由柔性板弹性变形生成,该技术通过控制柔性板的刚柔耦合变形来实现型面良好的气动性能;而RPN的超声速扩张段由一固定的基准型线旋转生成,属于一类典型的最佳设计点求解与多目标优化技术问题。

2.3 单支点半柔性喷管设计

在HSJN中,为满足气动型面曲率的连续变化, 柔板的厚度设计成沿气流方向线性增加,如图3所 示。式(1)为柔板的厚度线性变化计算式。

$$h = h_0 (1 + \beta \xi) \tag{1}$$

式中: β 为柔板的变厚度系数,取常数;h为柔板末端 厚度; h_0 为柔板起始端厚度; ζ 为无因次关系, $x = \zeta L$; x为柔板横坐标;L为柔板长度。



图3 HSJN柔板 Fig.3 Flexible plate of HSJN

根据柔性板曲率方程与柔板前后连接点的边界 条件,可求出简化的挠曲函数y。

$$y = \frac{AL}{2\beta} \left[-\frac{L}{\beta} x \left(1 + \frac{\beta}{L} x \right)^{-1} + \frac{2L^2}{\beta^2} \ln \left(1 + \frac{\beta}{L} x \right) \right] + \left[\frac{h_0 \beta}{2L} - \frac{AL^2 (2\beta + 1)}{2\beta^2 (1 + \beta)^2} \right] x + \frac{AL^3}{2\beta^2} \left[\frac{3\beta + 2}{(1 + \beta)^2} - \frac{2}{\beta} \ln \left(1 + \beta \right) \right] - \frac{1}{2} h_0 \beta$$
(2)

式中:
$$A = \frac{12PL}{Ebh_0^3}; L = \sqrt{\frac{2\beta^2(y_t - y_N)}{A\left[\frac{1}{\beta}\ln\left(1 + \beta\right) - \frac{3\beta + 2}{\left(1 + \beta\right)^2}\right]}}; E为柔$$

板的弹性模量;b为柔板截面宽度;P为载荷;Уt为喉 道的纵坐标;УN为转动点N的纵坐标。

喷管马赫数设计留有一定余量,喷管型面可以 从亚声速变化到马赫数2.0,喷管型线以*Ma*=1.8的 特征线法求得^[22],计算得到的若干试验马赫数下喷 管型线如图4所示。事实上,尽管亚声速、跨声速工 作区也被包括进来以便进行亚声速起动与跨声速过 渡等试验必要的准备工作,但受限于模拟马赫数菱 形试验区,随着马赫数降低,超声速菱形区域大小也 逐渐减小。因此,在低超声速区(*Ma*=1.0~1.2)存在 工作限制,且整个亚声速、跨声速范围(*Ma*=0.1~ 1.2)流场品质大大降低,故设计的HSJN实际可用马 赫数范围为*Ma*=1.3~1.8。与此类似,对RPN也是 如此。



Fig.4 Comparison of nozzle profile under some test Mach numbers

2.4 RPN设计

选定一个基准马赫数 Ma_0 — Ma_0 一般在马赫 数调节范围($Ma=1.3\sim1.8$)内,以其型线作为超声速 喷管的固定型线。建立如图5所示的等长高比气动 模型示意图。图中, h_0 、 β_0 、 a_0 和 h_i 、 β_i 、 a_i 分别为喷管 出口马赫数为 Ma_0 和 Ma_i ($i=1.3\sim1.8$)对应的喉道高 度、最大膨胀角、型面整体倾角。



图5 等长高比气动模型示意图 Fig.5 Airstream model of same length-height ratio schematic diagram

评估选定的基准马赫数 Ma_0 对所有旋转后 Ma_i 的偏差,由所需的旋转角度与理论最大膨胀角之差的均方根 δ 表示, δ 越小喷管越能兼顾各马赫数出口流场的品质;反之,则流场品质越差。其计算公式为:

$$\delta = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^{n} (|\alpha_0 - \alpha_i| - |\beta_0 - \beta_i|)^2}$$
(3)

式中:

$$\begin{split} \alpha_{0} &= \arctan\left(\frac{h-h_{0}}{L_{2}}\right) \\ &= \arctan\left(\frac{h_{0}}{L_{2}}\frac{1}{Ma_{0}}\left[\left(1 + \frac{k-1}{2}Ma_{0}^{2}\right)\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\right]; \\ \alpha_{i} &= \arctan\left(\frac{h-h_{i}}{L_{2}}\right) \\ &= \arctan\left(\frac{h-h_{i}}{L_{2}}\right) \\ &= \arctan\left(\frac{h_{i}}{L_{2}}\frac{1}{Ma_{i}}\left[\left(1 + \frac{k-1}{2}Ma_{i}^{2}\right)\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\right]; \\ \frac{L_{2}}{h} &= \frac{1}{\beta_{0}} + Ma_{0}\cos\mu_{0} - \frac{1}{S_{0}}\left[\operatorname{ctg}\beta_{0} + 8\operatorname{tg}\frac{\beta_{0}}{2}\right]; \\ \frac{L_{2}}{h} &= \frac{1}{\beta_{i}} + Ma_{i}\cos\mu_{i} - \frac{1}{S_{i}}\left[\operatorname{ctg}\beta_{i} + 8\operatorname{tg}\frac{\beta_{i}}{2}\right]; \\ S_{0} &= \frac{1}{Ma_{0}}\left[\left(\frac{2}{k+1}\right)\left(1 + \frac{k-1}{2}Ma_{0}^{2}\right)\right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}; \\ S_{i} &= \frac{1}{Ma_{i}}\left[\left(\frac{2}{k+1}\right)\left(1 + \frac{k-1}{2}Ma_{0}^{2}\right)\right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \circ \end{split}$$

式中:k为气体常数; μ_0 、 μ_i 分别为 Ma_0 、 Ma_i 对应的马赫数角, $Ma_i - Ma_{i-1} = 0.01$;n为马赫数点总数目。

不同 Ma_0 的 δ 值如图6所示,取 δ_{min} 时, Ma_0 = 1.56,即 Ma_0 =1.56为该超声速喷管初步选定的固定 型线马赫数点。



图6 不同*Ma*₀的误差结果 Fig.6 Error results of every *Ma*₀

3 设计实例与分析

3.1 刚柔耦合数值算例

在变马赫数喷管研制过程中,超声速喷管的性 能集中体现在其马赫数连续调节能力。为了验证 HSJN试验中马赫数连续调节的实现性及喷管结构 与气动流场的融合性,在前期研究中采用了基于双 向流固耦合算法的CFD数值计算,研究喷管刚柔耦 合结构与射流流场之间的相互作用。图7给出了喷 管结构网格及其在气动流场中的实现情况。图8为 主要柔性型面变形情况下,子午线截面的马赫数云 图。可以看出,喷管柔性板变形均匀协调,没有出现 型面曲率突变等不良情况。



图7 HSJN流固耦合计算结果 Fig.7 Simulation results of HSJN flow-solid coupling

3.2 多样本点数值算例

RPN前期研究中,对于初步选定的Ma₀=1.56, 在该马赫数附近选取Ma₀=1.52,1.54,1.56,1.58, 1.61等5个点为样本点,进行设计点的优选对比与流 场数值验证。需说明的是,由于不同出口马赫数的 流场是型线绕出口旋转得到的,旋转角度的微小变 化以及附面层修正量的变化,都会影响出口马赫数 的均值,使得出口马赫数偏离,按无黏一维流获得的 出口流场马赫数只需在此基础上做进一步的微调即 可,但这不影响5个计算模型对马赫数1.3~1.8范围 内变马赫数的代表性。

基准马赫数型线的性能表现为型线旋转后所得 各马赫数出口流场的品质,在文献[19]核心区定义 基础上,将文献[23]定义的马赫数均方根偏差σ作 为流场品质的评价指标,不同设计点对应的不同出 口马赫数下的σ如图9所示;再综合考虑不同设计点 对应的不同出口马赫数下的平均气流角度影响,如 图10所示,评价该基准喷管型线性能的优劣。

从图9可以看出,当设计点为1.58、1.61时,对于 低马赫数,喷管出口马赫数标准差偏高,甚至在某些 点下会超出GJB 1179-1991;从图10中可以看出,当 设计点为1.52、1.54时,对于高马赫数,喷管出口气流 角度较大。综上分析,将喷管型线的设计点选定为



图8 不同柔板形变的计算结果对比 Fig.8 Results comparison of flexible plate coupling







图10 不同*Ma*₀对不同出口马赫数下的平均气流角度对比 Fig.10 Comparison of average airflow angle at different Mach number vs. each *Ma*₀

$Ma_0 = 1.56_{\circ}$

3.3 喷管设计结果

在数值验证的基础上,研制了小尺寸模型喷管, 喷管参数如表1所示。需要说明的是,两个模型喷管 结构基本一致,由于实际加工和试验验证是分批次 先后完成的,故较早完成的HSJN结构相对简单, 如图11(a)所示,较晚完成的RPN是在完成了 HSJN技术验证的基础上进行的,该RPN采用了更 大的容积比,即适当增大了喷管出口面积与前室面 积之比,同时增加了可变姿态模拟装置,喷管实物如 图11(b)所示。

表1 超声速喷管参数 Table 1 Parameters of supersonic nozzle

	-		
ム 型.	喷管类型		
参奴	HSJN	RPN	
前室内径/m	0.9	0.9	
喷管总长度/m	0.75	0.70	
喷管出口面积(高×宽)/(m×m)	0.19×0.13	0.20×0.16	
马赫数范围	1.3~1.8	1.3~1.8	
俯仰角/(°)	-	-10~10	
长高比	5.5	5	
马赫数基准点	1.8	1.56	

4 试验结果与讨论

4.1 试验内容

试验内容主要包括:

(1) 不同马赫数下型面的稳态校测试验。通过

在不同马赫数与角度探针条件下多次重复校测主要 马赫数点的供、抽气压力与型面控制参数,并根据实 际测量结果,验证喷管型面的可实现性,具体试验点 计划见表2。其中RPN增加了设计点1.56的试验,由 于抽气能力限制,减少了1.80试验点。图12为两种 喷管型面背部静压测点布置实物照片,图13为试验 现场照片。

(2) 马赫数连续调节试验与俯仰角连续调节试



(a) HSJN

(b) RPN

图11 喷管及前室安装状态的实物照片 Fig.11 Nozzle and its assembled in plenum chamber photo

表2 试验计划

Table 2 Tests scheme

· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	ruble 2 Tests sellenik	
	试验	金点
坝 日	HSJN	RPN
稳态校测马赫数点	1.30,1.40,1.50,	1.30,1.40,1.50,
马赫数连续调节范围	1.30~1.80	1.0~1.60
角度连续调节范围	_	-8°~8°
均匀区标定马赫数点	1.30,1.40,1.50,1.60	1.40,1.56,1.62,1.70



(b) Rotating profile nozzle





图13 RPN试验照片(*Ma*=1.56, *a*=-6°) Fig.13 RPN test photo (*Ma*=1.56, *a*=-6°)

验。在此需要特别说明的是:①HSJN马赫数连续调 节规律采用渐进式的控制策略,即在第一步校准的 型面控制参数与供、抽气压力基础上,控制马赫数从 1.1调节到1.2,从1.2调节到1.3,以此类推,直至马赫 数为1.8。在此基础上,通过技术改进,RPN马赫数 连续调节规律采用同步控制策略,即在第一步校测 的型面控制参数与供、抽气压力对应关系的基础上, 线性调节马赫数。②考虑试验安全,RPN连续调节 试验马赫数范围与角度范围均有一定缩小,见表 2。③尽管两种喷管的试验点略有不同,试验方法与 试验项目有所差异,但喷管设计思路和主要试验区 域基本一致,这保证了对两种喷管技术验证的可比 性,并依此获得了可调喷管技术的性能结果。

4.2 气动型面结果

通过调整试验供排气压力,使喷管处于欠膨胀 状态,喷管型面位置通过上节测得的壁面静压按绝 热等熵流动计算,公式为:

$$Ma_{x} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\frac{P_{x}}{P^{*}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - \frac{2}{k-1}}$$
(4)

$$h_{x} = \frac{hMa_{3}}{2Ma_{x}} \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2}Ma_{x}^{2}}{1 + \frac{k-1}{2}Ma_{3}^{2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} + 0.29L_{x}Re_{x}^{-\frac{1}{5}}$$
(5)

式中: Ma_3 为喷管出口马赫数; Re_x 为测量点x处的当地雷诺数。

图14~图16为不同马赫数状态下,理论旋转得到 的型面与试验测得的型面状态对比。需说明的是, 对于单个喷管,其试验点分为上、下型面两个部分, 由于这两部分一致性较好,图中仅罗列了其中一侧



图14 马赫数1.4时型面对比 Fig.14 Profiles comparison at Mach number 1.4



图15 马赫数1.7时型面对比 Fig.15 Profiles comparison at Mach number 1.7



图16 设计点马赫数时型面对比 Fig.16 Profiles comparison at design point Mach number

的试验数据;对于选用相近长高比的两个喷管,由于 HSJN喷管出口增加了一小段平直段以提高出口气 流品质,故出口高度较小的HSJN型线反而比出口高 度较大的RPN型线长:而对于RPN未参照HSJN,同 样在出口增加平直段的原因主要是减少因旋转产生 的出口误差,即旋转后也需要保持出口尽量水平。 从图中可发现,刚柔耦合型面和旋转型面均在各自 靠喉道部分的高度值与试验测定的高度值吻合较 好;喷管出口处,其实际高度均略微偏低,同时随着 马赫数的增大偏差扩大,其主要原因是附面层修正 误差。

4.3 连续调节结果

图17为喷管马赫数从1.0连续调节到1.8时,距喷

管出口5 mm处,中心点测得的核心区马赫数随时间 变化的曲线图。可以发现,在跨声速区(Ma= 1.0~1.3),喷管出口马赫数波动幅度大,但在试验马 赫数范围(Ma=1.3~1.8),喷管出口马赫数可以有效 实现马赫数调节,流场跟随性较好。



图17 HSJN马赫数连续调节历程 Fig.17 The regulation course of HSJN Mach number in succession

图18为喷管俯仰角0°,马赫数从1.3连续调节到 1.6时,喷管出口中心点测得的马赫数与角度随时间 变化的曲线图。图19为喷管马赫数为1.56,俯仰角 从-8°连续调节到8°时,喷管出口中心点测得的马赫 数与角度随时间变化的曲线图。可以发现,喷管实 现了可变马赫数与可变姿态的连续模拟,系统动态 响应较好。



图18 RPN马赫数连续调节历程 Fig.18 The regulation course of RPN Mach number in succession

4.4 流场品质结果

随着试验技术的提升,在较晚验证的RPN喷管



图19 俯仰角连续调节历程 Fig.19 The regulation course of pitch angles in succession

试验过程中,还增加了喷管出口流场的纹影显示功 能。图20为RPN喷管在水平状态下,不同马赫数的 喷管出口流场情况。图21为RPN喷管在设计点马赫

数1.56附近,不同角度的喷管出口流场情况。可以 发现:在喷管出口形成了明显的射流均匀区与射流 剪切层,并且该均匀区大小随着马赫数的增加而增 大,同时均匀区角度随着喷管俯仰角度的调节而相 应改变。

喷管出口流场品质由出口核心区所有测试节点 的马赫数均方根偏差 σ 表示, σ 越小马赫数越均匀; 反之,其流场均匀性越差。计算公式为:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{m-1} \sum_{1}^{m} \left(Ma_{ij} - \frac{1}{m} \sum_{1}^{m} Ma_{ij} \right)^2}$$
(6)

式中:Maii为核心区内节点(i,j)上的马赫数,m为核 心区内所有测试点总数。

结合文献[23-25]中关于风洞流场的品质规范 标准与之前数值计算结果,对部分试验点实测的均 方根偏差σ进行比较,结果如图22所示。试验表明:



(b) *Ma*=1.545, *α*=0.09°

图20 不同马赫数流场显示情况 Fig.20 Display of flow-field at different Mach numbers



图21 不同α流场显示情况 Fig.21 Display of flow-field at different α



Fig.22 Comparison of Mach number root-mean-square

HSJN和RPN均满足相关流场规范的指标要求;尽管 RPN功能完善,试验技术得以提升,但在整体的流场 品质上HSJN明显优于RPN。出现这种结果表明了 刚柔耦合型面的适应性更好,但RPN喷管在其设计 点*Ma*=1.56表现不佳,也正如前言所述的单支点可 调喷管设计技术研究的难点那样,与其自身型面的 加工精度不理想有关。

5 结论

(1)所研究的单支点喷管技术可以有效满足自由射流高空模拟试验需求,克服了有限前室物理空间的限制,喷管能够实现试验过程的马赫数快速连续调节。

(2)针对单柔性和刚性旋转的两类喷管技术, 开展的刚柔耦合设计和设计点评价方法研究,保证 了可调喷管良好的流场品质。

(3)通过与风洞试验的结果对比,表明该HSJN 和RPN技术可以实现在自由射流高空模拟试验的气 流模拟,并取得了较详细的喷管性能结果。

(4) HSJN和RPN均满足相关流场规范的指标 要求,但在整体的流场品质上HSJN优于RPN。

参考文献:

- SERRE L, DENIS P, CORTES N, et al. Development of S4 free jet test facility for the French LEA flight test program [R]. AIAA 2011-2264, 2011.
- [2] BEALE D, DAVIS M, SIRBAUGH J. Requirements and advances in simulating aircraft inlet total-pressure distortion in turbine engine ground tests[R]. ASME

GT2006-90038,2006.

- [3] 孙顺利,李 纲,芦海洋. 基于Matlab/Simulink的超声 速自由射流试验系统建模分析[J]. 航空兵器,2021, 28(4):76-81.
- [4] 唐志共,许晓斌,杨彦广,等. 高超声速风洞气动力试 验技术进展[J]. 航空学报,2015,36(1):86-97.
- [5] SMITH R E. Marrying airframes and engines in ground test facilities: an evolutionary revolution[R]. AIAA 95-0950, 1995.
- [6] HAGEMANN G, IMMICH H, TERHARDT M. Flow phenomena in advanced rocket nozzles-the plug nozzle [R]. AIAA 98-23522, 1998.
- [7] BHUTIANI P, DOSANJH D, ABDELHAMID A. Role of lip thickness in noise suppression by interacting coaxial supersonic jets[R]. AIAA 1975-96, 1975.
- [8] RONALD H. User manual for NASA Lewis 10-by10foot supersonic wind tunnel[R]. NASA-TP-105626,1995.
- [9] 高 川,芮 伟,蒋婧妍,等.基于虚轴原理的风洞全 挠性喷管型面控制与仿真[J].测控技术,2015,34 (7):82-85.
- [10] 孙 岩,张征宇,黄诗捷,等.风洞试验中模型迎角视 觉测量技术研究[J].航空学报,2013,34(1):1-7.
- [11] BEALE D. Suppression of secondary vortical flows in nozzles for free-jet ground test facilities[R]. AIAA 2000-0152,2000.
- [12] 虞择斌,刘政崇,陈振华,等. 2m超声速风洞结构设计 与研究[J]. 航空学报,2013,34(2):197-207.
- [13] 彭强,廖达雄,秦红岗,等. 半柔壁喷管初步实验研究[J]. 实验流体力学,2012,26(3):101-106.
- [14] ROSÉN J. The design and calibration of a variable Mach number nozzle[J]. Journal of the Aeronautical Society, 1955,22(7):484-490.
- [15] JUHANY K A, HUSAINI H E. Investigation of a single-jack flexible supersonic nozzle[R]. AIAA 2007-958,2007.
- [16] BEALE D K, ZELENAK M. Development and validation of a free jet technique for inlet-engine compatibility testing[R]. AIAA-92-3921, 1992.
- [17] KITAMURA E, MITANI T, SAKURANAKA N, et al. Variable nozzles for aerodynamic testing of scramjet engines[C]//. 21st International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. Piscataway, NJ:IEEE, 2005:348-354.
- [18] 范志鹏,徐惊雷,吕 郑,等. 型面旋转变马赫数风洞 喷管的优化设计[J]. 航空学报,2014,35(5):1216-1225.
- [19] TICHENOR N R. Calibration of an actively controlled expansion hypersonic wind tunnel[R]. AIAA-2010-4793,2010.
- [20] ASHWOOD P F. The design and development of a large

supersonic free-jet test cell[J]. The Aeronautical Journal, 1970, 74(711): 205-212.

- [21] 陈鹏飞,吴 锋,王娟娟. 自由射流喷管技术的研究进 展[J]. 航空发动机,2022,48(2):62-69.
- [22] YOUNG R, HARTFIELD R. Automated nozzle design through axis-symmetric method of characteristics coupled with chemical kinetics[R]. AIAA 2012-4162, 2012.
- [23] 恽起麟,孙绍鹏,徐明方,等. GJB1179-91高速风洞低

速风洞流场品质规范[S]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,1991:2-4.

- [24] CHEN Pengfei, WU Feng, XU Jinglei, et al. Design and implementation of rigid-flexible coupling for a halfflexible single jack nozzle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(6): 1477–1483.
- [25] 耿卫民,吴 锋,王娟娟,等.高空射流核心区控制的 数值分析与试验验证[J].燃气涡轮试验与研究, 2021,34(2):46-51.



摘 要:针对高空模拟试车台进气系统负温试验过程中的温度压力耦合难题,利用耦合参与矩阵与线性变参数模型的方法,对系统的耦合特性进行了定量分析与总结。首先,通过耦合参与矩阵对系统线性化后的单个平衡点进行耦合特性分析,并通过仿真对比系统阶跃响应以验证方法的有效性。其次,在此基础上,利用线性变参数方法对负温试验任务下的耦合特性进行仿真、分析和总结系统的耦合特性,为后续基于耦合分析的控制设计奠定了工程理论基础。 关键词:高空模拟试车台;进气系统;负温试验;耦合参与矩阵;线性变参数;耦合特性分析 中图分类号:V263.4 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)01-0012-07 DOI:10.3724/j.GTER.20240011

Temperature-pressure interaction analysis of altitude ground test facility's air intake system in negative temperature simulation

LUN Yuebin^{1a, 1b, 1c}, WANG Honglun^{1a, 1b}, QIAN Qiumeng^{1a, 1b, 2}, ZHANG Song², DAN Zhihong², LI Jinbai^{1a, 1b}

(1. Beihang University, a. School of Automation Science and Electrical Engineering; b. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory; c. Shenyuan Honors College, Beijing 100191, China; 2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: Aiming at the temperature-pressure interaction analysis of altitude ground test facility (AGTF) in the negative temperature simulation, the interaction characteristics of the system with the participation matrix (PM) and linear variable parameter (LPV) model were analysed and summarized. First, PM was adopted to analyze the interaction characteristics of the equilibrium point of AGTF, and the results were verified by comparing the system step response. On this basis, the LPV was used to analyze the interaction characteristics under continuous simulation, laying the engineering theoretical foundation for the controller design based on coupling analysis.

Key words: altitude ground test facility; intake system; negative temperature simulation; participation matrix; linear variable parameter; coupling characteristic analysis

1 引言

航空发动机作为无人机的核心部件,其性能很 大程度上决定了无人机的运动能力^[1]。由于通过 空中试飞来测试发动机的方法成本太高且限制性 强,目前各国主要是通过高空地面试验设施(简称高 空台,Altitude ground test facility,AGTF)模拟发动 机环境进行测试^[2-3],而高空台模拟高空环境的准确度和可靠性决定了发动机测试的效果^[4]。近年来,航空发动机的过渡态特性和多任务剖面飞行轨迹工作特性,已成为当前航空发动机研制及其高空模拟试验研究的重难点。由于发动机飞行环境的改变将同时影响进口气体的温度和压力,因此单一的

收稿日期:2023-04-28

基金项目:国家财政稳定支持项目(GJCZ-0012-19)

作者简介:伦岳斌(1996-),男,山东潍坊人,博士研究生,主要研究方向为无人机航路规划、高空台非线性控制等。

温度和压力控制难以满足逼真飞行环境模拟的需求。而当同时控制高空台输出气体的压力和温度时,两者的回路将呈现出巨大的耦合性。因此,亟需 对高空台过渡态工况展开耦合特性分析,为进一步 的系统解耦控制奠定理论分析基础。

相对增益矩阵(Relative gain array,RGA)评估 方法最先被提出用于系统耦合特性分析^[5],且因其 计算指标简单、只与稳态增益有关^[6]而被广泛应用于 工业中^[7]。但是RGA只考虑了系统的稳态特性,无 法充分考虑系统的动态信息,而动态耦合特性是系统 控制器设计的重要参考内容。为此,GROSDIDIER 等^[8]提出了动态相对增益矩阵(Dynamic relative gain array,DRGA),通过采用传递函数的形式来充 分考虑耦合作用的动态信息。HE等^[9]将一阶动态 时延模型引入传递函数中,考虑了动态响应对耦合 互联作用的影响,提出了相对归一化增益矩阵方法 (Relative normalized gain array,RNGA)。

由于耦合影响的复杂性,目前尚无统一的耦合 分析指标能够对所有的耦合进行定量分析,且上述 的RGA及其衍生方法均是针对传递函数模型,难以 应用到状态空间模型。针对上述方法的缺陷, SALGADO^[10]提出了耦合参与矩阵(Participation matrix,PM)法。PM方法不仅能从状态空间出发分 析耦合作用的强弱,还可以反映系统的全频域动态 性能^[11]。然而上述方法的对象均为线性系统,于是 SHAKER等^[12-13]将PM方法进一步拓展到双线性系 统与非线性系统中。但是由于非线性系统的可控性 和可观性难以计算,所以其PM指标是基于经验公式 计算得出^[14]。

高空台是强非线性系统,且结构复杂,难以基于 经验公式得出对应的PM指标。为此,本文利用小扰 动线性化的方法,将高空台非线性方程化为状态空 间方程,然后利用针对线性系统的PM指标对系统进 行耦合特性分析。但是由于线性化每次只能针对单 个平衡点,而随着高空台系统工况的改变,系统特性 也随之改变,因此无法有效反映系统真实情况下过 渡态工况连续变化时的耦合特性。针对该问题,本 研究提出利用线性变参数(Linear parameter varying,LPV)^[15]方法求解系统时变的状态空间方 程,从而实时求解各工况下对应的线性系统。最后, 结合LPV与PM方法,实现高空台负温试验任务下的 耦合特性分析,为后续基于耦合分析的分散控制^[16] 奠定工程理论基础。

2 高空台进气系统建模

高空台进气系统的模型可简化为图1所示的两进一出的容腔管道。图中,V1为热流气体管道对应的阀门,V2为冷流气体管道对应的阀门。由于本文主要研究输入的热流、冷流气体与掺混后气体压力和温度的关联,因此暂时忽略管壁以及其他部件热交换对于输出气体状态的影响。由于文献[15]中已给出进气系统详细的建模过程,为避免叙述冗余,本文仅给出简化后的进气系统容腔温度和压力的微分方程,分别如公式(1)和公式(2)所示。

$$\begin{aligned} \frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}t} &= \frac{RT}{pV(c_{\mathrm{p}}-R)} \cdot \\ & \left[-(\dot{m}_{\mathrm{in1}} + \dot{m}_{\mathrm{in2}} - \dot{m}_{\mathrm{out}})(h - RT) + \dot{Q} \right] + \\ & \frac{RT}{pV(c_{\mathrm{p}}-R)} \left[\left(h_{\mathrm{in1}} + \frac{C_{\mathrm{in1}}^2}{2} \right) \dot{m}_{\mathrm{in1}} + \\ & \left(h_{\mathrm{in2}} + \frac{C_{\mathrm{in2}}^2}{2} \right) \dot{m}_{\mathrm{in2}} - \left(h + \frac{C_{\mathrm{out}}^2}{2} \right) \dot{m}_{\mathrm{out}} \right] \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \frac{\mathrm{d}p}{\mathrm{d}t} &= \frac{R}{V} \left[\left(T - \frac{(h - RT)}{(c_{\mathrm{p}} - R)} \right) (\dot{m}_{\mathrm{in1}} + \dot{m}_{\mathrm{in2}} - \dot{m}_{\mathrm{out}}) \right] + \\ & \frac{R\dot{Q}}{V(c_{\mathrm{p}} - R)} + \frac{R}{V(c_{\mathrm{p}} - R)} \cdot \\ & \left[\left(h_{\mathrm{in1}} + \frac{C_{\mathrm{in1}}^2}{2} \right) \dot{m}_{\mathrm{in1}} + \left(h_{\mathrm{in2}} + \frac{C_{\mathrm{in2}}^2}{2} \right) \dot{m}_{\mathrm{in2}} - \\ & \left(h + \frac{C_{\mathrm{out}}^2}{2} \right) \dot{m}_{\mathrm{out}} \right] \end{aligned} \tag{2}$$

式中:p、T分别为容腔内气体的压力和温度,C、m、 \dot{Q} 、h、 c_p 分别为容腔内的气体流速、质量、热流量、比 焓、比定压热容,R为气体常数,V为容腔体积, \dot{m}_{in1} 、 \dot{m}_{in2} 、 \dot{m}_{out} 分别为热流气体质量流量、冷流气体质量 流量和输出气体质量流量,下标1、2分别代表输入的





热流与冷流气体对应参数,下标in和out分别代表输入与输出气体参数。

3 LPV多项式依赖模型

基于小扰动线性化原理,首先对系统某段负温 试验任务进行网格化划分,将温度范围213.15~ 273.15 K和压力范围70~110 kPa划分为多个平衡点, 然后对上述平衡点进行线性化。获得上述平衡点的 状态空间描述后,以高度H和马赫数Ma为调度参 数,利用多项式插值获得各个系数关于调度参数的 多项式描述,进而建立高空台进气系统LPV多项式 依赖型模型,如公式(3)所示。

$$\begin{cases}
\delta \widetilde{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} a_{11}(H, Ma) & a_{12}(H, Ma) \\ a_{21}(H, Ma) & a_{22}(H, Ma) \end{bmatrix} \delta \widetilde{\mathbf{x}} + \\
\begin{bmatrix} b_{11}(H, Ma) & b_{12}(H, Ma) \\ b_{21}(H, Ma) & b_{22}(H, Ma) \end{bmatrix} u \\
\delta \widetilde{\mathbf{y}} = \mathbf{C} \delta \widetilde{\mathbf{x}}
\end{cases}$$
(3)

式中: $\delta \tilde{y} = \delta \tilde{x} = [\delta p, \delta T]$ 为进气系统压力和温度状态的小扰动量, $u = [\dot{m}_{in1}, \dot{m}_{in2}], a.(H, Ma), b.(H, Ma)$ 是以高度和马赫数为调度参数的多项式函数(如公式(4)所示), $C = I_{2\times 2}$ 为2×2的单位矩阵。

$$\begin{cases} a \cdot (H, Ma) = \\ m_1^{a} \cdot H^{d} + m_2^{a} \cdot H^{d-1} + \dots + m_{d-1}^{a} H + m_d^{a} \cdot + \\ n_1^{a} \cdot Ma^{d} + n_2^{a} \cdot Ma^{d-1} + \dots + n_{d-1}^{a} Ma + n_d^{a} \\ b \cdot (H, Ma) = \\ m_1^{b} \cdot H^{d} + m_2^{b} \cdot H^{d-1} + \dots + m_{d-1}^{b} H + m_d^{b} \cdot + \\ n_1^{b} \cdot Ma^{d} + n_2^{b} \cdot Ma^{d-1} + \dots + n_{d-1}^{b} Ma + n_d^{b} \end{cases}$$
(4)

式中:d为多项式拟合次数, m_i 、 n_i ($i = 1, \dots, d$)为待 拟合参数。

将网格化和线性化后得到的系统状态空间方程 参数作为因变量项,将系统状态(温度、压力)对应的 高度和马赫数作为自变量项,利用MATLAB拟合工 具箱选定多项式阶次后进行多项式拟合,即可确定 *d*与*m_i*,*n_i*,从而完成高空台进气系统LPV多项式依 赖模型的建立。

4 PM耦合特性分析方法

考虑容腔系统状态空间方程的表达式为 $\dot{x} = Ax + Bu, y = Cx, 其中B = [b_1 \ b_2], C^T = [c_1 \ c_2], b$ 和c均为2×1的列向量。该多输入多输出的系统可 以看作多个单输入单输出系统的组合,每个系统有1 个输入 u_j 和1个输出 y_i ,其对应的状态空间方程为 $(A, b_j, c_i^T, 0)$,对应的可控性Gram矩阵 P_j 和可观性 Gram矩阵 Q_i 满足方程(5),则多输入多输出系统的 可控性Gram矩阵P和可观性Gram矩阵Q可由公式 (6)求得。

$$\boldsymbol{AP}_{j} + \boldsymbol{P}_{j}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{b}_{j}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}_{j} = 0$$

$$\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{O}_{j} + \boldsymbol{O}_{j}\boldsymbol{A} + \boldsymbol{c}_{i}\boldsymbol{c}_{i}^{\mathrm{T}} = 0$$
(5)

$$\begin{cases} \boldsymbol{P} = \sum_{j=1}^{n} \boldsymbol{P}_{j} \\ \boldsymbol{Q} = \sum_{i=1}^{n} \boldsymbol{Q}_{i} \\ \boldsymbol{P} \boldsymbol{Q} = \left(\sum_{j=1}^{n} \boldsymbol{P}_{j}\right) \left(\sum_{i=1}^{n} \boldsymbol{Q}_{j}\right) = \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{n} \boldsymbol{P}_{j} \boldsymbol{Q}_{i} \end{cases}$$
(6)

定义耦合参与矩阵 $\boldsymbol{\Phi} = |\phi_{ij}| \in \mathbb{R}^{n \times n}$:

$$\begin{cases} \phi_{ij} = \frac{tr(\boldsymbol{P}_{j}\boldsymbol{Q}_{i})}{tr(\boldsymbol{P}\boldsymbol{Q})} \\ \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{n} \phi_{ij} = 1 \end{cases}$$
(7)

式中:tr(·)为矩阵的迹。

耦合参与矩阵的元素可以从一定程度上代表控制 输入 u_j 和输出 y_i 之间的耦合影响程度且 $\phi_{ij} \in [0,1]$ 。 针对高空台系统, ϕ_{11} 表示热流通道与输出压力的关 联程度, ϕ_{12} 表示冷流通道与输出压力的关联程度, ϕ_{21} 表示热流通道与输出温度的关联程度, ϕ_{22} 表示冷 流通道与输出温度的关联程度。考虑到系统输出压 力数值上远大于输出温度,耦合参与矩阵元素数值相 差过大,本研究采用kPa作为输出压力单位。对应地, 耦合参与矩阵第1行除以增益的平方 K^2 ,即1×10⁶。

5 仿真实验

为提高仿真实验的可靠性与实用性,以高空台 典型负温试验为仿真条件进行耦合特性分析。系统 仿真条件为:在不加控制器且出口流量不固定的情 况下,系统输入热流的温度和压力分别为283.15 K、 120 kPa,输入冷流的温度和压力分别为213.15 K、 120 kPa。

5.1 PM方法有效性验证

为验证PM方法对于高空台进气系统的有效性,

首先取(80 kPa,223.15 K)和(90 kPa,243.15 K)2个 平衡点进行仿真实验验证。本研究对平衡点处系统 的冷流与热流通道分别施加5 kg/s的质量流量阶跃 变化,通过观察系统输出温度和输出压力的响应与 PM方法结果的一致性来完成对PM方法的有效性验 证。仿真结果如表1和图2、图3所示。 统仿真输出压力变化程度要大于冷流路。如系统处 于(80 kPa,223.15 K)平衡点时, ϕ_{11}/ϕ_{12} =1.660,此时 热流路对应的压力变化为1.21 kPa,大于冷流路对 应的压力变化1.00 kPa。当 ϕ_{21}/ϕ_{22} 超过1时,即热 流路对温度的影响程度大于冷流路,此时热流路 流量增加对应的系统仿真输出温度变化程度要大 于冷流路。如系统处于(80 kPa,223.15 K)平衡点 时, ϕ_{21}/ϕ_{22} =2.240,此时热流路对应的温度变化绝对

当 ϕ_{11}/ϕ_{12} 超过1时,即热流路对压力的影响程度 大于冷流路,此时相同流量增加的热流路对应的系

	Table 1 S	imulation results of	equilibrium points		
平衡点	线性化A阵	线性化B阵	Φ	ϕ_{11}/ϕ_{12}	ϕ_{21}/ϕ_{22}
(80 kPa,223.15 K)	$\begin{bmatrix} -1.48 & -51.9 \\ -0.00130 & -0.247 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 383 & 284 \\ 0.479 & 0.201 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0.100 & 0.0602 \\ 0.581 & 0.259 \end{bmatrix}$	1.660	2.240
(90 kPa,243.15 K)	$\begin{bmatrix} -0.904 & -76.1 \\ -0.000\ 802 & -0.348 \end{bmatrix}$	384 284 0.414 0.143	$\begin{bmatrix} 0.220 & 0.148 \\ 0.192 & 0.441 \end{bmatrix}$	1.490	0.435





图2 位于(80 kPa,223.15 K)平衡点的系统耦合特性验证 Fig.2 Verification of system coupling characteristics at the equilibrium point (80 kPa, 223.15 K)



图3 位于(90 kPa,243.15 K)平衡点的系统耦合特性验证 Fig.3 Verification of system coupling characteristics at the equilibrium point (90 kPa, 243.15 K)

值为3.02 K,大于冷流路对应的温度变化绝对值 1.15 K。

同理,系统处于(90 kPa,243.15 K)平衡点时, ϕ_{11}/ϕ_{12} =1.490,此时热流路对应的压力变化为2.01 kPa,大于冷流路对应的压力变化1.62 kPa; ϕ_{21}/ϕ_{22} = 0.435,此时热流路对应的温度变化绝对值为1.15 K,小于冷流路对应的温度变化绝对值1.92 K。

由上述分析可知,系统输出与耦合参与矩阵的 结果吻合,可证明耦合参与矩阵对系统耦合特性定 量分析的有效性。

5.2 基于LPV模型的连续任务耦合特性分析

以高空台负温试验任务为例,选取压力范围 80~100 kPa、温度范围223.15~263.15 K内均匀分布 的9个平衡点进行线性化,输入条件与5.1节的相同。 线性化结果如表2及表3所示。

为充分研究高空台负温试验任务仿真时耦合特性的变化,分别选取压力和温度逐渐上升与下降的2 组任务剖面进行耦合特性分析,如图4和图5所示。 图4中,红线代表压力、温度上升的任务剖面 I,蓝线 代表压力、温度下降的任务剖面 II,每个平衡点之间 过渡时间为200 s。基于LPV方法的耦合参与矩阵 结果如图6、图7所示。

由图5和图6可知,在整个试验过程中, $\phi_{11} > \phi_{12}$,

说明在该压力范围内,热流对压力有更大的影响程 度。在初始平衡点(80 kPa,223.15 K), $\phi_{21} > \phi_{22}$,说 明热流对温度影响程度更大;随着压力增加、温度向 热流路温度靠近, ϕ_{21} 逐渐减小, ϕ_{22} 增大且在51 s时 超过 ϕ_{21} 。由图5和图7可知,在整个试验过程中, $\phi_{11} > \phi_{12}$,说明在该压力范围内,热流对压力有更大 的影响程度。在初始平衡点(100 kPa,263.15 K), $\phi_{21} < \phi_{22}$,说明冷流对温度影响程度更大;随着压力 减小、温度向冷流路温度靠近, ϕ_{21} 逐渐增大, ϕ_{22} 减小 且 ϕ_{21} 在524 s时超过 ϕ_{22} 。由图5~图7的200~400 s与 400~600 s的实验结果可知,温度变化比压力变化对 系统耦合特性影响更大。

综上,当系统温度接近冷流温度时热流对温度 影响更大,当温度逐渐升高接近热流温度时冷流对 温度的影响程度逐渐大于热流;热流对压力的影响 始终大于冷流。同时,系统耦合特性受温度影响较 大,受压力影响较小。

6 结论

主要利用LPV与PM方法实现了高空台负温试验下连续的耦合特性分析,并结合仿真实验验证了所提方法的有效性。所提方法能够对系统耦合特性

		and the second	
		线性化A阵	
T/K	80 kPa	90 kPa	100 kPa
223.15	$\begin{bmatrix} -1.48 & -51.9 \\ -0.00130 & -0.247 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.866 & -79.5 \\ -0.000705 & -0.334 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -1.07 & -99.9 \\ -0.000814 & -0.376 \end{bmatrix}$
243.15	$\begin{bmatrix} -1.54 & -49.8 \\ -0.00148 & -0.257 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.904 & -76.2 \\ -0.000802 & -0.348 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -1.12 & -95.7 \\ -0.000927 & -0.393 \end{bmatrix}$
263.15	$\begin{bmatrix} -1.60 & -47.8 \\ -0.00167 & -0.268 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.941 & -73.2 \\ -0.000903 & -0.362 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -1.17 & -91.9 \\ -0.00104 & -0.408 \end{bmatrix}$

表2 平衡点线性化A阵 Table 2 The linearization A-matrix of equilibrium points

	表3 平衡点线性化 B 阵	
Table 3	The linearization B -matrix of equilibrium p	oints

m (1/		线性化 B 阵	
T/K	80 kPa	90 kPa	100 kPa
223.15	383 284 0.479 0.201	$\begin{bmatrix} 383 & 284 \\ 0.426 & 0.180 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 384 & 285 \\ 0.383 & 0.163 \end{bmatrix}$
243.15	$\begin{bmatrix} 384 & 284 \\ 0.465 & 0.161 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 384 & 284 \\ 0.414 & 0.143 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 384 & 284 \\ 0.374 & 0.129 \end{bmatrix}$
263.15	$\begin{bmatrix} 384 & 283 \\ 0.441 & 0.111 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 384 & 283 \\ 0.394 & 0.0989 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 385 & 283 \\ 0.357 & 0.0890 \end{bmatrix}$



图4 高空台负温试验任务剖面示意图 Fig.4 Mission profile of AGTF negative temperature simulation





的动态变化进行分析与总结,并为后续高空台负温 试验基于耦合特性的控制设计提供了理论依据。具 体结论为:

(1)利用小扰动线性化方法对高空台非线性系统进行了线性化,以提供用于PM方法耦合特性分析



图6 压力和温度上升任务剖面下的耦合参与矩阵变化 Fig.6 Results of PM with pressure and temperature rising mission profile



图7 压力和温度下降任务剖面下的耦合参与矩阵变化 Fig.7 Results of PM with pressure and temperature decreasing mission profile

的状态空间方程;

(2) 通过PM方法对系统单个平衡点进行了耦 合特性定量分析与验证,获得了系统特定工况下的 耦合特性,证明了PM方法用于高空台耦合特性分析 的有效性;

(3)利用LPV方法实现高空台连续工况下的状态空间方程求解,结合PM方法实现了高空台负温试验下连续的耦合特性分析。

参考文献:

- LV C K, CHANG J T, BAO W, et al. Recent research progress on airbreathing aero-engine control algorithm
 [J]. Propulsion and Power Research, 2022, 11(1):1–57.
- [2] 田金虎,但志宏,张 松,等.高空台环境模拟控制技术[J].航空动力,2021,(3):64-68.

- [3] 裴希同,张楼悦,王 曦,等. 高空台进排气模拟仿真
 系统设计与应用[J]. 航空动力学报,2022,37(10):
 2074-2089.
- [4] ZHU Meiyin, WANG Xi, DAN Zhihong, et al. Two freedom linear parameter varying μ synthesis control for flight environment testbed[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(5):1204–1214.
- [5] BRISTOL E. On a new measure of interaction for multivariable process control[J]. IEEE Transactions on Automatica Control, 1966, 11(1):133–134.
- [6] ZAREI M. A multi-point kinetics based MIMO-PI control of power in PWR reactors[J]. Nuclear Engineering and Design, 2018, 328:283-291.
- [7] WITCHER M F, MCAVOY T J. Interaction control system: steady state and dynamic measurement of interaction[J]. ISA Trasactions, 1997, 16(3):35-41.
- [8] GROSDIDIER P, MORARI M. Interaction measures for systems under decentralized control[J]. Automatica, 1986, 22(3):309–319.
- [9] HE Maojun, CAI Wenjian, NI Wei, et al. RNGA based control system configuration for multivariable processes
 [J]. Journal of Process Control, 2009, 19(6):1036–1042.
- [10] SALGADO M E, CONLEY A. MIMO interaction

measure and controller structure selection[J]. International Journal of Control, 2004, 77(4):367–383.

- [11] SALGADO M E, YUZ J I. Mixed domain analysis of MIMO dynamic interactions[C]//. IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control. London, UK: 2007.
- [12] SHAKER H R,SHAKER F. Control configuration selection for linear stochastic systems[J]. Journal of Process Control, 2014, 24(1):146–151.
- [13] SHAKER H R,KOMAREJI M. Control configuration selection for multivariable nonlinear systems[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2012, 51 (25):8583-8587.
- [14] 郭宗易. 基于耦合特性的不确定系统控制方法研究及 应用[D]. 西安:西北工业大学,2017.
- [15] ZHU Meiyin, WANG Xi, PEI Xitong, et al. Modified robust optimal adaptive control for flight environment simulation system with heat transfer uncertainty[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(2):420-431.
- [16] ARRANZ M C, BIRK W. Prediction error based interaction measure for control configuration selection in linear and nonlinear systems[J]. IFAC-PapersOn-Line, 2018, 51(18):446-451.

	- 1
	1

9



摘 要:航空发动机近地面运行时,地面效应形成的旋涡,可能引起进气畸变,进而影响发动机的工作稳定性。以 某型基于双曲线型唇口设计的进气道为研究对象,通过数值计算方法分析了不同速度梯度对进气道流场结构及地 面涡气动特性的影响。研究结果表明:逆风条件下,3种速度梯度所对应的地面涡流场形态相似,均为旋向相反的对 涡结构。当速度梯度较小时,双曲线型唇口有效阻止了地面涡流线的吸入。随着速度梯度的增大,地面涡强度不断 减小,但是由于双曲线型唇口阻止地面涡流线吸入的作用减弱,使得进气道入口处的压力畸变逐渐增大。 关键词:航空发动机;地面效应;进气道;速度梯度;流场结构;压力畸变 中图分类号:V211.48 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)01-0019-07 DOI:10.3724/j.GTER.20240003

Influence of velocity gradient on the ground vortex characteristics of inlet with hyperbola profile lip

LEI Longqing¹, CHEN Pengfei², YANG Hua², CUI Shuxin¹, CHEN Wei¹

School of Aeronautics and Astronautics, Sichuan University, Chengdu 610065, China;
 AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621703, China)

Abstract: When an aero-engine is running near the ground, the vortex formed by the ground effect may cause intake distortion, which in turn affects the working stability of the engine. A certain type of inlet based on hyperbolic lip design was taken as the research object, and the effects of different velocity gradients on the flow field structure of the inlet and the aerodynamic characteristics of the ground vortex were analyzed by numerical calculation methods. The research results show that: under headwind conditions, the ground vortex fields corresponding to the three velocity gradients have similar shapes, and they are all counter-vortex structures with opposite rotations. When the velocity gradient is small, the hyperbolic lip effectively prevents the inhalation of the ground vortex line. With the increase of the velocity gradient, the intensity of the ground vortex decreases continuously, but the pressure distortion at the inlet gradually increases due to the weakening of the effect of the hyperbolic lip to prevent the inhalation of the ground vortex line.

Key words: aero-engine; ground vortex; inlet; velocity gradient; flow structure; pressure distortion

1 引言

航空发动机在近地面运行时,由于进气流管与 地面的相互作用,可能使发动机进气道和地面之间 产生高强度旋涡,即地面涡^[1],从而引起进气畸变, 影响发动机的工作稳定性^[2],甚至还可能吸入外界 物体,造成发动机损伤^[3]。研究表明,地面涡的产 生及其气动特性不仅与发动机离地间隙及进气道型 面尺寸相关,同时还受环境来流速度、方向、速度梯

收稿日期:2023-05-05

基金项目:四川省科技计划省院省校合作项目(2023YFSY0022);四川省航空及燃气轮机重大科技专项(2021ZDZX0004)

作者简介:雷龙清(1999-),男,福建宁德人,硕士研究生,研究方向为多尺度流动传热机理。

通信作者:陈 伟(1984-),男,副教授,研究方向为叶轮机械气动热力学,流动传热机理。

度等因素的影响^[4]。

针对发动机地面涡的研究工作,TRAPP等^[5]基 于数值模拟方法开展了短舱进气道地面涡流场结构 研究,详细讨论了侧风条件下近地面涡系的形成与发 展过程。研究表明,地面涡的涡量主要来源于地面和 短舱壁面的摩擦作用力。同时,当环境来流风速越 低,越容易产生地面涡。HALL^[6]、ZANTOPP^[7]等 设计搭建了缩比的短舱进气道模型,试验结果发现, 环境涡量是影响地面涡的最主要因素。而环境涡量 的产生主要来源于环境来流与地面作用形成的边界 层,以及诱导地面边界层。速度梯度是地面涡研究 中,表征环境来流与地面作用所形成边界层厚度的 无量纲量。滕宏旭^[8]、白杰^[9]等以缩比的近地面短 舱进气道为研究对象,通过数值计算研究了逆风条 件下速度梯度对地面涡流场结构及气动特性的影 响。结果显示,速度梯度是影响地面涡的重要因素, 速度梯度越大,地面涡强度,压力畸变系数均明显增 大。KNOWLES等^[10]以缩比的椭圆形进气道开展 了滚动地面试验,结果显示地面和进气道之间的相 对运动会影响地面涡的强度,其原因也在于改变了 来流地面边界层的形态。BRIX等^[11]通过流动显示 技术观察到无风状态下进气道地面涡的形态,并与 前人实验结果进行了对比,发现尾涡和地面涡的涡 量并不相等,尾涡的涡量相对较小。MURPHY 等^[12-13]采用粒子成像测速仪(PIV)技术测量了短舱 进气道的流场,进一步获得了进气道离地间隙、环境 来流风速、来流速度梯度对地面涡强度的影响规律, 并构建了地面涡的预测模型。

为抑制地面涡对发动机的影响,KLEIN^[14]提出 从压气机引出一个气流喷嘴来实现对地面涡的吹 离,考虑到涡核位置的不确定性,SMITH^[15]将气流 喷嘴调整为具有两排气流孔的喷刷。BEALE^[16]、 JOHNS^[17]提出附加导流板、吹气管等方案,以削弱 地面涡的影响。CHEN等^[18]认为,侧风对进气道流 场有双重影响作用,地面涡可被侧风从其稳定状态 吹除到完全消散状态。

基于已有研究可以看出,地面涡的形成及其流 场结构的变化受到进气道几何形状、离地间隙、环境 来流条件等多个因素的影响,其中环境来流与地面 作用形成的边界层形态是产生地面涡的主要涡量源 之一。本文以某型发动机移动试车台研制为背景, 采用数值计算方法分析了环境来流速度梯度对基于 双曲线型唇口设计进气道的地面涡特性的影响,为 该特殊进气道的设计与发动机试车运行提供一定的 理论支撑。

2 研究对象和网格

2.1 研究对象

本文以自行设计的双曲线型进气道为研究对象,其几何模型如图1所示。进气道内径D约为800 mm,进气道外径D₀约为1 300 mm,进气道中径 D₁约为1 050 mm。进气道长度L_i=400 mm,平直段 长度L=2 700 mm,进气道中轴线到地面的距离为H (离地间隙)。进气道唇口处的几何型线为双曲线, 坐标与角度的关系服从如下方程:

$$\begin{cases} R = \sqrt{0.38^2 \cos 2(45 - \theta)} \\ x = R \cos \theta \\ y = R \sin \theta \end{cases}$$
(1)

为开展进气道流场结构研究,围绕进气道构建 长方体计算域。如图2所示,选取进气道内径D作为 特征尺寸,进气道的离地间隙为1.5D,长方体计算域 的长度、宽度、高度分别为24.0D、24.0D、18.0D。

2.2 计算网格

利用ICEM CFD对计算域进行结构化网格划分。为准确获得边界层流动特征,壁面第1层网格高



图1 进气道几何模型图 Fig.1 Intake geometric modeling diagram



图2 计算域 Fig.2 Computational domain

度为0.001 mm,共计15层边界层。为了更准确地捕 获地面涡的流场信息,单独对唇口、进气道内外壁面 以及进气道下方地面进行了网格加密处理,划分结 果如图3所示。为排除网格数量对计算结果的影响, 在相同工况下比较5种不同网格数量的计算域计算 所得的地面涡环量大小,结果如图4所示。图中,Γ 为地面涡环量。可以发现,当网格节点数大于500万 以后,地面涡环量变化很小,因此后续计算所采用的 网格数量为550万。

3 数值计算方法

3.1 计算方法及边界条件

数值模拟软件选用ANSYS-CFX,采用有限体积 法求解定常Navier-Stokes方程,时间离散选用了全 隐式时间推进格式,空间离散采用了二阶迎风格式。 湍流模型选取SST *k*-*ω*。工质为理想气体,其黏性



图3 计算网格示意图 Fig.3 Schematic diagram of computational grid



图4 地面涡环量随网格节点数的变化曲线 Fig.4 Curve of the variation of Γ with grid nodes

系数、导热系数等物性参数根据萨瑟兰公式计算。 根据计算域各边界面与进气道的相对位置,对边界 面进行命名,结果如图5所示。

表1是各工况下的边界条件类型。其中,进气道的出口outlet设置为质量流量出口,质量流量大小为 60 kg/s,对应进气道入口处的流速大约为109 m/s。



图5 计算域边界 Fig.5 Boundary of computational domain

Table 1	Boundary conditions
Boundary names	Boundary conditions
Outlet	Mass flow outlet
Headwind	Velocity inlet
Tailwind	Opening
Left/right	Opening
Up	Opening
Intake/bottom	No-slip wall

表1 边界条件

Headwind设置为速度入口,Left、Right、Up、Tailwind 设置为Opening边界。考虑到附面层的影响,Intake、 Bottom设置为无滑移绝热壁面。所有边界条件中的 Opening均采用卷吸边界类型,相对压力为101 325 Pa, 静温为288 K。

3.2 计算方法验证

选取MURPHY等^[12]在低速风洞中进行的缩型 短舱进气道地面涡实验结果作为对比,以校验本文 所使用的计算方法的准确性。以侧风条件下地面涡 的无量纲环量*Γ**与速度比(即来流风速与进气道内 平均速度之比)的关系作为计算结果对比,结果如图 6所示。实验结果与数值计算结果的平均误差为 5.89%。在速度比大于7的条件下,偏差小于1%。本 文所研究问题中,速度比均大于10,因此,文中采用 的计算方法能够较好地模拟地面涡特性。



图6 实验值与CFD验证结果对比图 Fig.6 Comparison of experimental data and CFD results

3.3 基本定义

3.3.1 无量纲环量 Г*

为定量分析地面涡的强度,需要计算地面的环 量Γ值,Γ的定义式为:

$$\Gamma = \iint (\nabla \times \mathbf{V}) \cdot d\mathbf{s} = \oint \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l}$$
(2)

式中:V为沿着闭合曲线的速度矢量,I为包围地面 涡的封闭曲线,s为该封闭曲线围成的曲面。

在数据处理时需要对环量进行无量纲化,无量 纲环量*Γ**定义为:

$$\Gamma^* = \frac{\Gamma}{DV_i} \tag{3}$$

式中:Vi为进气道入口测量截面的轴向平均速度。

3.3.2 畸变系数DC₆₀

进气道进口处的压力畸变程度大小用畸变系数 DC₆₀来定量表征,其定义式为:

$$DC_{60} = \frac{p_{\rm av}^* - p_{\rm min60}^*}{q_{\rm av}} \tag{4}$$

式中: *p*_{av}是进气道测量截面的平均总压, *q*_{av}是进气 道测量截面气流的平均动压, *p*_{min60}为60°范围内的 最小平均总压。参考MURPHY等^[13]的做法, 本文 中进气道测量截面选取距离进气道入口0.7*D*处。

3.3.3 速度梯度δ*/D

当无黏流体以均匀速度U流过平板时,其速度 分布如图7(a)所示。而实际流体具有黏性,以相同 速度U流过平板时,由于壁面无滑移条件,速度从U 减小至0,如图7(b)所示。形成的边界层使设想中的 无黏流体流过该区域的质量流量亏损了(图7(b)阴 影区,平板宽度设为1)。将亏损量折算成无黏性的 流量,厚度为δ*,即接近边界层位移厚度。



图7 接近边界层位移厚度示意图 Fig.7 Diagram of approaching boundary layer thickness

对于不可压缩流体,接近边界层位移厚度 δ *的 定义式为:

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \tag{5}$$

对 δ *进行无量纲化,得到速度梯度 δ */D。

3.3.4 特征平面半径r

由于地面为无滑移边界,涡量为零。因此在分 析处理地面涡的强度时,需要在靠近地面处创建一

23

个新平面,以计算地面涡的环量大小。参考 MURPHY等^[12]的结论,创建一个圆形特征平面,该 平面距离地面的高度*h*L满足关系式(6),由于进气道 内径*D*=800 mm,因此*h*L=87.2 mm。

$$h_{\rm L}/D = 0.109$$
 (6)

为确定圆域半径,从600~760 mm等间距选取17 种半径,在相同工况下计算圆域内的环量大小及其 变化率ε,结果如图8所示。从图中可以看出,随着圆 域半径的增加,环量变化率逐渐减小,当r=740 mm 时,环量变化率ε已经低于1%,故将740 mm作为后 续计算中地面涡环量积分的圆域半径。



图8 环量与环量变化率随圆域半径的变化 Fig.8 Variation of total circulation and its rate of change with the radius of the circular surface

4 计算结果与分析

4.1 速度梯度对地面涡形态的影响

在逆风风速为10 m/s、发动机流量为60 kg/s(对应进气道进口流速109 m/s)和离地间隙H = 1.5D条件下,对来流速度梯度 δ^*/D 分别为0.02、0.12和0.20的工况进行流场分析,图9是3种速度梯度的剖面



图9 3种速度梯度剖面图 Fig.9 Three velocity gradient profiles

对比。

图10和图11是不同速度梯度下的地面涡流线图 和特征平面的流线图,从图中看出,3种来流速度梯 度下,地面涡的形态以及产生的位置都较为接近,均 为产生于进气道下方的1对旋向相反的对涡结构。 同时注意到,当*δ*/D*=0.02时,受进气道双曲线型唇 口的阻挡,地面涡没有吸入进气道。而当*δ*/D*=0.12, 0.20时,地面涡流线均被吸入进气道,并且*δ*/D*越 大,被进气道所吸入的流线就越多。另外,从特征平 面的流线图可以清晰看出,随着*δ*/D*的增加,进气道 下方的流线分离线越加清晰。

图12为不同速度梯度下的地面涡涡量云图。从 图中可看出,3种来流速度梯度下,正涡量与负涡量 分别分布在进气道下方两侧,并且都向下游延伸。 当速度梯度δ*/D由0.02增加到0.12时,正涡量明显增 加,负涡量略微变小。当速度梯度δ*/D进一步增加 为0.20时,正负涡量的大小并未出现明显变化,但向 下游延伸的长度较δ*/D=0.02与δ*/D=0.12出现明显 缩短,这是由于当δ*/D=0.20时,较多的流线被吸入 进气道内,使得下游的涡量减弱。









Fig.11 Streamline diagram on the characteristic plane for different δ^*/D under headwind conditions



图12 不同 δ^*/D 下的地面涡涡量云图 Fig.12 Contours of ground vorticity at different δ^*/D

4.2 速度梯度对压力畸变的影响

图13是不同速度梯度下的进气道进口测量平面的静压云图。从图中可以清晰地看出,当 $\delta^*/D=0.20$ 时的进气畸变最大,当 $\delta^*/D=0.12$ 时,进气畸变较前者出现明显减弱,当 $\delta^*/D=0.02$ 时,由于双曲线型唇口的阻挡作用,进气道截面几乎没有出现压力畸变,

呈现周向的均匀分布。图14是逆风条件下不同来流 速度梯度δ*/D对Γ*与DC₆₀的影响。从图中可以发 现,随着速度梯度δ*/D的增加,对应工况下的无量纲 环量Γ*不断减小,而进气道入口测量平面的畸变系 数DC₆₀逐渐增大,即特征平面所捕获的地面涡强度 并不能直接反映进气道入口处的畸变情况。

第37卷



图13 逆风条件下不同 δ^*/D 下进气道进口测量截面的静压云图

Fig.13 Static pressure contours of inlet measurement cross-section for different δ^*/D under headwind conditions



图14 逆风条件下不同 δ^*/D 对 Γ^* 与 DC_{60} 的影响 Fig.14 Effect of different δ^*/D on Γ^* and DC_{60} under headwind conditions

5 结论

针对某型双曲线型唇口设计进气道的进气流场 结构及地面涡气动特性,采用数值计算方法分析了 速度梯度对地面涡特性及进气畸变的影响,主要结 论如下:

(1) 逆风条件,3种速度梯度下的地面涡形成位置与形态都较为相似,均为形成于进气道下方旋向相反的对涡结构。

(2) 双曲线型唇口对速度梯度较小的地面涡的 吸入具有较好的阻挡和抑制作用,但随着速度梯度 增加,这种阻挡作用减弱。

(3)随着来流速度梯度的增加,地面涡涡强不 断减小,但进气道入口处的压力畸变逐渐增大。

(4)进气道下方地面涡的强度并不能直接决定 进气道内压力的畸变情况,而与进气道吸入的地面 涡的强度相关,吸入的地面涡强度越强,引发的进气 畸变就越明显。

参考文献:

- [1] WANG Lei, FAN Xinyan, LIANG Shuguo, et al. Improved expression for across-wind aerodynamic damping ratios of super high-rise buildings[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2018, 176:263–272.
- [2] 刘凯礼,孙一峰,钟 园,等. 民用飞机进气道的侧风 畸变研究[J]. 航空动力学报,2015,30(2):289-296.
- [3] WANG Zhonglin, CHEN Yong, OUYANG Hua, et al. Investigation on the dynamic response of a wide-chord fan blade under ground vortex ingestion[J]. Interna-

tional Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, 20(2):405-414.

- [4] MARX M,KOTULLA M,KANDO A, et al. Comparison and synthesis of performance and aerodynamic modeling of a pass-off turbofan engine test cell[R]. ASME GT2015-43525,2015.
- [5] TRAPP L G, GIRARDI R. Evaluation of engine inlet vortices using CFD 2012[R]. AIAA 2012–1200,2012.
- [6] HALL C A, HYNES T P. Measurements of intake separation hysteresis in a model fan and nacelle rig[J].
 Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(4):872– 879.
- ZANTOPP S, MACMANUS D, MURPHY J. Computational and experimental study of intake ground vortices
 [J]. The Aeronautical Journal, 2010, 114(1162):769– 784.
- [8] 滕宏旭. 逆风条件下地面涡气动特性及评价方式研究 [D]. 天津:中国民航大学,2019.
- [9] 白 杰,雷 越,贾 惟,等. 侧风条件下的进气道地 面涡气动特性分析[J]. 计算机仿真,2020,37(5):11-16.
- [10] KNOWLES K, BRAY D. Ground vortex formed by impinging jets in crossflow[J]. Journal of Aircraft, 1993,30(6):872–878.
- [11] BRIX S, NEUWERTH G, JACOB D. The inlet-vortex system of jet engines operating near the ground [R]. AIAA 2000–3998,2000.
- [12] MURPHY J P,MACMANUS D G,SHEAF C T. Experimental investigation of intake ground vortices during takeoff[J]. AIAA Journal,2010,48(3):688– 701.
- [13] MURPHY J P,MACMANUS D G. Ground vortex aerodynamics under crosswind conditions[J]. Experiments in Fluids, 2011, 50(1):109–124.
- [14] KLEIN H J. Vortex inhibitor for aircraft jet engines: US,2915262[P]. 1959–12–01.
- [15] SMITH J P. Protective air curtains for aircraft engine inlet:US,3527430[P]. 1970–09–08.
- [16] BEALE D. Suppression of secondary vortical flows in nozzles for free-jet ground test facilities[R]. AIAA 2000–0152,2000.
- [17] JOHNS C. The aircraft engine inlet vortex problem [R].AIAA 2002–5894,2002.
- [18] CHEN Jingjing, WU Yadong, TIAN Jie, et al. Research on the inlet flow field and ground vortex under crosswind condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019,34(1):228-237.



摘 要: 某型核心机首次开展进气总压畸变试验,为了在正式试验前预知核心机进口前气动交界面稳态总压分布 图谱,通过商用软件模拟了不同进气状态和板位条件下气动交界面的稳态总压分布,并与试验结果进行了对比。结 果表明:气动交界面8支稳态总压探针测得的周向总压分布与仿真计算结果趋势一致,最大误差为2.1%,出现在计算 状态换算转速为95%、板位为24%的第4支探针处,验证了数值计算方法的准确性。为开展型号总压畸变试验的设计 与验证提供了理论和技术基础,并可为后续其他型号发动机进气总压畸变试验提供支持。

关键词: 航空发动机;核心机;总压畸变;气动流场;仿真计算;试验验证

中图分类号:V239 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)01-0026-06 DOI:10.3724/j.GTER.20240004

The numerical simulation and test verification of the inlet total pressure distortion of a core aero-engine

WU Zhichang, LI Yunnan, YU Zhishuai, ZHU Zhemin

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

Abstract: The inlet total pressure distortion test was carried out on a core aero-engine for the first time. Before the formal test, the total pressure distribution of the aerodynamic interface under different inlet states and positions was simulated by commercial software and the results were compared with the experiment. The results show that the distribution of the circular total pressure distortion measured by the 8 probes of the aerodynamic interface is consistent with the simulation results, with a maximum error of 2.1%, which occurs at the 4th probe in the calculated states 95%, plate position 24%. The correctness of numerical calculation method was verified, which provided reference for the design and verification of inlet total pressure distortion tests of models, as well as support for the following inlet total pressure distortion test of other models.

Key words: aero-engine; core aero-engine; total pressure distortion; aerodynamic flow field; numerical simulation; experimental validation

1 引言

飞机在大迎角、大转弯/盘旋等大机动动作以及 大侧风飞行过程中,进气道内均会有进气总压畸变 的情况发生,从而对飞机的稳定性和安全性造成极 大的影响。基于此,航空发动机在设计定型前的稳 定性评估技术^[1]历来受到各方重视。

为了评估航空涡轮风扇发动机的稳定性,国内 外研究者对进气畸变及相关试验进行了大量的研 究。BRAITHWAITE等^[2]基于J85-GE-13发动机研 究了进口180°范围内的总温总压组合畸变对发动机 总压比及损失的影响;MEHALIC^[3]基于涡扇发动 机研究了进口总温总压组合畸变对发动机气动稳定 性的影响;BEALE等^[4]在发动机地面试车台模拟了 多种飞行状态下进气畸变的状态,并提出了相关优 化方法;朱爱迪^[5]用计算流体动力学(CFD)手段模 拟插板及板后的流场,并在此基础上研究模拟板的

收稿日期:2023-01-18

基金项目:航空动力基础研究项目

作者简介:吴志昌(1989-),男,河北秦皇岛人,工程师,硕士,研究方向为航空发动机整机试验技术。

设计技术:丁宁^[6]对大涵道比涡扇发动机进气总压 畸变进行了多种状态的模拟研究并对其稳定性进行 计算分析;李亮等^[7-8]为了弄清国军标GJB/Z 64A-2004(K)采用简单的单个弦月形插板作为进口总压 畸变评定实验用的标准插板的缘由,在双级低速轴 流压气机试验器上开展了4种不同形式插板的进气 总压畸变实验验证研究,并详细比较了各插板的综 合畸变指数特性:马明明等^[9]在吊舱进气道进口安 装扰流板进行试验,研究扰流板进气畸变的影响因 素及总压畸变特征:程邦勤等^[10]分析了进气总压畸 变对某型涡扇发动机气动稳定性的影响,确定了该 型发动机的最大综合畸变指数和总压畸变敏感系 数;刘作宏等^[11]分别采用平插板和角插板方式在插 板式压力畸变发生器上开展了某型发动机进气畸变 试验,并采用综合指数法对数据进行分析:彭生红 等[12]基于中等涵道比涡扇发动机结构及其气动稳 定性特点,获取了研究对象合理可行的高空压力畸 变试验方案设计、畸变装置选取以及数据处理规范; 卢予恩等[13]设计了一种在一定范围内畸变值能够 连续可调的总压畸变模拟装置,通过数值模拟确定 了扇形板、整流格栅的几何结构参数与测量截面位 置,并进行了仿真结果与试验结果的校验。

上述研究主要集中于发动机整机的进气压力畸 变仿真,鲜有对核心机的进气压力畸变仿真建模方 法研究,而将进气压力畸变试验在核心机上率先开 展,有利于减少型号研制风险、降低研制费用并缩短 研制周期。本文在试验开展前先利用ANSYS CFX 仿真软件对不同进气状态和板位的插板试验装置进 行数值模拟研究,摸清核心机气动交界面(AIP)关 键参数分布特征,然后将数值计算结果与试验结果 进行对比,验证了数值方法的精度,同时为进一步优 化核心机及其他型号发动机开展插板畸变试验提供 了理论和技术基础^[14]。

2 数值计算方案

2.1 数值计算模型

图1为基于试验方案构建的等比例三维模型,模型包括试车间、带插板进气流量管、核心机和排气筒。图2为进气流量管、插板及核心机三维模型,包括核心机外涵、进气帽罩、进气支板和喷管。其中,核心机内部流道最远延伸至进气支板后/压气机进口前截面,并在仿真模拟计算时将此位置作为进气道静压出口边界;核心机其余结构进行简化处理;忽略试车间内的台架以及相关管线。本文数值计算涉及的三维模型,除插板3个位置不同外,其他几何条件相同。

2.2 数值求解方法

数值计算采用有限体积法,介质为三维、黏性、 可压缩理想气体,求解器选择稳态、耦合式求解器, 差分格式为高阶格式,湍流数值求解为一阶格式。 考虑到试车间气流流动特点,选用双方程模型即标 准k-c模型进行数值模拟计算,此模型是在单方程



图1 数值计算三维模型 Fig.1 Numerical 3D model



图2 进气流量管、插板及核心机模型 Fig.2 Inlet flow pipe, plug plate and core aero-engine model

模型的基础上再引入了一个关于湍动能耗散率ε的 方程。标准k-ε模型适用于初始迭代、设计选型和 参数研究。近壁面选用标准壁面函数,为保证对壁 面附近流动的准确模拟,进行了边界层网格设置,靠 近壁面第一层网格高度为0.01 mm。经计算查看, *Y*plus大小位于30~300之间,满足所用湍流模型的计 算要求^[15]。

图3为发动机数值计算的网格模型。局部进行 加密,保证能够模拟比较复杂的流场细节。经过网 格无关性验证,最终得到总的网格量为1782万。

2.3 边界条件

主要针对核心机开展进气总压畸变试验时,进气 流量管至压气机进口前这段区域流场的气流参数变 化进行分析,并考虑喷口射流对试车间整体流场的作 用,同时忽略发动机内部工作部件的影响。最终边界 条件为:试车间进口位置为速度进口边界,压气机进 口前截面位置为静压出口边界,核心机喷管给定总压 总温进口边界条件,其他边界给定无滑移壁面条件。

3 试验方案

3.1 试验装置

图4为试验装置示意图。该装置主要由进气流 量管、畸变装置以及测试截面组成,装置后面接试验 核心机。其中,可移动插板中心截面到核心机进口 AIP测量截面距离为3D(D为进气道直径)、距离来 流参数测量截面0-0距离为1D。

图5为畸变装置。该装置主要由直线推杆、伺服 电机、可移动插板和安装座组成。伺服电机驱动直 线推杆,然后将力作用到插板,使插板在进气道内移 动,并且在紧急情况下可以快速退出进气道。



(a) 整体模型网格

(b) 发动机附近网格

图3 数值计算网格模型 Fig.3 Gird model for numerical simulation



图4 试验装置示意图 Fig.4 Schematic diagram of test device



图5 畸变装置示意图 Fig.5 Schematic diagram of distortion device

3.2 测试方案

在核心机进气支板前布置气动测量截面即AIP 截面,测量参数包括壁面静压(均匀布置8×1点)、动 态总压(均匀布置8×1点)以及稳态总压(均匀布置 8×5点)。测量参数具体情况见表1。截面测点具体 布置方案见图6,图中只列出了各参数第1个测点布 置情况,各参数第2~8个测点顺时针沿周向均匀 分布。

4 结果分析

4.1 气动流场分析

图7给出了仿真计算得到的试车间纵剖面总压 分布云图,图8给出了仿真计算得到的试车间水平剖 面总压分布和速度流线图。可见,试车间内的气流 进入发动机进气道后在插板后面形成了明显的高低 压分布的特征,同时也能观察到由于喷管内高温高

表1 气动测量截面参数				
Table 1 Aerodynamic measurement section parameters				
序号	参数	名称	单位	支和点
1	$P_{\rm AIPJ}$	测量截面壁面静压	kPa	8×1
2	$p_{\rm AIPD}$	测量截面动态总压	kPa	8×1
3	$P_{\rm AIPW}$	测量截面稳态总压	kPa	8×5



图6 气动测量截面测点布置 Fig.6 Layout of measuring points for aerodynamic measurement section

压的气流向后喷射,导致试车间内的低速气流被引 射进入排气筒的流动过程。

4.2 仿真与试验结果对比

数值仿真模拟与试验分别计算了换算转速 n_r = 85%、板位L=32.8%,换算转速 n_r =90%、板位L= 28.5%和换算转速 n_r =95%、板位L=24.0%(其中 L = h/D,h为插板插入进气道内的径向距离)3个状



图7 试车间纵剖面总压分布云图 Fig.7 Cloud diagram of total pressure distribution in longitudinal section of test room



图8 试车间水平剖面总压分布及速度流线云图 Fig.8 Cloud diagram of total pressure distribution and velocity streamline in horizontal section of test room

表2 不同状态和板位下试验与仿真计算换算流量对比
Table 2 Comparison of converted flow rate between
test and simulation calculation under different
conditions and plate positions

状态条件	试验计算换算 流量/(kg/s)	仿真计算换算 流量/(kg/s)
<i>n</i> _r =85%, <i>L</i> =32.8%	19.01	19.49
n _r =90%, L=28.5%	21.00	20.97
<i>n</i> _r =95%, <i>L</i> =24.0%	24.50	24.10

态点结果。从表2可以看到,不同状态条件下试验计 算换算流量与仿真计算换算流量结果相差能控制在 2.52%以内。表3给出了AIP截面仿真计算与试验计 算得到的稳态总压分布云图。可见,3个计算状态下 稳态总压分布特征及趋势一致。

图9给出了在换算转速n_r=85%,90%,95%状态 下,AIP截面8支_{pAIPW}探针测得的稳态总压沿周向 分布与仿真计算结果的对比曲线图(每支探针的稳 态总压值为该支5点平均计算得到的结果,仿真计算 结果与试验结果进行相同处理),在3个状态点时试 验得到的总压分布结果与仿真计算得到的结果曲线 趋势一致,最大误差出现在第4支探针结果,3个状态 下试验与计算误差分别达到了2.0%、1.7%和2.1%, 仿真计算精度较高,结果真实可信。

5 结论

通过对核心机进气总压畸变试验换算转速

表3 AIP截面仿真与计算稳态总压分布云图对比(顺航向) Table 3 Comparison of steady-state total pressure distribution cloud diagram between AIP section simulation and calculated (along course)



85%、板位32.8%,换算转速90%、板位28.5%和换算 转速95%、板位24.0%共3个进气状态的数值模拟与 试验验证对比研究,得到如下结论:

(1)基于核心机试车台建立的数值计算物理模型可以较真实地模拟核心机在该试车台的工作状态,可以看到气流经过进气流量管及插板后的稳态流动情况以及喷管向后喷射的高温高压气流使试车



图9 试验和仿真计算稳态总压对比结果 Fig.9 Comparison results of steady-state total pressure between test and simulation calculation

间低速气流向排气筒引射的过程;

(2)仿真计算得到的AIP截面稳态周向总压分布与试验测得的稳态周向总压分布结果趋势一致, 且最大误差能控制在2.1%以内,能够以较高精度模拟气流经过插板后的稳定流动状态;

(3)根据文中所述数值模拟方法可以得到精度 较高的稳态总压分布图谱,为提前评估核心机性能 提供了参考,避免了直接开展核心机进气总压畸变 试验可能带来的风险,同时也为后续其他型号发动 机开展进气总压畸变试验设计与验证提供了理论和 技术支持。

参考文献:

- [1] 刘大响,叶培梁,胡 骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定 性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [2] BRAITHWAITE W M, GRABER E JJ, MEHALIC CM. The effects of inlet temperature and pressure distortion on turbojet performance[R]. AIAA1973-1316,1973.
- [3] MEHALIC CM. Effect of spatial inlet temperature and pressure distortion on turbofan engine stability[R]. AIAA 1988-3016,1988.
- [4] BEALE D K, CRAMER K, KING P. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[R]. AIAA 2002-3045, 2002.
- [5] 朱爱迪. 进气道总压畸变模拟器设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [6] 丁 宁. 大涵道比涡扇发动机进气总压畸变模拟及稳 定性计算分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- [7] 李 亮. 进口总压畸变稳定性评定方法研究[D]. 南 京:南京航空航天大学,2008.
- [8] 李 亮,胡 骏,王志强,等. 多种形式插板的压气机 进气总压畸变实验[J]. 航空动力学报,2009,24(4): 925-930.
- [9] 马明明,马燕荣,王小峰,等. 扰流板进气总压畸变试验[J]. 航空学报,2009,30(8):1361-1366.
- [10] 程邦勤,陶增元,李 军. 某型涡扇发动机进气总压畸 变的试验研究[J]. 推进技术,2003,24(1):21-23.
- [11] 刘作宏,蔡承阳,何志强,等. 不同插板下的航空发动 机进口压力畸变试验[J]. 航空发动机,2022,48(3): 101-105.
- [12] 彭生红,田金虎,刘冬根,等. 中等涵道比涡扇发动机 高空压力畸变试验[J]. 航空动力学报,2019,34(6): 1273-1281.
- [13] 卢予恩,李 博,王 雷. 一种小型发动机进气畸变模 拟装置的设计仿真分析[J]. 机械研究与应用,2022, 35(5):34-38,44.
- [14] 陈益林. 航空发动机试车工艺[M]. 北京:北京航空航 天大学出版社,2010.
- [15] 丁 源. ANSYS CFX 19.0从人门到精通[M]. 北京: 清华大学出版社,2020.

32



摘 要:在发动机进气总温测量过程中,受气流速度、辐射、对流、传导等因素影响,测量值常常偏离实际值。国内 目前已有机构通过吹风设备获取总温恢复系数以修正气流速度引起的误差,但这种方法只是对气流速度误差进行 修正,而未考虑自加热误差、防冰误差、热对流误差、热辐射误差、热传导误差等对进气总温的影响,获取的修正结果 具有局限性。提出一种基于模型的总温修正方法,通过无监督的方法搜索到总温标签值并基于专家经验进行修正, 再通过对历史数据的训练建立模型,以提高修正的性能。在特定进气条件和受感部下,该方法能够更全面地考虑各 类误差因素,从而提供更准确的进气总温修正结果。

关键词:航空发动机;进气总温修正;总温恢复系数;无监督修正;专家经验
 中图分类号:V263.4⁺5
 文献标识码:A
 文章编号:1672-2620(2024)01-0032-05
 DOI:10.3724/j.GTER.20240005

Unsupervised correction algorithm of engine inlet total temperature

YAN Yi¹, QIAN Weizhong¹, LU Chao², YANG Caiqiong², SUN Jingbo³, YAN Daijun⁴

(1. Information Physics Computing Center, School of Information and Software Engineering, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 610054, China; 2. Key Laboratory of Altitude Simulation Technology, AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China; 3. Research Institute of Aero-Engine, Beijing 101300, China; 4. China Ship Scientific Research Center, Wuxi 214082, China)

Abstract: In the process of measuring the total temperature of the engine intake, the measured value often deviates from the actual value due to factors such as air flow velocity, radiation, convection, and conduction. At present, some domestic institutions have obtained the total temperature recovery coefficient through blowing equipment to correct the error caused by air flow velocity. But this method only corrects the air flow velocity error, and does not consider the effects of errors like self-heating, anti-icing, thermal convection, thermal radiation, thermal conduction on the total inlet temperature, the correction results obtained are limited. A model-based total temperature correction method was proposed, which could search the total temperature label value through an unsupervised method and correct it based on expert experience. Then a model was established through training of historical data to improve the correction performance. Under specific inlet conditions and sensing parts, this method can take various error factors into account more comprehensively, thereby provide more accurate inlet total temperature correction results.

Key words: aero-engine; correction of inlet total temperature; total temperature recovery coefficient; unsupervised amendment; expert experience

1 引言

在发动机各类试验过程中,进气总温参数起着 十分重要的作用^[1],准确测量和控制进气总温参数 对于确保试验结果的可靠性和一致性至关重要。进 气总温不仅影响燃油喷射量、点火时刻和空燃比调 整,而且还关系到发动机的整体性能和排放水

通信作者:钱伟中,9646949@qq.com

收稿日期:2023-03-13

基金项目:国家财政稳定支持项目(GJCZ-2021-62);船舶总体性能创新研究开放基金(26422206)

作者简介:严忆(1998-),男,江西抚州人,硕士研究生,主要从事边缘计算、工业大数据等研究。

33

平^[2]。因此,了解和量化这些影响因素,进行必要的温度修正,是试验过程中不可或缺的一个环节。这种修正有助于消除外部环境和操作条件变化带来的误差,从而保证试验数据的准确性和可重复性^[3]。通过温度修正,可以更好地理解发动机在不同工作条件下的表现,优化其性能和效率,并降低排放。

受气流速度、辐射、对流、传导等因素的影响,进 气总温会发生显著变化^[4]。首先,气流速度的变化 导致空气流量的改变,而流量的变化会直接影响气 流的换热效率和辐射特性。其次,气流在流动过程 中会向四周辐射热量,这种辐射效应会显著影响进 气总温^[5]。此外,热传导是另一个关键因素^[6]。由 于温差的存在,流量管内部气流温度、流量管壁温度 和高空舱环境温度之间的差异会导致热传导的发 生,从而进一步影响进气总温。

为了克服以上总温修正过程中的难点,通常需 要采用先进的传感器技术、复杂的校准程序和智能 数据处理方法。例如,使用多点测量和数据融合技 术,通过机器学习模型对历史数据进行训练,建立更 准确的温度修正模型,实时预测和调整进气总温,以 提高测量精度和可靠性^[7]。这些方法可以帮助工 程师更好地理解和控制进气总温,使发动机在各种 工况下都能保持最佳性能。

本文研究的核心内容是利用人工智能技术来 解决进气总温测量和修正中的难题。通过对大量 历史试验数据进行训练,开发一种基于无监督学习 的深度学习模型。该模型不仅能显著提高进气总 温的测量精度,还能减少对昂贵且复杂试验设备的 依赖,降低试验成本。此外,本文还探讨了算法在 进气总温预测中的应用效果,旨在找到最优化的解 决方案。

2 国内外研究现状与发展态势

进气总温修正是航空发动机性能评估与优化的 重要环节,国内外学者在这一领域进行了广泛研究, 致力于提高测量精度和修正算法的可靠性。

国外在进气总温修正研究方面起步较早,技术 相对成熟。美国NASA和波音公司等机构对此开展 了大量试验和理论研究。HALIS等^[8]开发了一种基 于机器学习的进气温度修正算法,通过融合多传感 器数据,实现了对实时温度的高精度预测。

国内的研究主要集中在进气总温测量误差的校 正方法与传感器技术的改进上。例如,ZHAO等^[9] 提出的耐高温、抗干扰的涡流温度传感器,在复杂飞 行条件下表现出了优异的测量性能。赵安家等^[10] 分析了大气总温传感器误差的来源和进气道内大气 温度的状况,得出大气总温测试系统在低马赫数飞 行时存在系统误差,且这种系统误差使发动机的推 力和性能有所降低;提出通过使用温度计测量法和 模拟函数法标定法修正大气总温误差,以保证发动 机调整后的推力和性能。针对响应时间对总温测量 重要品质因素的影响,卢辉等^[11]对响应时间的影响, 因素及测温的影响进行了理论分析,并对动态和静 态条件下传感器的测量精度影响进行了分析,此外 还对传感器动态特性改善方法进行了初步探讨。对 于传感器误差引起的进气总温测量误差,陆斌等[12] 通过对传感器性能、安装位置及方式、测量误差分析 及修正等方面的研究,提出一套大气总温测量及数 据误差修正的方法。此外,国内对基于模型的总温 修正方法也有所研究,如万聪梅等[13]提出一种基于 预测思想的温度传感器动态性能补偿新方法,利用 该方法建立的动态补偿模型,可以大幅提高温度传 感器的响应速度。试验结果表明,该预测补偿方法 不仅能有效改善传感器动态响应特性,而且相比于 传统的网络补偿方法,还具有较强的抗外界干扰 能力。

3 发动机进气总温修正算法

3.1 数据集与需求

总温恒定状态的定义是在同一进气温度条件下,进气总温经过一段时间的稳定后达到热平衡(总 温真值保持不变)。在总温恒定状态下,有多个流量 管内马赫数{ Ma_i }ⁿ_{i=1}和对应的测量总温{ T_{r_i} }ⁿ_{i=1}的试 验数据。

试验数据包含*m*个总温恒定状态{*C_i*}^{*m*}_{*i*=1}(*C_i*为总 温真值,未知常数)的数据,每个总温恒定状态可以 利用的参数及数据情况见表1。

对于航空发动机原始试验数据,存在缺失值、重 复值、传感器故障导致的坏点值,这些值会影响均值 化后的值,从而影响最终总温修正的精度,因而需要 对其按照一定的清洗规则进行坏点标记。本文采用 的坏点标记方案主要有以下3个分类。

	表1 参数及数据情况 Table 1 Parameters and dat	ta
参数符号	参数名称	单位符号
P_{t1}	流量管测量截面总压	kPa
P _{s1}	流量管测量截面静压	kPa
T_{t1}	进口总温(流量管T截面)	°C

(1) 针对大偏差的异常点。

考虑到4类参数中,一组数据按照大小进行排序 后,其坏点数据个数不会超过总个数的50%,可以用 该组数据的中位数作为其较为正确的特征值。然 后,将一类参数的一组值分别与其中位数做差值计 算,对于差值大于某特定值(2~10的范围,人为设 定)的值,认定其为大的异常点值,可以自动剔除并 标记展示。

(2) 针对较小偏差的异常点。

求该组数据的平均值,然后根据平均值范围剔 除异常点。

当平均值属于[-50,50]时,以试验值与平均值 的绝对偏差大于1为标准判断并剔除坏点。首先进 行第1次迭代,对第1次剔除坏点后的数据求平均值; 然后分别求绝对偏差,根据要求剔除坏点并进行第2 次迭代;接着进行第3次迭代(迭代次数根据数据的 波动性决定);最后求出线性回归拟合下的能较好表 征该组数据的平均值作为该参数的真实值。

当平均值不属于[-50,50]时,以试验值与平均 值的相对偏差大于2%为标准,与上同理。

(3) 针对物理逻辑关系的异常点。

根据所标定的范围值(∈[1.10×平均值, 0.99×中心流测点平均值])(前4个点处于中心流), 判断平均值是否符合该范围,若超出范围,则剔除非 中心流数据,重新计算平均值。

以第*i*个总温恒定状态(总温真值 C_i)为例,提 供一组k个数据 $\{p_{t1ij}; p_{s1ij}; T_{t1ij}\}_{j=1}^{k}$,其对应该总温恒 定状态下n个不同的气流马赫数 $\{Ma_{ij}\}_{j=1}^{k}$ (根据 $\{p_{t1ij}\}_{j=1}^{k}$ 和 $\{p_{s1ij}\}_{j=1}^{k}$ 计算)。

通过上述数据训练得到进气总温修正模型,其 可通过测量的 $\{p_{t1}; p_{s1}; T_{t1}\}$ 参数计算得到总温真值。

当前数据集是同一流量管下的数据,包含14次 试验,共计15 573条。下面的试验划分数据集均采 用二八比例,即随机选取80%数据作为训练集(共 12 458条),剩余20%数据作为测试集(共3 115条)。

3.2 进气总温修正算法I/O设计

在模型训练完成后,面对新数据进行预测时: 输入为 $\{p_{t1ij}; p_{s1ij}; T_{t1ij}\}_{j=1}^{k}$,输出为预测总温的真实 值 $C_{i\circ}$

3.3 进气总温修正算法方案设计

算法的实现方案详细流程如图1所示。其总体 方案设计思路是参考经验公式并基于方差最小的标 准以无监督的搜索方式求出每组数据总温恒定状态 下的总温标签值,然后基于专家经验对总温标签值 进行修正,最后再基于深度学习训练得出预测模型。 具体步骤为:



图1 进气总温修正算法流程图 Fig.1 Algorithm flow chart of inlet total temperature correction

(1) 取一组 k个总温恒定状态下的数据 $\{p_{tlij}; p_{slij}; T_{tlij}\}_{j=1}^{k}$,求出总温恒定状态下的一组经验 公式值 $\{Ex_{ij}\}_{j=1}^{k}$,任意取一数据所对应的经验公式 值作为初始值,在总温标签值估计区间范围 $[Ex_{min}, Ex_{max}]$ 内以步长 λ 搜寻总温标签值 C_i ,即取残 差 ϕ 最小的值 C'_i 作为总温标签值 C_i (其中, λ 可自定 $\sum_{i=1}^{k} (C'_i - Ex_{ij})^2$

$$\mathfrak{X},\phi=\frac{\sum_{j=1}^{n}(C_{i}-Ex_{ij})}{k})_{\circ}$$

(2) 基于根据总温标签值可预估的区间
 [C_i-1,C_i+1],以步长λ(0.25)将区间划分为n个独立的区间。

(3)对于每个独立的区间,取其基准值θ(中间值)作为标签,训练n个模型,通过计算n个模型的预

测值与参考值 $\{Ex_{ij}\}_{j=1}^k$ 的方差和进行分类,求得方差最小的回归模型。

(4) 基于分类结果, 以min(max($\theta' + \Delta x_i, T_{tli}$), $T_{tli} + \Delta y_i$)为标签值训练回归模型($\Delta x_i = \frac{T_{tli} - T_{tlmin}}{T_{tlmax} - T_{tlmin}} - 0.5$, $\Delta y_i = T_{tli} + 273.15 - \frac{T_{tli} + 273.15}{1 + Ma_i \cdot 0.2^2}$), 模型训练参数为 $\{Ma_{ij}; T_{tlij}\}_{j=\{1,2,\cdots,k\}}^k$ °

4 效果检验

4.1 试验对比

本试验对比了在总温恒定状态下,随着相对时间的变化,模型的预测值(Predicted temperature)、进气总温的实测值(T_1 temperature value)与经验公式值(Formula temperature)曲线的变化趋势,并给出了马赫数(Ma)变化曲线。常温、低温和高温3个总温状态下的试验对比图如图2所示。





模型衡量标准为:

RMSE(均方根误差), $\sqrt{\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}(y_i - \hat{y}_i)^2}$, 评价数据的变化程度, 值越小, 说明预测模型描述试验数据具有更好的精确度。

MAE(平均绝对误差), $\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m} |y_i - \hat{y}_i|$,反映预测 值误差的实际情况。

R(极差),max_{yi}-min_{yi},反映预测值变化范围大小,值越小,说明预测曲线变化范围越小,总温预测 值更能满足总温实际值的变化趋势。

基于以上数据训练基准回归模型,每个Epoch计 算1次模型的平均绝对误差与均方根误差,在450轮 的Epoch下,平均绝对误差与均方根误差在测试集 与训练集下随Epoch的变化分别如图3、图4所示。



Fig.4 Root mean squared error curve

4.2 试验结果分析

3个总温状态下,模型预测值、经验公式值、实测 值的数值统计如表2所示(结果仅保留小数点后

35

表2 不同总温状态下的数值统计表

Table 2	Numerical	statistics	of	different	total	temperature	states
---------	-----------	------------	----	-----------	-------	-------------	--------

		<i>RMSE</i> /°C			MAE/°C			<i>R</i> /℃	
	常温	低温	高温	常温	低温	高温	常温	低温	高温
预测值	0.257	0.189	0.397	0.134	0.077	0.118	0.430	0.446	0.531
实测值	0.845	0.789	2.548	0.716	0.480	0.905	2.662	2.985	3.852
经验公式	0.523	0.654	1.374	0.291	0.318	0.527	1.328	3.332	3.967

3位)。

通过分析与对比不同总温状态下,模型预测值、 实测值与经验公式的RMSE、MAE与R的数值特征, 可以得到以下结果:

(1)预测值的RMSE、MAE、R要远小于实测值与 经验公式值,即模型预测曲线相较于实测值与经验 公式曲线更为平稳,更能满足总温恒定状态的物理 定义,说明模型在经验公式的基础上有较为明显的 修正效果。

(2)相较于待修正的实测值,从预测曲线图像可以看出,预测值总体上高于实测值,并且随着马赫数的变化,预测值与实测值的差值也随之变化(马赫数增大,预测值与实测值的差值增大),这符合专家经验规则与相应物理规律。

(3) 基于损失函数图像显示,平均绝对误差与 均方根误差曲线总体呈下降趋势。在0~25轮 Epoch,平均绝对误差与均方根误差大幅度减小;在 第25轮Epoch时,误差值趋近于0,进气总温修正模 型趋近于收敛,具有良好的精度。

5 结论

对发动机进气总温测量误差修正方法进行深入 研究,提出了发动机进气总温的无监督修改算法,该 方法显著提高了总温修正的准确性和稳定性,解决 了当前发动机试验中进气总温经验修正结果分散性 较大的问题。同时,基于专家经验对标签值进行了 合理修正,并通过神经网络训练建立了高效的总温 修正模型。通过对比分析模型的预测值、总温实测 值与经验公式值,从图像与数值中总结出了进气总 温修正的相关规律,为进一步优化发动机性能提供 了数据支撑和理论依据。

尽管本文的研究已取得相应的成果,但本文的 算法仅支持在特定进气条件和受感部下对进气总温 进行修正,未来的研究可以进一步探讨不同环境条 件下的误差修正方法,并尝试结合更多先进的算法 和技术,提升模型的泛化能力和适用范围。

参考文献:

- [1] 张世雅. 进气总温修正系统的设计与实现[D]. 成都: 电子科技大学,2022.
- [2] 程 鲁,闫卫青,张 帅,等. 航空发动机地面台进气加 温试验技术研究[J]. 内燃机与配件,2024(6):64-66.
- [3] 袁文铎. 大气总温传感器误差修正方法研究[J]. 航空 维修与工程,2014,(1):93-95.
- [4] 俞明帅. 航空发动机模型组态与修正技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- [5] 宋双杰,张玉莲. 大气总温传感器的误差修正研究[J]. 大众科技,2007,(12):103-105.
- [6] 姜宏伟,张玉莲,王清香. 大气总温传感器误差修正技术的研究[J]. 测控技术,2007,26(9):7-10.
- [7] 冮 强,王 辽,郭金鑫,等.基于总温测量的超燃冲 压发动机燃烧效率研究[J].实验流体力学,2012,26
 (4):1-5.
- [8] HALIS S, DOĞAN B. Effects of intake air temperature on energy, exergy and sustainability analyses in an RCCI engine fueled with iso-propanol and n-heptane [J]. Energy, 2023, 284: 129050.
- [9] ZHAO Zhenning, WANG Jingjing, ZHAO Zhenzhou, et al. Investigation of exhaust gas temperature correction methods for the change of air inlet temperature[J]. Advanced Materials Research, 2012, 586:342-348.
- [10] 赵安家. 大气总温测试系统误差对发动机调整与性能 影响的研究[J]. 飞机设计,2015,35(6):33-38.
- [11] 卢 辉. 进口总温传感器的测量误差分析[J]. 科技广场,2016(8):56-60.
- [12] 陆 斌,庞明葆. 飞行试验中大气总温测量及误差修 正方法研究[C]//. 第十六届中国航空测控技术年会 论文集. 2019:160-162.
- [13] 万聪梅,肖 文,樊尚春. 基于预测模型的温度传感器
 动态补偿新方法[J]. 传感技术学报,2007,20(8):
 1762-1765.

37



摘 要:转子叶尖局部削薄可以提升叶轮局部性能,提高效率和压比,广泛应用在航空发动机及燃气轮机的压气机 叶片中。选取大涵道比涡扇发动机高压压气机中间级转子叶片为研究对象,对其三维模型进行了多种形式的叶尖 局部削薄,并采用数值模拟方法研究了在不同深度、高度和宽度的削薄条件下叶片气动性能的变化。结果表明,叶 尖削薄能够改善气动性能。同时,叶尖削薄深度越大,沿弦长方向越长,对气动性能越有利。 关键词:航空发动机;压气机转子;叶尖削薄;气动性能;数值模拟 中图分类号:V231.3 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)01-0037-06 DOI:10.3724/j.GTER.20240006

Influence of compressor rotor blade tip squealer on performance

LIU Rujun¹, CAO Chuanjun¹, ZHAI Zhilong¹, ZHOU Baihao²

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China;

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

Abstract: Blade tip squealer can improve partial performance, efficiency, and pressure ratio of the impeller, which has been widely applied to compressor blades of aero-engines and gas turbines. The middle stage blade of the high-pressure compressor of a high bypass ratio turbofan engine was taken for numerical simulation, applied with different blade tip squealers, in order to investigate the aero performance change affected by different squealer depth, height, and width. The simulation results reveal that the blade tip squealer has a positive influence on the aero performance of compressor. Meanwhile, the deeper and the longer the squealer is, the better aero performance the blade would gain.

Key words: aero-engine; compressor rotor; squealer; aero performance; numerical simulation

1 引言

转子叶尖局部削薄(Squealer)技术广泛应用在 航空发动机及燃气轮机叶片设计中。尤其是在涡轮 转子叶片上,进行了较为深入的研究^[1-4]。而在压 气机转子叶片上,也衍生出多种削薄方式。如周 敏^[5]和胡加国等^[6]提出了从叶片压力面向吸力面 斜向开槽的处理技术,可通过产生射流抑制吸力面 气流分离;张军等^[7-8]提出了将叶尖吸力面开槽的 削薄方式,王维等^[9]则对叶顶压力面和吸力面间的 部分下挖凹槽。当前世界主要航空发动机供应商在 其多型发动机高压压气机叶片上应用的削薄方式主 要是在高压压气机叶片叶尖位置,在一定叶高范围 内,将叶片压力面削去一部分。本文主要对此种叶

尖削薄方式进行研究。

高压压气机叶尖压力面削薄可以使叶片自重减轻,改变叶片的固有频率,并且减小叶尖与机匣碰磨时的损伤^[10]。目前,已有相当数量的同类研究表明,此种叶尖削薄方式对气动性能具有一定的积极影响。王维等^[11]指出,在叶尖削薄的高度达到叶高 18%时,单级流量和压比将分别增大约0.4%。邵 卫卫等^[12]通过对NASA37转子进行叶尖压力面削 薄(该文献中称为叶尖片削处理),获得了接近的 结果,并认为其可以作为一种细调的设计手段来 调节气动性能,并使叶片满足其他结构、强度及振 动要求。

综合以上研究成果和业内其他公开文献,国内

收稿日期:2024-01-29

作者简介:刘儒骏(1994-),男,四川成都人,工程师,硕士,从事压气机气动设计。

外研究多集中于叶尖削薄对前面跨声级叶片气动性 能的影响,对中间亚声级叶片的研究不多。为此,本 文针对某大涵道比涡扇发动机高压压气机中间级转 子叶片,采用数值模拟手段,研究了不同叶尖削薄方 式对其气动性能的影响。

2 计算方法

2.1 算例设置与分组

本文基于工程设计考虑,计算了叶尖削薄区域 深度分别占叶片厚度的30%、50%、70%,削薄区域高 度分别占叶高的1%、2%、3%,削薄区域宽度分别占 弦长的80%、90%、95%的多组叶片,以探究不同因素 对气动性能的影响。

叶尖削薄控制参数如表1所示。表中,各算例代 号的第1个数字代表削薄深度占叶片特定部位厚度 的百分比,第2个数字代表削薄高度占总叶高的百分 比,第3个数字代表削薄宽度占叶片中弧线长度的百 分比。

表1 叶尖削薄控制参数 Table 1 Control variable of squealer

算例 代号	削薄深度 (沿叶片周向)/%	削薄高度 (沿叶片径向)/%	削薄宽度 (沿叶片轴向)/%
0-0-0	0	0	0
50-2-90	50	2	90
30-2-90	30	2	90
70-2-90	70	2	90
50-1-90	50	1	90
50-3-90	50	3	90
50-2-80	50	2	80
50-2-95	50	2	95

将以上算例按照控制变量的方法分为3组,分别 研究在不同削薄深度、不同削薄高度和不同削薄宽 度下,高压压气机中间级的气动特性改变情况,如表 2所示。

2.2 计算模型与方法

本文对叶片的三维计算采用NUMECA 8.9软件进行,该软件在叶轮机械领域应用广泛,其计算结果与试验结果吻合较好。采取S-R单级计算模式,即上游静子和研究对象转子共同参与计算。网格采用Autogrid5划分,网格拓扑采用H-O-H结构,并在叶尖削薄区域适当加密。计算模型如图1所示。

网格质量如表3所示。各参数满足计算收敛性

表2 对比计算分组情况

Table 2	Grouping	status	for	calculation	comparison
---------	----------	--------	-----	-------------	------------

组别	算例
	0-0-0
	30-2-90
第一组——削薄深度影响 -	50-2-90
_	70-2-90
	0-0-0
	50-1-90
第二组——削溥尚皮影响	50-2-90
-	50-3-90
	0-0-0
	50-2-80
第三组——削薄宽度影响 —	50-2-90
-	50-2-95



图1 三维计算模型示意图 Fig 1 3D model

表3 网格质量 Table 3 Mesh quality

参数	数值	
网格最小夹角	18.234°	
网格最大长宽比	3841.2	
网格膨胀比	3.8689	
Y+	≤5	

需求。

流场模拟采用Fine/Turbo模块,单通道定常计算,湍流模型采用S-A模型,工作介质采用真实气体,转静交界面采用一维无反射界面。进口取试验条件下的进口总温总压,出口中径处给定径向平衡的静压,计算中通过调整出口静压获得压气机的特性线。

2.3 网格无关性检查

分别对0-0-0叶型和50-2-90叶型进行网格无关 性检查,分别设置单级(静子+转子)总网格量为70 万、100万、120万、160万、200万,计算结果如图2所 示。可见,流量(图2(a))在160万网格量及以上时趋 于稳定,压比(图2(b))随网格量变化不明显。基于 此,选定160万网格量进行后续计算。



图2 网格无关性检查 Fig.2 Grid independence check

3 结果分析

3.1 削薄深度对气动性能的影响

不同削薄深度下的无量纲流量压比特性如图3 所示。设计点单级特性如表4所示。流量、压比随削 薄深度的变化关系如图4所示。其中,换算流量变化 量为该叶型换算流量与0-0-0叶型换算流量之比减 1,压比变化量为该叶型压比与0-0-0叶型压比之差。 可以看出,经过削薄后,流量与压比均略有提高,但 量级均不超过0.1%,且提升量与削薄深度大致呈正 相关。



图3 削薄深度对比——单级特性 Fig.3 Design characteristic – comparison of squealer depth

表4 則注	專泺度对比——设计点-	甲级特性
Table 4 Charac	teristic of design points	- comparison of
	squealer depth	
叶型编号	换算流量变化量/%	压比变化量/%
0-0-0	_	_
30-2-90	+0.03	+0.02
50-2-90	+0.06	+0.02
70-2-90	+0.06	+0.05
100.08		
100.07		
<i>≈</i> 100.06	•	
100.05		
黨 100.04		
埊 100.03	******	
新 100.02	and the second s	
100 01		

ד כתי

는 >> / J ++ 1/1

士 小时来返古司山





图5为转子沿S3流面的熵分布情况。图中,压力 面在左,吸力面在右,叶尖在下,叶根在上(以下各图 同)。可以看出,图片右上呈红色的高熵增区域(由 叶尖间隙泄漏造成)随着叶尖削薄的加深,面积减 少、颜色变浅(表征熵增减少,以下各图同),而图片 右下方随叶尖削薄的加深逐渐出现了一个涡,且随 叶片削薄厚度的增加而加强。该涡能够在一定程度 上阻碍叶尖泄漏流。

3.2 削薄高度对气动性能的影响

不同削薄高度下的无量纲流量压比特性如图6 所示。设计点单级特性分析如表5所示。流量、压比 随削薄高度变化关系如图7所示。可以看出,除削薄 高度为1%的叶型外,其他叶型的流量与压比均略有 提高,但量级均不超过0.1%。

图8为转子沿S3流面的熵分布。可以看出,图片



(a) 0-0-0叶型



(b) 30-2-90叶型







(d) 70-2-90叶型



右上呈红色的高熵增区域在削薄高度为1%时,反而 面积增大,颜色加深(表征熵增增加)。而在削薄高 度为2%以上时,该区域面积变小,颜色减淡,表明叶 尖削薄至少需要占叶高2%以上,才能有效抑制叶尖 泄漏。

3.3 削薄宽度对气动性能的影响

不同削薄宽度下的无量纲流量压比特性如图9



图6 削薄高度对比——单级特性 Fig.6 Design characteristic – comparison of squealer height

表5 削薄高度对比——设计点单级特性 Table 5 Characteristic of design points – comparison of squealer height

叶型	换算流量变化量/%	压比变化量/%
0-0-0	_	-
50-1-90	-0.04	+0.01
50-2-90	+0.06	+0.02
50-3-90	+0.07	+0.05







所示。设计点单级特性分析如表6所示。流量、压比随削薄宽度变化关系如图10所示。可以看出,进行 了削薄的叶片,流量和压比都略大于不削薄的叶片, 但不同的削薄宽度对气动性能影响有限。在进行削 薄加工时,如需要保证前尾缘强度,可考虑避开叶尖



(a) 0-0-0叶型



(b) 50-1-90叶型



(c) 50-2-90叶型



(d) 50-3-90叶型



前尾缘区域,只在叶尖中部削薄。

图11为转子沿S3流面的熵分布情况。可以看出,图片右上呈红色的高熵增区域在削薄后面积减小、颜色减淡,但受削薄宽度的影响不显著。

4 结论与展望

(1) 叶尖削薄深度与气动性能有正相关性。叶



图9 削薄宽度对比——单级特性 Fig.9 Design characteristic – comparison of squealer width

表6 削薄宽度对比——设计点单级特性 Table 6 Characteristic of design points – comparison of squealer width

叶型	换算流量变化量/%	压比变化量/%
0-0-0	_	_
50-2-80	+0.02	+0.02
50-2-90	+0.06	+0.02
50-2-95	+0.06	+0.04







尖削薄沿叶片厚度方向越深,性能提升越大;叶尖削 薄高度大于等于2%叶片高度时,沿叶片高度方向越 高,性能提升越大。

(2) 叶尖削薄在占叶片厚度30%~70%、叶片展



(a) 0-0-0叶型











(d) 50-2-95叶型

图11 削薄宽度对比——叶尖熵分布 Fig.11 Blade tip entropy distribution – comparison of squealer width

高1%~3%、叶片沿弦长宽度80%~95%范围内,对压 气机单级流量和压比的影响在0.1%量级范围内。 (3)根据同类文献研究,叶尖削薄主要功能为减轻质量、增加强度、减小碰磨损伤。后续在本文模型基础上对上述方面进行进一步研究。

参考文献:

- [1] AMERI A A,STEINTHORSSON E,RIGBY D L.
 Effect of squealer tip on rotor heat transfer and efficiency[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120 (4):753-759.
- [2] NASIR H, EKKAD S V, KONTROVITZ D M, et al. Effect of tip gap and squealer geometry on measured heat transfer over a HPT rotor blade tip[R]. ASME IMECE 2003-41294, 2003.
- [3] 杜金霖,邹正平,黄 霖,等. 计及机匣相对运动的涡
 轮叶片叶顶凹槽流动研究[J]. 实验流体力学,2021, 35(2):22-35.
- [4] ZENG Fei, ZHANG Weihao, WANG Yufan, et al. Effects of squealer geometry of turbine blade tip on the tip-leakage flow and loss[J]. Journal of Thermal Science, 2021, 30(4):1376–1387.
- [5] 周 敏,王如根,曹朝辉,等.开槽处理技术对叶片尾缘气流流动特性的影响[J].航空动力学报,2007,22
 (7):1100-1105.
- [6] 胡加国,王如根,李 坤,等. 跨声速压气机叶尖开槽射流扩稳策略探究[J]. 推进技术,2014,35(11):1475-1481.
- [7] ZHANG Jun, MA Hongwei, LI Jingyang. Effects of suction side squealer tip on the performance of a lowspeed axial compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2012,21(3):223-229.
- [8] 张 军,马宏伟. 叶顶吸力面肋条对压气机叶栅性能 的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,2014,27(3):6-11.
- [9] 王 维,楚武利,张皓光,等. 轴流压气机转子叶顶凹槽 及其改进结构研究[J]. 流体机械,2012,40(6):33-39.
- [10] 邵卫卫,季路成,黄伟光. 轴流压气机叶尖片削全工况 特性分析[J]. 航空动力学报,2008,23(2):367-373.
- [11] 王 维,楚武利,张皓光,等. 轴流压气机转子叶尖片 削机理研究[J]. 机械科学与技术,2012,31(10): 1578-1583.
- [12] 邵卫卫,季路成,黄伟光,等.风扇/压气机叶尖片削影 响的数值研究[C]//. 中国工程热物理学会热机气动 力学学术会议论文集.2006.



摘 要: 合理的预旋喷嘴设计及分析在减小预旋系统的流动损失,改善叶片换热效果扮演着重要角色。基于自研 软件首先对典型结构的预旋喷嘴翼型进行气动设计,然后根据设计结果进行三维仿真分析,并开展试验研究。考虑 到预旋喷嘴叶片小、高度较低,在实际加工制造时容易超差,采用仿真方法研究了预旋喷嘴叶片高度与安装角的变 化对流动特性的影响。试验结果显示,仿真结果与试验结果符合性较好,证实了预旋喷嘴设计结果满足设计要求。 关键词: 航空发动机;预旋喷嘴;翼型设计;叶片高度;安装角

中图分类号:V231.1 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)01-0043-06 **DOI**:10.3724/j.GTER.20240010

Aerodynamic design and experimental investigations on the vane shaped pre-swirl nozzle

ZHANG Huajun¹, YIN Can¹, CHEN Danqing², YUE Zhiheng¹

Chengdu Military Representative Bureau of Air Force, Chengdu 610500, China;
 AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to reduce the flow loss of the pre-swirl air supply system and improve the heat transfer effect of the blades, reasonable pre-swirl nozzle structure design and simulation analysis methods are very important. Based on self-developed software, the pre-swirl nozzle was designed and three-dimensional simulation analysis and experimental research was conducted according to the design results. Due to the small size and low height of the pre-swirl nozzle, it is easy to exceed the tolerance during actual processing. Simulation methods were used to study the influence of changes in the height and stagger angle of blades on the flow characteristics. The experimental results show that the simulation results are in good agreement with the experimental results, confirming that the design of the pre-swirl nozzle meets the design requirements.

Key words: aero-engine; pre-swirl nozzle; airfoil design; blade height; stagger angle

1 引言

现代航空发动机中,为了提高高压涡轮转子冷却气流的冷却效率,一般在冷气进入涡轮工作叶片之前采用预旋结构对冷气进行一定角度的偏转,使得该股气体沿盘转动方向产生周向速度,即产生预旋,从而降低用于冷却涡轮叶片的空气温度,起到降低涡轮工作叶片供气温度的效果。为了降低叶片冷气温度,保证叶片高效、安全地工作,一级涡轮动叶常采用预旋供气系统供气,即设置预旋喷嘴。

预旋喷嘴常用的结构形式分为孔式、薄片式和

叶栅式3种。DITTMANN等^[1-2]对孔式预旋喷嘴进 行了大量的试验研究,分析了压比、转速、进口几何 形状和长径比等对预旋喷嘴流量系数的影响,结果 表明孔式预旋喷嘴进口几何形状和压比对流量系数 的影响较大,转速和长径比的影响较小。陈尧^[3]、 刘高文^[4]等分别在孔式预旋喷嘴的基础上进行改 进,设计了不同阶梯型收缩孔并开展了试验和数值 模拟。刘育心等^[5-6]提出,与常规叶栅预旋喷嘴相 比,叶孔式预旋喷嘴的流量系数和效率大幅度提高。 刘波和王永红^[7]对真实尺寸的叶栅式预旋喷嘴进

收稿日期:2023-11-09

作者简介:张华军(1979-),男,四川广汉人,高级工程师,博士,主要从事内流气体动力学研究。

行试验研究,获得了预旋喷嘴流量系数随压比的变 化规律。柴军生和杨燕生^[8]采用商业软件对叶栅 式预旋喷嘴的出口特性进行了模拟,总结出叶栅式 预旋具有较小的出口气流角和总压损失系数的特 点。对预旋喷嘴的深入研究表明,叶栅式预旋喷嘴 气动性能优异、流通能力强、降温效果好^[9-10],为此 目前国内外发动机中常采用叶栅式预旋喷嘴。

预旋系统设计及性能预测是发动机二次流路设 计中的一项关键技术。在预旋系统内冷却气体会存 在一定的流动损失,对涡轮部件冷却产生一定的负 面影响,因此低损失预旋系统的设计显得尤为重 要^[10-11]。其中,预旋喷嘴数目、高度及叶型安装角 等因素对预旋损失性能的影响是重要的研究方向。

为了减少预旋喷嘴流动损失,保证一级涡轮动 叶冷却供气的需要,本文开展了叶栅式预旋喷嘴气 动设计与试验研究。另外,考虑到叶栅式预旋喷嘴 尺寸小,在加工制造时容易出现超差,影响冷却气体 的流动进而影响冷却效果,还开展了预旋喷嘴叶片 高度与安装角对流动特性的影响研究,以期为预旋 喷嘴加工制造公差控制提供依据。

2 预旋喷嘴设计方案

在航空发动机中,高压涡轮动叶的冷却空气来 自燃烧室内环腔二股流。带预旋喷嘴的工作叶片冷 却供气流路一般称为预旋供气流路,气流经预旋喷 嘴后,可使得进入动叶前的冷却空气沿盘转动方向 产生周向速度,使冷气与转动叶片之间的相对总温 下降^[12],如图1所示。本文根据涡轮一级转子叶片 冷却要求,以典型预旋系统结构为基础进行叶栅式 预旋喷嘴方案设计。

2.1 预旋喷嘴设计要求

预旋喷嘴设计要求根据发动机空气系统专业评 估结果给定,具体要求见表1。

2.2 叶型设计结果

叶栅式预旋喷嘴设计的主要目标是确定流道及 叶型。基于加工成本和流量控制难度等考虑,一般 采用直叶片和直流道设计。叶型设计采用涡轮叶片 气动设计软件BladeDesign1.6^[13]。该软件采用 Bezier曲线进行叶栅型线设计,包含了叶片设计的3 个基本环节(叶栅型线设计、S1流面计算及叶片积 叠),可以快速地完成叶片设计,已在涡轮设计工作 中成功应用。其主要界面如图2所示。S1流面绕流



图1 典型预旋供气系统示意图 Fig.1 A typical pre-swirl air supply system

表1 预旋喷嘴设计要求 Table 1 The pre-swirl nozzle design requirements

I	e i	
参数	设计要求	
径向位置/mm	192	
进口换算流量/(kg·K ^{1/2} ·kPa ⁻¹ ·s ⁻¹)	0.038 8	
预旋温降/K	58	
压比(进口总压/出口静压)	1.341	

计算采用基于商业软件开发的S1IC软件。

预旋喷嘴采用等截面直叶片设计,叶片数为73, 叶高为5.7 mm,安装角为28.5°,展弦比为0.276,基元 级叶型设计结果见图3。表2为S1流面绕流计算 结果。可见,该基元级叶栅能量损失系数为0.052。

2.3 三维数值计算方法

数值计算模型包含进气道、预旋喷嘴叶型及出口,不考虑下游转动部分。采用TurboGrid软件进行网格划分,整个流动区域为六面体结构化网格,总网单元数为581 503。

为研究预旋喷嘴的流场细节,采用全三维仿真 软件ANSYS CFX对预旋喷嘴叶片排进行全三维计 算分析。计算边界为:进口给定进口总压、总温、进 口湍流度和涡黏性比,出口给定出口平均静压,壁面 给定绝热无滑移,周期性边界上对应点上所有物理 量相等。求解器采用高分辨率差分格式、带转捩的 SST湍流模型,收敛准则为最大残差不大于5×10⁻⁴。

2.4 三维数值计算结果与分析

2.4.1 设计点三维计算结果与分析

设计点计算结果与设计要求对比见表3。考虑加 工制造偏差,进口换算流量比设计要求偏大0.8%,满



图2 造型设计界面 Fig.2 Profile design interface



图3 预旋喷嘴叶栅示意图 Fig.3 Schematic diagram of the pre-swirl nozzle

表2 S1流面绕流计算结果 Table 2 S1 stream surface calculation results

参数	数值	
出口马赫数	0.635	
总压损失系数	0.016 5	
能量损失系数	0.052	
出口气流角(与额向夹角)/(°)	9.95	

足设计要求;预旋喷嘴预旋温降满足设计要求。

图5给出了预旋喷嘴根、中、尖截面叶片表面等 熵马赫数分布。图中,x_c为轴向弦长,Ma_{is}为叶片表 面等熵马赫数,Hub、Mid、Shroud线分别对应预旋喷 嘴叶片根、中、尖截面等熵马赫数。可以看出,叶片 根、中、尖3个截面分布基本一致,叶型载荷分布比较 均匀,喉部后无激波产生。图6为预旋喷嘴中截面槽



图4 计算模型网格示意图 Fig.4 Computational grids

表3 预旋喷嘴三维计算结果比较 Table 3 Comparison of 3D calculation results

参数	设计要求	设计结果	
进口换算流量/(kg·K ^{1/2} ·kPa ⁻¹ ·s ⁻¹)	0.038 8	0.039 1	
出口气流角(与额向夹角)/(°)	—	10.2	
预旋温降/K	58	60	
压比	1.341	1.340	
能量损失系数	_	0.121 3	

道内马赫数等值线分布图,为典型的亚声速流动,流 场内无气流分离现象。

2.4.2 叶片高度和安装角对预旋喷嘴流动性能影响 分析

预旋喷嘴叶片设计高度为5.7 mm。计算分析了 叶片高度偏差±0.3 mm(约占相对高度的5.3%),即



图5 预旋喷嘴叶片表面等熵马赫数分布 Fig.5 Isentropic Mach number distribution at blade surface

叶片高度分别为5.4和6.0 mm下的性能,并与设计结 果进行对比,对比结果见表4。从表中可以看出,随 着预旋喷嘴叶片高度的逐渐增加,流量、总压恢复系 数及出口马赫数均逐渐增加,而能量损失系数逐渐 减小。这是因为随着预旋喷嘴叶片高度的增加,相 应地增加了整个环形通道的面积,通过预旋系统 的流量相应地得到了增加。预旋喷嘴叶片高度为 5.7 mm,其展弦比为0.276,属于低展弦比叶栅,上、 下端壁及叶片壁面产生的附面层对流动有显著影 响。随着叶片高度的增加,附面层占整个通道的比 例逐渐减小,削弱了对气流的影响,因此通过预旋系 统的气流总压恢复系数得到了提升,降低了能量损 失,相应地增加了气流出口马赫数。

图7为预旋喷嘴流量随叶片高度的变化曲线,图 8为能量损失系数随叶片高度的变化曲线。可见,预 旋喷嘴流量随着叶片高度的增加而线性增加;能量 损失系数随着叶片高度的增加而减小,并基本呈线 性规律变化。预旋喷嘴叶片高度变化5.3%,流量变 化5.5%,能量损失系数变化2.5%。

预旋喷嘴叶片设计叶片安装角为28.5°,分别计 算了安装角变化±0.5°下的性能,并与设计结果进行 对比,结果见表5。从表中可以看出,仅改变叶片安



图6 中截面马赫数等值线分布 Fig.6 Mach number isopleth distribution of the medium section

装角条件下,随着预旋喷嘴叶型安装角的增大,喉部 尺寸增加,相应地增加了叶片的喉部面积,预旋喷嘴 流量增加。由于喉部尺寸较小,附面层对流动的影 响较大,随着喉部尺寸的增加,相应地削弱了附面层 对有效流通面积的影响,因此流量增加、总压恢复系 数增加、能量损失系数减小。

图9为预旋喷嘴流量随叶型安装角的变化曲线, 图10为预旋喷嘴能量损失系数随叶型安装角的变化 曲线。可以看出,流量会随着预旋喷嘴安装角的增 加而线性增加;能量损失系数随着预旋喷嘴安装角 的增加而减小,并近似呈线性规律变化。

3 试验验证结果

为验证计算方法,在预旋喷嘴流量试验台上开 展了预旋喷嘴流量试验。涡轮预旋喷嘴试验件采用 了一体式的涡轮预旋喷嘴结构设计(图11(a))。相 比于常规分体式的涡轮预旋喷嘴结构(图11(b)),一 体式的涡轮预旋喷嘴避免了流道的冷气泄漏,消除 了焊瘤对涡轮预旋喷嘴冷气流路造成的损失。

为了满足试验台架与预旋喷嘴之间的连接过 渡,涡轮预旋喷嘴试验件转接/测量段设计成了锥筒 结构。转接/测量段在后段——预旋喷嘴进口处设

	表4	叶片高度	E对流动特	性影响	
Table 4	Influence of	the blade	height on	the flow	characteristics

叶片高度/mm	进口气流角(额向)/(°)	压比	进口换算流量/(kg·K ^{1/2} ·kPa ⁻¹ ·s ⁻¹)	出口马赫数	能量损失系数	出口气流角(额向)/(°)
5.4	90	1.34	0.036 9	0.626	0.124 4	10.6
5.7	90	1.34	0.039 1	0.627	0.121 3	10.6
6.0	90	1.34	0.041 2	0.628	0.118 7	10.6

第37卷











图9 流量随叶型安装角的变化曲线 Fig.9 Mass flow vs. stagger angle



图10 能量损失系数随叶型安装角的变化曲线 Fig.10 Energy loss coefficient vs. stagger angle

	表5	安装角对	「流动	持性	E的;	影响		
Table 5	Influence of	f stagger	angle	on	the	flow	character	ristics

安装角/(°)	进口气流角(额向)/(°)	压比	进口换算流量/(kg·K ^{1/2} ·kPa ⁻¹ ·s ⁻¹)	能量损失系数	出口马赫数	总压恢复系数	出口气流角(额向)/(°)
28.0	90	1.34	0.037 3	0.127 2	0.625	0.967 3	10.1
28.5	90	1.34	0.039 1	0.121 3	0.627	0.969 2	10.6
29.0	90	1.34	0.040 9	0.117 1	0.629	0.970 2	11.0

置有与发动机结构一致的模拟进口冷气腔,用来模 拟发动机的预旋喷嘴进口冷气流场特性。转接/测 量段前段至后段设有沿程压力测点,可实时监控、测 量沿程冷气压力。预旋喷嘴试验件结构见图12。

试验获取了不同压比条件下预旋喷嘴的空气流 量。该预旋喷嘴试验件喉部面积测量值大于名义值 约1.54%。图13示出了相对换算流量特性(定义为 各工况计算的进口换算流量与设计点进口换算流量 之比)试验值与计算值的对比。可以看出,试验正、 反行程流量特性基本重合,流量随着压比的增加先 大幅度增加后缓慢增加;随着压比增加,预旋喷嘴叶 片喉部接近临界状态。相比试验结果,仿真结果略 微偏大。在设计点压比下,试验换算流量与设计值 相比,流量相对偏差为0.66%,满足设计要求。

4 结论

针对涡轮动叶冷却供气系统,开展了叶栅式预 旋喷嘴的设计、三维仿真及试验研究,主要结论



图11 预旋喷嘴结构模型 Fig.11 Pre-swirl nozzle structure



图12 试验件结构示意图 Fig.12 Test rig of the pre-swirl nozzle

如下:

(1)采用三维仿真与试验相结合的方法,验证 了叶栅式预旋喷嘴设计结果满足设计要求。

(2)研究了叶栅式预旋喷嘴叶高和安装角变化 对预旋喷嘴流动性能的影响。当预旋喷嘴叶片高度 变化5.3%时,流量变化5.5%,能量损失系数变化约 2.5%;当预旋喷嘴叶型安装角减小0.5°时,流量减小 4.6%,能量损失系数增加4.9%。为预旋喷嘴加工制 造工差控制提供了依据。

参考文献:

[1] DITTMANN M, GEIS T, SCHRAMM V, et al. Discharge coefficients of a preswirl system in secondary air systems[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(1):



图13 试验与计算结果对比 Fig.13 Comparison of experimental and computational fluid dynamics results

119-124.

- [2] DITTMANN M, DULLENKOPF K, WITTIG S. Discharge coefficients of rotating short orifices with radiused and chamfered inlets[R]. ASME GT 2003-38314,2003.
- [3] 陈 尧,冯 青. 异形预旋喷嘴流量系数的测量研究 [J]. 科学技术与工程,2012,12(11):2637-2641.
- [4] 刘高文,张 林,李碧云,等. 扩口孔型预旋喷嘴流动 与温降特性[J]. 推进技术,2013,34(3):390-396.
- [5] 刘育心,刘高文,吴 衡,等. 叶型孔式预旋喷嘴流动 特性数值研究[J]. 推进技术,2016,37(2):332-338.
- [6] 刘育心,刘高文,孔晓治,等. 叶型预旋喷嘴流动及温 降特性实验与计算研究[J]. 推进技术,2019,40(4): 815-824.
- [7] 刘 波,王永红. 预旋喷嘴流动特性试验研究[J]. 燃 气涡轮试验与研究,2009,22(3):45-46.
- [8] 柴军生,杨燕生. 基于叶栅型预旋喷嘴的计算方法研 究[C]//. 中国航空学会第七届动力年会论文摘要集. 贵阳:2010.
- [9] JAVIYA U, CHEW J, HILLS N, et al. A comparative study of cascade vanes and drilled nozzle designs for pre-swirl[R]. AMSE GT2011-46006,2011.
- [10] KIM D, LEE H, LEE J, et al. Design and validation of a pre-swirl system in the newly developing gas turbine for power generation[R]. ASME GT2018-76255,2018.
- [11] 唐国庆,薛伟鹏,曾 军,等. 低损失融合式预旋喷嘴 设计与研究[J]. 推进技术,2020,41(9):2011-2020.
- [12] 黄维娜,邹正平,李 维,等.航空发动机涡轮设计 [M].北京:科学出版社,2022.
- [13] 李剑白,卿雄杰,周 山,等. 涡轮叶片气动设计软件 BladeDesign[J]. 燃气涡轮试验与研究,2011,24(3): 11-15.

第37卷第1期	燃气涡轮试验与研究	Vol.37, No.1		
2024年2月	Gas Turbine Experiment and Research	Feb., 2024 49		
**************************************	和器学习的TC17合全超	┈┈┈┈┈┈┈┈┈	***	
╫╫╫╫╗╗╗╗╗╗╗╗╗ ╪╪╪╪╪╪╪╪╪╪╪╪		╩┢═┛ ╝╘ ┚╴⋇⋇⋇┊ ⋇⋇⋇⋇⋇⋇⋇⋇⋇⋇	***	
***********	疲劳寿命预测	**********	***	
****	· * * * * * * * * * * * * * * * * * * *	**********	***	
*************	\	***************************************	*** ***	
**********	石 炜,钱泓江,黄志男,赵 伟,郭建马	*********	***	
*************************************	气涡轮研究院,成都 610500;2. 四川大学 空天科学与]	工程学院,成都 610065	*** 5)**	
***********	*****************************	**********	***	

摘 要:航空发动机压气机叶片材料TC17超高周疲劳试验周期长、成本高,且疲劳寿命数据分散度大,导致其疲劳 寿命预测较难,预测模型精度不高。机器学习(ML)具有强大的数据处理能力,采用了蒙特卡罗模拟(MCS)对TC17 超高周疲劳寿命数据进行了有效的扩展和增强,提出了一种具有动态记忆建模能力的机器学习网络模型,可检验 MCS的有效性和提高超高周疲劳寿命数据预测的准确性。研究结果表明,应力比R=0.1工况下经MCS数据增强作用 后的网络模型预测精度最大可提高约63.05%,预测结果均在5.0倍分散带以内。

关键词: 航空发动机;机器学习;TC17;超高周疲劳;寿命预测;蒙特卡罗;数据增强 中图分类号:V252.2 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)01-0049-06 DOI:10.3724/j.GTER.20240002

Prediction of very-high-cycle fatigue life of TC17 alloy based on machine learning

SHI Wei¹, QIAN Hong-jiang², HUANG Zhi-yong², ZHAO Wei¹, GUO Jian-ying¹

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China; 2. School of Aerospace Science and Engineering, Sichuan University, Chengdu 610065, China)

Abstract: Based on the challenges of the fatigue life of TC17, a titanium alloy compressor blade material for aero-engines, which is difficult to predict due to the large dispersion of fatigue life and the limitations of high test cost and long test period. Machine learning (ML) has powerful data processing ability, this paper uses Monte Carlo simulation (MCS) to extend and enhance the fatigue life of TC17 at very-high-cycle fatigue life, and uses machine learning to verify the accuracy of fatigue life prediction. The prediction results for the stress ratio R = 0.1 show that the prediction accuracy of the ML model after data enhancement has improved by 63.05%, and also those predictions are all within the scatter band of 5.0.

Key words: aero-engines; machine learning; TC17; very-high-cycle fatigue; life prediction; Monte Carlo; data enhancement

1 引言

疲劳寿命定义为设备或结构受循环载荷不断作 用直至失效所经历的次数或周期,是反映服役性能 的重要指标,疲劳寿命预测的准确性将直接关系到 设备结构的可靠性和安全性^[1-2]。近年来机器学习 (ML)已在各个领域不断推广应用,较传统的寿命预 测经验模型和物理驱动模型而言,展示了出色的建 模能力和强大的预测性能^[3-5],已成为材料疲劳寿 命预测研究的热点方向。其主要特征为ML无需对 材料失效的复杂机理进行正面推导,而是由实测输 入输出数据进行反向函数逼近,实现高维特征输入 与疲劳寿命输出的全局映射,并最终得到高精度的 预测结果^[6-8]。

AGRAWAL等^[9]利用ML对钢合金的低-高周疲 劳强度进行了预测,并开发了在线预测工具,只需输 入同等材料的成分及其他相关属性,便可对疲劳强 度进行实时预测。KANG团队^[10-11]提出了一种直

基金项目:国家自然科学基金(11872259)

作者简介:石 炜(1980-),男,湖北蕲春人,高级工程师,博士,主要从事航空发动机强度试验技术研究。

接模拟复杂加载条件(输入)和多轴疲劳寿命(输出) 之间的高度非线性映射深度学习(DL)模型,其中输 入仅为温度变化及多轴加载路径,输出为高周疲劳 寿命预测值,从而实现了多轴载荷和温度变化对疲 劳寿命的协同效应预测,且预测结果在1.5倍分散带 内。ZHANG等^[12]采用传统ML、DL和物理信息神 经网络对316不锈钢的蠕变疲劳寿命进行了预测.发 现物理信息神经网络预测精度较高。FAN等^[13]使 用了深度信念网络(DBN)来拟合7N01铝合金的低 -高周疲劳数据,对材料疲劳裂纹扩展寿命进行预 测。WEI等^[14]利用长短期记忆(LSTM)网络的迁移 学习来研究低合金钢寿命,并应用于超高周疲劳寿 命预测。GU等^[15]利用分治方法的ML框架来扩展 各载荷条件下蠕变-疲劳寿命样本量,并结合应变 能量密度耗竭模型,得到了随机累积的蠕变和疲劳 损伤。SUN等^[16]提出了一种集成傅里叶变换和半 经验方程的循环生成对抗网络(cGAN),使每个加 载路径的两个样本可以增加为数百个高质量的样 本.研究结果表明对316L不锈钢多轴高周疲劳寿命 的预测精度可提高35%~91%。LIAN等^[17]设计了一 个基于知识的ML框架,通过联立经验公式和数据驱 动模型来预测7种不同系列铝合金的低-高周疲劳 寿命,所提出的基于知识的S-N曲线模型适用于不 同的铝合金的疲劳寿命预测。

上述研究大多针对特定材料的低周和高周疲劳 寿命,对超高周疲劳寿命预测的研究较少。分析原 因是,超高周疲劳试验循环为10⁷周次及以上,试验 周期长,且试验工况复杂,导致疲劳数据集较少,一 定程度上限制了ML预测模型的应用;另外,超高周 疲劳寿命试验结果具有较大的分散性,超高周疲劳 寿命较难预测。

本文对航空发动机钛合金压气机叶片材料 TC17的超高周疲劳寿命预测进行了研究,采用MCS 对TC17超高周疲劳寿命数据集进行扩展和增强,弥 补了训练样本量较小的不足,提高了ML模型的预测 精度。该方法不仅实现了TC17合金的超高周疲劳 寿命预测,还可推广应用至其他金属材料,具有一定 的通用性。

2 超高周试验

2.1 设备及试样参数

TC17的超高周疲劳测试是在室内温度环境

(26℃)下使用超声疲劳系统进行的,如图1所示。该 系统通过压电陶瓷换能器实现了20 kHz±500 Hz的 超高加载频率,同时用空气压缩机对试件进行冷却, 以减少自热引起的温升的影响^[18-19],当压电陶瓷换 能器发出给定的振动频率时,超声疲劳测试系统将 产生应力和位移分布场。



Fig.1 Ultrasonic fatigue test system

TC17试样的几何参数如图2所示。超高周试验 主要针对正应力比工况,疲劳试样中间截面直径设 计为3 mm^[20]。

2.2 TC17微观结构及疲劳分析

TC17合金的金属微观组织结构扫描电子显微 镜图如图3所示。TC17合金经800、1000和1200目 数水磨金相砂纸打磨和研磨膏分步抛光,由金相腐 蚀液Kroll溶液对抛光面进行金相腐蚀从而得到本 次TC17金相试样。由扫描电子显微镜结果可以直 观看出,TC17合金中 β 相含量约60%,初生相 α_p 约 40%,其中 β 相存在一定数量呈片层结构的强化相 α_{L} ,这与呈等轴状的 α_p 有着明显的差异^[21]。

图4为应力比为0.1工况下TC17合金疲劳裂纹萌 生及裂纹扩展形貌区。可见,图4(a)和图4(b)均存 在群落状分布的晶界面,且由于裂纹萌生边缘的疲 劳裂纹异面与扩展面边界相互作用,导致裂纹萌生 区附近存在大量的白色条带状形貌。

2.3 S-N曲线

根据TC17合金超高周疲劳试验结果可得到S−N 曲线,如图5所示。



图2 正应力工况TC17试样几何参数 Fig.2 Geometrical parameters of TC17 specimens for positive stress conditions



图3 TC17金属微观组织结构扫描电子显微镜图 Fig.3 Scanning electron microscope view of the microstructure of TC17 metal

3 数据增强及建模

3.1 蒙特卡罗模拟

蒙特卡罗模拟(MCS)数据增强方法能有效地 解决数据样本量小的问题,通过MCS方法对TC17超 高周疲劳小样本数据进行扩展。

针对TC17的S-N曲线为二维平面数据点,即存



(a) R = 0.1, $\sigma = 380$ MPa, $N_f = 2.544 \times 10^7$

在二维相互独立分布的应力 σ 和疲劳寿命 $N_{\rm f}$,假设存在线性组合的随机变量P和T:

$$\begin{cases} P = \alpha \cdot \sigma + \beta \cdot N_{\rm f} \\ T = \kappa \cdot \sigma + \lambda \cdot N_{\rm f} \end{cases}$$
(1)

式中:α、β、κ、λ为线性组合相关系数。 则生成数据的期望可以表示为:

$$\begin{cases} E(P) = \alpha E(\sigma) + \beta E(N_{\rm f}) \\ E(T) = \kappa E(\sigma) + \lambda E(N_{\rm f}) \end{cases}$$
(2)

初始数据的方差V(P)和V(T)可以表示为:

$$\begin{cases} V(P) = V(\alpha \cdot \sigma + \beta \cdot N_{\rm f}) = \alpha^2 + \beta^2 \\ V(T) = V(\kappa \cdot \sigma + \lambda \cdot N_{\rm f}) = \kappa^2 + \lambda^2 \end{cases}$$
(3)

根据初始数据规律进行数据增强,需要对应力 和疲劳寿命的相关性进行计算,引入协方差计算 方法:

$$Cov(\sigma, N_{\rm f}) = E(\sigma N_{\rm f}) - E(\sigma)E(N_{\rm f}) = \alpha \kappa + \beta \lambda$$
(4)
 $\sigma \pi N_{\rm c}$ 的协方差矩阵 $H(\sigma, N_{\rm c})$ 可以表示为,



(b) R = 0.1, $\sigma = 340$ MPa, $N_f = 1.307 \times 10^8$





图5 R = 0.1工况下TC17合金S-N曲线 Fig.5 S-N curve for TC17 alloy at R=0.1 operating conditions

$$\boldsymbol{H}(\sigma, N_{\rm f}) = \begin{bmatrix} V(P) & \operatorname{Cov}(P, T) \\ \operatorname{Cov}(T, P) & V(T) \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} \alpha^2 + \beta^2 & \alpha \kappa + \beta \lambda \\ \alpha \kappa + \beta \lambda & \kappa^2 + \lambda^2 \end{bmatrix}$$
(5)

将上述协方差矩阵进行Cholesky分解以简化运算,可以得到矩阵D及转置矩阵D^T的乘积;

$$\begin{cases} \boldsymbol{D} = \begin{bmatrix} \alpha & \beta \\ \kappa & \lambda \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \alpha^2 + \beta^2 & \alpha \kappa + \beta \lambda \\ \alpha \kappa + \beta \lambda & \kappa^2 + \lambda^2 \end{bmatrix} = \boldsymbol{D} \boldsymbol{D}^{\mathrm{T}} \end{cases}$$
(6)

数据生成模型可以表示为:

$$G = \operatorname{chol}[\boldsymbol{H}(\sigma, N_{\mathrm{f}})]O + E(O) \tag{7}$$

式中:G为生成数据,O为初始数据, $chol[H(\sigma, N_f)]$ 表示对 σ 和 N_f 的协方差矩阵 $H(\sigma, N_f)$ 进行Cholesky分解。

R=0.1工况下TC17合金超高周疲劳数据的正态

性检验可由表1所示,生成的协方差矩阵为:

$$\boldsymbol{H}(\sigma, N_{\rm f}) = \begin{bmatrix} 1.559 \times 10^{18} & -6.249 \times 10^9 \\ -6.249 \times 10^9 & 645.161 \end{bmatrix}$$
(8)

表1 TC17超高周疲劳数据正态性检验

	Table 1	Test	for	normality	of	TC17	very-high-fatigue data	
--	---------	------	-----	-----------	----	------	------------------------	--

变量名	均值	标准差	显著性水平/%
σ/MPa	372.5	25.4	5
N _f /Cycle	392 654 781	1 249 313 966	1

采用MCS方法按照生成点数n=100、n=300、 n=600进行数据增强,数据增强结果如图6所示。可 看出MCS方法克服了超高周部分数据稀疏问题,对 概率分布较低区域进行了有效的扩展。

3.2 机器学习预测模型

针对机器学习算法,选用了动态递归神经网络 框架(图7)来进行TC17超高周疲劳寿命数据增强验 证。该框架可实现动态建模功能,能够避免因小样 本数据集建模训练而陷入局部最优的问题,且比同 类型神经网络拥有更强的计算能力。另外,动态递 归网络还增加了承接层(BL),以起到网络记忆功能 的作用。

模型网络权值W动态修正可以表达为:

$$\partial(W) = \sum_{t=1}^{q} \left[Y_{t+1}(W) - Y_{t+1}^{*}(W) \right]^{2}$$
(9)

式中: $\partial(W)$ 表示权值修正量,q为神经元个数, $Y_{t+1}(W)$ 和 $Y_{t+1}^{*}(W)$ 分别表示次迭代输出和初始输出。

为验证MCS数据增强效果,对超高周疲劳数据 n=0,n=100,n=300,n=600等4种情况进行独立训练。 选取每种情况的最优训练模型作为对比分析,其中 用于模型的测试集占比约为30%,验证集占比约为



图6 MCS数据增强结果 Fig.6 Enhanced data results of MCS



图7 动态递归网络概念框架 Fig.7 Conceptual framework for dynamic recursive networks

10%。考虑数据特征为单输入类型,故采用单层隐藏层网络结构,将验证集的均值平均绝对百分比误差(MAPE)作为隐藏层神经元(Hidden)个数选择指标,MAPE的计算表达式为:

$$MAPE = \frac{1}{n} \sum_{t=1}^{n} \left| \frac{p_t^{\text{pre}} - p_t}{p_t} \right|$$
(10)

式中: p_t , p_t^{pre} 分别表示真实值和预测值。

4种情况下动态递归网络结构的隐藏层神经元 个数选取结果如图8所示,网络训练参数如表2所示。





Fig.8 Selection of the number of neurons in the hidden layer

表2 动态递归网络训练参数及最优网络结构 Table 2 Dynamic recurrent network training parameters and optimal network structure

	1			
变量名		训练次数	Hidden	学习率
初始数据 $n = 0$		2 000	5	0.10
	<i>n</i> = 100	2 000	5	0.10
数据增强	<i>n</i> = 300	5 000	9	0.08
	n = 600	5 000	8	0.05

4 寿命预测结果分析

在各自最优网络训练结构情况下,TC17超高周 疲劳寿命预测结果如图9所示。可以看出,在未进行 MCS数据增强时,模型部分预测结果分布大致位于 5.0倍分散带以外。而经MCS数据增强弥补超高周 疲劳稀疏区间数据后,当MCS生成数据点*n*=600时, 模型预测结果均在5.0倍分散带以内,这主要是因为 MCS对概率分布较低的数据进行了高频增强,如图 6(c)所示。



图9 TC17超高周疲劳寿命预测 Fig.9 TC17 very-high-cycle fatigue life prediction

表3示出了TC17超高周疲劳寿命预测结果的定量分析。经MCS数据增强(*n*=600)后模型的预测结 果较初始数据*MAPE*指标最大降低了63.05%,这表 明通过MCS进行高效数据增强能提高机器学习模型的预测精度。

表3 TC17寿命预测结果定量分析 Table 3 Quantitative analysis of TC17 life prediction results

变量名	初始数据		数据增强	
	n = 0	<i>n</i> = 100	<i>n</i> = 300	n = 600
MAPE/%	166.73	158.28	118.77	103.68

5 结论

针对航空发动机压气机叶片材料TC17合金超 高周疲劳寿命预测问题,通过蒙特卡罗模拟对TC17 超高周疲劳寿命数据进行了扩展和增强,提出了一 种具有动态记忆建模能力的机器学习网络模型,提 高了超高周疲劳寿命预测精度,结论如下;

(1) 采用机器学习算法中性能较强的动态递归

神经网络进行建模预测,将验证集的MAPE指标作 为模型框架中隐藏层神经元个数的选取依据可以得 到较优的网络模型。

(2) 经MCS数据增强后的网络模型其预测精度 最大可提高约63.05%,预测结果大致分布于5.0倍分 散带以内。

(3) 后续可对MCS方法的增强机制进行研究, 实现多维特征数据的增强和扩展。

参考文献:

- SAH I, PARK J, KIM E S. Fatigue life curves of alloy 617 in the temperature range of 800–950 °C[J]. Nuclear Engineering and Technology, 2023, 55(2):546–554.
- [2] SAMADI F, MOURYA J, WHEATLEY G, et al. An investigation on residual stress and fatigue life assessment of T-shape welded joints[J]. Engineering Failure Analysis, 2022, 141:106685.
- [3] 张秀华,刘怀举,朱才朝,等. 基于数据驱动的零部件 疲劳寿命预测研究现状与发展趋势[J]. 机械传动, 2021,45(10):1-14.
- [4] ALAMRI A H. Application of machine learning to stress corrosion cracking risk assessment[J]. Egyptian Journal of Petroleum, 2022, 31(4):11–21.
- [5] XI Liang, YUN Zichao, LIU Han, et al. Semi-supervised time series classification model with self-supervised learning[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2022, 116;105331.
- [6] IGE A O, MOHD Noor M H. A survey on unsupervised learning for wearable sensor-based activity recognition [J]. Applied Soft Computing, 2022, 127:109363.
- [7] GAUTRON R, MAILLARD O A, PREUX P, et al. Reinforcement learning for crop management support: review, prospects and challenges[J]. Computers and Electronics in Agriculture, 2022, 200:107182.
- [8] KWAK Y,YUN W J,KIM J P,et al. Quantum distributed deep learning architectures: models,discussions, and applications[J]. ICT Express,2023,9(3): 486–491.
- [9] AGRAWAL A, CHOUDHARY A. An online tool for predicting fatigue strength of steel alloys based on ensemble data mining[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 113:389–400.
- [10] YANG Jingye, KANG Guozheng, KAN Qianhua. A novel deep learning approach of multiaxial fatigue

life-prediction with a self-attention mechanism characterizing the effects of loading history and varying temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 162:106851.

- [11] YANG Jingye, KANG Guozheng, KAN Qianhua. Ratedependent multiaxial life prediction for polyamide-6 considering ratchetting: Semi-empirical and physicsinformed machine learning models[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 163:107086.
- [12] ZHANG Xiaocheng, GONG Jianguo, XUAN Fuzhen. A physics-informed neural network for creep-fatigue life prediction of components at elevated temperatures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2021, 258:108130.
- [13] ZHANG Ke, FAN Caizi, LI Songhua, et al. Fitting and prediction for fatigue crack propagation of 7N01 aluminum alloy after long-term service based on deep belief network[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2021,258:107980.
- [14] WEI Xiaolu, ZHANG Chi, HAN Siyu, et al. High cycle fatigue S-N curve prediction of steels based on transfer learning guided long short term memory network[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 163:107050.
- [15] GU Hanghang, WANG Runzi, ZHU Shunpeng, et al. Machine learning assisted probabilistic creep-fatigue damage assessment[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 156:106677.
- [16] SUN Xingyue, ZHOU Kun, SHI Shouwen, et al. A new cyclical generative adversarial network based data augmentation method for multiaxial fatigue life prediction[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 162:106996.
- [17] LIAN Zhengheng, LI Minjie, LU Wencong. Fatigue life prediction of aluminum alloy via knowledge-based machine learning[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 157:106716.
- [18] 杨 民,李青键,黄志勇. 低周-超高周复合循环疲劳 实验及寿命模型研究[J]. 实验力学,2021,36(5): 638-646.
- [19] 刘汉青,刘 亮,黄志勇,等. 非对称载荷下TC17合金 超高周疲劳试验[J]. 航空动力学报,2018,33(5): 1130-1135.
- [20] HUANG Zhiyong, LIU Hanqing, WANG Haomin, et al. Effect of stress ratio on VHCF behavior for a compressor blade titanium alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 93(2):232–237.
- [21] 刘汉青,何 超,黄志勇,等. TC17合金超高周疲劳裂 纹萌生机理[J]. 金属学报,2017,53(9):1047-1054.

55



摘 要:为了研究航空发动机分流环的防冰需求,利用LEWINT软件对分流环的简化结构进行了水滴撞击特性计算。结果表明:分流环前缘区域水滴局部撞击率最高,上表面靠近前缘的区域和下表面前段有水滴撞击;随着来流速度增大,分流环总撞击率逐渐增大,撞击极限先增大然后缓慢减小;随着来流攻角增大,下表面局部撞击率逐渐增大,上表面撞击极限逐渐减小,分流环总撞击率逐渐增大,撞击极限逐渐减小,来流攻角超过6°撞击极限几乎不再变化;随着水滴直径增大,分流环局部撞击率、总撞击率、撞击极限逐渐增大;与水滴直径S-S分布相比,L-D分布的前缘局部撞击率偏小,分流环撞击极限偏大,总撞击率随水滴直径增大先偏大后偏小。分析结果可为分流环防冰设计提供参考。

关键词: 航空发动机;分流环;防冰需求;LEWINT;水滴撞击特性
 中图分类号:V211.3 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)01-0055-08
 DOI:10.3724/j.GTER.20240008

Characteristics of the water droplets impingement on the splitter ring of aero-engine

YANG Jun, YAN Huaixi

(AECC Commercial Aircraft Engine Co. Ltd, Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to understand the anti-icing requirements for the splitter ring splitter ring of aero-engine, the water droplet impingement characteristics on the simplified structure of the splitter ring were calculated by LEWINT software. The results show that the local impingement efficiency is the highest on the leading edge of the splitter ring. There are water droplets impinged on the front section of the lower surface and the area near the leading edge of the upper surface. With the increase of incoming airflow velocity, the total impingement efficiency of the splitter ring gradually increases, the impingement limit first increases and then slowly decreases. With the increase of attack angle, the local impingement efficiency of the lower surface gradually increases, the impingement limit of the upper surface gradually decreases, the total impingement efficiency of the splitter ring gradually increases, the impingement limit of the splitter ring gradually decreases, and when the attack angle exceeds 6°, the impingement limit hardly changes. With the increase of droplet diameter, total impingement efficiency, local impingement efficiency and the impingement limit all gradually increase. Compared with the S-S distribution of water droplet diameter, the local impingement efficiency of the L-D distribution is smaller on the leading edge of the splitter ring, the impingement limit of the splitter ring is larger, and the total impingement efficiency first increases and then decreases with the increase of water droplet diameter. The calculation results can provide a reference for the anti-icing design of the splitter ring.

Key words: aero-engine; splitter ring; anti-ice requirements; LEWINT; water droplets impingement characteristics

1 引言

大涵道比航空涡扇发动机的分流环位于风扇出

口、增压级中介机匣前端。分流环前仅有风扇叶片, 无法阻挡大气环境中所有的水滴到达分流环截面。

收稿日期:2022-10-28

航空发动机在结冰气象条件下工作时,分流环可能 出现水滴撞击并结冰的现象。分流环是航空发动机 内外涵的物理截面,担负着约束风扇出口气流、分配 不同涵道间空气流量的重要作用,其前缘呈翼型。 一旦分流环出现结冰就会改变分流环前缘结构形 状,影响发动机气动性能,而脱落的冰还可能对发动 机结构造成毁损^[1]。CCAR33部第33.68条^[2]要求, 在CCAR25部附录C^[3]中规定的连续最大或间断最 大结冰状态下,发动机在整个飞行功率范围内,其部 件上不应出现影响发动机工作或引起功率或推力损 失的结冰情况。为了确保分流环不会出现影响发动 机的超限结冰,满足适航符合性验证要求,需要在模 拟结冰气象条件下对分流环进行防冰分析。由于分 流环外表面过冷水滴撞击的情况将直接影响分流环 结冰结果,因此对分流环进行水滴撞击特性研究是 非常必要的。

国外对水滴撞击特性研究起步较早,已开发出 了多款水滴撞击特性计算的数值仿真软件^[4]。国 内对水滴撞击特性研究起步较晚但发展迅速,研 究对象已涉及飞行器迎风的各个部件。何治等^[5] 研究了悬停状态下直升机机翼的水滴撞击特性, 胡良权等^[6]研究了翼型结构的水滴撞击特性,杨 倩等^[7]研究了发动机进气道的水滴撞击特性,杨 军等^[8]研究了发动机防冰支板水滴撞击特性,赵 秋月等^[9]研究了发动机旋转整流帽罩的水滴撞击 特性。但总结国内研究工作发现,目前的研究主 要涉及飞机机体表面部件以及发动机进口部件, 对发动机流道内分流环进行水滴撞击特性的研究 较为稀缺。

本文采用集成的LEWINT软件对分流环的水滴 撞击特性进行计算,研究了来流速度、来流攻角和液 态水直径对水滴撞击特性的影响,以期为分流环防 冰设计分析提供参考。

2 数值模拟方法

水滴撞击特性计算以空气流场为基础。空气流 场的计算方法大致可分为两类^[10]:一类是采用面元 法,求解势流,不考虑空气黏性,计算速度较快;另一 类是有限元法,求解N-S方程,考虑了空气黏性,计 算速度较慢。为了通过防冰适航验证,分流环防冰 设计需要在分流环防冰严酷状态下开展。防冰严酷 状态来源于标准表格试验条件和关键试验点分析 (CPA分析)^[11]。咨询通告《航空发动机审定》^[12]的标准表格试验条件的参数不是确定的具体值,而 是一个范围,对其进行离散,然后再组合出的结冰状 态点较多。CPA分析基于结冰包线和发动机工作包 线进行离散,然后再组合出的结冰状态点更多。对 数以万计的结冰状态点,通过求解N-S方程获得空 气流场,再进行分流环水滴撞击特性计算来完成防 冰严酷状态筛选是不现实的。因此,根据项目工程 现实的需求,开发集成了LEWINT软件。

LEWINT软件与美国航空航天局(NASA)早期 开发的LEWICE软件^[13]功能类似,通过求解势流方 程,快速获得二维部件周围的空气流场,然后采用拉 格朗日法计算水滴运动轨迹并得到部件表面的水滴 撞击特性。空气中过冷水滴的直径不是均匀的,通 常用平均容积直径(Median volume diameter, MVD) 来代表,即小于这个直径的所有水滴的质量与大于 这个直径的所有水滴的质量相等。在MVD基础上, 如果水滴直径分布还满足朗缪尔分布,通常用平均 有效直径(Mean effective diameter, MED)来代表。 朗缪尔分布中的Langmuir-D分布(L-D分布)用与液 态水百分比相关的7种水滴直径分布来代替实际情 况,得到了美国联邦航空管理局的认可^[14]。LEWINT 软件可以对单一水滴直径分布(Single size,S-S分 布)进行计算,也可以对水滴直径L-D分布7种直径 尺寸的水滴分别进行计算,并给出各直径水滴的总 撞击率和局部撞击率[15]。

2.1 水滴撞击特性计算方法

水滴撞击特性通常用参数水滴撞击极限、水滴 总撞击率和水滴局部撞击率来描述。二维翼型的水 滴撞击如图1所示。水滴轨迹与翼型表面相切点称 为极限位置。图中Su和Sl分别表示水滴撞击的上、 下极限位置,S为水滴撞击范围内两极限位置间的 弧长,y为与翼型相切的两水滴轨迹在受翼型影响 发生偏转前的纵向距离,H为翼型结构在纵向方向 的投影高度。ds为水滴撞击区内微元表面对应的表



图1 水滴撞击示意图 Fig.1 Sketch of water droplet impingement

(2)

面长度,dy为该微元表面两边界轨迹在受翼型影响 发生偏转前的纵向距离。

LEWINT软件定义的水滴总撞击率 E_m 为:

$$E_{\rm m} = y/H \tag{1}$$

LEWINT软件定义的水滴局部撞击率 β 为:

 $\beta = \mathrm{d}y \,/\, \mathrm{d}s$

将二维翼型结构弦长C确定为特征尺寸,水滴 撞击极限S_m定义为:

$$S_{\rm m} = S / C \tag{3}$$

2.2 LEWINT算例验证

为了验证LEWINT软件计算水滴撞击特性的准 确性,以MICHAEL等^[16]在NASA格林冰风洞中针 对NACA23012翼型进行的水滴撞击特性试验作为 验证算例。翼型弦长为0.914 m,最大厚度为0.11 m, 其剖面结构如图2所示。图中横、纵坐标分别为x、y 坐标与弦长C的比值。试验模拟高度为549 m,来流 空气速度为78.23 m/s,来流温度为-5 ℃,来流攻角 为2.5°,水滴直径为20 µm。将NACA23012翼型剖 面轮廓线离散为200个坐标点保存在数据文件中。坐 标点在文件中按顺时针顺序排列且从下表面尾缘开 始。为了减少计算时间,将计算时间设为1 s,计算步 数为1。计算过程中忽略液态水相变,空气饱和度设 置为100,液态水直径设置为L-D分布,液态水密度 设置为1 000 kg/m³,重力加速度设置为9.8 m/s²,水 滴轨迹数目设置为24,关闭过冷大水滴(Supercooled large droplet, SLD)飞溅模型,控制体最小尺寸设置 为0.0004。

图3为NACA23012翼型算例中获得的水滴运动



Fig.2 NACA23012 airfoil model

轨迹。可以看出,翼型前缘区域有水滴撞击,上、下 表面前段有水滴撞击,后段没有水滴撞击;前缘驻点 附近区域水滴轨迹分布比较密集,沿上、下表面向后 水滴轨迹分布逐渐变稀。水滴在向翼型运动过程 中,受到空气的影响,改变了原来的运动方向,向上、 下偏转且距离驻点较远的水滴轨迹偏转更明显。这 些水滴运动轨迹与预期的拉格朗日法计算的水滴轨 迹一致。

图4给出了NACA23012翼型LEWINT软件计算的水滴局部撞击率与试验结果的对比。图中Sle为驻点到撞击极限位置的弧长,负值为下表面,正值为上表面。可以看出,翼型前缘区局部撞击率最高,沿上、下表面向后,水滴局部撞击率逐渐降低;且LEWINT软件计算的水滴局部撞击率分布与试验结



图3 NACA23012翼型水滴运动轨迹 Fig.3 NACA23012 airfoil water drop trajectory



图4 水滴局部撞击率分布及与文献结果对比 Fig.4 Distribution of local impingement efficiency and comparison with reference results

果吻合较好。这表明基于LEWINT软件的水滴撞击 特性计算方法有效。

3 计算模型与计算条件

分流环计算模型如图5所示。分流环为直径较大的对称结构,因此可简化为翼型,取1个剖面进行计算。计算模型取消内涵道叶片并忽略风扇旋转的效应,对计算结果影响较小。根据计算需要将分流环后部进行圆滑过渡处理。计算基准参数如下:飞行高度为500 m,来流速度v为100 m/s,来流攻角AOA为2.5°, 温度为-5 ℃,水滴直径(MVD或MED)为20 µm。



图5 分流环模型结构示意图 Fig.5 Structure of the splitter ring model

4 分流环试验件水滴撞击特性计算

4.1 来流速度的影响

图6给出了不同来流速度下分流环外表面的水 滴局部撞击率分布。图中横坐标为分流环表面弧长 与计算模型弦长之比。可以看出,分流环前缘区水 滴局部撞击率最高,沿分流环上、下表面向后,水滴 局部撞击率快速下降;下表面前段、中段有水滴撞



图6 不同来流速度的水滴局部撞击率分布 Fig.6 Local impingement efficiency with different airflow velocities

击,但水滴局部撞击率较低;上表面靠近前缘部分 有水滴撞击,其余部分没有水滴撞击。计算的分 流环外表面的水滴局部撞击率分布与分流环结冰 试验结果^[17]相符。随着来流速度的增大,分流环前 缘区和上表面的水滴局部撞击率增大;上、下表面的 撞击极限位置有后移的趋势,当速度较大时后移的 趋势不再明显。

图7给出了分流环水滴总撞击率随来流速度的 变化。可以看出分流环外表面总撞击率随来流速度 的增大而逐步有序增大。来流速度较低时,总撞击 率增大幅度较大;来流速度较高时,总撞击率增大幅 度较小。从空气流场分析,来流空气遇到分流环会



Fig.7 Total impingement efficiency varies with different airflow velocities

分为两股:一股向上偏转沿上表面流走,一股向下偏 转沿下表面流走。当来流空气绕流分流环时,水滴 质量较大,具有较大的惯性,有保持原运动方向的趋 势,从而偏离向上和向下的空气流线,撞击到分流环 表面。来流速度越大,水滴的动能越大,空气向上和 向下拖拽作用的影响越小,保持原运动趋势而撞击 到分流环表面的水滴数量就越多。

图8给出了分流环撞击极限随来流速度的变化。 可以看出,分流环撞击极限受来流速度影响较小。 在来流速度较低时(<80 m/s),撞击极限随来流速 度的增大而增大,但增大的幅度较低;在来流速度较 高时(80<v<140 m/s),撞击极限也随来流速度的 增大而增大,但增大的幅度较大。当来流速度进一 步增大到很高时(>140 m/s),撞击极限不再随来流 速度的增大而增大,开始小幅度逐步降低,逐渐趋于 一个定值0.85。出现这种现象主要是因为在低速 段,空气与水滴的的动量相差较小,水滴偏离空气流 线的能力增长幅度较小;在高速段,空气与水滴的动 量相差较大,水滴偏离空气流线的能力增长幅度较 大。由于来流空气与分流环存在2.5°攻角,驻点在 分流环前缘偏下的位置。当来流空气速度很高时, 一方面水滴在上表面的撞击极限已接近水滴遮蔽 区,随来流速度增加,撞击极限位置向后移动幅度较 小,另一方面空气从驻点向上绕过前缘的动量大幅 增强,带动水滴偏离上表面的作用明显,两者综合作 用使水滴局部撞击率呈现随速度增大而逐渐减小的 现象。



Fig.8 The impingement limit varies with different airflow velocities

4.2 来流攻角的影响

图9为不同来流攻角下分流环外表面的水滴局 部撞击率分布。可以看出,来流攻角越大,上表面撞 击极限位置距离前缘越近,下表面水滴局部撞击率 越大,但下表面撞击极限位置变化不明显。这是由 于上表面为背风面,来流攻角增大,水滴遮蔽区增 大,水滴撞击极限位置会向下移动;下表面为迎风 面,来流攻角增大,水滴运动方向与分流环下表面的 夹角增大,水滴偏离空气流线后向分流环下表面运 动的路径减短,受空气黏性作用的时间缩短,撞击到 分流环下表面的水滴增多。



图9 不同来流攻角的水滴局部撞击率比较 Fig.9 Local impingement efficiency varies with different attack angles

图10为分流环表面水滴总撞击率随来流攻角的 变化。可以看出,来流攻角越大,分流环表面的水滴 总撞击率越大。这表明随着来流攻角增大,下表面 水滴总撞击率增大的幅度大于上表面总撞击率减小 的幅度。

图11为分流环撞击极限随来流攻角的变化示意 图。可以看出,随着来流攻角的增大,水滴撞击极限 逐渐减小,当来流攻角超过6°,水滴撞击极限几乎不 变。这是由于分流环下表面撞击极限位置受来流攻 角影响较小,分流环上表面撞击极限位置随来流攻 角增大不断前移。当上表面的撞击极限位置移动到 弧型前缘附近,计算范围内的攻角变化对该撞击极 限位置影响很小。

4.3 水滴直径的影响

图12为不同水滴直径条件(S-S分布)下分流环



图10 总撞击率随来流攻角的变化 Fig.10 Total impingement efficiency varies with different attack angles



图11 撞击极限随来流攻角的变化 Fig.11 The impingement limit varies with different attack angles

外表面的水滴局部撞击率分布。可以看出,水滴直 径越大,上、下表面的撞击极限位置距离前缘越远, 前缘区和上下表面的水滴局部撞击率越大。这是由 于水滴直径越大,水滴质量及其惯性也越大。当空 气沿上、下两个方向绕流分流环时,直径越大的水 滴追随性越差,保持原运动方向的趋势越明显,更 容易偏离空气流线撞击到分流环表面。随着水滴 直径的不断增大,分流环表面的撞击范围不断增 加,撞击区的水滴局部撞击率不断增大,因此分流环 表面的水滴总撞击率随水滴直径的增大而逐渐增大 (图13),水滴撞击极限也随水滴直径的增大而不断 增大(图14)。



图12 不同水滴直径的水滴局部撞击率分布 Fig.12 Distribution of local impingement efficiency with different droplet diameters



图13 总撞击率随水滴直径的变化 Fig.13 Total impingement efficiency varies with different droplet diameters

4.4 水滴直径分布的影响

图15给出了水滴直径S-S分布与L-D分布的局 部撞击率分布。可以看出,与水滴直径S-S分布相 比,水滴直径为L-D分布时,其前缘驻点区域局部撞 击率较小;当水滴直径较小时下表面水滴局部撞击 率较高,当水滴直径较大时下表面水滴局部撞击率 较低。L-D分布的7种直径中,按顺序中间的水滴直 径与S-S分布的水滴直径相同,3种比S-S分布的水滴 直径大,3种比S-S分布的水滴直径小。L-D分布的 局部撞击率是7种直径水滴按其质量百分比的综合 结果。与水滴直径S-S分布相比,水滴直径L-D分布 时前缘驻点区域局部撞击率较小表明前缘区3种小



图14 撞击极限随水滴直径的变化 Fig.14 The impingement limit varies with different droplet diameters

直径水滴对局部撞击率的减弱作用大于3种大直径 水滴对局部撞击率的增强作用;水滴直径L-D分布 时下表面局部撞击率随水滴直径增大而先偏高后偏 小表明水滴直径较小时3种小直径水滴对局部撞击 率的减弱作用小于3种大直径水滴对局部撞击率的 增强作用;水滴直径较大时3种小直径水滴对局部撞 击率的减弱作用大于3种大直径水滴对局部撞击率 的增强作用。

图16给出水滴直径S-S分布与L-D分布的撞击 极限随水滴直径的变化。从图中可以看出,名义水 滴直径相同时,L-D分布的撞击极限总是大于S-S分 布的水滴撞击极限。这是由于L-D分布中有3种水 滴的直径大于S-S分布的单一水滴直径,撞击极限主 要取决于计算中直径最大的水滴且水滴直径越大, 撞击范围越大。

表1给出了水滴直径S-S分布和水滴直径L-D分 布的总撞击率。可以看出,当水滴直径较小时,L-D 分布的总撞击率大于S-S分布的总撞击率;当水滴直 径较大时,L-D分布的总撞击率小于S-S分布的总撞 击率。随着水滴直径的增大,总撞击率的差异增大, 当水滴直径超过35 μm时,差异几乎不再变化。

5 结论

利用LEWINT软件对分流环在不同来流条件下的水滴撞击特性进行了分析,结果表明:

(1)分流环前缘水滴局部撞击率最高,沿分流 环上、下表面向后局部撞击率呈快速下降趋势,下表





面前部、中部有水滴撞击,上表面除靠近前缘的区域 外没有水滴撞击。



图16 不同水滴直径分布的撞击极限比较 Fig.16 Comparison of impingement limit for different droplet diameter distributions

表1 不同水滴直径分布的总撞击率比较 Table 1 Comparison of total impingement efficiency for different droplet diameter distributions

		_			
直径/µm	15	20	25	35	40
L-D分布	0.334	0.431	0.505	0.609	0.644
S-S分布	0.329	0.440	0.526	0.640	0.675
差异	0.005	-0.009	-0.021	-0.031	-0.031

(2)随着来流速度的增大,分流环局部撞击率 逐渐增大、总撞击率逐渐增大,撞击极限在速度较低 时随速度增大而缓慢增大,在速度较高时随速度增 大而快速增大,在速度很高时随速度增大而缓慢 减小。

(3)随着水滴直径的增大,分流环局部撞击率 逐渐增大、总撞击率逐渐增大,撞击极限逐渐增大。

(4)随着来流攻角的增大,分流环下表面局部 撞击率逐渐增大,上表面撞击极限逐渐减小,总撞击 率逐渐增大,撞击极限逐渐减小,超过6°撞击极限变 化很小。

(5)与水滴直径S-S分布相比,L-D分布的撞击 极限较大,前缘局部撞击率较小,当水滴直径较小 时,下表面水滴局部撞击率较高,分流环总撞击率较 高;当水滴直径较大时,下表面水滴局部撞击率较 低,分流环总撞击率较低。

参考文献:

- [1] 张 序. 积冰对飞行的影响及处置[J]. 西安航空技术 高等专科学校学报,2011,29(3):19-23.
- [2] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定:CCAR-33-R2 [S]. 2012.
- [3] 中国民用航空局.运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4 [S]. 2011.
- [4] 林贵平,卜雪琴,申晓斌,等. 飞机结冰与防冰技术 [M].北京:北京航空航天大学出版社,2016.
- [5] 何 治,常士楠,袁修干. 悬停状态下直升机旋翼水滴 撞击特性研究[J]. 北京航空航天大学学报,2003,29 (11):1055-1058.
- [6] 胡良权,胡 平,杨晓建,等. S809翼型水滴撞击特性 研究[J]. 工程热物理学报,2019,40(1):77-83.
- [7] 杨 倩,常士楠,袁修干.发动机进气道水滴撞击特性 分析[J].北京航空航天大学学报,2002,28(3):362-365.
- [8] 杨 军,郭 文,娄德仓. 发动机防冰支板水滴撞击特 性的数值研究[J].燃气涡轮试验与研究,2011,24(1): 19-24.
- [9] 赵秋月,董 葳,朱剑鋆. 发动机旋转整流帽罩的水滴 撞击特性分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2011,24 (4):32-35.
- [10] 胡娅萍. 航空发动机进口部件积冰的数值模拟研究 [D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
- [11] 白 尨,刘月平. 航空发动机进气系统结冰适航性条 款研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2013,26(5):41-45.
- [12] 中国民用航空局. 航空发动机审定:AC-33-AA-2022-01[S]. 2022.
- [13] RUFF G A, BERKOWITZ B M. Users manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code (LEWICE)[R]. NASA CR 185129, 1990.
- [14] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. Turbojet, turboprop, and turbofan engine induction system icing and ice ingestion: AC 20-147[S]. 2004.
- [15] WILLIAM W. User's manual for LEWICE version 3.2[R]. NASA CR 214255,2008.
- [16] MICHAEL P, ARIEF R, SEE W, et al. Water droplet impingement on simulated glaze, mixed, and rime ice accretions[R]. NASA TM-2007-213961,2007.
- ZHENG Yutao, ZHANG Fukun, WANG Daijun, et al. Numerical and experimental study of ice accretion process and ice protection on turbo-fan engine splitter
 [R]. ASME GT2019-90528, 2019.

征稿启事

《燃气涡轮试验与研究》是经原国家科委批准的正式期刊(双月刊),由中国航发四川燃气涡轮研究 院主办,面向国内外公开发行。本刊以燃气涡轮技术为基础,重点报道航空动力装置试验研究、设计 和制造行业中具有学术价值、工程应用价值和创造性的科技成果及其在国民经济领域的应用,以试验 研究为特色。本刊的发行范围已涵盖航空科研院所、工厂、高校、航空发动机主管部门,以及相关行 业,是传播航空发动机专业信息和活动的理想平台,受到航空界知名专家、教授和学者的喜爱与关 注。

本刊为《中国学术期刊影响因子年报》统计源期刊,已被国内众多著名数据库收录。本刊采用双 盲制、一稿两审的审稿方式。欢迎国内外作者自由投稿。

一、来稿要求和注意事项

1、稿件应突出创新成果,论点明确、论理清楚、数据可靠,文字精炼,图表规整。

2、稿件中的文字、数据和图表等内容必须遵守国家保密规定和《著作权法》的有关规定,若发 生泄密或侵权行为,一切责任由作者承担。

3、稿件必须包括中英文题名、中英文摘要(200字左右)、中英文关键词(5~8个)。

4、稿件中的图表必须有中英文对照题名;文中插图应大小适中,图线和数字清晰可辨。

5、参考文献按"CAJ-CD中国学术期刊(光盘版)技术规范"(CAJ-CDB/T1-2005)的要求著录 (可参见本刊的参考文献著录格式)。

6、量和单位要符合国家标准的规定,术语和符号应符合国家标准和国军标"航空燃气涡轮动力装置术语和符号(GJB2103A-97)"的要求。

7、稿件如获得某种研究基金或课题资助,请列出其名称及编号。

8、第一作者简介应含:姓名、出生年、性别、民族、籍贯、职称、学位及研究方向;来稿时应 提供第一作者的通讯地址、邮编、联系电话和E-mail。

9、本刊稿件的审稿周期一般为3个月,3个月后未接到录用通知,作者可自行处理;在此之前, 请勿一稿多投,否则一切后果自负。

10、本刊不收版面费和审稿费;来稿一经刊登,本刊即付稿酬,并赠送当期样刊。

二、声明

本刊已被《中国核心期刊(遴选)数据库》、《中国期刊全文数据库》、《万方数据库》、《中文 科技期刊数据库》、《中文核心期刊网》收录,可通过中国知网、万方数据、维普资讯、SciEngine、 中文核心期刊网、博看网查阅。本刊所付稿酬包含文章著作权使用费,及本刊与合作单位录用、上网 和光盘服务报酬。如作者不同意文章被本刊合作单位收录,请在投稿时声明。

三、投稿方式

邮

通过网站投送稿件。

投稿网站: www.sciengine.com/GTER/home

地 址:四川省成都市新都区学府路999号《燃气涡轮试验与研究》编辑部

邮编: 610500

电 话: (028)83017527

箱: rqwl@cgte.com.cn; rqwlsy@163.com

GTER 燃气涡轮试验与研究

双月刊	1988年2月创刊 第37卷第1期 2024年2)
主管单位:	中国航空发动机集团有限公司
主办单位:	中国航发四川燃气涡轮研究院
主 编:	刘志友
编辑出版:	《燃气涡轮试验与研究》编辑部
	610500四川省成都市新都区学府路999号
电 话:	028–83017527
电子邮箱:	rqwlsy@163.com
发 行:	《燃气涡轮试验与研究》编辑部
印 刷:	四川省胜利印刷实业有限公司
封面设计:	顾鹏设计公司

Started in 1988, Vol.37 No.1 Feb. 2024, Bimonthly Authority: Aero Engine Corporation of China Sponsor: AECC Sichuan Gas Turbine Establishment Editor-in-Chief: LIU Zhi-you Editor and Publisher: Editorial Department of Gas Turbine Experiment and Research No.999, Xuefu Rd, Xindu D, Chengdu, Sichuan, PRC Postcode 610500 Tel: 028-83017527

E-mail: rqwlsy@163.com Distributor: Editorial Department of Gas Turbine Experiment and Research Printer: Sichuan Shengli Publishing Ltd. Designer: Gupeng.com

刊 号: ISSN 1672-2620 CN 51-1453/V

国内定价: 10.00元/期, 60.00元/年 国外定价: 10.00美元/期, 60.00美元/年 ISSN 1672-2620 0 2> 9 771672 262218

国内外公开发行