



GTER



2025 Vol.38 No.4 第38卷 第4期
AECC MAGAZINE

ISSN 1672-2620
CN 51-1453 / V

燃气涡轮 试验与研究

Gas Turbine Experiment and Research

基于过渡态谱块的多级压气机过渡态叶尖间隙辨识模型

张少平，陈妍妍，庞燕龙

中国航发四川燃气涡轮研究院

燃气涡轮试验与研究

RANQIWOLUN SHIYAN YU YANJIU

编辑委员会

主任：向巧

副主任：王永明 黄维娜

顾问：刘大响 尹泽勇 焦天佑 江和甫

委员：（以拼音排序）

曹磊	陈建民	程荣辉	崔健	丁水汀	伏宇	顾杨	古远兴	郭琦
郭昕	郭德伦	韩冬	何爱杰	侯敏杰	黄劲东	黄明镜	黄顺洲	黄文周
江义军	康涌	兰发祥	李概奇	李贵林	李继保	李建榕	李晓明	李永康
李中祥	梁春华	刘廷毅	刘志敏	刘志友	卿华	桑建华	石小江	宋迎东
苏廷铭	孙志岩	唐世建	田金虎	万世华	王惠儒	王占学	卫刚	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	钟世林	仲永兴	周拜豪	周人治	周禹彬		

青年委员：（以拼音排序）

安强	卜焕先	蔡留成	蔡文哲	曹铭栋	曹志远	陈伟	陈宁立	陈鹏飞
陈玉乾	房人麟	关鹏	桂丰	桂韬	韩怀志	郝玉扬	黄磊	黄河峡
姜祺	蒋睿嵩	蒋云帆	康玉东	李杨	李海旺	李晓瑜	李炎军	李岳锋
李臻曜	廖勇	刘美茹	刘巧沐	刘云鹏	刘昭威	刘重阳	栾孝驰	罗现强
马彩东	马存祥	茅晓晨	苗辉	莫姐	聂卫健	潘天宇	潘勇军	庞燕龙
彭瀚	乔百杰	仇小杰	沈庆阳	盛汉霖	孙瑜	唐小林	田伟	屠宝锋
王恒	王奉明	王金金	王靖宇	王义乾	王子登	吴文斐	肖双强	徐连强
徐文江	许登科	薛伟鹏	叶坤	袁世超	翟雄飞	翟旭升	张琼	张权
张扬	张悦	张乘齐	张维涛	张伟昊	张晓东 ¹	张晓东 ²	钟明	周文武
朱加赞	朱剑寒							

1：哈尔滨工业大学

2：中国航发四川燃气涡轮研究院

主编：刘志友

执行主编：孙露

副主编：郭琦 刘峻峰

编辑：沈虹 李强 何博 伏昕

目 次

结构、强度、振动

- 基于过渡态谱块的多级压气机过渡态叶尖间隙辨识模型 张少平, 陈妍妍, 庞燕龙 (1)
- 功率分出轴上紧固件的包容性分析 郭 正, 顾佳晟 (11)

试验与测试

- 多点屏蔽式总温探针稳态误差构成及分布特征研究 张晓东, 周俊生, 赵安涛, 张伟昊, 谢金伟 (18)
- 双旋流冲击冷却涡轮叶片前缘气膜冷却特性实验研究 卢 娟, 刘学斌, 陶 志, 宋立明 (28)

燃烧、传热、传质

- 基于CLSVOF方法的离心喷嘴雾化过程计算及试验验证 林培华, 陈 思, 龙 陈, 钟显朴, 刘元壮 (39)
- 主副油路供油模式对燃烧室挡溅盘壁温分布影响的仿真研究 徐 兵, 时 远, 桂 韬, 李前翔 (48)
- 一级旋流器旋流数对燃烧室点/熄火边界的影响 张 宽, 郑明新, 杨会评, 曾宇晖, 吴 悠, 李银怀 (56)
- 预燃级旋流数对分级燃烧室流场和温度场燃烧特性的影响 李洪伏, 王传奇, 于建桥, 宋宇佳, 姜 山, 王成军 (63)

气动热力学与总体设计

- 航空发动机尾迹云形成过程与预测方法研究 高 翔, 杨柯楠 (75)
- 国外航空发动机核心机派生发展途径研究 孙 露, 李 茜, 崔艳林 (85)
- 国外高速飞行器及两大关键技术发展动向研究 刘晓波, 武凤莺, 李文佳, 黄克非 (92)

控制与人工智能应用

- 小型涡扇发动机加减速供油规律技术研究 翟雄飞, 李文发, 卢师航, 王 聪, 郝宣璋 (101)

流体动力学

- 高空活门参数化仿真与系统分析 王健生, 付道鹏, 田炜博 (110)

其他

- 装备领域数字化建设的一种推进思路 曹 丹, 李 强, 徐 宇, 余飞祥 (118)

Gas Turbine Experiment and Research (Bimonthly)

Contents

Structure, strength and vibration

- Tip clearance model for transient state of multi-stage compressor based on transient state spectrum blocks ZHANG Shaoping, CHEN Yanyan, PANG Yanlong (1)
- Containment analysis of fasteners on power take-off shaft GUO Zheng, GU Jiasheng (11)

Experiment and measurement

- Composition and spatial distribution analysis of steady-state errors in shielded multi-probe thermocouples ZHANG Xiaodong, ZHOU Junsheng, ZHAO Antao, ZHANG Weihao, XIE Jinwei (18)
- Experimental study on film cooling characteristics of turbine blade leading edge with double swirl cooling configuration LU Juan, LIU Xuebin, TAO Zhi, SONG Liming (28)

Combustion, heat and mass transfer

- Calculation and experimental verification of pressure-swirl atomizer atomization process based on CLSVOF method LIN Peihua, CHEN Si, LONG Chen, ZHONG Xianpu, LIU Yuanzhuang (39)
- Simulation research on the influence of main and pilot fuel supply modes on the wall temperature distribution of combustor splash plate XU Bing, SHI Yuan, GUI Tao, LI Qianxiang (48)
- Influence of the first stage swirler number on the aero-engine combustor ignition/blow-out performance ZHANG Kuan, ZHENG Mingxin, YANG Huiping, ZENG Yuhui, WU You, LI Yinhuai (56)
- Effect of pre-combustion stage swirl number on flow and temperature field combustion characteristics in staged chamber LI Hongfu, WANG Chuanqi, YU Jianqiao, SONG Yujia, JIANG Shan, WANG Chengjun (63)

Aerothermodynamics and aero-engine overall design

- Overview of the aero-engine contrail formation process and prediction method GAO Xiang, YANG Kenan (75)
- Research on the derivative development of foreign core engines SUN Lu, LI Qian, CUI Yanlin (85)
- Development trend of overseas high speed flight vehicles and two key techniques LIU Xiaobo, WU Fengying, LI Wenjia, HUANG Kefei (92)

Control and artificial intelligence applications

- Fuel control characteristics for small turbofan engine acceleration and deceleration ZHAI Xiongfei, LI Wenfa, LU Shihang, WANG Cong, HAO Xuanzhang (101)

Fluid dynamics

- Parametric simulation and system analysis of high-altitude valve WANG Jiansheng, FU Daopeng, TIAN Weibo (110)

Others

- A promotion approach for digital construction in the equipment field CAO Dan, LI Qiang, XU Yu, YU Feixiang (118)

基于过渡态谱块的多级压气机过渡态叶尖间隙辨识模型

张少平^{1,2}, 陈妍妍², 庞燕龙²

(1. 中国航空研究院, 北京 100012; 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 针对压气机叶尖间隙在过渡态下的复杂响应问题, 开发了1种基于过渡态谱块的多级压气机过渡态叶尖间隙辨识模型, 用于高效率、高精度地预测多级压气机叶尖间隙。首先, 建立了转静子变形有限元模型计算叶尖间隙, 利用试验数据对其进行验证, 由此使用仿真得到叶尖间隙快速辨识模型所需的转静子变形样本数据。其次, 从发动机使用用法出发, 构建了影响间隙大小的过渡态谱块及其确定方法。随后, 针对过渡态谱块逐一辨识, 确定了非线性有源自回归模型参数的范围; 并根据谱块组合成典型的复杂过渡态过程, 确定了模型的参数。最后, 构建了1个完整的过渡态谱, 对建立的多级压气机过渡态叶尖间隙快速辨识模型进行验证, 并对比分析了多个传统智能方法的预测结果。研究表明, 建立的叶尖间隙预测模型平均精度在95%以上, 满足间隙预测的需求; 且计算时间为秒量级, 可用于在研多级压气机转静子间隙的预测, 也可用于试验前或试飞前的叶尖间隙预测。

关键词: 航空发动机; 多级压气机; 叶尖间隙; 系统辨识; 过渡态; 转静子变形

中图分类号: V231.3; TP2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)04-0001-10

DOI: 10.3724/j.GTER.20250023

Tip clearance model for transient state of multi-stage compressor based on transient state spectrum blocks

ZHANG Shaoping^{1, 2}, CHEN Yanyan², PANG Yanlong²

(1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China; 2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: For the complex response of compressor tip clearance in a transient state, a multi-stage compressor tip clearance model for transient state based on system identification was developed to efficiently and accurately predict the tip clearance. First, the tip clearance data was calculated by finite element model and the data was verified through experiment, so the rotor and stator deformation data of finite element analysis and engine performance data were used for the sample output and input separately. Then the transient state spectrum blocks for the tip clearance analysis were established from the usage of engine. And different transient state spectrum blocks were identified one by one to determine the order ranges of the model. Then the parameters of the model were gained through combining the spectrum block into typical complex transient state processes. Finally, the established tip clearance model was validated by a complete transient state spectrum. It can be seen that the mean accuracy of the established blade tip clearance model is over 95% which can satisfy the requirements of clearance prediction, and the calculation time is on the order of seconds, that can be used for monitoring the clearance between the rotor and stator of multi-stage compressors, as well as for tip clearance inspection before test or flight, to ensure engine safety.

收稿日期: 2024-12-09

基金项目: 四川省自然科学基金(2023NSFC0879)

作者简介: 张少平(1980-), 男, 陕西眉县人, 研究员, 教授, 主要研究方向为压气机设计。

引用格式: 张少平, 陈妍妍, 庞燕龙. 基于过渡态谱块的多级压气机过渡态叶尖间隙辨识模型[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 1-10. ZHANG Shaoping, CHEN Yanyan, PANG Yanlong. Tip clearance model for transient state of multi-stage compressor based on transient state spectrum blocks[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 1-10.

Key words: aero-engine; multi-stage compressor; tip clearance; system identification; transient state; rotor and stator deformation

1 引言

随着高性能发动机的发展,其对部件效率和安全性的要求日趋提高。叶尖径向间隙对发动机的性能与安全有着十分重要的影响^[1]。高压涡轮叶尖间隙每减小0.25 mm,涡轮效率将提高1%^[2];但叶尖间隙过小,将造成叶尖碰磨^[3],甚至发生影响飞行安全的严重事故。因此需要对叶尖径向间隙进行准确计算,并将其控制在一定范围内,以保证叶尖在所有工作状态下保持间隙较小且在正常飞行条件下不发生碰磨。

已有的转静子径向间隙设计研究发现,工作间隙主要与转子变形、静子变形以及初始冷态间隙相关,其中转静子变形主要受转速和温度载荷的影响^[4-6]。当发动机处于加减速过渡态过程中时,离心载荷能够实时影响间隙,而温度载荷对间隙的影响则存在延迟,且不同结构由于热响应的差别,对温度载荷引起的变形延迟不同。因此,与稳态间隙不同,过渡态间隙还与时间、工作过程相关。通常情况下,压气机机匣热响应比转子热响应更快,该特性会导致过渡态转、静子热变形不匹配^[7],从而产生启动到最大状态过程中过渡态间隙大于稳态设计间隙可能造成的推力不够,以及停车到慢车状态过程中过渡态间隙小于稳态间隙可能造成的碰磨等问题。为此,准确计算过渡态间隙对于间隙设计具有重要意义。

目前,过渡态间隙计算主要采用有限元仿真法、基于物理的近似解析法和基于数据的代理模型法^[8-10]。漆文凯^[11]、费成巍^[12]、KUMAR^[13]等考虑热固耦合,使用有限元模拟转静子变形,通过试验结果验证了有限元仿真法具有较高的计算精度,但该方法需要建立大量的模型、开展复杂的计算,计算效率较低。基于物理的近似解析法从热力学关系和能量平衡的角度,分别建立转子、静子位移与气动热力参数之间的关系^[14-16],但由于结构的复杂性及温度变化的不规律,模型存在简化与假设,难以准确考虑结构刚度及温度载荷,仅可用于方案设计阶段快速优化结构。基于数据的代理模型法从发动机性能参数和相应的间隙结果数据出发,建立数学模型描述二者的对应关系。杨阳等^[17]使用机器学习方法建

立了传热边界的模型进而预测了高压涡轮的稳态间隙;杨超等^[18]使用基于长短期记忆的神经网络方法对多级涡轮的过渡态间隙进行了预测。以上基于数据的代理模型法需要测试数据或仿真数据作为前置条件开展样本训练,计算效率较高,但精度高低依赖于训练样本是否尽可能多地包含系统信息。

航空发动机是1个多变量的复杂非线性系统,本文以多级压气机模型为研究对象,从发动机使用用法出发,分解发动机常用的过渡态谱块,发展基于系统辨识的叶尖间隙预测模型,以实现叶尖间隙的实时预测与监控,和用于试验前或飞行前的间隙检查,避免试验或飞行过程中由于叶尖间隙碰磨带来的严重后果。

2 模型建立

2.1 间隙计算物理模型

单级压气机叶尖间隙为初始冷态间隙与静子变形量、转子变形量之间的相对变化量,具体见式(1):

$$S_p = S_c + \delta_c - (\delta_d + \delta_b) \quad (1)$$

式中: S_p 为热态叶尖间隙; S_c 为初始冷态间隙; δ_c 为静子变形量; δ_d 为轮盘变形量; δ_b 为叶片变形量; $(\delta_d + \delta_b)$ 为转子变形量。

对于1台发动机,由于初始冷态间隙是确定的,转子变形和静子变形规律相比于热态间隙较为明确,因此分别建立转子变形和静子变形的模型,最后根据式(1)计算叶尖间隙。

2.2 系统辨识原理

系统辨识是1种利用系统的输入和输出信号来建立动态系统数学模型的方法^[19]。系统数学模型是反映系统本质特性的数学抽象,利用辨识方法建立的数学模型一般为系统输入输出特性在某种准则意义下的1种近似,近似的程度取决于人们对系统先验知识的认识和对数据集合性质的了解程度以及所选用的辨识方法。

系统辨识最重要的3个要素为数据、模型及模型验证。数据是系统辨识的基础,主要包括输入和输出数据,一般来源于试验测试或数值仿真。系统辨识模型可按照线性和非线性、参数和非参数以及其

他类型进行分类,常用的系统辨识模型包括有源自回归(ARX)模型、带额外输入的自回归移动平均(ARMAX)模型、非线性有源自回归(NARX)模型、输出误差(OE)模型等。模型选取时首先根据辨识目的选择参数或非参数类型,然后在精度和复杂度之间折中明确模型结构,最后对于参数模型应确定模型结构中的参数估计。对选定的模型结构开展模型验证,保证满足系统的精度。

NARX模型作为系统辨识的1种非线性参数模型,具有较强的非线性预测能力,尤其适用于多输入多输出(MIMO)系统,被广泛应用于工业控制等领域。在训练过程中,NARX模型通过学习历史数据,包括自身的历史输出和外源输入,来预测未来的输出,具体见式(2):

$$y(t) = F \left(\begin{matrix} y(t-1), y(t-2), \dots, y(t-n_a), \\ u(t-n_k), u(t-n_k-1), \dots, u(t-n_b) \end{matrix} \right) \quad (2)$$

式中: $y(t)$ 为当前状态的输出; $y(t-1)$ 、 $y(t-2)$ 、 \dots 、 $y(t-n_a)$ 为历史状态的输出, n_a 为影响当前输出的历史输出个数; n_k 为影响当前输出的延迟数量, $n_k = 0$ 时 $u(t-n_k) = u(t)$ 为当前状态的输入, $n_k \neq 0$ 时 $u(t-n_k)$ 、 $u(t-n_k-1)$ 、 \dots 、 $u(t-n_b)$ 为历史状态的输入, n_b 为影响当前输出的历史输入个数。

NARX模型训练的主要目标为找到1组最优的网络参数,使得模型的预测误差最小化,为更直观地描述模型输出与实际输出的符合度,使用 fit 指标,具体见式(3):

$$fit = 100\% \times \left(1 - \frac{\|y_{model} - y_{data}\|}{\|y_{data} - \bar{y}_{data}\|} \right) \quad (3)$$

式中: y_{model} 为待验证模型的仿真输出数据; y_{data} 为

实测原始数据的输出; \bar{y}_{data} 为实测原始数据的输出的平均值。 $\|y_{model} - y_{data}\|$ 表示输出与实测原始数据的误差, $\|y_{data} - \bar{y}_{data}\|$ 表示实测原始数据的波动,用于模型输出误差的归一化处理。

fit 值不仅考虑模型的预测能力,同时也受数据质量因素的影响。当原始数据的波动剧烈,即方差较大时,该指标对预测误差的容忍程度相应提高。推荐的 fit 拟合值为70%以上^[20],此时该模型的输出响应与真实输出基本重合,具有较高的可靠性。

2.3 样本数据

2.3.1 有限元分析数据验证

转静子叶尖间隙的测试结果有限,为获取足够的训练数据,使用仿真数据作为样本数据。仿真数据来自验证后的有限元模型^[7],模型中轮盘和机匣有限元模型为二维轴对称结构、叶片为三维模型。通过换热边界的分析,使用有限元方法计算轮盘和机匣的二维过渡态温度场,接着考虑转速的影响,分别获得轮盘和机匣的过渡态变形。叶片径向伸长量使用过渡态历程中的稳定状态计算,过渡过程的径向伸长量通过插值法获得^[7]。

该有限元模型具有较高的间隙计算准确度。在此,结合试验对仿真的准确度进行说明。图1为“中间状态-慢车状态-中间状态”多次循环下,间隙试验测试计算结果和有限元计算结果。其中,相对间隙为间隙相对于叶高的百分比,相对物理转速为转速相对于中间状态的百分比。表1为从慢车到中间过渡态下的最小间隙。从图1和表1可以看出,有限元计算结果与测试结果数值相当,规律一致。因此,有限元计算结果有效,可以使用有限元计算结果作为系统辨识模型的样本数据。

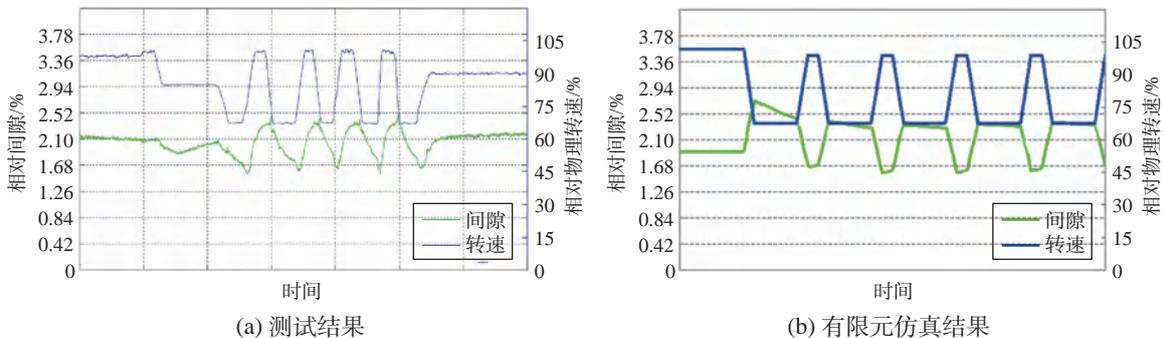


图1 间隙测试结果与有限元仿真结果对比

Fig.1 Comparison between tip test results and finite element simulation results

表1 过渡态下间隙测试结果与设计结果对比 %
Table 1 Comparison between tip test results and design results under transition state

过渡态过程	测试间隙	计算间隙	偏差
第1次慢车→中间	1.54	1.66	0.12
第2次慢车→中间	1.59	1.57	-0.02
第3次慢车→中间	1.53	1.58	0.05
第4次慢车→中间	1.64	1.60	-0.04

2.3.2 样本输入数据确定

为建立高效的间隙辨识模型,选择发动机性能参数作为系统辨识的输入数据。发动机性能参数包括飞行高度、马赫数、推力、耗油率、部件效率、各截面温度、压力、流量等。压气机静子径向变形主要受温度影响,转子径向变形主要受转速和温度影响。通常来说,转速表征发动机的工作状态,直接影响压气机转子的径向变形,压气机出口温度和进口温度对转子和静子的温度有重要影响,流量对温度的分配以及温度变化速率有重要影响。因此,筛选出的主要影响因素包括压气机转速、进口压力、出口压力、进口流量、出口流量、进口温度、出口温度,最终确定系统辨识模型的输入参数为压气机转速 n_H 、进口温度 T_{25} 、出口温度 T_3 、进口压力 p_{25} 、出口压力 p_3 。需要说明的是,本文的研究对象为压气机,因此进口参数选择压气机进口截面的参数,若研究对象为整机,则考虑为发动机进口截面的参数。

2.3.3 样本输出数据确定

根据发动机使用场景^[7],确定间隙仿真分析用过渡态谱块,如图2所示。依次开展主流、二股流、传热、变形分析,获得有限元计算的压气机多级转子和静子的径向变形(图3、图4)作为系统辨识的输

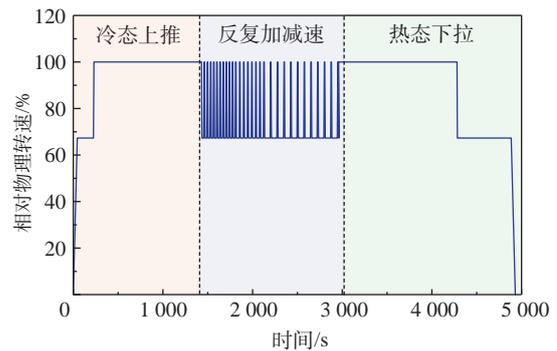


图2 间隙仿真分析用过渡态谱块
Fig.2 Transient state spectrum blocks for the tip clearance analysis

出数据。

需要说明的是,发动机在大状态下的工作时间较长,在状态转换的过渡过程工作时间较短,然而通常情况下,对每个工作过程的有限元计算采取分步进行,对不同的工作过程采取不同的离散频率,导致整个历程下采样数据不均匀。因此,本文对样本数据实施非均匀离散处理,基于大状态稳定工作历程进行插值运算,使大状态稳定工作历程的离散数据频率与状态转换过渡过程工作历程的数据频率相同。最后对输入数据按照发动机设计状态分别作归一化处理,以减小由于参数量级差异带来的权重差别。

2.4 模型建立

NARX模型辨识的难点在于选择合适的非线性估计函数,并确定模型的变量 n_a 、 n_b 、 n_k ,同时,模型阶数过低不能保证计算精度,过高会极大增加计算复杂度和时间。针对这种情况,根据过渡态谱块逐一辨识,确定模型的参数范围;根据谱块组合成典型的复杂过渡态过程,确定模型的参数。对于MIMO

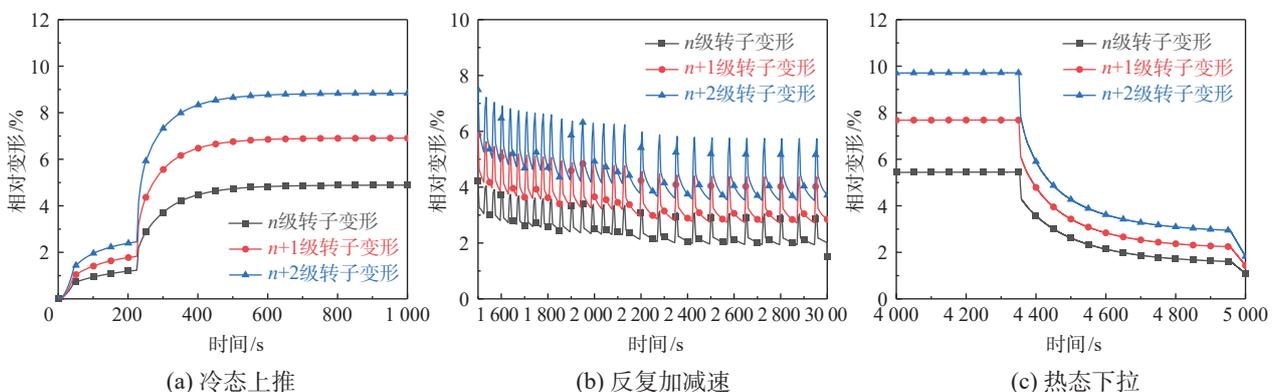


图3 有限元计算压气机多级转子径向变形

Fig.3 Radial deformation of multistage compressor rotor with finite element calculation

系统,使用NARX模型辨识多级压气机转静子变形,每级转静子变形可以使用相同或不同的非线性估计器。

分别对 $n\sim(n+2)$ 级转静子起飞、加减速、停车过程中的变形进行辨识,结果见图5~图10。对影响当前变形的 $n_a、n_b、n_k$ 、非线性算法排列组合,获得能

满足每级转静子、每个阶段拟合精度较高的组合,每级转静子的参数可相同或不同。

假设转子与静子之间、不同级数之间的变形互不影响,根据以上分阶段辨识确定的参数组合,对多级转静子进行全过程辨识,获得最终的模型参数如表2所示。

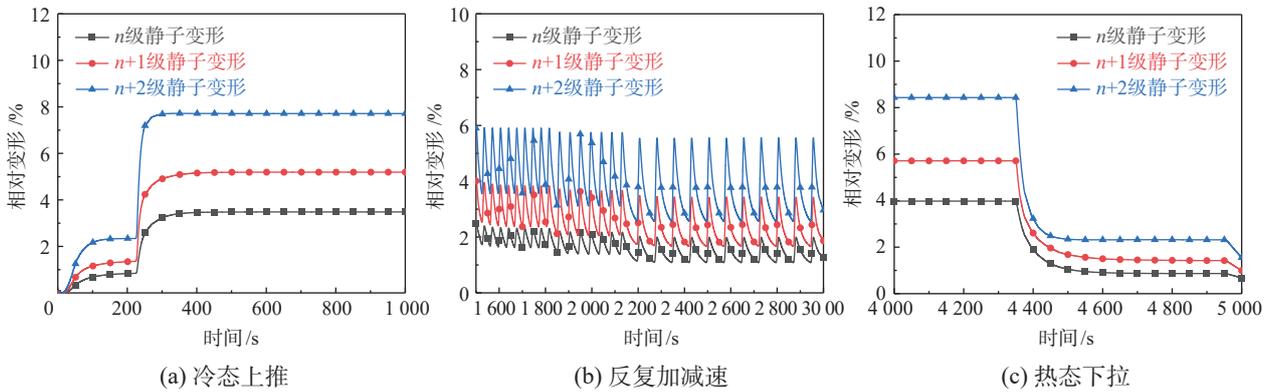


图4 有限元计算压气机多级静子径向变形

Fig.4 Radial deformation of multistage compressor stator with finite element calculation

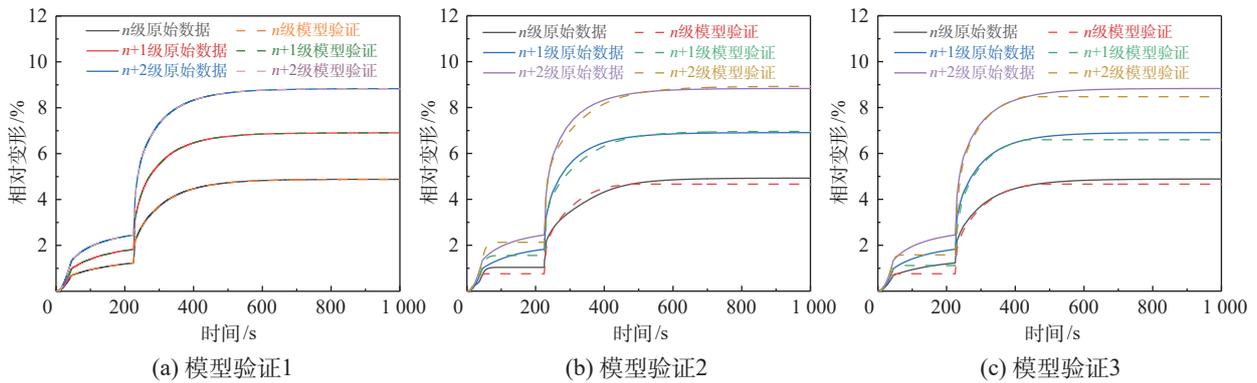


图5 起飞过程转子变形不同阶次及算法的辨识结果

Fig.5 Identification results of rotor deformation at different orders and algorithms during the takeoff process

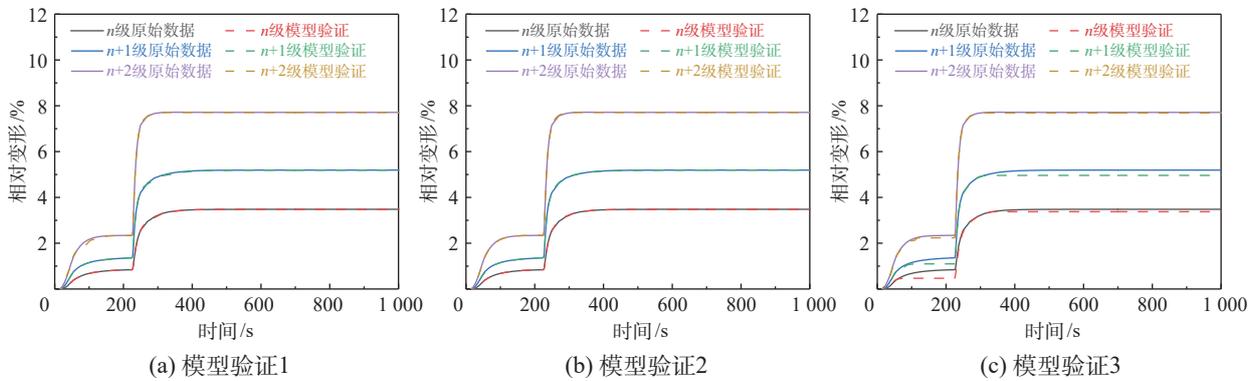


图6 起飞过程静子变形不同阶次及算法的辨识结果

Fig.6 Identification results of stator deformation at different orders and algorithms during the takeoff process

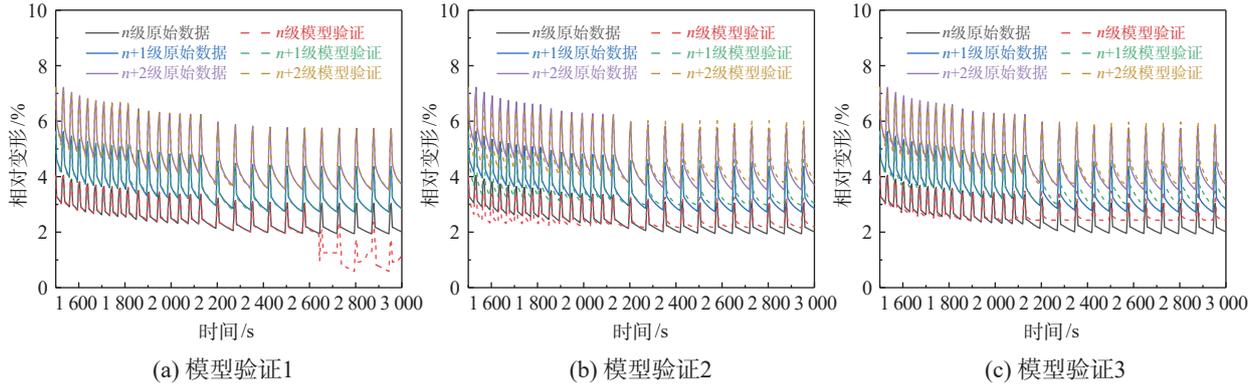


图7 加减速过程转子变形不同阶次及算法的辨识结果

Fig.7 Identification results of rotor deformation at different orders and algorithms during the acceleration and deceleration process

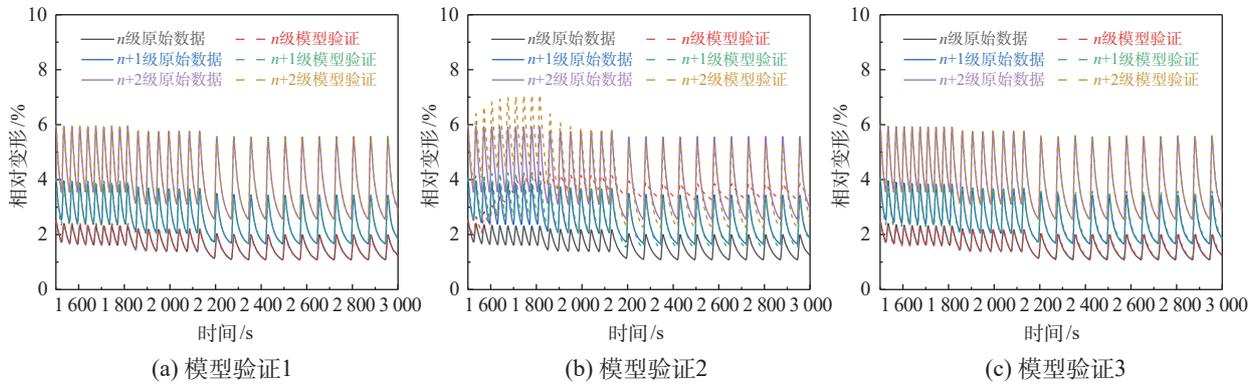


图8 加减速过程静子变形不同阶次及算法的辨识结果

Fig.8 Identification results of stator deformation at different orders and algorithms during the acceleration and deceleration process

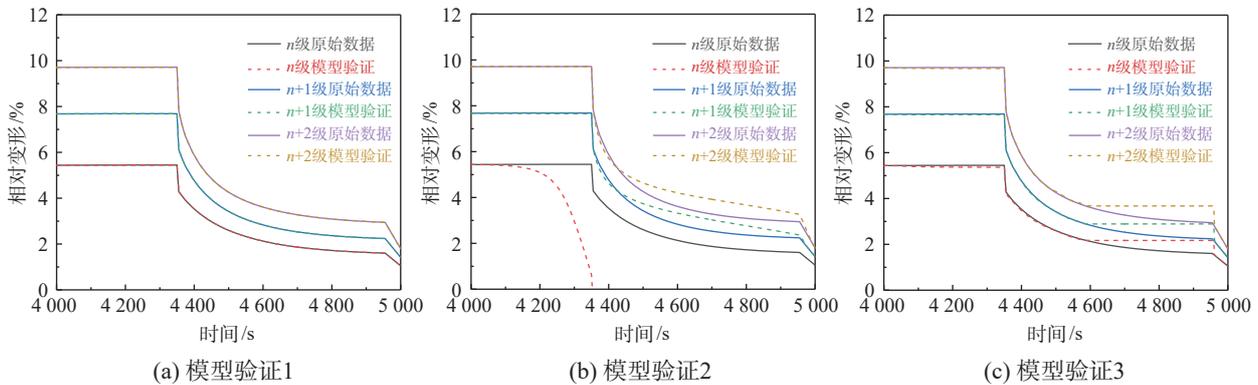


图9 停车过程转子变形不同阶次及算法的辨识结果

Fig.9 Identification results of rotor deformation at different orders and algorithms during the stop process

3 模型检验与分析

利用过渡态谱块组合1个典型的完整过渡态谱,如图11所示。使用有限元计算过渡态谱下的转、静子有限元变形,作为模型检验用的原始数据。

利用建立的基于系统辨识的转子和静子模型进行模型检验,如图12所示,可以看出变形的数据符合度为80%以上。考虑初始装配间隙,参照式(1)

给出模型验证用的转、静子间隙结果,如图13所示,间隙变化趋势一致,在最小间隙处的相对间隙误差小于18%。

为验证NARX模型的先进性,分别引入Transformer^[21]、深度神经网络(DNN)^[22]、支撑向量机(SVM)^[23]以及卷积神经网络(CNN)^[24]等智能模型的预测结果进行对比。表3为NARX、Transformer、

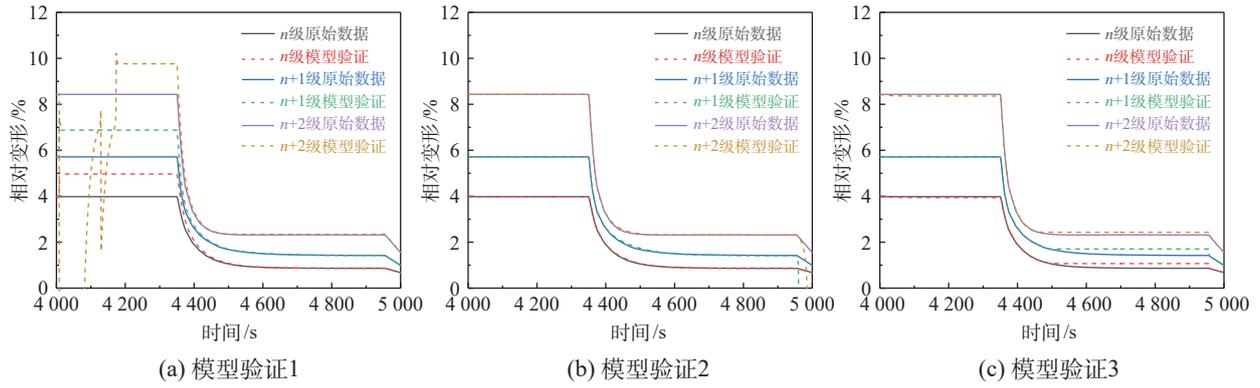


图10 停车过程静子变形不同阶次及算法的辨识结果

Fig.10 Identification results of stator deformation at different orders and algorithms during the stop process

表2 模型参数
Table 2 Model parameters

变量	径向变形模型参数值	
	转子	静子
n_a	[1 0 0; 0 1 0; 0 0 1]	[1 0 0; 0 1 0; 0 0 1]
n_b	[5 5 5 5 5; 5 5 5 5 5; 5 5 5 5 5]	[5 5 5 5 5; 5 5 5 5 5; 5 5 5 5 5]
n_k	[0 0 0 0 0; 0 0 0 0 0; 0 0 0 0 0]	[0 0 0 0 0; 0 0 0 0 0; 0 0 0 0 0]
非线性算法	Wavenet	Wavenet
最大迭代次数	20	20

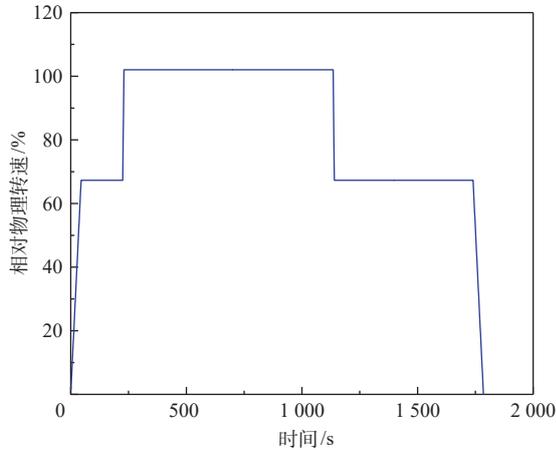


图11 模型检验用过渡态谱
Fig.11 Transient state spectrum for model validation

DNN、SVM和CNN模型预测的三级转静子变形对比结果的 fit 指标。可以发现,在4种智能模型预测的 fit 指标中,最大值为SVM模型在 $n+2$ 级静子预测的83.16%,远小于NARX模型预测的 fit 值。表明在乏样本情况下,与传统智能方法相比,NARX模型在转静子变形预测方面具有更为显著的优势。

图13为NARX模型计算的不同三级转静子间隙结果,结合图12可以发现,从慢车状态到最大状态,

间隙出现先减小后增大再减小的趋势,并随着压气机级数逐渐向后,增大时的工作间隙大于初始装配间隙。这是由于在从慢车状态到最大状态的过程中,转子变形随转速的增大而增加,间隙减小;随着转速到达最大状态,机匣温度随后上升,而转子温度由于热容较大上升缓慢,此时静子变形增加较快,转子变形增加较慢,间隙增大;随着时间的增加,转子温度上升,转子变形逐渐增大,间隙再次减小,并逐步稳定;压气机级数越靠后,转子变形受温度的影响越大,在最大状态时温度载荷对转子径向变形的影响越滞后于静子径向变形,因此级数越靠后间隙越大。间隙最小时发生在大状态下拉至慢车状态后的一段时间,这是由于下拉至慢车后,转子受转速载荷的变形早已减小并稳定,此时转子温度仍然较高,而静子温度已快速减小,因此静子变形减小,转子变形较大,间隙较小,这种状态下同样容易发生碰磨,应加强监测。

在叶尖间隙预测时间上,将基于系统辨识的NARX模型与有限元、Transformer、DNN、SVM以及CNN模型预测的各级间隙预测精度进行对比,结果如表4所示。可以看出,传统的有限元计算叶尖间隙

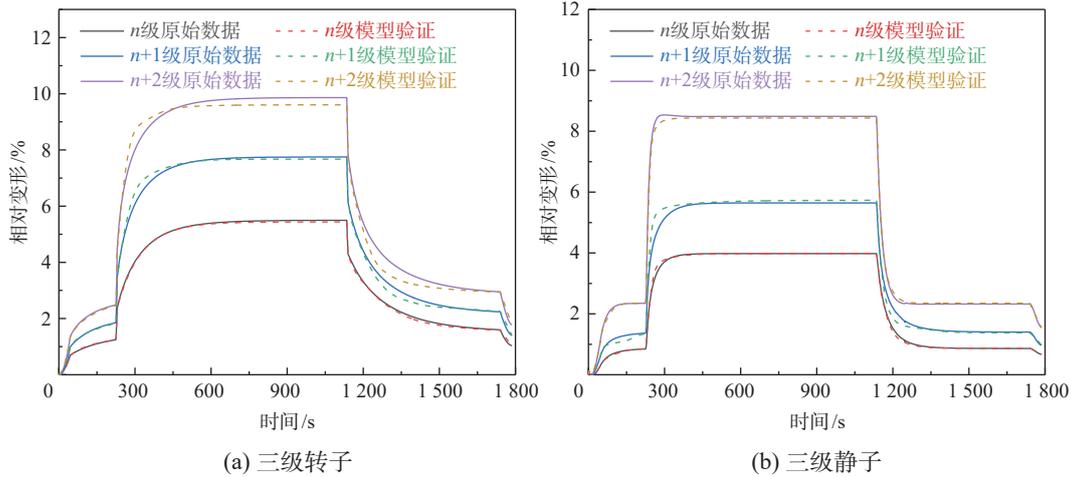


图12 NARX模型训练变形结果

Fig.12 Deformation results with NARX model

表3 不同模型预测的转、静子fit值

Table 3 The fit values of rotor and stator predicted by different models

级数	NARX		Transformer		DNN		SVM		CNN	
	转子	静子	转子	静子	转子	静子	转子	静子	转子	静子
<i>n</i>	97.61	97.46	57.38	69.40	30.23	37.00	61.80	72.17	60.23	72.89
<i>n</i> +1	95.06	93.05	60.89	67.97	22.06	33.91	65.98	74.65	65.36	75.02
<i>n</i> +2	92.33	97.67	63.49	73.81	41.39	33.86	62.30	83.16	66.75	79.21

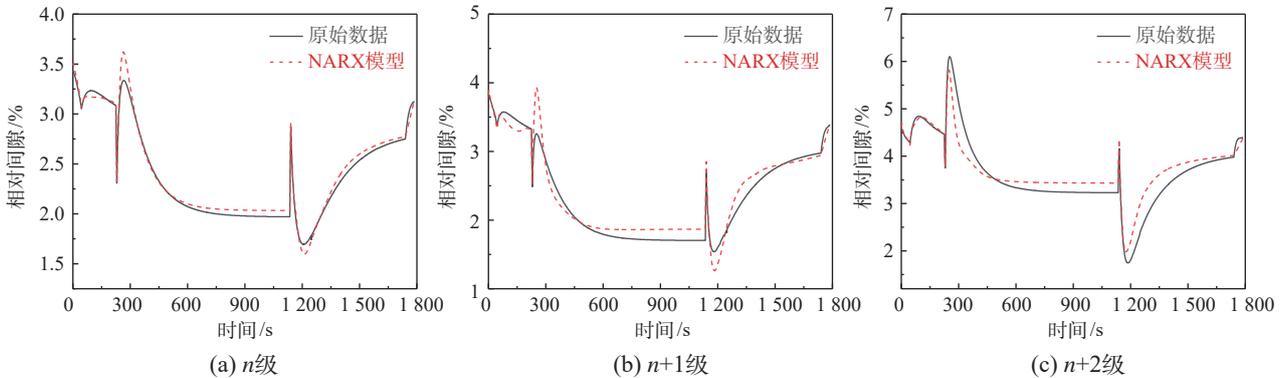


图13 NARX模型计算间隙结果

Fig.13 Tip clearance results with NARX model

表4 各方法的间隙平均预测精度对比

Table 4 Comparison of average prediction accuracy of tip clearance by different models

模型	预测时间/s	平均预测精度/%
有限元	144 000.00	基准
NARX	2.00	95.41
Transformer	2.21	84.83
DNN	2.46	83.11
SVM	2.33	81.67
CNN	2.48	78.66

需要大约40 h,而NARX模型预测叶尖间隙仅需要2 s,极大地提高了预测效率。此外,在预测精度方面,NARX模型的平均预测精度达95.41%,显著高于其他智能方法,表明NARX模型能够实现多级压气机过渡态叶尖间隙的有效计算。

4 结论

(1) 针对压气机叶尖过渡态间隙预测,建立了基于系统辨识的NARX模型,与经测试验证过的有

限元模型相比,其平均计算精度在95%以上,计算时间在秒量级,效率较高。

(2) 与Transformer、DNN等深度学习方法相比,基于系统辨识的NARX模型方法具有较高的精度。

(3) 建立的NARX模型能够用于发动机台架试验或机载多级压气机转静子间隙的监控,也可用于试验前或飞行前的间隙检查,避免叶尖碰磨等安全性问题。值得注意的是,该方法适用于发动机验证阶段结构基本不变的情况,若发动机转静子结构发生改变,则需要重新建模。

参考文献:

- [1] NIU Guangyue, LI Shuo, FU Xiao, et al. A novel resonator cavity microwave sensor for high-temperature blade tip clearance measurement[J]. *Measurement*, 2024, 234: 114798.
- [2] 吴 军, 陈 杨, 赵君伟, 等. 基于激光自混合原理的涡轮叶片转速与叶尖间隙动态同步测量方法[J]. *仪器仪表学报*, 2023, 44(11): 13-21.
WU Jun, CHEN Yang, ZHAO Junwei. Dynamic synchronous measurement method of turbine blade speed and blade tip clearance based on laser self-mixing principle[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2023, 44(11): 13-21. (in Chinese)
- [3] 张玉忠, 邹学敏, 王云鹏. 某发动机转静子刮磨故障分析[J]. *内燃机与配件*, 2019, (7): 25-27.
ZHANG Yuzhong, ZOU Xuemin, WANG Yunpeng. The blade tip rub fault analysis of a turbo-shaft aeroengine [J]. *Internal Combustion Engine & Parts*, 2019, (7): 25-27. (in Chinese)
- [4] 肖 林, 雷小华, 郭光辉, 等. 基于快速稀疏扫频干涉的动态间隙测量方法[J]. *仪器仪表学报*, 2022, 43(9): 52-61.
XIAO Lin, LEI Xiaohua, GUO Guanghui, et al. A dynamic clearance measurement method based on a fast sparse frequency-swept interferometry[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2022, 43(9): 52-61. (in Chinese)
- [5] 张少平, 苏廷铭, 罗秋生, 等. 航空发动机压气机径向间隙设计方法研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2011, 24(4): 25-27.
ZHANG Shaoping, SU Tingming, LUO Qiusheng, et al. Design method for compressor radial clearance of an aero-engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2011, 24(4): 25-27. (in Chinese)
- [6] 张 清, 郝 勇, 张大义, 等. 大涵道比涡扇发动机低
- 压涡轮间隙分析与设计[J]. *航空发动机*, 2014, 40(2): 56-60.
ZHANG Qing, HAO Yong, ZHANG Dayi. Analysis and design of low pressure turbine tip clearance for high bypass ratio turbofan engine[J]. *Aeroengine*, 2014, 40(2): 56-60. (in Chinese)
- [7] 庞燕龙, 秦仕勇, 陈妍妍, 等. 航空发动机压气机叶尖径向间隙变化规律研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2022, 35(5): 27-32.
PANG Yanlong, QIN Shiyong, CHEN Yanyan, et al. Tip clearance variation law for aero-engine compressor[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2022, 35(5): 27-32. (in Chinese)
- [8] 范博超, 张小栋, 熊逸伟, 等. 涡轮叶片裂纹方位角的三维叶尖间隙动态响应特性研究[J]. *西安交通大学学报*, 2024, 58(7): 170-178.
FAN Bochao, ZHANG Xiaodong, XIONG Yiwei. Dynamic response characteristics analysis of 3D blade tip clearance for turbine blade crack azimuth angle[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2024, 58(7): 170-178. (in Chinese)
- [9] SHENG Hanlin, LIU Tong, ZHAO Yan, et al. New model-based method for aero-engine turbine blade tip clearance measurement[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(8): 128-147.
- [10] YANG Yue, MAO Junkui, CHEN Pingting, et al. Prediction and analysis of transient turbine tip clearance using long short-term memory neural network[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2024, 146(10): 101011.
- [11] 漆文凯, 陈 伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(1): 63-67.
QI Wenkai, CHEN Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(1): 63-67. (in Chinese)
- [12] 费成巍, 白广忱, 范觉超. 高压涡轮瞬态叶尖径向运行间隙计算分析[J]. *航空制造技术*, 2013, (19): 70-74.
FEI Chengwei, BAI Guangchen, FAN Juechao. Calculation and analysis for transient blade-tip radial running clearance of HPT[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2013, (19): 70-74. (in Chinese)
- [13] KUMAR R, KUMAR V S, BUTT M M, et al. Thermo-mechanical analysis and estimation of turbine blade tip clearance of a small gas turbine engine under transient operating conditions[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 179: 115700.
- [14] Kypuros J A, Melcher K J. A reduced model for

- prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance[R]. NASA NASA/TM—2003-212226, 2003.
- [15] 杨晓光,黄 佳. 采用改进减缩模型的涡轮叶尖间隙快速分析方法[J]. 航空动力学报,2012,27(9):2048–2055.
- YANG Xiaoguang,HUANG Jia. Modified reduced model for rapid analysis of tip clearance of high pressure turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27(9):2048–2055. (in Chinese)
- [16] WEI Jie,YANG Heli,ZHENG Pengbo,et al. Transient tip clearance prediction model considering transient radial temperature distribution of discs in a gas turbine engine[R]. ASME TURBO-23-1264,2023.
- [17] 杨 阳,张建超,项 洋,等. 基于航空发动机工况的叶尖间隙智能预测方法[J]. 航空动力学报,2023,38(7):1583–1591.
- YANG Yang,ZHANG Jianchao,XIANG Yang,et al. Intelligent prediction method of tip clearance under different aero-engine operating conditions[J]. Journal of Aerospace Power,2023,38(7):1583–1591. (in Chinese)
- [18] 杨 超,毛军逵,杨 锐,等. 基于长短期记忆神经网络的多级涡轮过渡态叶尖间隙预测[J]. 推进技术,2025,46(2):253–262.
- YANG Chao,MAO Junkui,YANG Rui,et al. Prediction of multi-stage turbine transient tip clearance based on long short-term memory neural network[J]. Journal of Propulsion Technology,2025,46(2):253–262. (in Chinese)
- [19] 萧德云. 系统辨识理论及应用[M]. 北京:清华大学出版社,2014.
- XIAO Deyun. Theory of system identification with applications[M]. Beijing:Tinghua University Press, 2014.
- [20] 刘 尊. 基于小型无人直升机的系统辨识研究[D]. 广州:华南理工大学,2019.
- LIU Zun. Research on system identification of small-scale un-manned helicopter[D]. Guangzhou:South China University of Technology,2019. (in Chinese)
- [21] ZHANG Zhizheng,SONG Wen,LI Qiqiang. Dual-aspect self-attention based on transformer for remaining useful life prediction[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,2022,71:1–11.
- [22] Fei C W,Han Y J,Wen J R,et al. Deep learning-based modeling method for probabilistic LCF life prediction of turbine blisk[J]. Propulsion and Power Research,2024,13(1):12–25.
- [23] LI Qianglong,LI Dezhi,ZHAO Kun,et al. State of health estimation of lithium-ion battery based on improved ant lion optimization and support vector regression[J]. Journal of Energy Storage,2022,50:104215.
- [24] WANG Xin,MAO Dongxing,LI Xiaodong. Bearing fault diagnosis based on vibro-acoustic data fusion and 1D-CNN network[J]. Measurement,2021,173:108518.

功率分出轴上紧固件的包容性分析

郭正¹, 顾佳晟²

- (1. 空装驻无锡地区第二军事代表室, 江苏 无锡 214063;
2. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘要: 为探究套圈/保护罩的力学响应及其损伤机理, 保障自锁结构的安全性, 基于ANSYS/LS-DYNA, 建立精细化有限元模型, 使用Plastic Kinematic硬化模型分析高能紧固件撞击套圈/保护罩的响应。将套圈/保护罩作为真实靶板, 通过弹道冲击试验对仿真结果进行验证。通过仿真和试验分析发现, 在120%最高转速下, 螺母和螺栓飞出撞击套圈和保护罩时会产生高于其屈服强度的应力, 甚至超过了保护罩的强度极限, 但套圈和保护罩未被击穿, 仅在保护罩上产生了塑性变形和破损, 同时撞击后的速度也衰减至初速度的30%以内。结果表明, 套圈和保护罩在120%最高工作转速下具有包容性。

关键词: 功率分出轴; 自锁结构; 包容性分析; Plastic Kinematic硬化模型; 真实靶板; 弹道冲击试验

中图分类号: V231.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)04-0011-07

DOI: 10.3724/j.GTER.20250044

Containment analysis of fasteners on power take-off shaft

GUO Zheng¹, GU Jiasheng²

- (1. Second Military Representative Office of Air Force Equipment in Wuxi, Wuxi 214063, China;
2. AECC Aero Engine Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: To investigate the mechanical response of the ring/protective cover and its damage mechanism, and to protect the safety of the self-locking structure, a refined finite element model was built based on ANSYS/LS-DYNA, and Plastic-Kinematic hardening model was used to analyse the response of high energy fasteners impact ring/protective cover. The simulation results were verified by a ballistic impact test, using the ring/protective cover as a real target plate. The simulation and test analysis show that the nut/bolt, which hit the ring/protective cover at a maximum speed of 120% cause higher stress beyond their yield strength, even exceeding the strength limit of the protective cover. However, the ring and protective cover are not pierced, only causing plastic deformation and damage to the protective cover, and the velocity after impact also attenuates to less than 30% of the initial velocity. The result shows that the ring and protective cover are inclusive at 120% maximum working speed.

Key words: power take-off shaft; self-locking structure; containment analysis; Plastic Kinematic hardening model; real target plate; ballistic impact test

1 引言

功率分出轴与飞机发动机附件之间采用自锁结构进行连接, 可以提高功率分出轴的使用维护性, 大大缩短拆装时间, 也可避免拆装过程对轴造成的磕碰。但在实际工作过程中, 自锁螺母可能出现松动

现象, 螺栓也可能发生剪断失效。当自锁螺母或螺栓失效后, 会随着轴的高速运转而飞出, 从而对套圈和保护罩造成损伤。若套圈/保护罩不具备包容能力, 自锁螺母/螺栓可能会掉落在机舱内, 从而带来安全风险。因此, 迫切需要对功率分出轴紧固件开

收稿日期: 2024-11-10

作者简介: 郭正(1997-), 男, 河北邯郸人, 助理工程师, 从事航空动力研究工作。

引用格式: 郭正, 顾佳晟. 功率分出轴上紧固件的包容性分析[J]. 燃气轮机试验与研究, 2025, 38(4): 11-17. GUO Zheng, GU Jiasheng. Containment analysis of fasteners on power take-off shaft[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 11-17.

展包容性分析。

国内外现已开展大量的包容性数值仿真研究。于亚彬和陈伟^[1]使用Plastic Kinematic硬化模型,采用低应变率下的材料性能进行计算,结果偏于安全。基于黏塑性理论的Johnson-Cook本构方程^[2]能够较好地模拟材料的硬化、应变率和温度软化效应,但所需材料参数过多。黎飞龙等^[3]采用点对点接触模拟了叶片对机匣的接触撞击。陈亚等^[4]对比分析了LS-DYNA、ABAQUS、PAM-CRASH等3种有限元软件模拟结果与试验结果的差异,结果表明LS-DYNA报错率低,鲁棒性较好。谭学明等^[5]发现靶板被击穿后其吸能速度变缓,据此修正计算模型后,弹丸剩余速度预测精度提高了7.01%。为进行包容性机理研究,通常还需要进行弹道冲击试验、旋转试验等,以获得结构的失效模式及其抗冲击特性。在弹道冲击试验方面,HAGG和SANKEY^[6]通过试验证明了撞击后的钢板表现出材料冲剪破坏和材料拉伸失效两种失效形式。COPPA和STOTLER^[7]采用高速相机记录了冲击过程。汪存显^[8]和倪俊^[9]等通过多组平板冲击试验分析了不同弹体形状和斜倾角度对损伤形成的影响。此外,也有部分研究关注不规则弹体撞击^[10-11]。在旋转试验方面,侯理臻^[12]和王四季^[13]等设计与航空发动机结构和动力学特性相似的实验器,并设计了能够实现10 000 N突加不平衡的加载装置;虞磊等^[14]通过突加不平衡响应试验,在动力学层面对转子-支承系统进行了模型修正,更为准确地预测了突加不平衡作用下的整机动态载荷。但旋转试验飞脱装置结构设计复杂,且动平衡问题难以解决,在工程应用的初期多通过弹道冲击试验研究结构包容性,以加快研制速度和降低研制费用^[15]。当前,包容性研究多以机匣和叶片为对象,在仿真计算方面,缺乏针对紧固件、套圈和保护罩的精细化建模;在试验验证方面,多为平面靶板的冲击试验,与真实研究对象差异较大。

为保障自锁结构的安全,本文针对现有研究存

在的以上不足,通过试验与仿真相结合的形式进行包容性分析,研究套圈/保护罩的力学响应及其损伤机理,建立精细化模型进行冲击仿真,并开展以套圈及保护罩作为真实靶板的弹道冲击试验验证仿真结果,确保螺母/螺栓包容在套圈/保护罩内,不对功率分出轴之外的结构造成损伤,最大可能地消除安全风险。

2 建模及包容性仿真分析

2.1 功率分出轴紧固件建模

由于只考虑紧固件的包容性,故对功率分出轴模型进行简化,仅包含套圈、螺母、保护罩和螺栓。功率分出轴材料参数如表1所示。

选用典型的Plastic Kinematic硬化模型,参考文献[1]设置套圈及保护罩塑性失效应变为0.5。真实套圈模型如图1(a)所示,为使螺母飞出时能够与套圈发生碰撞,对套圈一端进行加长,并保留无孔的半环。真实保护罩模型如图2(a)所示,为多段外壳焊接而成,为简化建模,仅选取螺栓附近外壳作为研究对象。采用8节点六面体单元划分网格,有限元网格如图1(b)和图2(b)所示,套圈/螺母共21 720个单元、27 833个节点,保护罩/螺栓共2 624个单元、3 795个节点。

设置套圈/保护罩与螺母/螺栓之间的接触为侵蚀型点面接触,其中套圈为目标体,螺母为接触体,静、动摩擦系数均取0.25。如果其材料塑性应变的计算值超过失效塑性应变,即认为单元失效并将其删除,以此模拟结构的实际破坏情况。在实际装配时,套圈和保护罩均由上、下两部分拼合并进行固定,故在有限元模型中约束套圈与保护罩两侧截面,如图3所示。实际工作状态下,功率分出轴最高工作转速为13 862.0 r/min,为保证一定的安全裕度,在包容性试验时需要达到120%最高转速(16 634.4 r/min),螺母所在圆周半径为40 mm,根据线速度计算公式(式(1))计算,可得螺母飞出初速度为69.7 m/s。

表1 功率分出轴材料参数

Table 1 Material parameters of power take-off shaft

零件名	材料	弹性模量/GPa	泊松比	密度/(kg/m ³)	屈服极限/MPa	强度极限/MPa
套圈	TA15	118	0.39	4 450	855	1 130
螺母	40CrNiMoA	209	0.295	7 850	-	-
保护罩	TC1	118	0.39	4 550	800	900
螺栓	GH4169	204	0.3	8 240	-	-

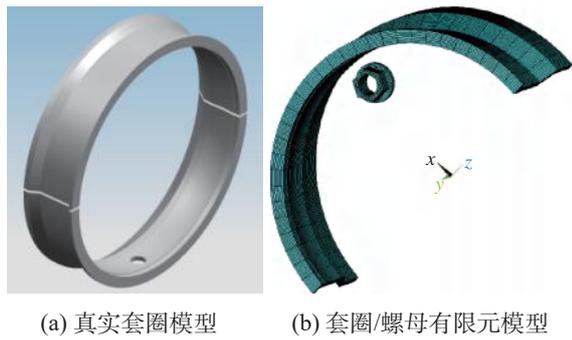


图1 真实套圈模型和套圈/螺母有限元模型
Fig.1 Real ring model and finite element model of ring/nut

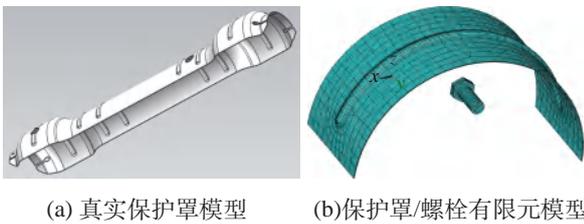


图2 真实保护罩模型和保护罩/螺栓有限元模型
Fig.2 Real protective cover model and finite element model of protective cover/bolt

$$v = \omega r \quad (1)$$

式中: v 为线速度; ω 为旋转速度; r 为旋转半径。
响应计算时间的确定是有限元分析中的重要工作,响应计算时间是否合理关系到是否能够完全反映对实际撞击过程的模拟。一方面,如果响应计算时间过短,就会漏掉对一部分过程的计算,从而不能准确模拟整个撞击过程;另一方面,如果响应计算时间过长,既会增加一些非实际情况的干扰,又浪费大量的计算机资源。因此,响应计算时间的设置应该

同时考虑到求解精度与求解效率两方面,设置不同求解时间多次迭代的计算结果如表2所示,为获取完整的包容过程,并提高求解效率,确定计算时间长度为5.0 ms。

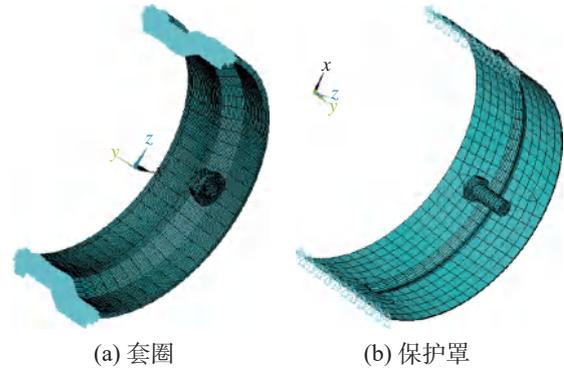


图3 约束边界条件
Fig.3 Constraint boundary condition

表2 不同计算时间下的求解结果
Table 2 Solution results of each calculation

分析对象	计算时间/ms	最终时刻是否分离	最终时刻是否反弹 飞出套圈/保护罩
套圈/螺母	0.5	是	否
	5.0	是	是
	50.0	是	是
保护罩/螺栓	0.5	否	否
	5.0	是	是
	50.0	是	是

2.2 仿真结果

计算得到的应力云图如图4所示,紧固件在5.0 ms内均未击穿靶板,并在与靶板发生碰撞后弹回,可见该套圈/保护罩对螺母/螺栓是包容的。撞击过程中

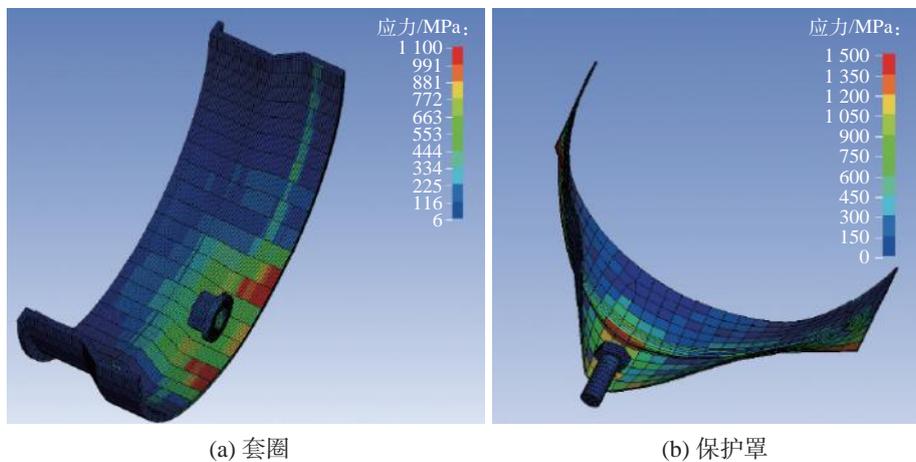


图4 撞击时的应力分布
Fig.4 Stress distribution during impact

紧固件速度变化如图5所示,飞出后螺母速度由69.7 m/s衰减到14.0 m/s,螺栓速度由69.7 m/s衰减到19.0 m/s。套圈发生撞击时最大应力为1 050 MPa,保护罩为1 430 MPa,均超出其材料屈服强度。其中,套圈最大应力达到强度极限的92.9%,保护罩最大应力达到强度极限的158.9%。撞击后保护罩有明显塑性变形,但两者均未被击穿。

3 靶板弹道冲击试验

3.1 试验方案及测试原理

由于旋转试验需要额外设计飞脱装置,结构复杂,且高速旋转状态下还需考虑通过附加质量保持整个试验器的动平衡,暂时不具备该试验条件。而靶板弹道冲击试验同样可以对包容性和结构受撞击后的破坏机理进行分析,还能进一步探究材料、结构形式、冲击形式等不同工况下的包容性规律和影响因素,故通过弹道冲击试验对套圈/保护罩进行包容性机理研究,与上文仿真结果进行对比。

试验中螺母/螺栓的冲击方向及冲击点位置示意图见图6。将套圈/保护罩固定在冲击夹具上,为使固定方式与仿真一致,在靶板两端部打孔并用螺栓固定。将螺母/螺栓置于弹托后放入空气炮中,调节气压以69.7 m/s的速度发射弹托,在弹托接触到炮口的脱弹器后,螺母/螺栓与弹托分离,并以该初始速度水平飞出并冲击靶板。

试验中,需测量螺栓和螺母的反弹速度,并需在保护罩和套圈典型位置布置三向应变花(图7),以监测冲击过程中的等效应力。该位置应尽可能靠近撞

击点,但又不能因撞击随靶板一起破坏失效,以获得靶板上较为准确的最大应力。

靶板试验台布局如图8所示,使用空气炮将紧固件以所需速度打出,使用脱弹器和定制弹托实现螺栓、螺母以实际工作姿态飞出,在炮管处布置红光点状激光器测量紧固件打出时的初始速度 v_s ,使用高速摄像机拍摄紧固件飞出后与靶板的撞击过程,选取撞击后反弹脱离靶板的两帧,将对应时刻分别记为 t_1 和 t_2 ($t_2 > t_1$),通过试验台侧面背景板上的刻度识别出两帧之间弹体飞出的距离 d ,并据下式计算撞击后的剩余速度 v_e 。

$$v_e = \frac{d}{t_2 - t_1} \quad (2)$$

为模拟套圈和保护罩的实际安装状态,将其通过螺栓安装在专用夹具上,夹具通过螺栓固定在底板上,可以通过夹具与底板的腰形孔调节其相对位置,以控制螺栓/螺母的撞击位置。试验件的安装状态见图9。

3.2 试验结果及分析

试验件运动轨迹见图10,试验过程中,螺母和螺栓分别未穿透套圈和保护罩;试验后,套圈未出现破损现象,保护罩有较大塑性变形,并出现了破损,如图11所示。

在冲击过程中由动态采集系统记录冲击点附近的三向应变,并计算相应的最大等效应力,如表3所示。可以看出,各试验对象均已超过材料屈服极限,其中,保护罩最大应力是抗拉强度的1.66倍,套圈最大应力是抗拉强度的0.91倍。

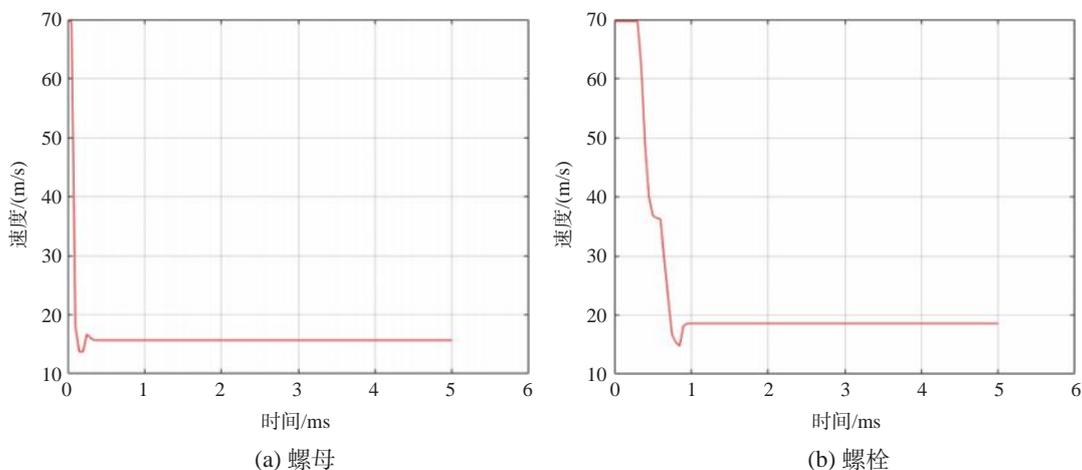
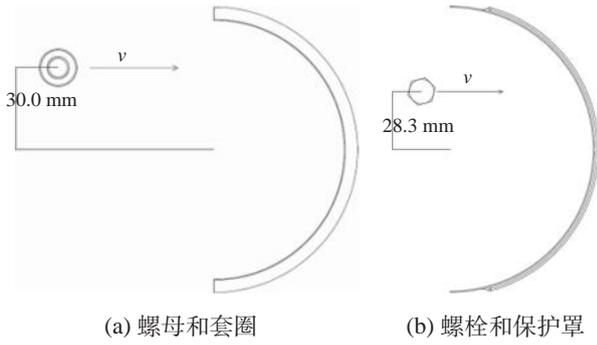


图5 紧固件速度随时间的变化过程

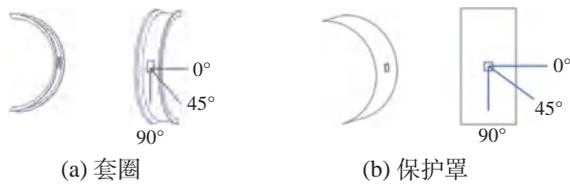
Fig.5 The process of fastener speed changing with time



(a) 螺母和套圈 (b) 螺栓和保护罩

图6 冲击方向及冲击点位置示意

Fig.6 Schematic diagram of the impact direction and position



(a) 套圈 (b) 保护罩

图7 应变花粘贴位置

Fig.7 The pasting position of the strain gauge

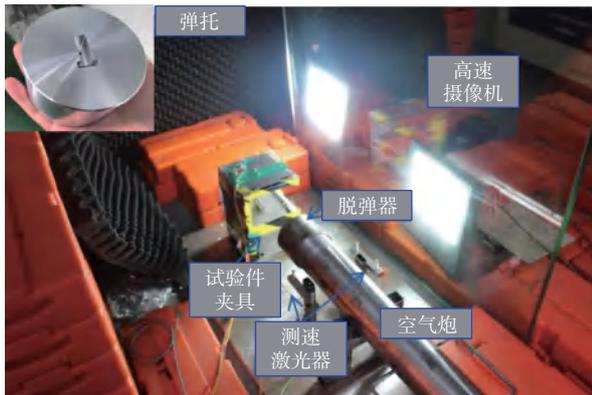


图8 靶板试验台布局

Fig.8 Layout of the target plate test rig

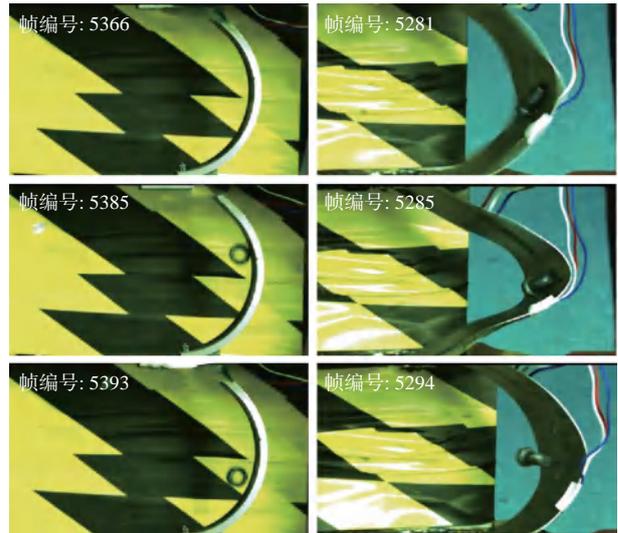


(a) 套圈 (b) 保护罩

图9 试验前的套圈和保护罩

Fig.9 Ring and protective cover before testing

为确保试验结果的一致性,又分别进行了2次靶板冲击试验,均未穿透,由于撞击角度和打出的初始速度略有不同,每次回弹轨迹存在差异,但回弹速度集中在15~25 m/s,详细数据见表4。



(a) 螺母撞击套圈 (b) 螺栓撞击保护罩

图10 试验件运动轨迹

Fig.10 Motion path of the test article



(a) 套圈 (b) 保护罩

图11 靶板试验后的套圈和保护罩

Fig.11 Ring and protective cover of the target plate after testing

综上所述,套圈和保护罩的包容性和损伤机理从试验层面得到了验证,反弹速度方面,螺母和螺栓在多次试验中均减速至初始速度的25%以内,且分别与仿真误差小于10%。最后,试验过程中套圈和保护罩上的最大等效应力与仿真误差均在5%以内,数值模拟结果得到了很好的验证。

4 结论

基于Plastic Kinematic硬化模型,结合ANSYS/LS-DYNA分析了高能量紧固件撞击套圈/保护罩包容结构的响应及损伤机理,并结合靶板冲击试验对数值模拟结果进行了验证。主要结论如下:

(1) 在120%最高转速下,螺母和螺栓飞出撞击套圈和保护罩时会产生高于其屈服强度的应力,甚至超过了保护罩的强度极限,但套圈和保护罩未被击穿,仅在保护罩上产生了塑性变形和破损,同时撞

表3 冲击过程中三向应变花测试结果
Table 3 Test results of tri-axial strain gauge during impact

试验对象	冲击最大应变/($\mu\text{m}/\text{m}$)			冲击最大 等效应力/MPa	与仿真结果的 误差/%
	0°方向	45°方向	90°方向		
套圈/螺母	1 212	905	7 057	1 024.64	2.42
保护罩/螺栓	3 062	11 040	-666	1 491.02	4.27

表4 冲击过程中速度及靶板状态的变化
Table 4 Changes in velocity and target plate conditions during the impact process

试验对象	$v_x/(\text{m}/\text{s})$	$v_y/(\text{m}/\text{s})$	$(v_x/v_e)/\%$	撞击后平均速度/(m/s)	试验与仿真误差/%	撞击后靶板状态
套圈/螺母	70.5	15.6	22.1	14.9	6.0	未穿透,无破损
	67.3	12.5	18.6			未穿透,无破损
	70.4	16.6	23.6			未穿透,无破损
保护罩/螺栓	70.0	17.2	24.6	14.9	9.5	未穿透,有破损
	72.9	12.2	16.7			未穿透,有破损
	76.1	15.4	20.2			未穿透,有破损

注:保护罩/螺栓靶板冲击试验由于后2次初始速度过大,在对比试验与仿真误差时仅使用第1次试验结果。

击后的速度也衰减至初速度的25%以内。结果表明套圈和保护罩在120%最高工作转速下是包容的。

(2) 将试验与仿真结果对比发现,撞击后速度误差小于10%,最大等效应力误差小于5%,体现了该精细化分析模型在高能量冲击的瞬态非线性有限元分析场景中的优越性,以及使用真实套圈/保护罩作为靶板的必要性。

(3) 后续将在轴上安装和旋转状态下模拟功率分出轴实际工作中紧固件松脱飞出,对功率分出轴包容性进行更深入的探索和分析,进一步保证功率分出轴在极端飞行条件下的可靠性与安全性。

参考文献:

- [1] 于亚彬,陈伟. 模型机匣/叶片的包容性数值分析[J]. 航空动力学报,2005,20(3):429-433.
YU Yabin,CHEN Wei. Numerical analysis of the modeled blade/casing containment[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(3):429-433. (in Chinese)
- [2] JOHNSON G R,COOK W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. Engineering Fracture Mechanics,1985,21(1):31-48.
- [3] 黎飞龙,吴宝勤,范志强. 航空发动机叶片包容性瞬态响应的数值仿真[J]. 兵工自动化,2010,29(7):22-24.
LI Feilong,WU Baoqin,FAN Zhiqiang. Numerical simulation of transient responses of aero-engine blade containment[J]. Ordnance Industry Automation,2010,29(7):22-24. (in Chinese)
- [4] 陈亚,谈超,郭亚洲. 金属靶板侵彻数值模拟对比研究[J]. 爆炸与冲击,2022,42(4):111-127.
CHEN Ya,TAN Chao,GUO Yazhou. Comparative study of numerical simulations of projectile penetration into metal targets[J]. Explosion and Shock Waves,2022,42(4):111-127. (in Chinese)
- [5] 谭学明,郭伟国,林栋,等. GCr15弹丸冲击不同厚度GH4169板的变形与破坏模式试验研究[J]. 振动与冲击,2022,41(7):199-206.
TAN Xueming,GUO Weiguo,LIN Dong,et al. Tests for deformation and failure modes of GH4169 plates with different thickness under GCr15 projectile impact [J]. Journal of Vibration and Shock,2022,41(7):199-206. (in Chinese)
- [6] HAGG A C,SANKEY G O. The containment of disk burst fragments by cylindrical shells[J]. Journal of Engineering for Power,1974,96(2):114-123.
- [7] COPPA A P,STOTLER C L. Containment of composite fan blades;US,NASA-CR-159474[P]. 1979-09-21.
- [8] 汪存显. 复合材料发动机机匣包容性机理研究[D]. 西安:西北工业大学,2019.
WANG Cunxian. Investigation on mechanism of containment for composites engine casing[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2019. (in Chinese)
- [9] 倪俊,韩庆. 破片入射姿态对机体毁伤效果影响研究[J]. 科学技术与工程,2014,14(10):95-98.
NI Jun,HAN Qing. A study of airframe damage effect caused by fragment revolution[J]. Science Technology and Engineering,2014,14(10):95-98. (in Chinese)
- [10] CORBETT G G,REID S R,JOHNSON W. Impact loading of plates and shells by free-flying projectiles: A review[J]. International Journal of Impact Engineering,

- 1996, 18(2):141-230.
- [11] GOLDSMITH W. Non-ideal projectile impact on targets [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 1999, 22(2-3):95-395.
- [12] 侯理臻, 廖明夫, 王卫国, 等. 叶片飞脱下转子动力学响应实验[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(5):1010-1019. HOU Lizhen, LIAO Mingfu, WANG Weiguo, et al. Experiment of rotor dynamics under fan blade off[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(5):1010-1019. (in Chinese)
- [13] 王四季, 廖明夫, 侯理臻, 等. 航空发动机实验器突加不平衡的加载装置: 中国, CN106611553A[P]. 2017-05-03. WANG Siji, LIAO Mingfu, HOU Lizhen, et al. Unbalanced loading device for aircraft engine tester: China, CN106611553A[P]. 2017-05-03. (in Chinese)
- [14] 虞 磊, 马会防, 耿景艳, 等. 模型转子突加不平衡响应分析及试验验证[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(10): 2256-2263. YU Lei, MA Huifang, GENG Jingyan, et al. Analysis and test verification of model rotor sudden unbalance response[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(10): 2256-2263. (in Chinese)
- [15] 宣海军, 陆 晓, 洪伟荣, 等. 航空发动机机匣包容性研究综述[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(8):1860-1870. XUAN Haijun, LU Xiao, HONG Weirong, et al. Review of aero-engine case containment research[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1860-1870. (in Chinese)

多点屏蔽式总温探针稳态误差构成及分布特征研究

张晓东¹, 周俊生¹, 赵安涛², 张伟昊^{2,3*}, 谢金伟¹

(1. 中国航发四川燃气轮机研究院, 成都 610500; 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191; 3. 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘要: 采用数值模拟方法, 定量分析了两型多点屏蔽式总温探针在典型安装环境下的稳态误差各组分(速度误差、导热误差、辐射误差)的变化规律。结果表明: 多点屏蔽式总温探针的不同测点稳态误差受来流流动状态及换热特征的影响机制不同, 主要误差来源随测点空间位置的变化而变化。在较高马赫数(约为0.376)流场中, 探针的导热误差和辐射误差均随测点位置远离安装座而减小, 且变化趋势明显, 但两者在稳态误差中的占比变化不大; 在较低马赫数(约为0.067)流场中, 探针的导热误差随测点远离安装座而减小, 但辐射误差随测点远离安装座而逐渐增大, 导致稳态误差主要来源由导热误差转变为辐射误差。在对多点屏蔽式总温探针进行误差修正时, 需重视不同测点位置与流动马赫数共同作用下误差组分的定量变化及不同测点处主导误差组分的差异。

关键词: 屏蔽式总温探针; 稳态误差; 流热耦合; 来流马赫数; 误差修正; 数值仿真

中图分类号: V263.3 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)04-0018-10

DOI: 10.3724/j.GTER.20250048

Composition and spatial distribution analysis of steady-state errors in shielded multi-probe thermocouples

ZHANG Xiaodong¹, ZHOU Junsheng¹, ZHAO Antao², ZHANG Weihao^{2, 3*}, XIE Jinwei¹

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China; 2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulations were employed to quantitatively analyze the variation patterns of steady-state error components (velocity error, conduction error, and radiation error) for two types of multi-point shielded total temperature probes under typical installation conditions. The results demonstrate that the steady-state errors at different measurement points are influenced differently by the incoming flow state and heat transfer characteristics, with the primary error source varying according to the spatial location of the measurement point. For the probe within the higher Mach number flow field ($Ma \approx 0.376$), both conduction and radiation errors decreased significantly as measurement points moved away from the mounting base, though their relative contributions to the total steady-state error changed minimally. Conversely, for the probe in the lower Mach number flow field ($Ma \approx 0.067$), conduction error decreased with increasing distance from the mounting base while radiation error gradually increased, causing the dominant error source to shift from conduction to radiation. Consequently, when applying error corrections to multi-point

收稿日期: 2025-06-19

基金项目: 国家财政稳定支撑项目(GJCZ-0102-03)

作者简介: 张晓东(1985-), 男, 山西忻州人, 高级工程师, 硕士, 主要从事叶轮轮机试验研究。

通信作者: 张伟昊(1985-), 男, 副教授, 博士, 主要从事航空燃气轮机流动机理与设计技术、新型空天发动机技术等研究。E-mail: zhangweihao@buaa.edu.cn

引用格式: 张晓东, 周俊生, 赵安涛, 等. 多点屏蔽式总温探针稳态误差构成及分布特征研究[J]. 燃气轮机试验与研究, 2025, 38(4): 18-27. ZHANG Xiaodong, ZHOU Junsheng, ZHAO Antao, et al. Composition and spatial distribution analysis of steady-state errors in shielded multi-probe thermocouples[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 18-27.

shielded total temperature probes, it is essential to account for the quantitative changes in error components and the differences in the dominant error component resulting from the combined effects of measurement point location and flow Mach number.

Key words: shielded total temperature probe; steady-state error; fluid-thermal coupling; inflow Mach number; error correction; numerical simulation

1 引言

涡轮是燃气涡轮发动机的关键热端部件,通过性能试验验证其设计结果是行业公认的有效方法。在涡轮性能试验中,准确的气流温度测量是可靠评估涡轮性能的前提和关键。在诸多温度测量技术中,总温探针由于原理清晰、加工便利、性能稳定而在行业内得到广泛使用。

为提升总温探针的测量精度,国内外学者围绕总温探针的测量误差修正开展了大量研究工作。NACA^[1-4]于20世纪50年代开始研究总温探针的误差修正,基于大量的实验数据提炼了多个在一定工况范围内具有很高精度的经验公式,但其缺点也较为明显,例如实验数据的获取成本高昂,且经验公式的适用范围有限。MOFFAT^[5]于1962年首次从总温探针误差产生机理出发,将稳态误差分为速度误差、导热误差和辐射误差3种,并对其进行了初步误差建模工作,虽然该模型的精度不高,但是较好地描述了探针误差来源,被国内外学者广泛认同,已成为本领域误差建模的基准和出发点。

随着计算机技术的发展,越来越多的学者选择采用数值模拟的方法来研究探针稳态误差的构成。冯·卡门实验室的VILLAFANE和PANIAGUA^[6]利用数值模拟的方法研究了偶丝长径比对某屏蔽式总温探针稳态误差及动态响应特性的影响。研究表明,当偶丝长径比大于5时,探针稳态误差与动态响应误差均显著降低,继续增大长径比带来的误差改善效果有限。胡金鑫等^[7]采用数值模拟的方式研究了某3点梳状、5点耙状结构总温探针的总温恢复系数随来流角度、马赫数及来流温度的变化规律,发现总温探针气流温度及马赫数的变化更加敏感,对气流偏角变化的敏感性较小。杨伟平等^[8-9]采用数值模拟的方法分析了总温探针稳态误差的来源,并在深入理解误差产生机制的基础上,对某探针进行了构型改进工作,可使其稳态误差降低50%以上。ZOU等^[10]针对某单点屏蔽式总温探针进行了流动换热分析及误差建模工作。杨兆欣等^[11]设计了一

款带有双层屏蔽罩的总温探针,可以在高速气流下进行精确的测温工作。UMMER等^[12]通过数值模拟的方式研究了探针稳态误差的产生机制并对其进行了构型改进工作。HE等^[13]采用数值模拟的方式针对多点屏蔽式总温探针进行了误差建模工作,所发展的稳态误差预测模型可以区分不同测点的稳态误差变化规律且精度较高。以上研究工作有效提升了人们对总温探针内部和周围的流动与换热现象的认识,也为进行更高精度、更高可靠度的误差建模工作提供了有力支撑。

然而,当前围绕总温探针测量误差的研究大多针对于测点较少(以单点探针为主、一般不超过5点)的探针开展,较少考虑具有较多测点的探针在安装环境下的误差特征,从而对在工程中应用较多的多点屏蔽式探针的误差认识有限,无法支撑对测试结果的精确评估和修正。对此,本文采用数值模拟的方式,分别研究了典型安装环境下某10测点屏蔽式总温探针及某6测点屏蔽式总温探针在不同工况下的稳态误差分布特征,分析了其变化机制,从而为较多测点总温探针的稳态测试结果评估及误差建模提供支撑。

2 研究对象及数值模拟方法

研究对象为两型多点屏蔽式总温探针,包括某10测点屏蔽式总温探针和某6测点屏蔽式总温探针。图1为两型探针的结构示意,主要包括温度测点、探针支杆、屏蔽罩、安装座等。为减小温度测点的测量误差,所有温度测点均设置屏蔽罩,且屏蔽罩的构型一致。屏蔽罩进口直径为4.1 mm,出口直径为1.5 mm。热电偶偶丝结点直径为1.0 mm,偶丝直径为0.5 mm。其中,6测点屏蔽式总温探针的测点6屏蔽罩向下偏转10°。探针各部位的材料物性参数如表1所示。

在某涡轮性能试验中,涡轮试验件进口的稳定段和试验段分别安装了10测点屏蔽式总温探针和6测点屏蔽式总温探针。如图2所示,探针安装座与涡

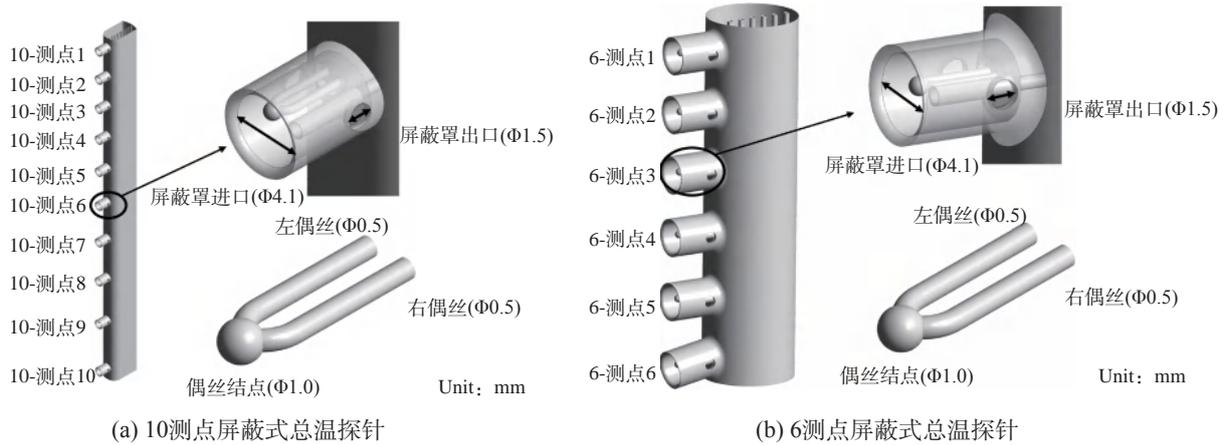


图1 多点屏蔽式总温探针构型

Fig.1 Geometry parameters of the shielded multi-probe thermocouple

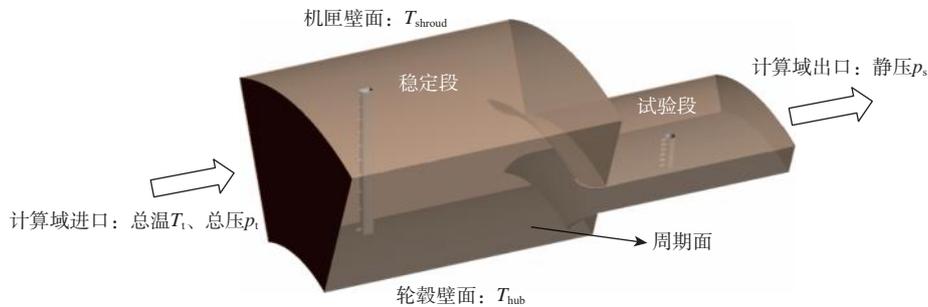


图2 计算域示意图

Fig.2 Sketch map of the computational domain

表1 多点屏蔽式总温探针材料物性参数

Table 1 Thermophysical properties of materials used for shielded multi-probe thermocouple

探针部位	材料	热导率/(W/(m·K))	发射率
支杆及屏蔽罩	304不锈钢	16.3	0.5
左偶丝	镍铬合金NiCr	20.0	0.7
右偶丝	镍硅合金NiSi	16.0	0.7
偶丝结点	-	18.0	0.7

轮试验件机匣紧密贴合安装,为便于试验数据处理,探针支杆上的测点在径向按照等环面面积分布。计算域进口给定来流总温、总压,出口给定静压,机匣轮毂壁面给定静温。边界条件的具体数值基于试验测量数据给定,计算域边界条件具体取值如表2所示。

采用商用软件CFX进行三维数值模拟,结合流场模拟(不考虑导热及辐射,CFD)、流热耦合(考虑导热,CHT)和带辐射模型的流热耦合(考虑导热及辐射,RCHT)3种数值模拟方式,分别定量评估探针的速度误差、导热误差及辐射误差。

采用Fluentmeshing对计算域划分非结构化网

格,为获取探针周围的高质量流场数据,对探针周围的流体域进行加密,网格及计算域尺寸参数如图3所示。同时,为满足CFX软件中SST湍流模型的计算域要求,边界层网格保证了偶丝结点、偶丝、屏蔽罩及支杆壁面处 $y^+ < 1.0$,其余壁面的 $y^+ < 3.5$ 。

为保证仿真结果的可靠性,首先进行了网格无关性验证。在不同网格量下,带辐射模型的流热耦合数值仿真给出的偶丝结点表面的平均温度如图4所示。可以看出,在网格量达到 56.75×10^6 之后,仿真结果不再变化。因此,后续工作基于网格量为 56.75×10^6 的网格展开。

进一步地,研究团队还对数值方法对流动、对流换热、辐射换热等关键流动和换热现象的仿真精度进行了验证^[8-10,12-15]。

(1) 流场仿真精度验证

鉴于探针支杆近似于圆柱形,参考相关试验结果,在 $2 \times 10^3 < Re < 3 \times 10^5$ (Re 为雷诺数)范围内,流动分离点位于约 82° 处,且局部马赫数最大值不超过来流马赫数的2倍。数值模拟得到的马赫数云图如

表2 数值模拟边界条件及稳定段、试验段马赫数

Table 2 Boundary conditions of numerical simulation and Mach number in the settling section and test section

进口总温/K	进口总压/kPa	出口静压/kPa	机匣轮毂内壁温度/K	稳定段马赫数	试验段马赫数
550	50	45	535.7	0.067	0.376

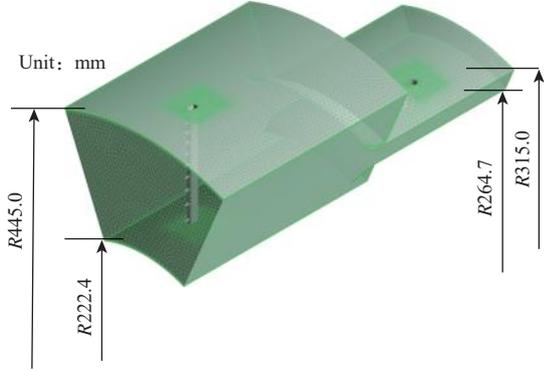


图3 网格示意图及计算域尺寸参数

Fig.3 Grids and dimensions of the computation domain

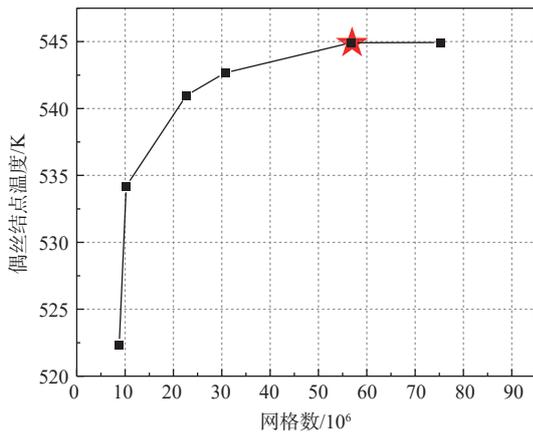


图4 基于偶丝结点温度的网格无关性验证

Fig.4 The grid independence verification based on thermocouple junction temperature

图5(a)所示,与试验结果高度吻合,验证了流场模拟的可靠性。

(2) 对流换热仿真精度验证

将数值模拟提取的偶丝结点处对流换热系数与Whitaker经验公式(式(1))计算结果进行对比,结果如图5(b)所示。图中, Re_j 为以偶丝结点直径为特征长度计算的雷诺数, Nu_j 为偶丝结点的努塞尔数。可以看出两者吻合良好,验证了对流换热模拟的可靠性。

$$Nu = 2 + (0.4Re^{1/2} + 0.06Re^{2/3}) \times Pr^{2/5} \quad (1)$$

式中: Nu 为努塞尔数; Pr 为普朗特数。

(3) 辐射换热仿真精度验证

由于流经屏蔽室气体的光学厚度 $\tau = 0.0012$ ($\tau = a \cdot l$, 其中吸收系数 a 依据 ANSYS 帮助文档取 0.2 m^{-1} , l 为屏蔽室长度, 为 0.006 m), 小于 1, 因此选用 DTRM 辐射模型进行计算。为验证 DTRM 辐射模型的可靠性, 构建如图 5(c) 所示的计算域, 进口给定总温、总压, 出口给定静压, 周围壁面给定静温, 采用数值模拟的方式计算得到球体表面的平均温度为 304.5 K 。同时从理论角度出发, 构建中心球体的换热平衡方程, 如式(2)所示, 计算得到的球体表面平均温度的理论值为 303.7 K , 两者相对误差在 1% 以下, 验证了辐射模拟的可靠性。

$$h_q A_q (T_q - T_{in}) = \varepsilon A_q \sigma (T_{iw}^4 - T_q^4) \quad (2)$$

式中: h_q 为中心球体表面对流换热系数, $W/(m^2 \cdot K)$; A_q 为中心球体表面积, m^2 ; T_q 为中心球体表面平均温度, K ; T_{in} 为中心球体周围流体静温, K ; T_{iw} 为中心球体周围壁面温度, K ; σ 为斯特藩-玻尔兹曼常数, 其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(m^2 \cdot K^4)$; ε 为发射率。

3 多点屏蔽式总温探针稳态误差分布特征及影响机制分析

本研究结合同一工况下 3 种数值模拟方式 (CFD、CHT 和 RCHT) 得到的结果计算 3 种误差的数值。速度误差 E_v 、导热误差 E_c 及辐射误差 E_r 由式(3)~式(5)计算。

$$E_v = T_t - T_{jv} \quad (3)$$

$$E_c = T_t - T_{jc} - E_v \quad (4)$$

$$E_r = T_t - T_{jr} - E_v - E_c \quad (5)$$

式中: T_{jv} 、 T_{jc} 、 T_{jr} 分别为 CFD、CHT 和 RCHT 仿真给出的偶丝结点表面平均温度。

两支总温探针在典型工况下的稳态误差如表 3、表 4 所示。其中, 10 测点屏蔽式总温探针的速度误差保留了 3 位小数, 以呈现不同测点之间的细微差异。结果表明, 多点屏蔽式总温探针不同测点的稳态误

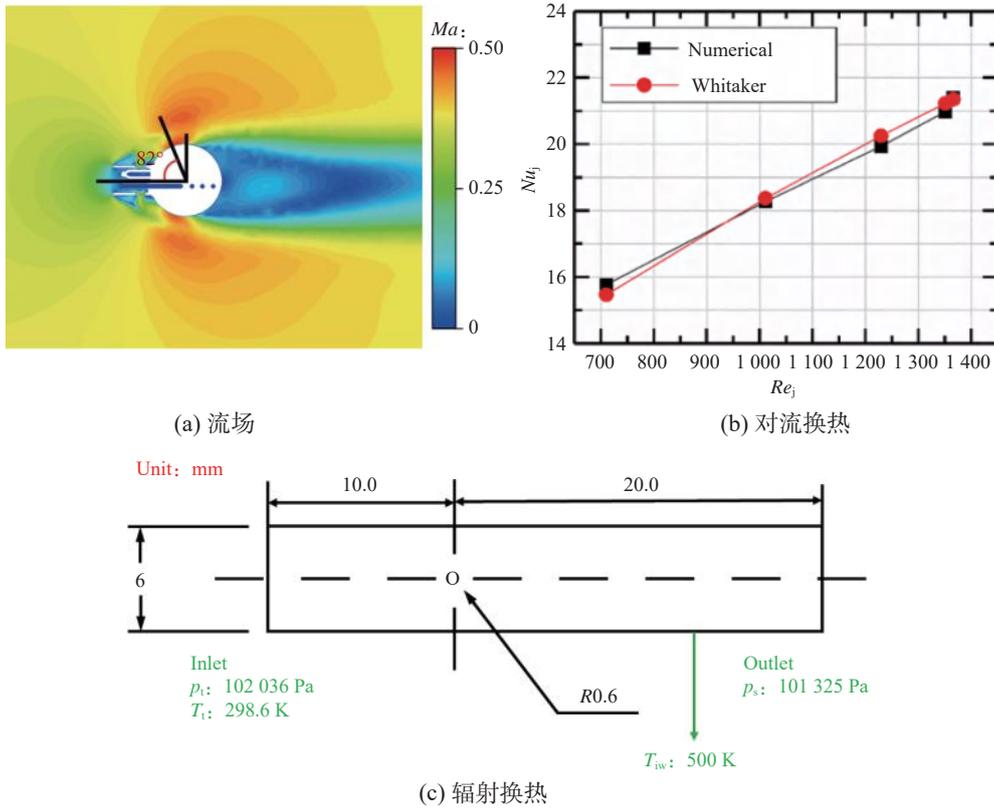


图5 数值模拟可靠性验证

Fig. 5 Reliability verification of numerical simulation

表3 10测点总温探针在典型工况下的误差

Table 3 Probe error for 10-point shielded multi-probe thermocouple under typical operating conditions

测点	速度误差	导热误差	辐射误差	总误差
测点1	0.009	4.79	0.28	5.08
测点2	0.012	1.81	0.49	2.31
测点3	0.012	0.74	0.58	1.33
测点4	0.012	0.34	0.60	0.95
测点5	0.012	0.20	0.60	0.81
测点6	0.012	0.15	0.60	0.76
测点7	0.012	0.13	0.60	0.74
测点8	0.012	0.13	0.60	0.74
测点9	0.012	0.13	0.60	0.74
测点10	0.013	0.11	0.65	0.77

表4 6测点总温探针在典型工况下的误差

Table 4 Probe error for 6-point shielded multi-probe thermocouple under typical operating conditions

测点	速度误差	导热误差	辐射误差	总误差
测点1	0.13	2.27	0.76	3.16
测点2	0.15	1.89	0.51	2.55
测点3	0.15	1.70	0.34	2.19
测点4	0.15	1.61	0.28	2.04
测点5	0.15	1.57	0.27	1.99
测点6	0.09	1.65	0.31	2.05

差差别较大,稳态误差最大可达5.08 K,最小可降至0.74 K。下文将结合探针周围的流动与换热特性,分别针对两支探针,分析其稳态误差各组分(速度误差、导热误差、辐射误差)的空间分布特征及影响机制,并量化不同测点稳态误差中各组分的贡献比例。

3.1 多点屏蔽式总温探针速度误差分布特征

10测点及6测点屏蔽式总温探针的速度误差分布特征(图6)表明,不同测点的速度误差差异并不显著。对于两支多点屏蔽式总温探针,测点1因过于靠近机匣壁面,该处流体存在一定程度的减速,导致其速度误差相较于其他测点偏小。而最靠近轮毂壁面的测点,其速度误差偏大,原因在于气流流经探针支杆与轮毂壁面形成的狭缝时,会产生小幅加速(图7),导致最靠近轮毂壁面测点前方的马赫数略有提升。对于6测点屏蔽式总温探针,其测点6的屏蔽罩并非正对来流方向,导致屏蔽罩进口的有效流通面积减小,内部流通能力减弱,从而使其速度误差较小。

3.2 多点屏蔽式总温探针导热误差分布特征

图8展示了10测点及6测点屏蔽式总温探针的导热误差分布特征。随着测点远离机匣壁面,导热误

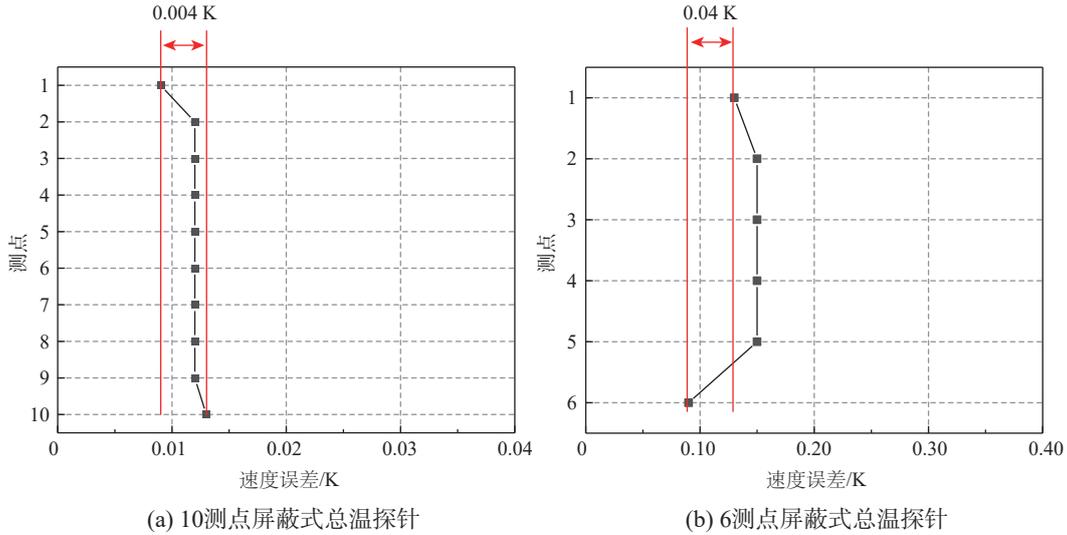


图6 多点屏蔽式总温探针速度误差变化规律

Fig. 6 Variation pattern of velocity error in shielded multi-probe thermocouple

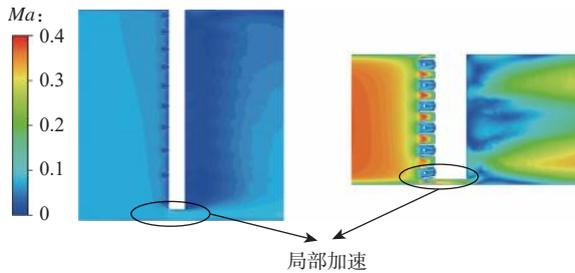


图7 探针支杆周围马赫数分布

Fig. 7 Mach number distribution around the support

差首先显著降低,随后趋于稳定。这一分布特征源于导热误差的影响因素。导热误差的预测模型如式(6)所示。由于偶丝结点周围流体静温与偶丝周围流体静温差别很小,本文近似认为两者一致,故偶丝结点周围流体静温亦用 T_{jv} 表示。式(6)表明,在探针构型固定的前提下,导热误差主要受偶丝周围气流静温与偶丝肋根温度之差($T_{jv} - T_r$)和偶丝的对流换热系数两个因素的影响。

$$E_c(x) = \frac{T_{jv} - T_r}{ch(m \cdot L_{wire})} \quad (6)$$

式中: T_r 为偶丝肋根温度; L_{wire} 为偶丝长度; $m = \frac{h_{line} C}{\lambda A}$, h_{line} 为偶丝换热系数, C 为偶丝换热周长, λ 为偶丝导热率, A 为偶丝横截面积。

如前所述,探针不同测点的速度误差变化幅度有限,意味着各测点偶丝周围气流的流动速度接近,因而 h_{line} 也基本保持不变。因此,不同测点间导热

误差的差异主要源于 $T_{jv} - T_r$ 。

为探究其影响机制,研究给出了探针支杆表面的温度分布,如图9所示。可以看出,支杆表面温度随远离机匣壁面先显著升高,后趋于稳定。为更清晰地揭示导热误差分布特征的形成机制,进一步对比了不同测点位置处 $T_{jv} - T_r$ 的变化规律,如图10所示。可以看出,随着测点远离机匣壁面, $T_{jv} - T_r$ 先大幅下降,随后趋于平稳;同时,各测点偶丝的 h_{line} 基本一致。这正是导热误差呈现先显著下降后趋于稳定这一变化规律的主要原因。

值得注意的是,对于6测点屏蔽式总温探针,其测点6的导热误差呈现小幅上升趋势。该现象同样可归因于测点6屏蔽罩倾斜导致进口有效流通面积减小,进而引起屏蔽罩内马赫数降低,导致测点6处偶丝的 h_{line} 偏小,最终造成该测点导热误差出现小幅增大趋势。

3.3 多点屏蔽式总温探针辐射误差分布特征

图11展示了10测点及6测点屏蔽式总温探针的辐射误差分布特征。可以看出,10测点屏蔽式总温探针的辐射误差随测点远离机匣壁面呈上升趋势,而6测点屏蔽式总温探针呈下降趋势。

两支探针辐射误差变化规律的差异源于其辐射误差的产生机制。对于所研究的探针构型,其辐射换热主要由两部分组成:偶丝结点向机匣/轮毂壁面的辐射换热以及偶丝结点向屏蔽罩壁面的辐射换热(图12)。该辐射换热过程可采用角系数法建立热平

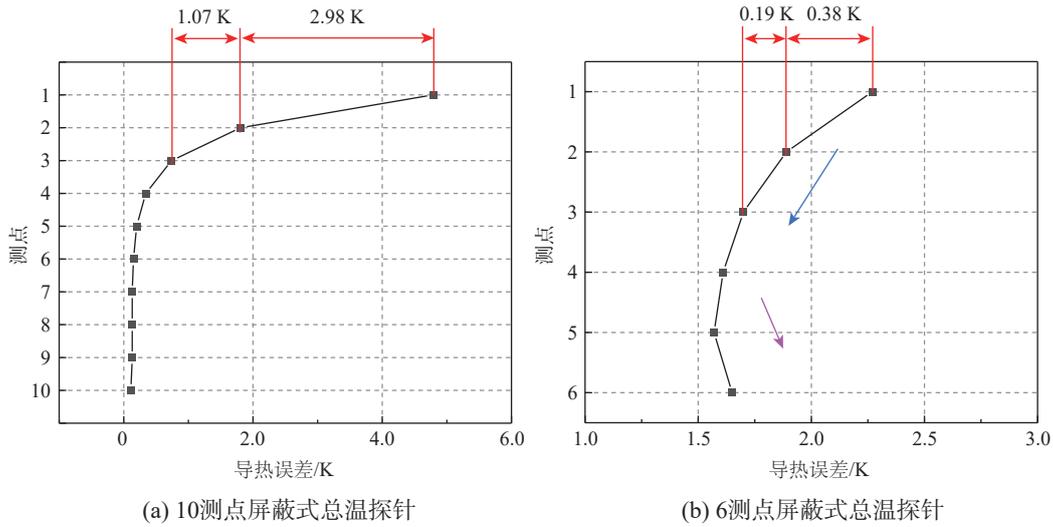


图8 多点屏蔽式总温探针导热误差变化规律

Fig.8 Variation pattern of conduction error in shielded multi-probe thermocouple

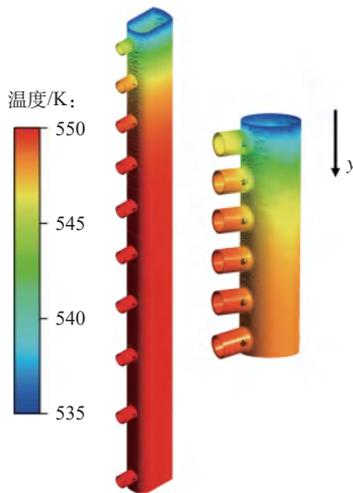


图9 多点屏蔽式总温探针支杆表面温度分布

Fig.9 Temperature distribution of support in shielded multi-probe thermocouple

衡方程(式(7))进行描述。

$$E_r = \frac{X_1\sigma(T_{jr}^4 - T_w^4) + X_2\sigma(T_{jr}^4 - T_p^4)}{h_j} \quad (7)$$

对于本研究所涉及的探针,其偶丝结点完全被屏蔽罩包裹,因此角系数 X_2 (指向机匣/轮毂壁面)极小,意味着辐射换热主要由偶丝结点向屏蔽罩壁面的辐射主导。基于此,辐射误差的预测模型可简化为式(8)。

$$E_r \approx \frac{X_1\sigma(T_{jr}^2 + T_w^2)(T_{jr} + T_w)(T_{jr} - T_w)}{h_j} \quad (8)$$

为深入分析辐射误差分布特征的影响机制,将偶丝结点温度 T_{jr} 与其所在平面处的屏蔽罩温度 T_w 进行了对比,如图13所示。

对于10测点屏蔽式总温探针,由于其测量流场的马赫数较低,偶丝结点与屏蔽罩之间的温差 $T_{jr} - T_w$ 并不显著。随着测点远离机匣壁面,该温差的变化范围不大。然而, T_{jr} 与 T_w 随测点远离机匣壁面而同步升高(尽管温差相对稳定),导致该探针的辐射误差随测点远离机匣壁面而呈现小幅上升趋势。

对于6测点屏蔽式总温探针,其所处流场马赫数较高,导致 $T_{jr} - T_w$ 更为显著。随着测点远离机匣壁面,该温差呈现下降趋势,相应地,其辐射误差也呈现下降趋势。然而,在测点6处,由于屏蔽罩倾斜导致换热能力减弱,该位置的 $T_{jr} - T_w$ 反而增大,进而造成其辐射误差出现小幅上升趋势。

由此可见,辐射误差不仅与导热误差之间存在强耦合特征,而且马赫数对探针辐射误差的影响机制也较为复杂:马赫数不仅影响了偶丝结点的对流换热系数,更通过改变偶丝结点与屏蔽罩之间的温差,共同决定了辐射误差的分布特征。

3.4 多点屏蔽式总温探针稳态误差构成及占比变化规律

图14为两型探针各测点稳态误差构成的变化规律。对于安装在稳定段的10测点屏蔽式总温探针,

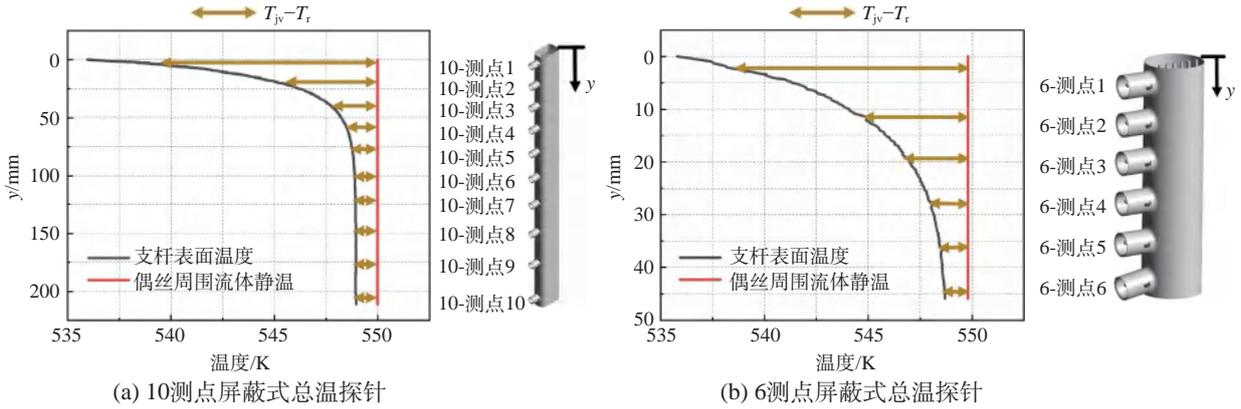


图10 多点屏蔽式总温探针 $T_{jv} - T_r$ 在不同支杆位置上的对比
 Fig.10 Comparison of $T_{jv} - T_r$ at different positions for shielded multi-probe thermocouple

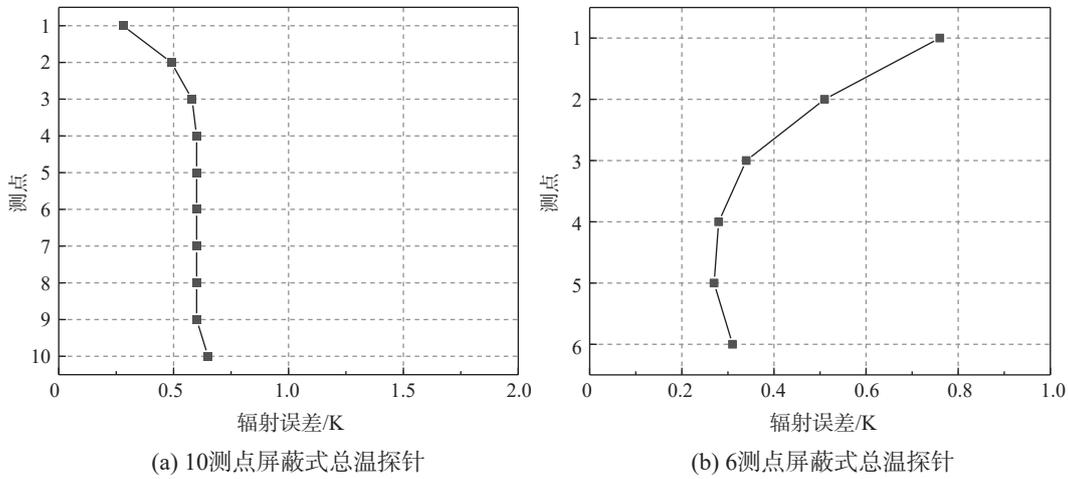


图11 多点屏蔽式总温探针辐射误差变化规律
 Fig.11 Variation pattern of radiation error in shielded multi-probe thermocouple

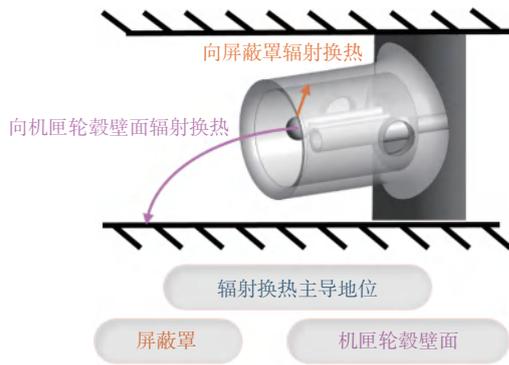


图12 多点屏蔽式总温探针辐射换热来源
 Fig.12 Sources of radiative heat transfer in shielded multi-probe thermocouple

所有测点的速度误差占比均很小;在靠近机匣壁面的测点1,导热误差是稳态误差的主要来源,占比可达90%以上;随着测点远离机匣壁面,导热误差的占比持续下降,而辐射误差的占比不断提升;最终,在

测点4之后,辐射误差取代导热误差,成为稳态误差的主要组成部分。

安装在试验段的6测点屏蔽式总温探针也呈现出类似的稳态误差构成演变趋势。然而,由于其所在流场马赫数较高,导热误差的占比并不会降低至很低的水平。整体而言,在不同测点位置,稳态误差均由导热误差和辐射误差共同决定,其中导热误差的占比可超过60%,而辐射误差的占比可达到30%以上。

4 结论

采用数值模拟方法,研究了10测点和6测点两型屏蔽式总温探针稳态误差各组分(速度误差、导热误差、辐射误差)的大小及空间分布特征,并深入分析了其影响机制。主要结论如下:

- (1) 两型屏蔽式总温探针均表现出良好的滞止效果,速度误差在稳态误差中占比很小,且速度误差

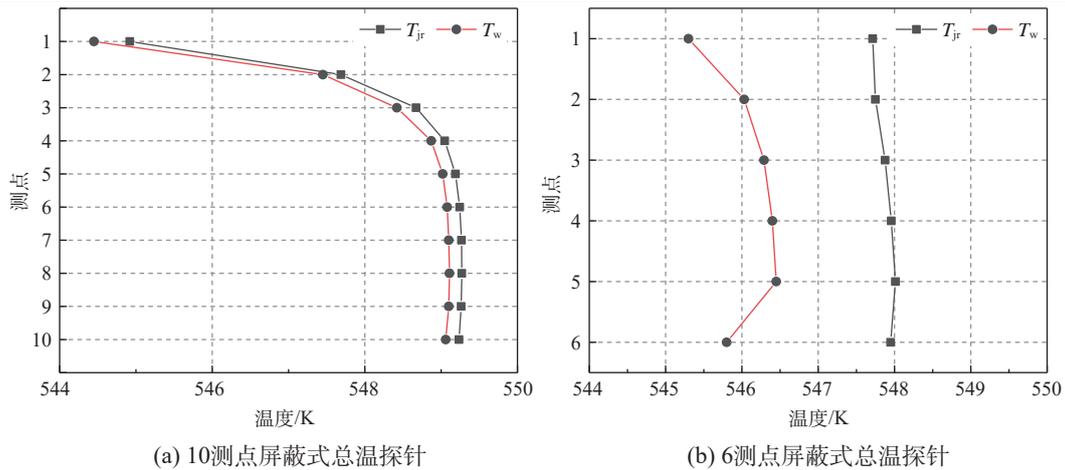


图13 多点屏蔽式总温探针偶丝结点温度与偶丝结点所在平面屏蔽罩温度的对比

Fig.13 Temperature contrast between the thermocouple junction and shield at the junction plane in shielded multi-probe thermocouple

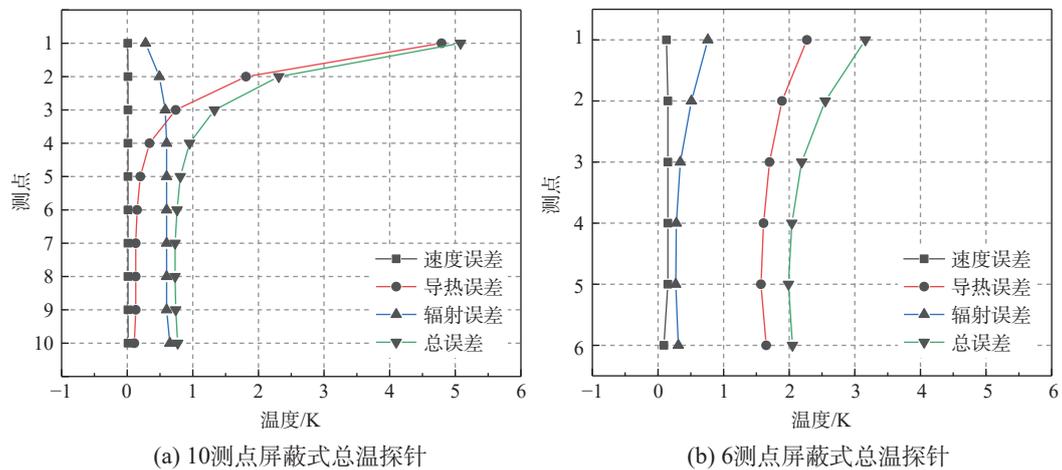


图14 多点屏蔽式总温探针稳态误差各组分大小对比

Fig.14 Comparative magnitude of steady-state error components in shielded multi-probe thermocouple

随测点物理位置的变化基本保持恒定。

(2) 探针导热误差受测点物理位置影响显著, 由于探针支杆的导热过程呈现类肋片特性, 近机匣壁面区域支杆温度快速上升并形成较大温差, 随着远离机匣壁面趋于稳定。受此特殊温度分布的影响, 导热误差随测点远离机匣壁面呈现先大幅下降后趋于稳定的变化规律, 其值可从4.79 K降至0.11 K, 变化幅度较大。

(3) 辐射误差机制复杂, 受多重因素耦合影响, 不仅与导热误差存在强耦合的关系, 其大小还受探针所处流场马赫数的影响。马赫数不仅影响偶丝结点的对流换热能力, 同时也显著影响偶丝结点与周围环境(尤其是屏蔽罩)之间的温差。随着流场马赫

数的增大, 偶丝结点与屏蔽罩之间的温差逐渐增大, 从而显著影响辐射误差的大小。

(4) 多点屏蔽式总温探针的稳态误差各组分占比的分布特征同时受来流马赫数和测点位置的影响。对于处于较高马赫数流场的探针, 尽管导热误差和辐射误差随测点位置均有显著变化, 但两者在稳态误差中的占比变化不大; 与之相对, 处于较低马赫数流场的探针的导热误差随测点远离机匣壁面而减小, 同时辐射误差增大, 导致稳态误差的主要来源由导热误差逐渐转变为辐射误差。因此, 在对多点屏蔽式总温探针的各个测点进行误差修正时, 需重视测点空间位置与流动马赫数共同作用下误差组分的定量变化及不同测点处主导误差组分的差异。

参考文献:

- [1] SIMMONS F S, GLAWE G E. Theory and design of a pneumatic temperature probe and experimental results obtained in a high-temperature gas stream[R]. NACA-TN-3893, 1957.
- [2] GLAWE G E, SIMMONS F S, STICKNEY T M. Radiation and recovery corrections and time constants of several chromel-alumel thermocouple probes in high temperature, high-velocity gas streams[R]. NACA-TN-3766, 1956.
- [3] STICKNEY T M. Recovery and time-response characteristics of six thermocouple probes in subsonic and supersonic flow[R]. NACA-TN-3455, 1955.
- [4] GOLDSTEIN D L, SCHERRER R. Design and calibration of a total-temperature probe for use at supersonic speeds[R]. NACA-TN-1885, 1949.
- [5] MOFFAT R J. Gas temperature measurement[M]. London: Reinhold Publishing Corporation, 1962.
- [6] VILLAFANE L, PANIAGUA G. Aero-thermal analysis of shielded fine wire thermocouple probes[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2013, 65: 214–223.
- [7] 胡金鑫, 郑光华, 水飞, 等. 亚音速流场中三点和五点总温探针测量的研究[J]. 热科学与技术, 2023, 22(5): 474–482.
- HU Jinxin, ZHENG Guanghua, SHUI Fei, et al. Research on three-point and five-point total temperature probe measurement in subsonic flow field[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2023, 22(5): 474–482. (in Chinese)
- [8] 杨伟平, 张伟昊, 邹正平, 等. 屏蔽式总温热电偶的稳态误差分析及改型设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2784–2795.
- YANG Weiping, ZHANG Weihao, ZOU Zhengping, et al. Steady state error estimation and modification of a shielded thermocouple[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2784–2795. (in Chinese)
- [9] 张伟昊, 杨伟平, 曹保武, 等. 屏蔽式总温探针流动与换热分析[J]. 航空科学技术, 2018, 29(7): 67–72.
- ZHANG Weihao, YANG Weiping, CAO Baowu, et al. Aerodynamic and heat transfer analysis of a shielded total temperature probe[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(7): 67–72. (in Chinese)
- [10] ZOU Zhengping, YANG Weiping, ZHANG Weihao, et al. Numerical modeling of steady state errors for shielded thermocouples based on conjugate heat transfer analysis[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 119: 624–639.
- [11] 杨兆欣, 顾正华, 张文清. 高速气流总温探针恢复特性评估技术研究[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(8): 122–129.
- YANG Zhaoxin, GU Zhenghua, ZHANG Wenqing. Research on the recovery characteristics evaluation of total temperature probe in the high-speed airflow[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(8): 122–129. (in Chinese)
- [12] UMMER Z, ZHANG Weihao, YANG Weiping, et al. Numerical investigation on metrological fidelity of a shielded thermocouple probe and the effects of geometrical parameters[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2022, 39(3): 383–401.
- [13] HE Tingyu, ZHANG Weihao, LI Zhen, et al. Conjugate heat transfer analysis and steady-state error model for shielded thermocouples with multi-probes[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2025, 211: 109702.
- [14] ZHAO Antao, ZHANG Weihao, HE Tingyu, et al. Steady-state error analysis and modeling of water-cooled shielded multi-probe thermocouples[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2025, 165: 109029.
- [15] LI Zhen, ZHANG Weihao, HE Tingyu, et al. Fractional-order modeling of dynamic response for shielded total temperature probes considering unsteady aerothermal processes[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2024, 156: 107568.

双旋流冲击冷却涡轮叶片前缘气膜冷却特性实验研究

卢娟¹, 刘学斌², 陶志², 宋立明²

(1. 中国航空发动机集团有限公司, 北京 100097; 2. 西安交通大学, 西安 710049)

摘要: 涡轮叶片前缘直接面对高温主流冲击, 是承受热负荷最高的区域, 为此叶片前缘的热防护成为当前研究的重点。针对采用新型双旋流冲击冷却结构的叶片前缘模型, 通过实验和数值计算的方法研究了气膜孔布局和吹风比对前缘气膜冷却特性的影响机理。研究表明: 当仅在滞止线附近布置气膜孔时, 吹风比增大对相邻气膜孔间的气膜冷却效率具有积极作用, 冷却核心区域沿径向偏移; 当仅在周向 $\pm 45^\circ$ 布置气膜孔时, 随着吹风比增大, 冷却射流与主流相互作用形成的单涡结构主导了前缘气膜覆盖范围, 气膜在径向的覆盖宽度逐渐减小, 平均气膜冷却效率降低; 当前缘滞止线和周向 $\pm 45^\circ$ 均布置气膜孔时, 滞止线气膜孔发生主流倒灌, 气膜冷却效率最低; 在吹风比为 1.0、1.5 和 2.0 时, 面积平均气膜冷却效率相较于吹风比为 0.5 时分别提高了 126.8%、119.5% 和 128.1%。

关键词: 涡轮叶片前缘; 双旋流冲击冷却; 气膜冷却; 气膜孔布局; 吹风比; 实验研究

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)04-0028-11

DOI: 10.3724/j.GTER.20250046

Experimental study on film cooling characteristics of turbine blade leading edge with double swirl cooling configuration

LU Juan¹, LIU Xuebin², TAO Zhi², SONG Liming²

(1. Aero Engine Corporation of China Co., Ltd., Beijing 100097, China;

2. Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The leading edge of turbine blades, directly exposed to the hot mainstream, experiences the highest thermal load, making its thermal protection a critical research focus. The influence of film hole layouts and blowing ratio (BR) on the film cooling characteristics of a turbine blade leading edge with double swirl impingement cooling structure through experimental and numerical methods was investigated. Results indicate that when film holes are arranged only near the stagnation line, increasing BR positively enhances the film cooling effectiveness between adjacent holes, with the cooling core region shifting radially. When film holes are placed solely at circumferential $\pm 45^\circ$, higher BR lead to a single-vortex structure formed by coolant-mainstream interaction dominating the film coverage, resulting in reduced radial film coverage width and lower average cooling effectiveness. In contrast, when film holes are distributed along both the stagnation line and circumferential $\pm 45^\circ$, stagnation-line holes suffer from hot mainstream backflow, yielding the poorest cooling performance. Compared to BR=0.5, the area-averaged film cooling effectiveness improves by 126.8%, 119.5%, and 128.1% under BR=1.0, 1.5, and 2.0, respectively.

Key words: turbine blade leading edge; double swirl impingement cooling; film cooling; film hole layout; blowing ratio; experimental study

收稿日期: 2025-04-15

作者简介: 卢娟(1988-), 女, 山东济南人, 高级工程师, 博士, 主要从事航空发动机基础研究、综合技术论证及科技项目管理等工作, 主要研究方向为涡轮气动热力设计与优化。

引用格式: 卢娟, 刘学斌, 陶志, 等. 双旋流冲击冷却涡轮叶片前缘气膜冷却特性实验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 28-38. LU Juan, LIU Xuebin, TAO Zhi, et al. Experimental study on film cooling characteristics of turbine blade leading edge with double swirl cooling configuration [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 28-38.

1 引言

随着涡轮进口前温度的不断攀升,涡轮叶片前缘作为承受热负荷最高的区域,其冷却防护成为当前研究的热点内容。目前,涡轮叶片前缘冷却形式主要有冲击冷却、气膜冷却和新型旋流冷却等。其中,冲击冷却作为叶片前缘内部冷却应用最为广泛的方式之一,受到了科研人员的广泛关注和研究。RAJAMANI^[1]、LIU^[2-3]、DENG^[4]等在射流喷嘴的形状、尺寸、结构形式以及入射角度、速度等因素对换热特性的影响方面进行了深入研究,并给出了有参考价值的影响规律和机理。旋流冷却是一种沿叶片前缘腔室切向冲击的新型冷却方式,FAN^[5-6]、WANG^[7]、严彪^[8]、DU^[9-10]等对旋流冷却入射位置、入射喷管长宽比、旋流腔室轴向长度、旋流冷却肋片以及射流温比、热流密度等因素对换热特性的影响规律进行了相关数值计算及实验研究,为相关研究提供了重要参考。

近年来,KUSTERER等^[11]提出了双旋流冲击冷却概念。该冷却结构能够产生2个反旋转的大尺度涡流,减小壁面附近流体边界层厚度,导致内部热交换强度增加,此外还可以降低目标腔室内的横流强度,从而降低上游横流对下游冲击射流的消极影响,提高下游双旋流腔室壁面的换热强度。对此,KUSTERER、LIN、ZHOU^[12-16]等比较了冲击冷却、旋流冷却和双旋流冲击冷却等不同冷却方式在相同工况下的换热强度及压力损失,开展了双旋流椭圆目标腔室垂直半轴与水平半轴之间的比值、冲击孔形状等因素对流动换热的影响研究,并对带有气膜孔的双旋流冲击冷却模型开展了综合冷却性能数值计算研究。

目前,针对双旋流冲击冷却这一新型前缘冷却构型的研究,主要聚焦于其内部换热、流阻特性以及气膜孔的抽吸效应带来的影响等方面,而对双旋流冲击冷却结构的外部气膜冷却特性关注较少。为揭示双旋流冲击冷却结构的外部气膜冷却机理并探索气膜孔布局方法,本文通过实验方法研究了不同气膜孔布局和吹风比对双旋流冲击冷却前缘的冷却特性和逆流特性,并结合CFD方法阐明了相关流动换热机理。

2 实验方法

2.1 实验系统与涡轮叶片前缘几何模型

搭建的实验系统如图1所示,由主流系统、二次

流冷气系统和数据采集系统构成。主流速度大小为26 m/s,湍流强度为3.7%,温度为320 K。冷气由高压氮气瓶(纯度99%)提供,压力为1.3 MPa。氮气通过减压阀从钢瓶流出,在实验过程中通过调节质量流量实现不同的吹风比条件。实验过程中测得的冷气温度为293 K。叶片表面温度由红外热成像系统采集。图2为采用T型热电偶标定的红外热像仪标定曲线。图中, T_{IR} 为标定点处红外相机拍摄的温度; T_{TC} 为标定点处热电偶测量的温度; R^2 为确定系数,为衡量标定曲线拟合优度的指标。可以看出,红外热像仪采集的温度参数与热电偶吻合良好。

图3为涡轮叶片前缘实验模型的几何示意图,具体几何尺寸参数见表1。

为研究气膜孔布局对双旋流冲击冷却结构前缘气膜冷却特性的影响,共设计3个不同气膜孔分布位置的前缘模型,具体包括气膜孔位于滞止线位置(分布角为 0°)、气膜孔位于前缘周向 $\pm 45^\circ$ 位置(分布角为 $\pm 45^\circ$)以及气膜孔同时分布于滞止线和前缘周向 $\pm 45^\circ$ 位置,依次命名为DSC-0F、DSC-45F和DSC-FULL。每列共布置8个气膜孔,相邻气膜孔列呈交错排布。气膜孔直径为3 mm,径向夹角为 30° ,同一孔列气膜孔沿叶高方向的间距为15 mm,如图4所示。

2.2 参数定义

气膜冷却效率的定义为:

$$\eta_{ad} = \frac{T_m - T_w}{T_m - T_c} \quad (1)$$

式中: T_m 为主流温度,K; T_c 为二次流温度,K; T_w 为壁面温度,K。

吹风比的定义为:

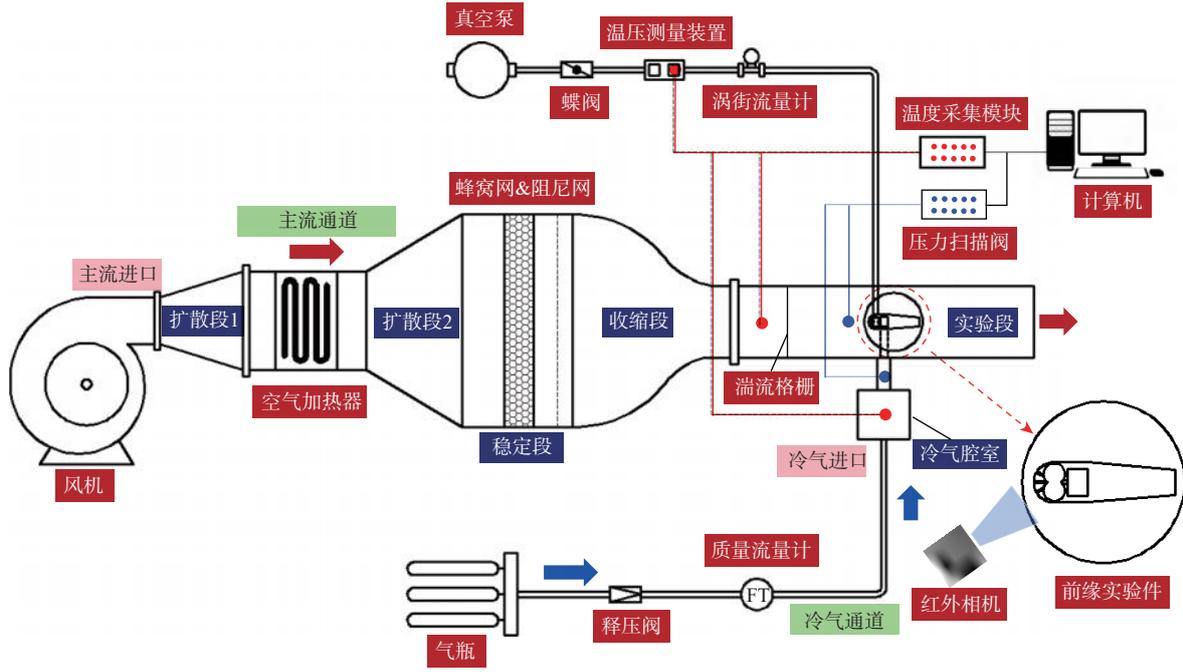
$$BR = \frac{\rho_c \cdot U_c}{\rho_m \cdot U_m} \quad (2)$$

式中: ρ_m 为主流密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; ρ_c 为冷气密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; U_m 为主流速度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; U_c 为冷气速度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

为量化前缘冷却布局抵抗主流入侵的能力,引入参数逆流裕度BFM,以表征前缘主流域和冷气域的压力特征关系。逆流裕度定义为:

$$BFM = \frac{P_{chamber} - P_{local}}{P_{local}} \times 100\% \quad (3)$$

式中: $P_{chamber}$ 为气膜孔内压力,Pa; P_{local} 为当地压力,Pa。



(a) 实验系统示意图



(b) 实验系统实物图

图1 前缘双旋流冲击实验系统

Fig.1 Experimental system of the blade leading edge with double swirl cooling configuration

3 数值计算方法

3.1 计算模型及边界条件

根据实验件实际尺寸构建了数值计算模型,计算域由冷气副腔室、冲击孔、双旋流腔室、气膜孔和主流域构成,如图5所示。主流入口边界条件设置为速度入口;冷气进口采用速度进口边界条件,其速度大小根据不同的吹风比条件进行调节;主流域两侧

壁面设置为周期边界条件。为减少网格求解数量,主流域顶部设置为对称边界条件。其他边界均设置为壁面。采用ANSYS ICEM软件对流体域进行结构化网格划分,在近壁面区域采用加密处理,流体域的网格节点总数为2 200万。采用ANSYS FLUENT软件进行数值计算,湍流模型选择Realizable $k-\epsilon$, 压力-速度耦合采用SIMPLEC算法。

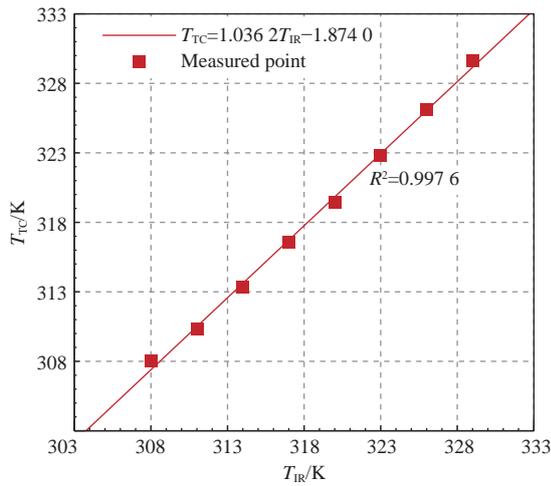


图2 红外热像仪标定曲线

Fig.2 Calibration curve of the infrared thermal imager

3.2 数值计算方法验证

为验证数值计算方法的可靠性,将DSC-45F方案在 $BR=1.0$ 和 $BR=2.2$ 工况条件下的绝热气膜冷却效率实验值与计算值进行了对比,结果如图6所示。图中, s/d_f 代表流向位置,利用 d_f 进行了无量纲化。可以看出,计算结果与实验结果吻合较好,可较为准确地预测气膜冷却效率的分布趋势,由此验证了数值计算方法的准确性。

4 结果及分析

4.1 实验结果分析

4.1.1 前缘绝热气膜冷却效率分析

图7为在 $BR=0.4\sim 2.2$ 时,DSC-0F方案的气膜冷却效率分布。图中, y/d_f 代表叶高方向位置,利用 d_f 进行了无量纲化。可以看出,当 $BR=0.4$ 时,冷却射流在前缘表面的覆盖轨迹呈倒三角分布,2个气膜孔之间出现了冷却效率相对较低的区域,在气膜孔出口沿叶高方向的冷却效率较高。在 $s/d_f > 4$ 区域内,气膜沿流向发展,但其冷却效率比前缘滞止区附近低。随着吹风比的增大,气膜孔附近的倒三角气膜覆盖轨迹逐渐消失,高冷却效率区域向滞止线收缩。气膜孔出口的高冷却效率区域随着吹风比的增大逐渐向上移动到叶高方向临近气膜孔出口附近。这是由于在低吹风比工况下气膜在滞止线附近有较好的覆盖效果,而随着吹风比的增大,射流动量逐渐增加,冷气逐渐有脱离壁面的趋势,而主流和临近气膜射流对其的压制作用导致其再次附壁,随着动量的增大再次使附壁位置逐渐沿叶高偏移。随着吹风比持续增大, $s/d_f > 4$ 区域内的冷却效率逐渐升高。当 $BR=0.4\sim 1.0$ 时,气膜边界(白色虚线区域)沿叶高有明显迁移的趋势,叶根方向气膜孔形成的气膜边界

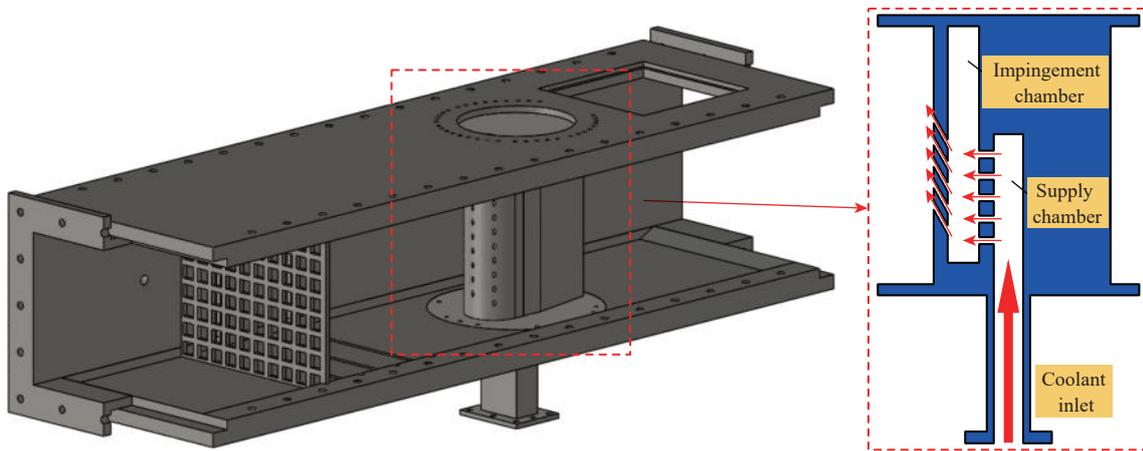


图3 涡轮叶片前缘实验段示意图

Fig.3 Schematic of the turbine blade leading-edge test section

表1 实验件几何尺寸

mm

Table 1 Geometry of experimental section

腔室圆半径 r_{dsc}	滞止线处壁厚 t_{t0}	$\pm 45^\circ$ 气膜孔处壁厚 t_{t45}	前缘直径 w_1	实验件高度 h_1	双旋流腔室高度 h_{dsc}
13.60	10.24	4.47	60	188	150
气膜孔间距 p_f	冲击孔间距 p_i	冲击孔直径 d_i	冲击孔长度 t_i	气膜孔直径 d_f	
15	15	5	10	3	

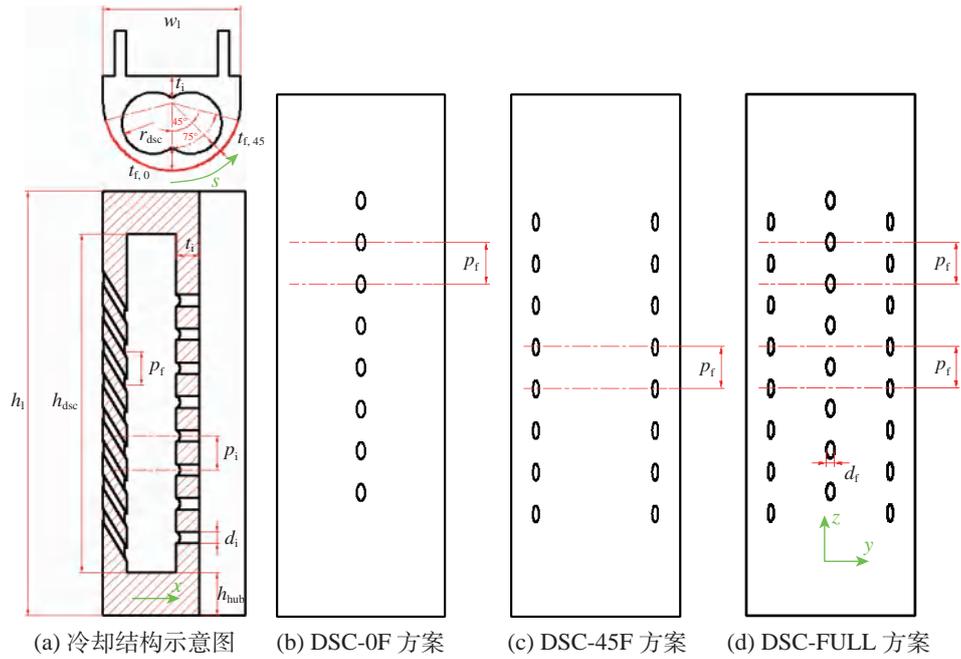


图4 不同冷却布局示意图

Fig.4 Schematic diagrams of different cooling layouts

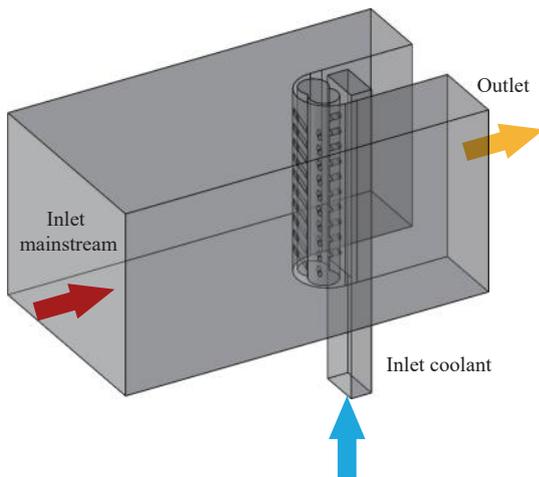


图5 计算域示意图

Fig.5 Schematic of the computational domain

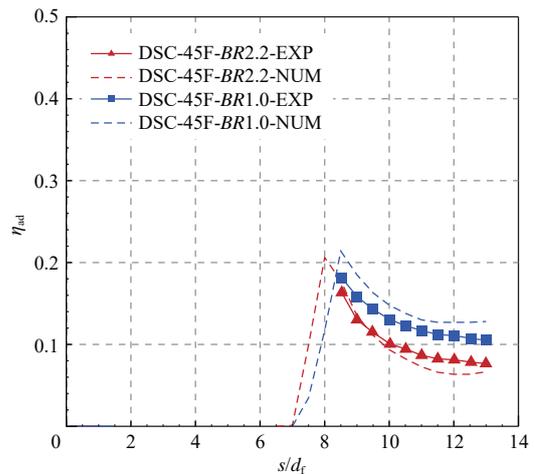


图6 数值计算方法验证

Fig.6 Numerical calculation method validation

偏移到叶尖方向临近气膜孔附近。当 $BR > 1.8$ 时,气膜覆盖程度不再发生明显变化。

图8为在 $BR=0.4\sim 2.0$ 时,DSC-0F方案的流向平均气膜冷却效率沿叶高的分布。可以看出,流向平均气膜冷却效率受吹风比影响显著。低吹风比工况下的气膜冷却效率沿叶高方向的波动幅度相较于高吹风比工况下的更加显著。当 $BR=0.4$ 时,气膜覆盖轨迹呈倒三角的覆盖特征,在 $y/d_f = \pm 2.5$ 处出现明显波动,而气膜孔中间位置冷却效率相对较低。随着吹风比逐渐增大,气膜孔出口处的冷却核心逐渐向

滞止线收缩,气膜孔间的冷气覆盖程度相较于 $BR=0.4$ 的有所改善,冷却效率提高。当 $BR \geq 1.6$ 时,在不同气膜孔喷射冷气的相互作用下,流向平均气膜冷却效率沿叶高分布相对均匀。 $BR=1.6$ 时的冷却效率比 $BR=2.0$ 时的高,表明虽然主流对滞止线附近冷气的吹离有抑制作用,但冷气的抬升仍然不可忽视。

图9为在 $BR=0.6\sim 2.4$ 时,DSC-45F方案在不同吹风比工况下的气膜冷却效率分布。可以看出,当 $BR=0.6$ 时,气膜覆盖效果最佳,呈现出“双峰”的覆

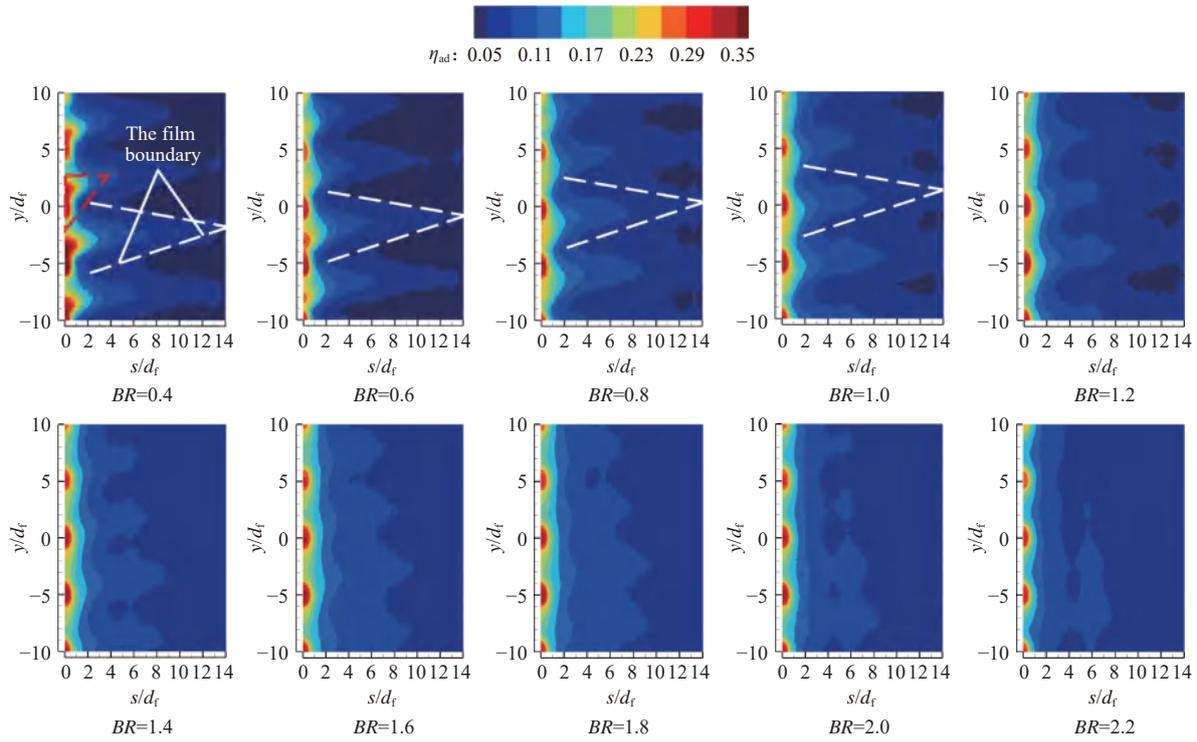


图7 前缘表面气膜冷却效率测量结果(DSC-0F)

Fig.7 Film cooling effectiveness measurements results on leading-edge surfaces (DSC-0F)

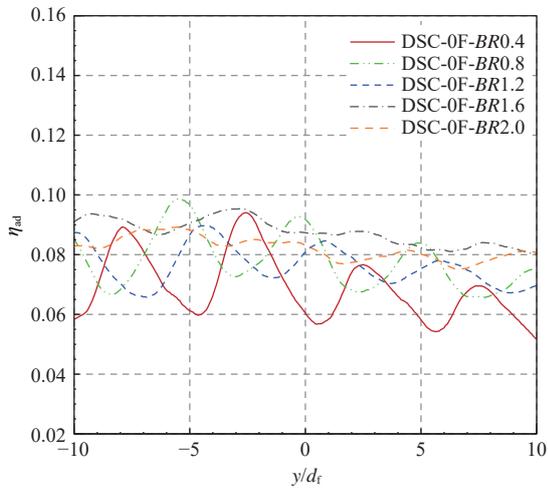


图8 流向平均气膜冷却效率沿叶高的分布(DSC-0F)

Fig.8 Span-wise distribution of stream-wise averaged film cooling effectiveness (DSC-0F)

盖趋势。随着吹风比的增大,气膜沿叶高方向的覆盖面积逐渐缩小,冷气射流方向与前缘流向之间的夹角逐渐增大,气膜孔间的欠冷却区域逐渐增大,整体气膜冷却效果下降。这是由于低吹风比工况下的冷气动量低,冷气从气膜孔流出后被主流抑制;随着吹风比的不断增大,射流沿叶高方向的动量逐渐增加,主流对其抑制效果下降,气膜覆盖轨迹逐渐沿叶

高方向偏移。

图10为在 $BR=0.6\sim 2.2$ 时,DSC-45F方案在不同吹风比工况下的叶高平均气膜冷却效率沿流向的分布曲线。可以看出,在各个流向位置,随着吹风比的增大,气膜冷却效率呈减小趋势,在 $BR=0.6$ 时最高,而在 $BR=2.2$ 时最低。如前所述,气膜贴附壁面能力在 $BR=0.6$ 时表现最好,因此相较于其他吹风比工况, $BR=0.6$ 时气膜沿叶高方向的覆盖范围更宽,气膜冷却性能更好。随着吹风比的增大,气膜逐渐沿叶高方向偏移,气膜开始吹离壁面,相邻气膜轨迹间的冷却效率低值区域逐渐增大,导致气膜冷却效率下降明显。

图11为在 $BR=0.6\sim 2.2$ 时,DSC-45F方案的面积平均气膜冷却效率对比。总体而言,随着吹风比的增大,前缘表面的面积平均气膜冷却效率呈逐渐下降的趋势。相较于其他吹风比工况, $BR=1.4$ 和 $BR=1.8$ 时的面积平均气膜冷却效率相近,与图10中的规律类似。相较于 $BR=2.2$, $BR=0.6, 1.0, 1.4, 1.8$ 时的面积平均气膜冷却效率分别提高了41.38%、18.25%、9.03%、6.43%。

图12为在 $BR=0.5\sim 2.0$ 时,DSC-FULL方案的前缘气膜冷却效率分布。可以看出,DSC-FULL方案

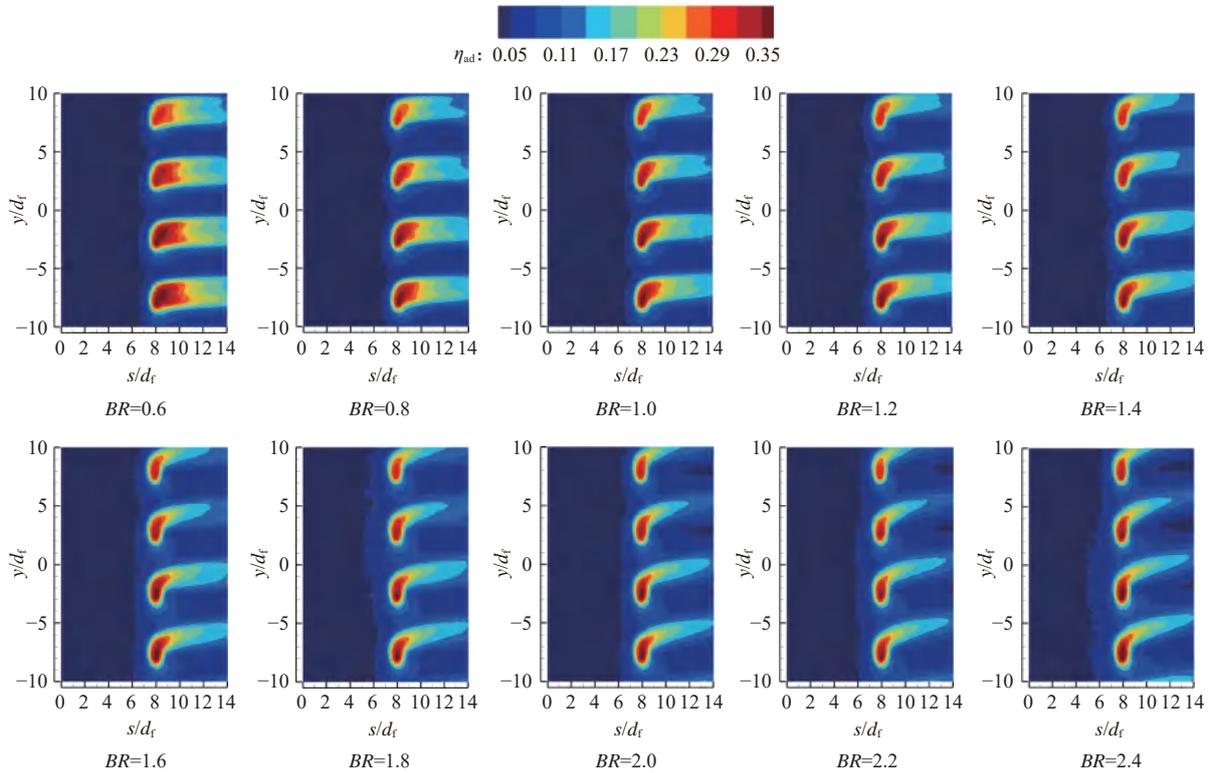


图9 前缘表面气膜冷却效率测量结果(DSC-45F)
 Fig.9 Film cooling effectiveness measurements results on leading-edge surfaces (DSC-45F)

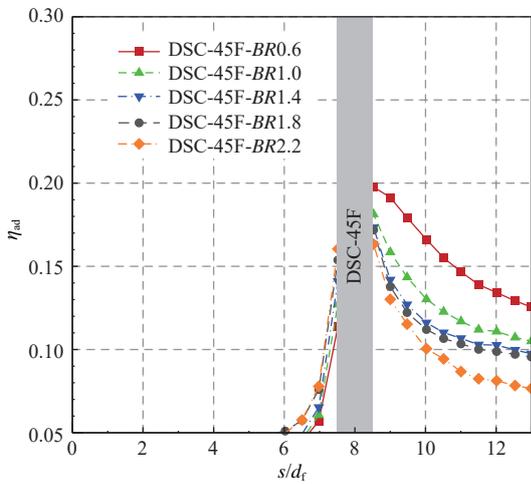


图10 叶高平均气膜冷却效率沿前缘流向的分布(DSC-45F)
 Fig.10 Stream-wise distribution of span-wise averaged film cooling effectiveness (DSC-45F)

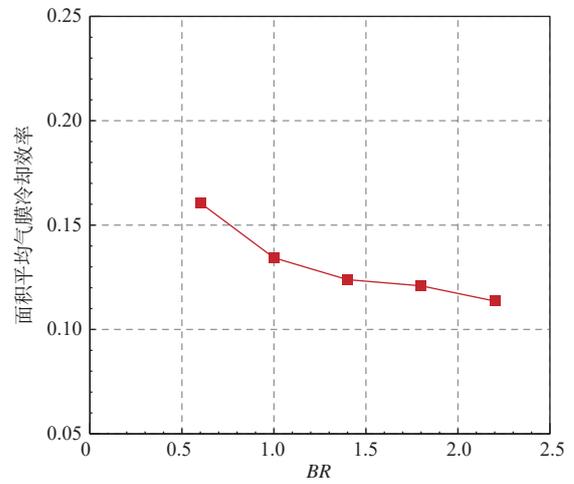


图11 前缘表面的面积平均气膜冷却效率对比(DSC-45F)
 Fig.11 Comparison of area-averaged film cooling effectiveness on leading-edge surfaces (DSC-45F)

的气膜冷却性能受吹风比的影响显著。当 $BR=0.5$ 时,冷气仅从侧列气膜孔流出,前缘表面的气膜冷却效率最低,这一结果与DSC-45F方案在低吹风比工况下的趋势完全相反。这是由于前缘滞止线附近压力较大,附近气膜孔没有冷气流出,甚至面临主流入侵的风险,可能导致双旋流腔室内冷气品质下降。

当 $BR=1.0$ 时,气膜冷却性能显著提高,冷气同时从3列气膜孔流出并覆盖在前缘表面。从滞止线附近气膜孔流出的冷气在前缘表面呈现倒三角的气膜覆盖轨迹,侧列气膜孔下游的气膜冷却效果明显优于 $BR=0.5$ 工况,特别是在 $s/d_f > 8.5$ 的范围内。从第1列气膜孔流出的冷气对侧列气膜孔流出的冷气没有显

著影响。随着吹风比继续增大,在 $BR \geq 1.5$ 时,第1列气膜孔附近的气膜冷却核心范围逐渐收缩变窄,冷却核心内的高冷却效率区域沿叶高移动,气膜孔间的冷却核心区域分布连续。由于冷却射流沿叶高方向的高速度分量,从侧列气膜孔流出的冷气逐渐沿叶高方向偏转,并倾向于吹离壁面。此外,两列气膜孔之间壁面区域的气膜覆盖程度相较于低吹风比工况有所改善。

图13为在 $BR=0.5 \sim 2.0$ 时,DSC-FULL方案的叶高平均气膜冷却效率沿流向的分布曲线。可以看出,当 $BR=0.5$ 时,由于主流的入侵,在 $8.5 < s/d_f < 13.0$

范围内的侧列气膜孔下游的气膜冷却效率最低。当 $BR=1.0$ 时,由于气膜具有较宽的横向覆盖范围,气膜冷却效率在 $8.5 < s/d_f < 13.0$ 范围内表现最佳。当 $BR=1.5$ 和 $BR=2.0$ 时,气膜冷却效率受吹风比影响较小。值得注意的是,当 $BR=2.0$ 时,在 $0.5 < s/d_f < 7.5$ 范围内的气膜冷却性能优于 $BR=1.0$ 和 $BR=1.5$,原因在于在 $BR=2.0$ 时,气膜在滞止线附近的扩散程度优于其他2个吹风比工况。

图14为在不同吹风比工况下,DSC-FULL方案在 $0.5 < s/d_f < 13.0$ 范围内的面积平均气膜冷却效率分布。可以看出,中高吹风比工况下的面积平均气

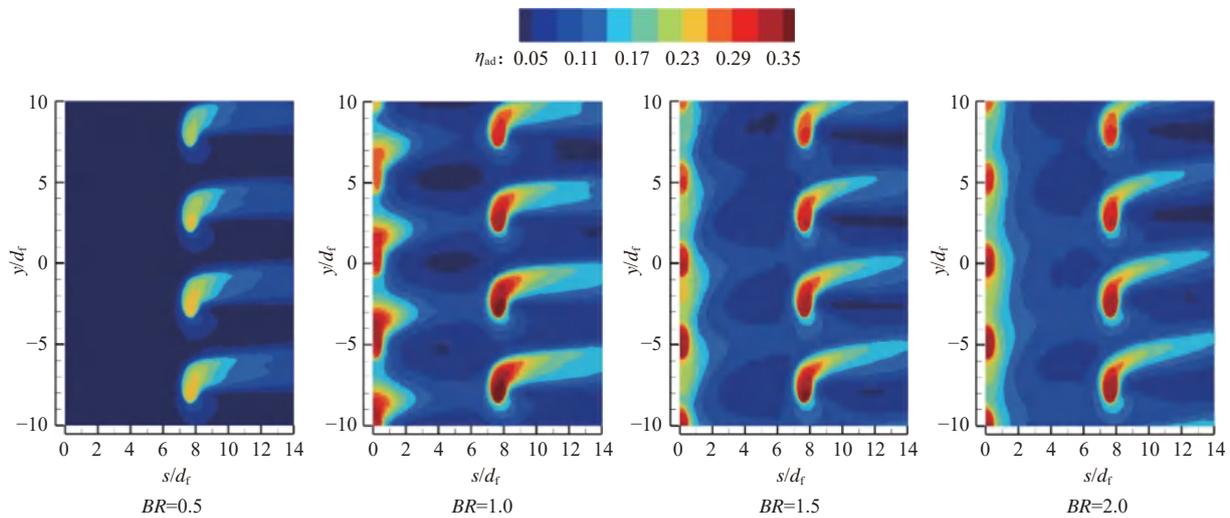


图12 前缘表面气膜冷却效率测量结果(DSC-FULL)

Fig.12 Film cooling effectiveness measurements results on leading-edge surfaces (DSC-FULL)

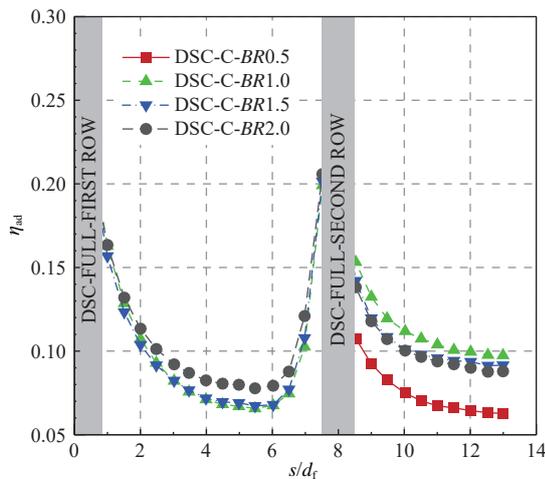


图13 叶高平均气膜冷却效率沿前缘流向的分布(DSC-FULL)

Fig.13 Stream-wise distribution of span-wise averaged film cooling effectiveness (DSC-FULL)

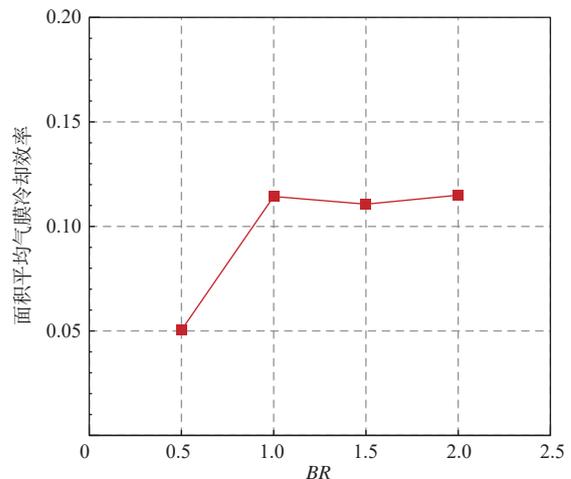


图14 前缘表面的面积平均气膜冷却效率对比(DSC-FULL)

Fig.14 Comparison of area-averaged film cooling effectiveness on leading-edge surfaces (DSC-FULL)

膜冷却效率明显高于低吹风比工况。与 $BR=1.0$ 时的结果相比, $BR=1.5$ 时的面积平均气膜冷却效率略有降低。由于在 $0 < s/d_f < 7.5$ 范围内气膜覆盖程度较好,在 $BR=2.0$ 时的面积平均气膜冷却效率再次升高。 $BR=2.0$ 与 $BR=1.0$ 时的冷却效果相当,在这2个吹风比工况下,第1列冷气射流和侧列冷气射流分别在 $0.5 < s/d_f < 7.5$ 和 $8.5 < s/d_f < 13.0$ 范围内主导了前缘壁面的气膜冷却。与 $BR=0.5$ 时相比, $BR=1.0, 1.5, 2.0$ 时的面积平均气膜冷却效率分别提高了126.8%、119.5%、128.1%。

4.1.2 前缘气膜孔逆流裕度分析

以上研究结果表明,在低吹风比($BR=0.5$)工况下,由于叶片前缘主流侧的压力较大,滞止线气膜孔发生主流倒灌现象,进而降低了双旋流腔室内的冷气品质,同时导致侧列孔下游气膜冷却效率显著降低。在涡轮叶片实际工作过程中,主流倒灌导致气膜孔没有冷气出流,高温燃气直接冲击叶片前缘金属表面,极有可能导致叶片出现局部烧蚀。此外,高温燃气入侵至冲击腔室内也会破坏叶片内部的冷却结构。

图15为DSC-FULL方案在不同吹风比工况下的前缘孔逆流裕度。可以看出,随着吹风比的增大,双旋流腔室内的压力不断升高,逆流裕度呈上升趋势。当 $BR=0.5$ 时,逆流裕度为负值,即 $BFM=-0.103$,冷侧压力低于热侧,验证了滞止线气膜孔主流倒灌的发生。在3列气膜孔均有冷气流出的情况下, $BR=2.0$ 时的逆流裕度相较于 $BR=1.0$ 时大幅提升。逆流裕度参数对主流入侵判定和叶片气膜冷却中的临界工

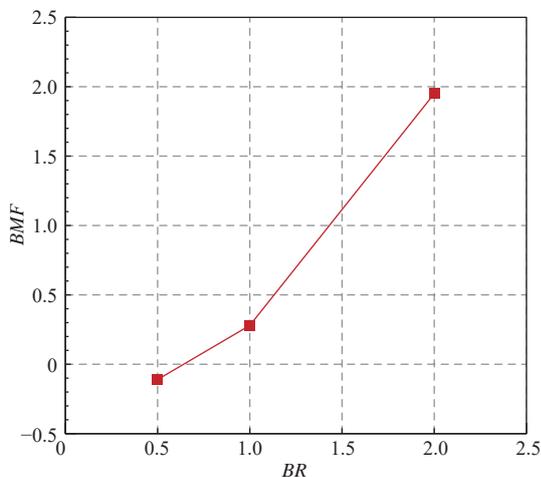


图15 逆流裕度测量结果(DSC-FULL)

Fig.15 Measurement results of backflow margin (DSC-FULL)

况设计具有重要参考意义。

4.2 流场结构数值分析

图16为在 $BR=1.0$ 时,不同气膜孔布局方案双旋流腔室内S1截面和S2截面的无量纲切向速度分布。图中,S1截面经过冲击孔孔心,S2截面经过滞止线气膜孔进口孔心。对于DSC-0F方案,在S1平面内,高速区位于冲击孔内、冲击射流周围和双旋流腔室壁面附近,冲击射流进入腔室后形成2股支流向两侧流动;而低速区主要位于2个半圆腔室中心。在S2平面内,高速区主要分布于壁面及2支旋流交互区域。相较于S1平面,S2截面虽然腔室内的切向速度呈非对称分布,但其流动仍以旋流为主,低速区位于旋流中心。在气膜孔进口附近出现了无量纲切向速度的低值区,在气膜孔的抽吸作用下,冷气沿叶高方向的分速度占据主导地位,切向速度大幅下降。相较于DSC-0F方案,DSC-45F方案冲击射流的高速区更加靠近冲击靶面,而低速区同样位于2个旋流腔室

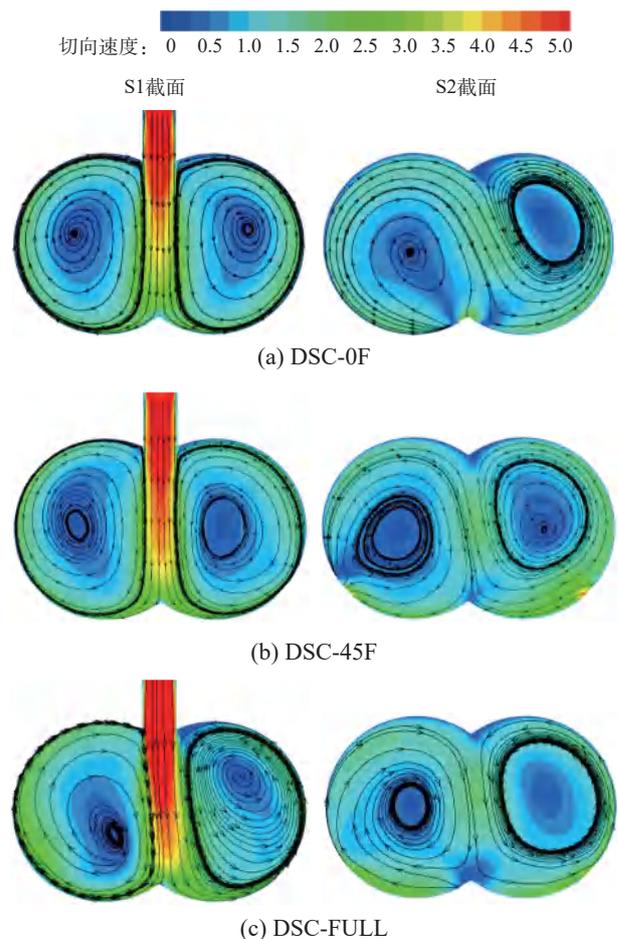


图16 双旋流腔室截面无量纲切向流速分布对比($BR=1.0$)

Fig.16 Cross-sectional dimensionless tangential velocity distribution comparison ($BR=1.0$)

中心位置。在S2截面内,切向速度高速区分布于壁面及2支旋流交互区域,该区域内的无量纲速度大小有较小提升。同样,由于气膜孔的抽吸作用,在气膜孔入口附近出现了明显的切向速度低值区。对于DSC-FULL方案,S1截面冲击射流的高速区延伸至冲击靶面,双旋流腔室壁面附近的速度明显增加。S2截面内壁面和交互区内的切向速度同样明显增加。

图17为在 $BR=1.0$ 时,不同气膜孔布局方案的冷气三维流线和壁面极限流线分布。对于DSC-0F方

案,滞止线气膜孔冷气向前缘两侧均匀出流,由于具有沿叶高方向的复合角,气膜出流在叶高方向也具有较好的覆盖效果,三维流线可扩散到相邻气膜孔附近。对于DSC-45F方案,冷气从气膜孔流出后,受到主流的作用向前缘周向偏斜。气膜孔前侧壁面出口边缘出现了流线卷吸现象,表明主流与冷气射流交互作用较强。极限流线从滞止线发展,绕过气膜孔后迅速贴向气膜覆盖位置。对于DSC-FULL方案,滞止线附近气膜孔的冷却射流在一定程度上参与了侧列气膜孔下游壁面的冷却,与前文的实验测量结果一致。此外,滞止线附近气膜孔的冷却射流在一定程度上影响了侧列气膜孔周围的流场结构,从滞止线气膜孔流出的冷气沿壁面流向侧列气膜孔附近,与侧列气膜孔的冷气发生了掺混。侧列气膜孔下游壁面极限流线分布与DSC-45F方案类似,在引入滞止线气膜射流的情况下未发生明显变化。

5 结论

基于实验与数值计算相结合的方法,研究了气膜孔布局方式和不同吹风比对采用双旋流冲击冷却结构的涡轮叶片前缘气膜冷却特性的影响,揭示了相关流动传热机理。主要结论如下:

(1) 气膜孔位于主流滞止线附近(DSC-0F方案)时,吹风比增大提升了相邻气膜孔间的气膜冷却效率,前缘周向平均气膜冷却效率沿径向的波动范围逐渐减小。在吹风比的影响下,冷却核心区域沿径向偏移,平均气膜冷却效率峰值区域位置发生变化。

(2) 气膜孔位于前缘周向 $\pm 45^\circ$ 位置(DSC-45F方案)时的冷却效率受吹风比影响明显。吹风比为0.6时具有最高的气膜冷却效率。前缘表面的气膜轨迹随吹风比的增大逐渐沿径向偏移,径向覆盖宽度逐渐减小。在高吹风比(2.2)时,冷却射流与主流相互作用形成的单涡结构主导了前缘气膜覆盖轨迹,气膜的吹离现象较为明显。与吹风比为2.2时相比,吹风比为0.6、1.0、1.4和1.8时的冷却效率分别提高了41.38%、18.25%、9.03%和6.43%。

(3) 当前缘滞止线和周向 $\pm 45^\circ$ 均布置气膜孔(DSC-FULL方案),吹风比为0.5时,滞止线气膜孔发生主流倒灌,气膜冷却效率最低。随着吹风比的逐渐增大,前缘滞止线和两列气膜孔间的气膜冷却效果得到极大改善。与吹风比为0.5时相比,吹风比

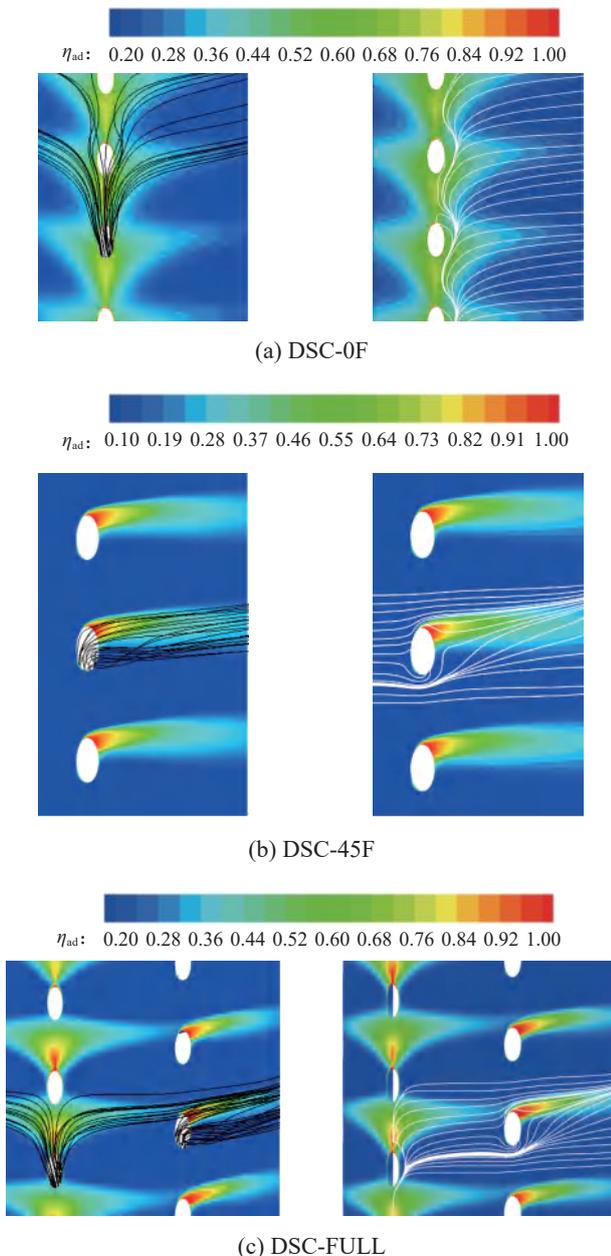


图17 冷气三维流线和壁面极限流线对比($BR=1.0$)
Fig.17 Comparison of 3D streamlines and wall limited streamlines at $BR=1.0$

为1.0、1.5和2.0时的面积平均气膜冷却效率分别提高了126.8%、119.5%和128.1%。

参考文献:

- [1] RAJAMANI K, GANESH M, PARAMANANDAM K, et al. Cooling efficiency enhancement using impingement cooling technique for turbine blades[R]. ASME GTINDIA2013-3803, 2013.
- [2] LIU Zhao, FENG Zhenping, SONG Liming. Numerical study of flow and heat transfer of impingement cooling on model of turbine blade leading edge[R]. ASME GT2010-23711, 2010.
- [3] LIU Zhao, FENG Zhenping. Numerical simulation on the effect of jet nozzle position on impingement cooling of gas turbine blade leading edge[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2011, 54(23-24): 4949-4959.
- [4] DENG Hongwu, GU Zhenpeng, ZHU Jianqin, et al. Experiments on impingement heat transfer with film extraction flow on the leading edge of rotating blades [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55(21-22): 5425-5435.
- [5] FAN Xiaojun, XUE Yuan. Numerical investigation of nozzle geometry influence on the vortex cooling in an actual gas turbine blade leading edge cooling system[J]. Heat and Mass Transfer, 2022, 58: 575-586.
- [6] FAN Xiaojun, HE Chuangxin, GAN Lian, et al. Experimental study of swirling flow characteristics in a semi cylinder vortex cooling configuration[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2020, 113: 110036.
- [7] WANG Nian, CHEN A F, ZHANG Mingjie, et al. Turbine blade leading edge cooling with one row of normal or tangential impinging jets[J]. Journal of Heat Transfer, 2018, 140(6): 062201.
- [8] 严彪, 朱华, 刘雨松, 等. 涡轮叶片中旋流冷却的肋片对流动换热的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2729-2737.
- [9] YAN Biao, ZHU Hua, LIU Yusong, et al. Effects of finned structure on flow and heat transfer characteristics in vortex cooling of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2729-2737. (in Chinese)
- [9] DU Changhe, LI Liang, WU Xin, et al. Effect of jet nozzle geometry on flow and heat transfer performance of vortex cooling for gas turbine blade leading edge[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 93: 1020-1032.
- [10] LI Hongwei, GAO Yinfeng, DU Changhe, et al. Numerical study on swirl cooling flow, heat transfer and stress characteristics based on fluid-structure coupling method under different swirl chamber heights and Reynolds numbers[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 173: 121228.
- [11] KUSTERER K, LIN Gang, BOHN D, et al. Heat transfer enhancement for gas turbine internal cooling by application of double swirl cooling chambers[R]. ASME GT2013-94774, 2013.
- [12] KUSTERER K, LIN Gang, BOHN D, et al. Leading edge cooling of a gas turbine blade with double swirl chambers[R]. ASME GT2014-25851, 2014.
- [13] LIN Gang, KUSTERER K, BOHN D, et al. Impingement cooling with spent flow in the blade leading edge using double swirl chambers[C]//International Heat Transfer Conference 15. Kyoto, Japan; 2014.
- [14] LIN Gang, KUSTERER K, AYED A H, et al. Numerical investigation on heat transfer in an advanced new leading edge impingement cooling configuration[J]. Propulsion and Power Research, 2015, 4(4): 179-189.
- [15] ZHOU Junfei, WANG Xinjun, LI Jun, et al. Effects of target channel shapes on double swirl cooling performance at gas turbine blade leading edge[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(7): 071004.
- [16] ZHOU Junfei, GUAN Ruiqing, LI Yao, et al. Numerical investigation on conjugate cooling performance of double swirl cooling at vane leading edge[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2023, 184: 107907.

基于CLSVOF方法的离心喷嘴雾化过程计算及试验验证

林培华, 陈 思, 龙 陈, 钟显朴, 刘元壮
(中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081)

摘要: 为实现双油路离心喷嘴雾化性能的高稳定性数值模拟研究, 提出一种基于水平集-流体体积耦合 (CLSVOF) 的喷嘴内外流雾化过程耦合计算方法, 并通过试验对其计算精度进行验证。该方法运用Fluent软件计算分别获得副油路和主油路的出口液膜环参数, 并将其作为初始条件导入CLSVOF仿真工具计算喷嘴在不同进出口压降下的雾化性能。结果表明: 计算与试验的喷嘴喷雾场宏观形态相似; 流量计算结果相较于试验结果偏小, 误差在-9.0%以内; 副油路喷雾锥角随压降的增大而减小, 双油路喷雾锥角随压降的增大而增大, 喷雾锥角计算结果相较于试验结果偏大, 误差在10.0%以内; 副油路喷雾索太尔平均直径(SMD)随压降的增大而减小, 双油路喷雾SMD随压降的增大而增大, SMD计算结果相较于试验结果偏大, 误差在15.0%以内。该方法的计算精度在不同压降下均可接受且具备较高稳定性, 可以作为双油路离心喷嘴的设计参考依据。

关键词: 双油路离心喷嘴; 内外流雾化; CLSVOF; 压降; 喷嘴流量; 喷雾锥角; SMD; 燃烧室

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)04-0039-09

DOI: 10.3724/j.GTER.20250043

Calculation and experimental verification of pressure-swirl atomizer atomization process based on CLSVOF method

LIN Peihua, CHEN Si, LONG Chen, ZHONG Xianpu, LIU Yuanzhuang
(AECC Guiyang Engine Design and Research Institute, Guiyang 550081, China)

Abstract: To realize the high-stability numerical simulation of the atomization performance of the dual-orifices pressure-swirl atomizer, a coupling calculation method based on coupled level set and volume of fluid (CLSVOF) was proposed to deal with the internal and external atomization process of the atomizer, and its calculation accuracy was verified through experiments. The Fluent was adopted to obtain the parameters of the main and pilot liquid film rings, which were input into the CLSVOF simulation tool as initial conditions. The atomization performance was calculated under different pressure drops of the atomizer inlet and outlet. The calculated and experimental results showed that the macroscopic spray shape was similar. The calculated results of the flow rates were relatively small compared to the experimental results, with an error within -9.0%. The spray cone angle of the pilot orifice decreased with the increase of the pressure drop, while the spray cone angle of the dual-orifices increased as the pressure drop increased. The calculated results of the spray cone angles were larger than the experimental results, with an error within 10.0%. The Sauter mean diameter (SMD) of the pilot orifice decreased with the increase of the pressure drop, while the SMD of the dual-orifices increased as the pressure drop increased. The calculated results of the SMD were larger than the experimental results, with an error within 15.0%. The calculation

收稿日期: 2025-01-08

基金项目: 中国航空发动机集团产学研合作项目(HFZL2018CXY006-2)

作者简介: 林培华(1982-), 男, 福建福安人, 工程师, 博士, 主要从事航空发动机主燃烧室设计。

引用格式: 林培华, 陈 思, 龙 陈, 等. 基于CLSVOF方法的离心喷嘴雾化过程计算及试验验证[J]. 燃气轮机试验与研究, 2025, 38(4): 39-47. LIN Peihua, CHEN Si, LONG Chen, et al. Calculation and experimental verification of pressure-swirl atomizer atomization process based on CLSVOF method[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 39-47.

accuracy of the method is acceptable under different pressure drops, and the method has the advantage of high stability. Therefore, the method can be used as a reference for the design of the dual-orifice pressure-swirl atomizer.

Key words: dual-orifices pressure-swirl atomizer; internal and external atomization; CLSVOF; pressure drop; flow rate of the atomizer; spray cone angle; SMD; combustor

1 引言

燃油雾化质量直接影响航空发动机燃烧室的燃烧效率、出口温度分布、污染排放以及点/熄火性能。双油路离心喷嘴是燃烧室实现燃油雾化的关键部件,因此,深入研究其雾化过程是发展先进航空发动机燃烧室的重要环节,而数值模拟是在该研究中不可或缺的技术手段。

离心喷嘴的雾化过程可以分为喷嘴内部流动和外部雾化两部分。离心喷嘴内部流动过程的数值模拟主要采用两相界面追踪方法,其中,流体体积(Volume of fluid, VOF)方法应用较为广泛。该方法由HIRT和NICHOLS^[1]于1981年首次提出,经过不断地改进与完善,已在两相流计算领域发挥重要作用。近年来,国内外学者^[2-6]应用VOF方法对离心喷嘴内部气液两相流动进行了数值模拟,并通过试验验证了其可靠性。离心喷嘴外部雾化过程为锥形液膜雾化破碎过程,部分研究针对此过程进行了数值模拟。例如,岳明^[7]以CRAPPER等^[8]的分析为基础,求解了无黏色散方程,并分析了雾化锥角、韦伯数等对表面波增长率的影响;DESJARDINS等^[9]基于DNS/LES和改进的守恒水平集(Level set)方法,清晰地显示出了离心喷嘴出口形成的锥形液膜;杨国华等^[10]基于四叉树/八叉树的自适应网格(Adaptive mesh refinement, AMR)和VOF相结合的方法开展了研究工作,建立了一种锥形液膜雾化过程的数值模拟方法,分析了雾化破碎过程,计算得到的雾化破碎过程图像与试验拍摄得到的图像基本吻合,验证了该计算方法的准确性;CZAJKOWSKI等^[11]采用Level set方法模拟空气雾化喷嘴,预测了破碎起始、最不稳定波长和液滴尺寸与速度分布。在离心喷嘴内部流动与外部雾化过程耦合计算研究方面,徐让书等^[12]采用VOF方法模拟离心喷嘴内部流动、LES方法模拟外部液膜破碎过程,捕捉到了清晰的气液相界面以及液膜的一次破碎现象和不稳定波;刘娟^[13]采用相同的数值模拟方法,获得了离心喷嘴锥形液膜一次破碎过程,包括喷雾场结构和喷嘴出口

速度场。但以上数值模拟研究描述喷嘴外部雾化时仅限于一次雾化过程。

离心喷嘴外部雾化过程数值计算的一个主要难点在于相界面的模拟,目前已提出的数值方法主要为VOF方法和Level set方法。VOF方法具有较好的质量守恒特性,但存在相界面尖锐的不足。Level set方法不需要VOF方法中复杂的相界面构造方法,可以较好地处理曲率较高的相界面^[14],但该方法最大的缺点为计算过程中容易造成流体的质量不守恒^[15]。近年来,研究人员提出了水平集-流体体积耦合(Coupled of level set and volume of fluid, CLSVOF)界面描述方法,可以有效地将上述2种方法的优点相结合,达到对相界面更加精确的模拟。研究表明,该方法对相界面的计算精度比单独使用VOF方法和Level set方法均较高,可以描述完整的一次雾化和二次雾化过程^[16-17]。

采用Fluent软件及其VOF模型进行离心喷嘴内部流动的数值模拟,简单易行且具有较好的精度,而基于CLSVOF的仿真工具在模拟离心喷嘴外部雾化过程方面精度较高。因此,将Fluent软件(两相流采用VOF模型)和CLSVOF仿真工具相结合,进行离心喷嘴内部流动和外部雾化过程耦合计算具有良好的应用前景。王凯等^[18]采用Fluent软件计算单油路离心喷嘴内流场,运用包含AMR技术的CLSVOF仿真工具(Gerris程序)计算外喷雾场,将Fluent软件计算得到的喷嘴出口参数作为外喷雾场的入口条件,数值模拟分析了喷雾锥角、液滴索太尔平均直径(SMD)随喷嘴流量和结构尺寸的变化,并开展试验验证了仿真结果的准确性。申力鑫等^[19]采用相同的数值模拟方法,分析了双油路离心喷嘴的雾化过程,重点研究了压降和同轴旋转空气对双层液膜宏观形态、液膜破碎模式、液膜破碎长度、喷雾锥角和SMD的影响。以上研究中的双油路离心喷嘴内部流动和外部雾化过程耦合计算均运用Fluent软件同时计算主、副油路出口液膜环参数(液膜厚度、轴向速度和张角)。这种计算方式雾化过程主、副油路互

相影响和流动随机性较大,导致计算稳定性差,尤其是在主、副油路流量相近时,存在难以收敛的情况。对此,将主、副油路分开计算获得出口液膜环参数的稳定性较高,可以有效地解决上述问题。

本文运用Fluent软件分别计算得到双油路离心喷嘴主油路和副油路的出口液膜环参数,将其作为初始条件导入包含AMR技术的CLSVOF仿真工具计算外喷雾场,获得不同压降下的雾化性能(包括喷雾场宏观形态、喷嘴流量、喷雾锥角以及喷雾场SMD),并通过试验对该高稳定性计算方法的计算精度进行验证。

2 双油路离心喷嘴内外流雾化过程耦合计算方法

研究对象为双油路离心喷嘴,其结构如图1所示。副油路由2个沿轴向收缩的斜孔式旋流槽造成旋流,主油路由8个切向斜孔式旋流槽造成旋流。

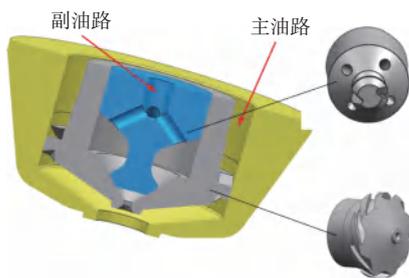


图1 双油路离心喷嘴结构

Fig.1 Structure of dual-orifice pressure-swirl atomizer

运用Fluent软件分别对给定的双油路离心喷嘴主油路和副油路内部流动开展数值模拟,以获得相应的出口截面液膜参数,包括液膜厚度、液膜轴向速度及液膜张角。由于离心喷嘴内部气相(空气)和液相(燃油)流动均可视为不可压流,因此采用基于压力的瞬态求解器。根据离心喷嘴内流特点,选择对两相界面追踪较好的VOF模型,采用能够快速收敛、适合时均流场的隐式方案进行离散^[5]。湍流模型采用Realized $k-\varepsilon$ 模型,壁面函数采用Scalable Wall Functions,使用无滑移壁面,粗糙度默认为0.5。燃油为RP-3航空煤油,其密度为 779.1 kg/m^3 ,动力黏度为 $1.153 \times 10^{-3} \text{ N}\cdot\text{s/m}^2$,表面张力系数为 0.002352 N/m 。

喷嘴外雾化过程数值模拟采用的CLSVOF仿真工具为由厦门大学航空航天学院燃烧团队自主开发的开源软件程序包。该程序包基于自适应笛卡儿网

格,直接求解N-S偏微分方程组,能够在不损失计算精度的同时降低计算量,在求解三维、非定常、多相问题时效果尤其明显。

运用该CLSVOF仿真工具对喷嘴外部雾化过程进行数值模拟时,在Fluent软件计算结果的基础上,分别截取喷嘴主油路和副油路出口截面液膜的厚度、轴向速度和张角,导入开源CLSVOF仿真工具,将其作为初始条件完成喷嘴外雾化过程数值计算。

3 计算结果与试验验证

双油路离心喷嘴雾化性能计算和试验验证的工质为常温下的RP-3航空煤油,喷嘴工况编号及其对应的进出口压降如表1所示。其中,工况1~5只考虑副油路,其雾化性能为判断燃烧室在小工况下点/熄火性能的依据;工况6~8中主、副油路同时开启,其雾化性能对改善燃烧室在大工况下的燃烧性能(如出口温度分布和冒烟)具有参考意义。

表1 喷嘴工况编号及进出口压降

Table 1 Atomizer condition numbers and pressure drops

工况编号	主油路压降/MPa	副油路压降/MPa
1	0	0.2
2	0	0.8
3	0	1.5
4	0	2.0
5	0	3.0
6	0.01	2.0
7	0.10	2.5
8	0.20	3.0

3.1 不同压降下喷嘴内部流动仿真结果

3.1.1 喷嘴出口处液膜厚度

在Fluent软件计算完成后,喷嘴出口截面液膜厚度的处理方法如下。首先,在表1所示任一工况下的喷嘴出口截面的燃油液相分布云图(图2)中选取4条过中心的线(编号1~4),然后获取这4条线上液相体积分数随径向距离的变化(图3)。液相体积分数大于0.5时,判定对应网格为液相;小于0.5时,判定对应网格为气相。通过4条线与液相体积分数0.5水平线的交点横坐标之差可以得到8个液膜厚度值,取其平均值作为喷嘴出口的液膜厚度。计算公式如式(1)所示。

$$t = \frac{\sum_{i=1}^n (|x_{\text{out}}| - |x_{\text{in}}|)}{n} \quad (1)$$

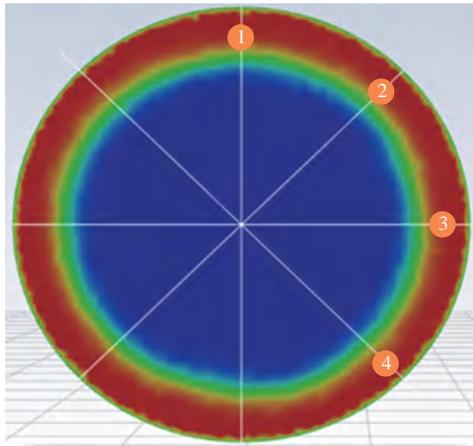


图2 喷嘴出口截面燃油液相分布云图
Fig.2 Distribution contour of fuel liquid phase at the atomizer outlet

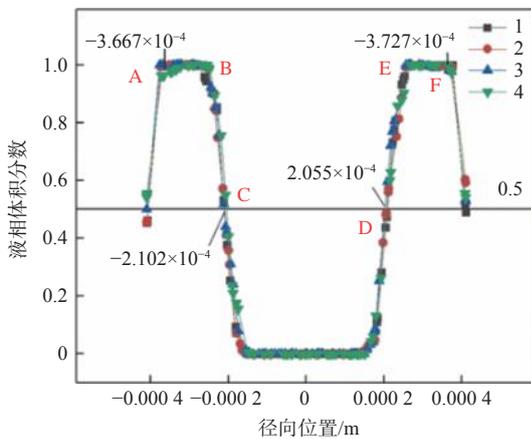


图3 喷嘴出口截面不同径向位置下的燃油液相分布
Fig.3 Distribution of fuel liquid phase at the atomizer outlet with different radial locations

式中： t 为液膜厚度； χ_{out} 为各线与液相体积分数0.5水平线外侧交点的横坐标； χ_{in} 为内侧交点的横坐标； $n=8$ 。

在各个工况下,将计算得到的喷嘴出口截面燃油液相分布云图按照上述方法处理,获得喷嘴出口处液膜厚度,如表2所示。结合表1、表2可知,副油路液膜厚度随压降的变化很小,主油路液膜厚度随压降的增大而减小,表明在压降较小时液膜厚度变化较为明显(随压降的增大而减小),但随着压降的增大,液膜厚度趋于一致。

3.1.2 喷嘴出口处轴向速度与液膜张角

喷嘴出口处轴向速度可以直接由Fluent软件的后处理功能获取,而液膜张角 θ 可以通过液相轴向速度(v_y)与另外2个方向速度(v_x 和 v_z)的合成速度

表2 不同工况下的喷嘴出口处液膜厚度
Table 2 Liquid film thickness at the atomizer outlet under different working conditions

工况编号	主油路液膜厚度/mm	副油路液膜厚度/mm
1	0	0.048
2	0	0.044
3	0	0.044
4	0	0.044
5	0	0.044
6	0.491	0.044
7	0.410	0.044
8	0.288	0.044

(切向速度)求解,如式(2)和图4所示。

$$\tan\left(\frac{\theta}{2}\right) = \frac{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}}{v_y} \quad (2)$$

在喷嘴出口截面进行取点采样。由于取点位置直接关系到结果的准确性,为此,取液相占比为1、最靠近壁面的8个点,如图5所示。通过Fluent软件的

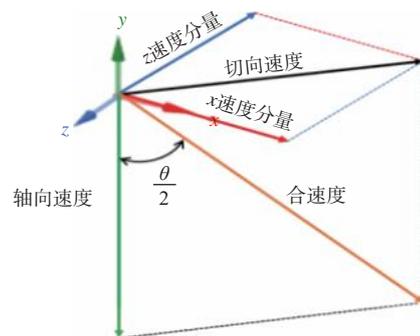


图4 喷嘴出口处混合相速度矢量与液膜张角的关系
Fig.4 Relationship between velocity vector of mixed phase and liquid film angle at atomizer outlet

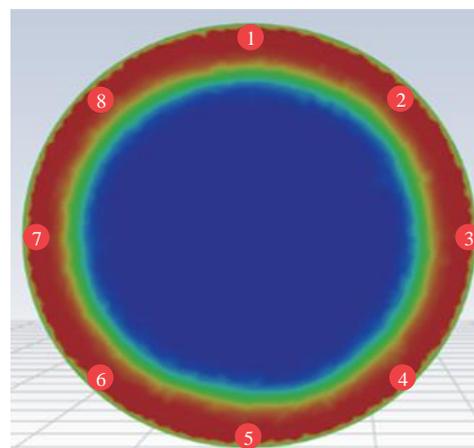


图5 喷嘴出口截面速度点选取
Fig.5 Selection of velocity points at the atomizer outlet

后处理功能,获取这8个点在各个方向上的速度,取轴向速度和切向速度的平均值表示喷嘴出口处的液膜张角。各工况下喷嘴出口截面的液膜轴向速度和液膜张角如表3所示。

3.2 喷嘴外部雾化过程仿真结果及试验验证

3.2.1 数值仿真结果处理方法

基于CLSVOF方法的喷嘴外部雾化过程仿真结果包括喷雾场宏观形态、喷嘴流量、喷雾锥角以及SMD。其中,喷雾锥角和SMD需要经过一定方法处理获取。

工况1下数值仿真得到的喷雾场视图如图6所示。其中, SW_1 为初始液膜宽度, SW_2 为初始液膜下游 L 距离处的液膜宽度。针对 SW_2 作如下说明: L 取图像中喷雾场轴向总长度的1/2, SW_2 的2个端点均取在液相体积分数为0.5处。则喷雾锥角 α 可以由式(3)计算得到。

$$\alpha = 2\arctan\left(\frac{SW_1 - SW_2}{2L}\right) \quad (3)$$

对于SMD而言,喷嘴外雾化过程的仿真结果中会生成一个out文件,包含各个时刻喷雾场液滴的统计数据,含有每个液滴的体积信息。取最大计算时刻的数据进行分析,根据液滴体积求出每个液滴的

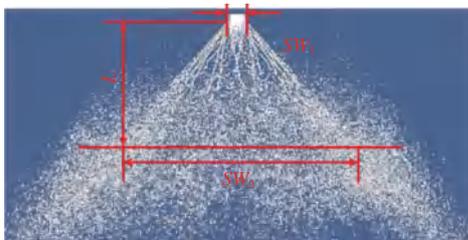


图6 喷雾场中喷雾锥角处理方法
Fig.6 Processing method of spray cone angle in the atomization field

直径 d_i ,对该直径统计相应的液滴数目 n_i ,根据式(4)^[20]求得SMD。此时求得的SMD为全流场范围内的液滴SMD,而验证试验测量位置为喷嘴出口下游轴向20.0 mm处,为使数据具有可比性,仿真数据中取轴向19.5~20.5 mm之间的液滴进行处理。

$$SMD = \frac{\sum_{i=1}^m n_i d_i^3}{\sum_{i=1}^m n_i d_i^2} \quad (4)$$

3.2.2 双油路离心喷嘴喷雾性能试验验证方法

为验证双油路离心喷嘴内外流雾化过程耦合计算结果,开展了双油路离心喷嘴雾化性能试验,获得了喷雾场宏观形态、喷嘴流量、喷雾锥角和液滴SMD。

双油路离心喷嘴雾化性能试验系统如图7所示。供油系统由油箱、油滤、油泵、压力表、阀门和管路组成;采用工业相机直接拍摄喷雾场宏观形态;采用高精度电子秤和秒表测量喷嘴流量,在某一测量时间内得到总燃油质量,从而获得喷嘴流量;采用激光发射器发射片光源,采用工业相机拍摄得到喷雾锥角图像,经过后处理方法得到喷雾锥角;采用马尔文激光粒度仪测量喷雾SMD,测量位置为喷嘴出口下游轴向20.0 mm处。

针对6个不同相位(分别为 0° 、 30° 、 60° 、 90° 、 120° 和 150° ,如图8所示)开展喷雾锥角测量,然后取平均值。针对每个相位角下的喷雾锥角,使用Matlab软件对喷雾场相片进行处理。首先,对原图进行灰度变换,将 $3 \text{ ppi} \times 256 \text{ ppi} \times 256 \text{ ppi}$ 的彩色图片变换为 $256 \text{ ppi} \times 256 \text{ ppi}$ 的灰度图片;然后,对此图片进行二值化处理(确定阈值为0.5),并在此基础上进行边缘检测,获得较为清晰的边界;最后,使用直线拟合,并使用像素三角板的量角器对拟合角进行测量,得到喷雾锥角,如图9所示。

表3 不同工况下喷嘴出口处的液膜轴向速度和张角

Table 3 Axial velocity and cone angle of liquid film at the atomizer outlet under different working conditions

工况编号	主油路轴向速度/(m/s)	主油路半张角正切值	主油路张角/($^\circ$)	副油路轴向速度/(m/s)	副油路半张角正切值	副油路张角/($^\circ$)
1	0	0	0	9.31	1.06	93.5
2	0	0	0	23.20	0.98	88.7
3	0	0	0	31.30	0.96	87.4
4	0	0	0	36.90	0.92	85.3
5	0	0	0	46.40	0.90	84.2
6	2.63	0.87	81.9	36.90	0.97	88.3
7	9.08	1.09	94.7	42.10	1.00	90.2
8	12.94	1.14	97.3	46.40	1.02	91.1

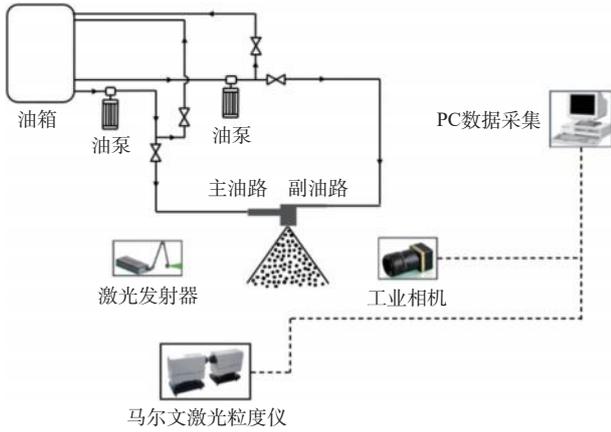


图7 双油路离心喷嘴雾化性能试验系统
Fig.7 Atomization performance test system of dual-orifice pressure-swirl atomizer

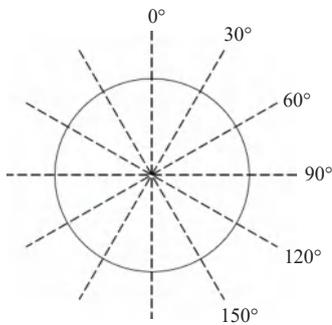


图8 喷雾锥角测量相位示意图
Fig.8 Phases diagram of spray cone angle measurement

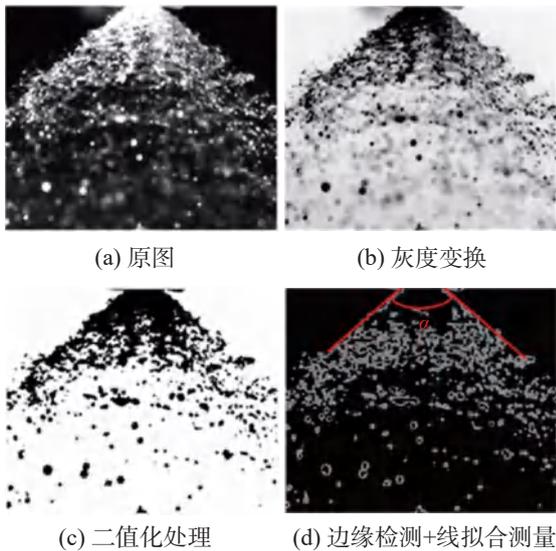


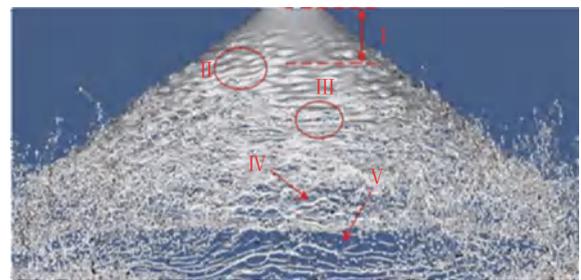
图9 喷雾锥角处理方法
Fig.9 Processing method of spray cone angle

3.2.3 计算结果与试验结果对比分析

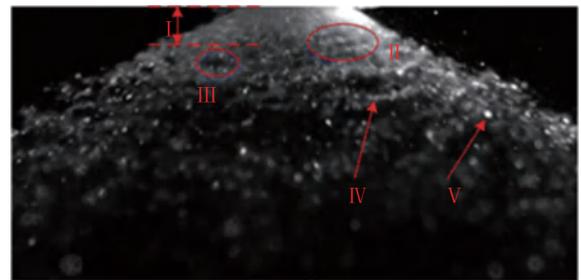
(1) 宏观形态

将双油路离心喷嘴内外流雾化过程耦合计算得

到的喷雾场宏观形态与试验得到的进行对比,如图10所示。二者有着一致的喷雾场基本结构:完整的液膜部分(I);随着脱离喷口处液膜的扩散、切向运动,出口处速度场与液膜厚度出现不均匀现象,液膜表面出现了波浪形的波动(II);随着波动剧烈程度的增加,下游液膜开始出现破碎和聚合并存的状态,形成液膜穿孔(III);随着液膜的继续发展,周向分布的液带结构被拉扯断裂,形成小尺寸的液丝(IV);最后,在气动力作用下,均匀分布的小尺寸液带收缩扩散形成液滴(V)。据此可知,二者有着极为相似的宏观形态和随距离变化的液膜破碎形态。



(a) 数值模拟结果



(b) 试验结果

图10 喷雾场数值计算与试验的宏观形态比较
Fig.10 Comparison of the macroscopic shape of the spray field between numerical calculation and experiment

(2) 喷嘴流量

双油路离心喷嘴单个油路的质量流量 m_1 与喷嘴压降的理论关系可以由式(5)^[20]描述。

$$m_1 = FN \sqrt{\Delta p} \tag{5}$$

式中: FN 为流量数,为一个广泛使用的表征喷嘴特性的参数,仅与喷嘴的几何结构和通过的流体有关,与喷嘴的工况无关; Δp 为压降。

各工况下,喷嘴副油路质量流量与压降关系的数值计算与试验结果如图11所示。可以看出,流量计算结果略小于试验结果,二者误差在压降为3.0 MPa时最大,为-6.6%。仿真与试验结果均能反映出流

量随压降增加而增大的规律,对于计算拟合曲线, $m_1 = 8.04\Delta p^{0.44}$;对于试验拟合曲线, $m_1 = 8.39\Delta p^{0.46}$ 。这2个公式中,压降的幂指数均略小于式(5)的0.50,原因在于式(5)未考虑燃油黏性造成的沿程压力损失。

各工况下,喷嘴主油路质量流量与压降关系的数值计算与试验结果如图12所示。可以看出,流量计

算结果略小于试验结果,二者误差在压降为0.20 MPa时最大,为-9.0%。另外,对于计算拟合曲线, $m_1 = 100\Delta p^{0.44}$;对于试验拟合曲线, $m_1 = 112\Delta p^{0.45}$ 。计算和试验拟合的流量存在一定差距,初步判断为采样点不足(3个)所致。

各工况下,喷嘴喷雾锥角计算结果与试验结果的对比如图13所示。结合表1可知,喷雾锥角计算结

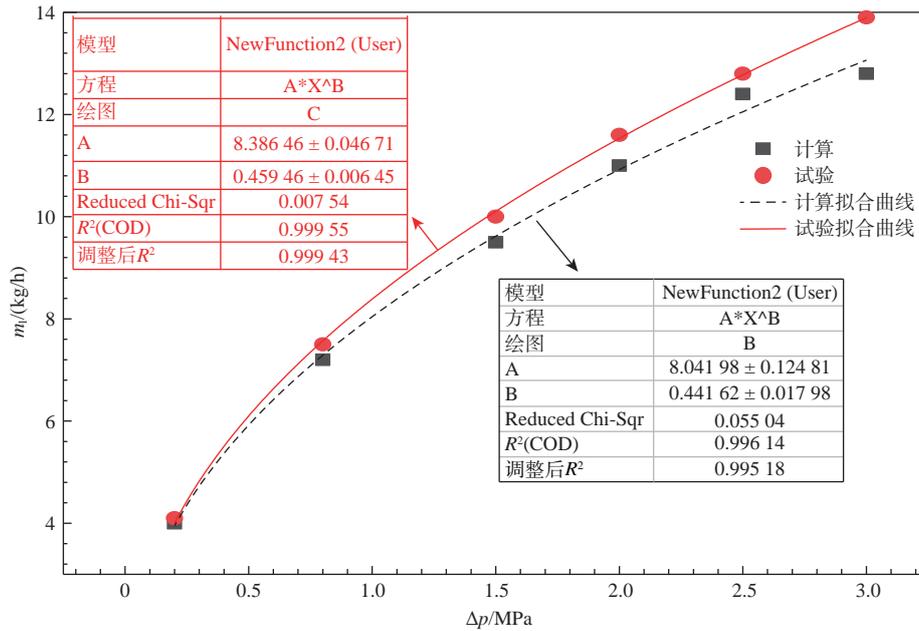


图11 喷嘴副油路流量计算与试验结果对比

Fig.11 Calculation and test results of the flow rate of the pilot orifice

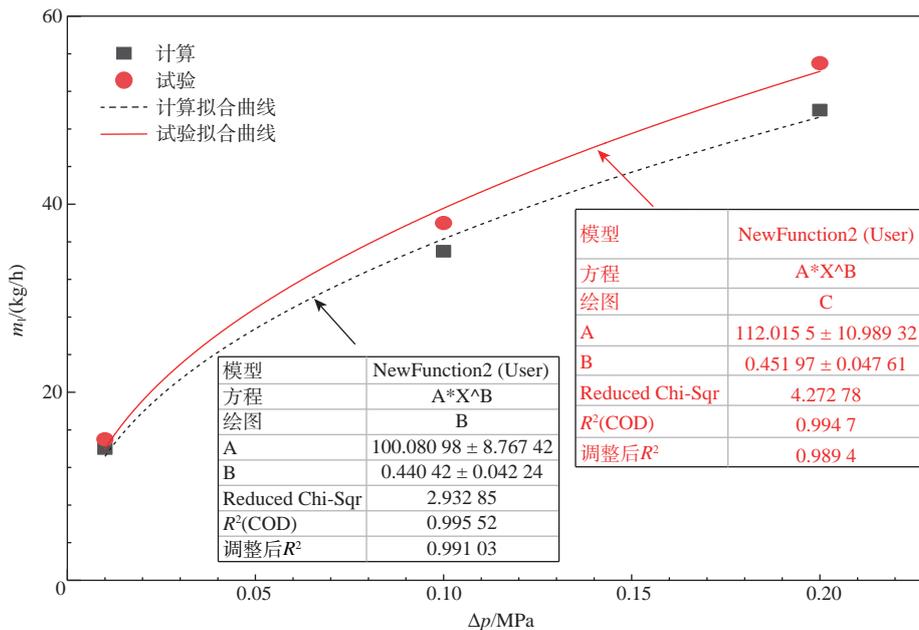


图12 喷嘴主油路流量计算与试验结果对比

Fig.12 Calculation and test results of the flow rate of the main orifice

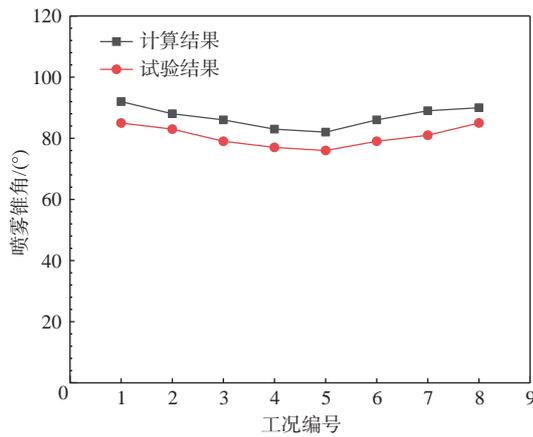


图13 喷嘴喷雾锥角计算与试验结果对比

Fig.13 Calculation and test results of spray cone angle

果相较于试验结果偏大,但最大误差均在10.0%以下。在副油路工作时,工况3误差最大,为8.9%;在主、副油路同时工作时,工况7误差最大,最大误差为9.9%。另外,副油路锥角随压降的增大而减小,原因在于较高的压降会导致液滴尺寸变小,更小的液滴受空气阻力影响更大,在离开喷嘴后不易维持较大的扩散角度,从而使得喷雾锥角减小。主、副油路同时开启时,喷雾锥角随压降的增大而增大,原因在于随着压降的增加,主、副油路的燃油流速均会提高,不仅增加了燃油的动能,还增强了2种燃油之间的湍流混合,更强的湍流有助于将燃油更均匀地分散,从而形成更宽广的喷雾锥角。对比工况4和工况6、工况5和工况8可知,在相同的副油路压降下,双油路的喷雾锥角略大于单油路的,原因在于在双油路设计中,主油路通常位于副油路的外围,有助于在喷嘴出口处形成一个更广泛的喷雾区域。

各工况下,喷嘴油雾场的SMD计算结果与试验结果对比如表4所示,试验测量SMD的截面为轴向距离喷嘴出口20.0 mm处,仿真对应的是轴向距离喷嘴出口19.5~20.5 mm之间的区域。

由表4结合表1可知,副油路SMD随压降的增大而减小,原因在于当喷嘴进出口压降增大时,根据伯努利方程,燃油速度会显著增加,导致燃油在空气中的剪切力和离心力增强,从而增强剪切力的剪切作用和离心力的分散作用,使得液膜更易破碎成更小的液滴。另外,主、副油路同时开启时,SMD随压降的增大而增大,原因在于当压降增大时,主、副油路压降之差增大,导致燃油速度差异变大,从而使得液滴分布不均,形成较大的液滴。对比工况4和工况6、

表4 喷嘴油雾场SMD计算和试验结果

Table 4 Calculation and test results of SMD in the atomization field

工况编号	SMD/ μm		试验与 计算误差/%
	试验	计算	
1	52.91	60.5	14.3
2	26.63	31.2	14.6
3	22.87	25.9	13.2
4	18.38	20.5	11.5
5	11.59	13.2	12.2
6	28.12	30.1	6.6
7	42.61	44.8	4.9
8	49.01	51.0	3.9

工况5和工况8可知,在相同的副油路压降下,双油路的SMD大于单油路,这是因为与单油路相比,双油路工作时主油路压降较小,燃油速度较低,其与副油路燃油湍流混合后形成的燃油平均速度比单油路的低,燃油颗粒受到的剪切力和离心力相对较小,因而SMD更大。

4 结论

提出了一种双油路离心喷嘴内外流雾化过程耦合计算方法,并通过试验对其计算精度进行了验证。主要结论如下:

(1) 计算与试验得到的喷嘴喷雾场基本结构一致,宏观形态十分相似。

(2) 副油路和主油路的流量随压降的增大而增大;流量计算结果相较于试验结果偏小,误差在-9.0%以内。

(3) 副油路喷雾锥角随压降的增大而减小,双油路的喷雾锥角随压降的增大而增大;喷雾锥角计算结果相较于试验结果偏大,误差在10.0%以内。

(4) 副油路喷雾SMD随压降的增大而减小,双油路喷雾SMD随压降的增大而增大;SMD计算结果相较于试验结果偏大,误差在15.0%以内。

(5) 在相同副油路压降下,双油路的喷雾锥角和SMD均大于单油路。

参考文献:

- [1] HIRT C W, NICHOLS B D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 39(1): 201-225.
- [2] 王国辉, 蔡体敏, 何国强, 等. 一种旋流式喷嘴的实验和数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 28-32.

- WANG Guohui, CAI Timin, HE Guoqiang, et al. Experimental and numerical investigation of a swirl atomizer[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(1):28–32. (in Chinese)
- [3] 王成军, 陈海耿, 张宝诚. 双路离心式喷嘴的实验与数值模拟[J]. *工程热物理学报*, 2010, 31(10):1797–1799. WANG Chengjun, CHEN Haigeng, ZHANG Baocheng. Experimental and numerical simulation of a dual-orifice pressure-swirl atomizer[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2010, 31(10):1797–1799. (in Chinese)
- [4] 张永良. 离心喷嘴雾化特性实验研究和数值模拟[D]. 北京:中国科学院大学, 2013. ZHANG Yongliang. Experimental and numerical studies on the atomization of a pressure atomizer[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)
- [5] 宋耀宇. 离心喷嘴燃油流动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016. SONG Yaoyu. Investigation on the flow characteristics of pressure swirl atomizer[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [6] HANSEN K G, MADSEN J, TRINH C M, et al. A computational and experimental study of the internal flow in a scaled pressure-swirl atomizer[R]. *ILASS-Europe 2002*, 2002.
- [7] 岳明. 锥形液膜初始破碎雾化过程和机理研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2003. YUE Ming. Study on the initial fragmentation and atomization process and mechanism of conical liquid film[D]. Beijing: Beihang University, 2003. (in Chinese)
- [8] CRAPPER G D, DOMBROWSKI N, PYOTT G D. Kelvin-Helmholtz wave growth on cylindrical sheets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1975, 68(3):497–502.
- [9] DESJARDINS O, MCCASLIN J O, OWKES M, et al. Direct numerical and large-eddy simulation of primary atomization in complex geometries[J]. *Atomization and Sprays*, 2013, 23(11):1001–1048.
- [10] 杨国华, 王凯, 张民庆, 等. 基于树形自适应网格的旋流液膜雾化过程仿真[J]. *推进技术*, 2018, 39(3):556–564. YANG Guohua, WANG Kai, ZHANG Minqing, et al. Simulation on swirl liquid sheet spray process based on octree adaptive mesh refinement[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(3):556–564. (in Chinese)
- [11] CZAJKOWSKI M, DESJARDINS O, SPATAFORE B, et al. Experimental and numerical investigation of airblast n-dodecane injection[R]. *AIAA 2011-787*, 2011.
- [12] 徐让书, 年帅奇, 牛玲, 等. 离心喷嘴内部流动与液膜初级破碎的耦合模拟[J]. *沈阳工业大学学报*, 2011, 33(6):661–666.
- XU Rangshu, NIAN Shuaiqi, NIU Ling, et al. Coupled simulation of internal flow and primary breakup for liquid sheet of pressure-swirl atomizer[J]. *Journal of Shenyang University of Technology*, 2011, 33(6):661–666. (in Chinese)
- [13] 刘娟. 旋转锥形液膜破碎过程实验与仿真研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2012. LIU Juan. Experimental and numerical simulation of the breakup process of swirling conical liquid sheet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] OSHER S, FEDKIW R P. Level set methods: an overview and some recent results[J]. *Journal of Computational Physics*, 2001, 169(2):463–502.
- [15] OSHER S, SETHIAN J A. Fronts propagating with curvature-dependent speed: algorithms based on Hamilton-Jacobi formulations[J]. *Journal of Computational Physics*, 1988, 79(1):12–49.
- [16] WANG Zhaoyuan, YANG Jianming, Koo B, et al. A coupled level set and volume-of-fluid method for sharp interface simulation of plunging breaking waves[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2009, 35(3):227–246.
- [17] SUN Dongliang, TAO Wenquan. A coupled volume-of-fluid and level set (VOSET) method for computing incompressible two-phase flows[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2010, 53(4):645–655.
- [18] 王凯, 杨国华, 李鹏飞, 等. 基于Gerris的离心式喷嘴锥形液膜破碎过程数值模拟[J]. *推进技术*, 2018, 39(5):1041–1050. WANG Kai, YANG Guohua, LI Pengfei, et al. Numerical simulation on conical liquid sheet breakup process of pressure swirl injector based on Gerris[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5):1041–1050. (in Chinese)
- [19] 申力鑫, 邢菲, 秦腊, 等. 双层旋转锥形液膜一次破碎特性数值研究[J]. *航空学报*, 2021, 42(12):625267. SHEN Lixin, XING Fei, QIN La, et al. Numerical study on primary breakup characteristics of dual-layer rotating conical liquid sheets[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(12):625267. (in Chinese)
- [20] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009. HUANG Yong, LIN Yuzhen, FANG Weijun, et al. *Combustion and combustor*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2009. (in Chinese)

主副油路供油模式对燃烧室挡溅盘壁温分布影响的仿真研究

徐兵, 时远, 桂韬, 李前翔

(中国航发四川燃气轮机研究院, 成都 610500)

摘要: 挡溅盘为航空发动机燃烧室热负荷最大的零件, 经常出现超温烧蚀或裂纹问题, 拖延项目进度。通过对发动机燃烧室挡溅盘多工况下不同供油模式的流固传热仿真计算, 研究了燃烧室主、副油路供油模式对挡溅盘壁温分布的影响。结果表明, 供油模式的变化会引起燃油雾化性能的变化, 形成不同的燃气温度场, 进而导致挡溅盘壁温分布发生改变。只有副油路供油时, 高温区出现在内环靠近边角处; 主、副油路同时供油时, 高温区出现在内外环靠近中间的位置。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 挡溅盘; 供油模式; 壁温; 数值仿真

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)04-0048-08

DOI: 10.3724/j.GTER.20250050

Simulation research on the influence of main and pilot fuel supply modes on the wall temperature distribution of combustor splash plate

XU Bing, SHI Yuan, GUI Tao, LI Qianxiang

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: As the component with the highest thermal load in the combustor of an aero-engine, the splash plate is often prone to overheating, erosion, or cracking, which can delay project progress. By simulating the fluid solid heat transfer of different fuel supply modes of the engine combustor splash plate under multiple operating conditions, the influence of the fuel supply modes of the main and pilot fuel paths on the wall temperature distribution of the splash plate was investigated. The results indicate that changes in fuel supply mode can cause variations in fuel atomization performance, resulting in different gas temperature fields and subsequently causing changes in the temperature distribution of the splash plate wall. Only with pilot fuel supply, the high temperature zone occurs near the corners of the inner ring; when the main and pilot fuel supply work simultaneously, the high-temperature zone occurs near the middle of the inner and outer rings.

Key words: aero-engine; combustor; splash plate; fuel supply mode; wall temperature; numerical simulation

1 引言

燃烧室位于压气机和涡轮之间, 是航空发动机的核心部件之一^[1]。燃烧室挡溅盘位于燃烧室头部, 为头部转接段和涡流器等零件提供隔热保护, 以

保障燃烧室头部安全工作。挡溅盘虽然不是传力零件, 但直面主燃区高温燃气。主燃区燃气温度极高给挡溅盘带来极大的热负荷, 同时主燃区非常复杂的流场增加了挡溅盘冷却设计难度, 使得挡溅盘经

收稿日期: 2024-06-14

基金项目: 国家级科研项目资助

作者简介: 徐兵(1987-), 女, 安徽宿州人, 高级工程师, 硕士, 研究方向为航空发动机主燃烧室设计及计算。

引用格式: 徐兵, 时远, 桂韬, 等. 主副油路供油模式对燃烧室挡溅盘壁温分布影响的仿真研究[J]. 燃气轮机试验与研究, 2025, 38(4): 48-55. XU Bing, SHI Yuan, GUI Tao, et al. Simulation research on the influence of main and pilot fuel supply modes on the wall temperature distribution of combustor splash plate[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 48-55.

常成为燃烧室温度最高的零件。当挡溅盘壁温长期超过材料的许用温度时,挡溅盘局部会出现烧蚀或微裂纹,持续发展后会掉块甚至断裂,丧失对燃烧室头部的保护作用,从而影响燃烧室的寿命和可靠性。挡溅盘一般采用比火焰筒筒体更耐高温的材料,并额外喷涂热障涂层以提高耐温能力。然而即便如此,挡溅盘依然经常发生烧蚀等故障,影响燃烧室正常工作,拖延项目进度。

长期以来,燃烧室冷却研究的焦点集中在火焰筒上^[2-5]。截至目前,关于挡溅盘研究的公开论文数量极少,且主要集中于加工制造领域。例如,朱珍珠等^[6]针对大尺寸薄壁异形单晶挡溅盘铸造工艺开展了研究。其余相关成果则集中在专利方面,其中,大部分专利仍集中于挡溅盘的加工、制造与装配领域^[7-13],专门针对挡溅盘冷却的专利非常稀少。在有限的挡溅盘冷却相关专利中,唐帅等^[14]提出了一种提升燃烧室头部转接段组件冷却效果的方法,通过在挡溅盘表面喷涂热障涂层来提升冷却效果;雷浩等^[15]则提出将挡溅盘设计为多段式结构,通过引入气膜将挡溅盘燃气侧表面与高温燃气隔开,降低挡溅盘燃气侧的温度,进而达到防止挡溅盘烧蚀的目的。

本文通过对发动机燃烧室挡溅盘多工况下不同供油模式的流固传热仿真计算,对燃烧室主、副油路供油模式对挡溅盘壁温分布的影响进行研究,以期找出其分布特点和影响因素,为燃烧室挡溅盘设计提供参考。

2 研究对象

研究在某型航空发动机燃烧室上开展。该燃烧室为短环形燃烧室,其结构如图1所示,由短突扩扩压器、火焰筒、双级轴向涡流器、双油路离心喷嘴、机匣等组成。火焰筒设计有主燃孔和掺混孔,采用多

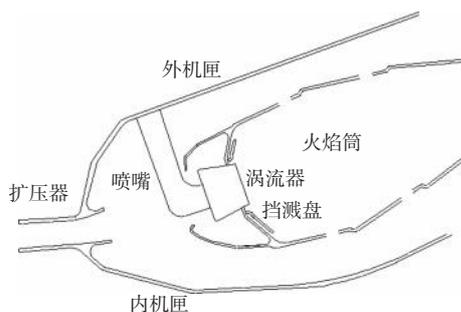


图1 燃烧室结构示意图

Fig.1 Structure diagram of the combustor

斜孔方式冷却。挡溅盘通过焊接方式装配到燃烧室头部,挡溅盘背面采用常规的冲击冷却方式冷却,挡溅盘上开有冷却斜孔以增强冷却效果。

3 仿真方案

直接进行全环燃烧室仿真计算的网格和生成的数据量过大,为减少计算所用资源,考虑燃烧室结构主体的周期性,取包含一个头部的扇形作为计算对象。以最小化简化为原则,在确保不影响气动传热计算结果的前提下,对倒圆、倒角、窄缝、小间隙等细微结构进行净化处理,并对局部几何进行微调,经简化后得到燃烧室流体域。流体域出口延长至涡轮导叶尾环,由于涡轮导叶与燃烧室的周期性不一致,无法在扇形燃烧室模型中纳入涡轮导叶进行联合计算,因此最终未包含涡轮导叶。将流体域模型导入网格划分模块,先设置网格的最小面尺寸为0.22 mm、体尺寸为2.00 mm,网格类型选择四面体非结构化网格,生成4 112万网格进行网格无关性验证计算;然后加密网格,设置最小面尺寸为0.15 mm、体尺寸为1.50 mm,生成1.05亿网格进行网格无关性验证计算。结果显示网格加密后,挡溅盘壁温分布未发生变化,最大壁温仅相差12 °C,完成网格无关性验证。最终使用4 112万的网格进行挡溅盘壁温仿真研究。

仿真所用燃烧室、喷嘴边界条件分别见表1、表2。表中,相对参数为该参数与工况1参数的比值。工况1~5为副油路供油,工况6~10为主、副油路同时供油。出口采用自由流出口,侧面为旋转周期边界,壁面为绝热无滑移边界条件。

表1 燃烧室边界条件

Table 1 Boundary conditions of the combustor

供油模式	工况	进口相对总压	进口相对总温	进口相对流量
副油路 供油	1	1.000	1.000	1.000
	2	1.105	1.035	1.090
	3	1.260	1.065	1.239
	4	1.331	1.035	1.323
	5	1.821	1.030	1.831
主、副油路 同时供油	6	6.583	1.054	6.821
	7	8.942	1.149	8.950
	8	12.377	1.185	12.562
	9	13.748	1.159	13.881
	10	14.285	1.162	14.443

使用商用计算流体力学软件进行仿真计算。湍流模拟采用适用范围广、经济、具有合理精度的可实

表2 喷嘴边界条件
Table 2 Boundary conditions of the nozzle

供油模式	工况	副油路雾 锥角/(°)	副油路 粒径/ μm	主油路雾 锥角/(°)	主油路 粒径/ μm	燃油相对 流量
副油路 供油	1	75.43	33.26	1.00	-	-
	2	76.88	31.09	1.12	-	-
	3	78.22	29.05	1.26	-	-
	4	78.54	28.55	1.30	-	-
	5	81.17	24.38	1.71	-	-
主、副油路 同时供油	6	84.44	19.02	115.71	42.80	5.52
	7	84.53	18.88	118.38	31.22	7.71
	8	84.62	18.74	119.63	25.80	9.81
	9	84.70	18.60	120.25	23.13	11.40
	10	84.78	18.47	120.36	22.65	11.77

现 $k-\varepsilon$ 模型,燃烧模型使用有限速率/涡耗散单步反应。油滴的喷射以及雾化采用Cone模型,在计算过程中同时考虑二次雾化以及液滴与气相之间的相互作用。燃烧室内高温火焰对固体壁面有很强的热辐射,是火焰筒内壁温水平的决定因素,故选用适用范围宽、考虑了气体与离散相颗粒间辐射换热的DO模型。近壁区域模拟采用标准壁面函数。

数值求解方法为压力速度耦合算法,压力离散选择二阶格式,其他变量的空间离散均采用二阶迎风格式。求解过程中通过调整松弛因子来加速收敛和获得稳定结果。初始使用默认值加快收敛,待挡溅盘最大壁温在一定温度范围内稳定后,修改松弛因子继续计算,观察挡溅盘壁温数值及分布,当数值在 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内波动且云图分布不变时,结束计算。

4 仿真方法的试验验证

为验证仿真计算设置的可靠性,将仿真结果与试验结果进行对比。对试验后的燃烧室挡溅盘进行孔探检查,检查结果如图2所示。可以看出,挡溅盘内外环靠近中间的区域因为温度过高而出现高温烧黑现象(图中红色椭圆位置)。

采用前述模型选择和计算设置,对试验工况下的单头部燃烧室挡溅盘壁温进行仿真计算。挡溅盘壁温分布如图3所示(本文温度图采用相对温度表示,即实际温度与燃烧室进口温度之比),可以看出,在内外环靠近中间的位置存在高温区,其他区域壁面温度较低。对比仿真结果与试验结果,两者的高温区位置基本一致。该结果表明,本文的仿真方法可以反映实际挡溅盘壁温分布的总体情况,可以采用本文设置对该挡溅盘壁温分布进行仿真研究。

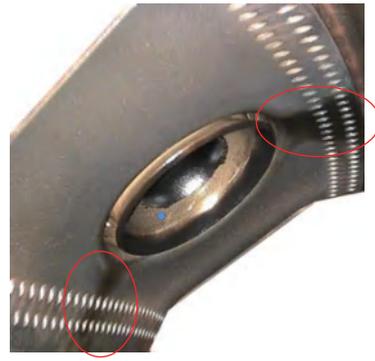


图2 试验后的挡溅盘实物照片

Fig.2 Photo of the splash plate after the experiment

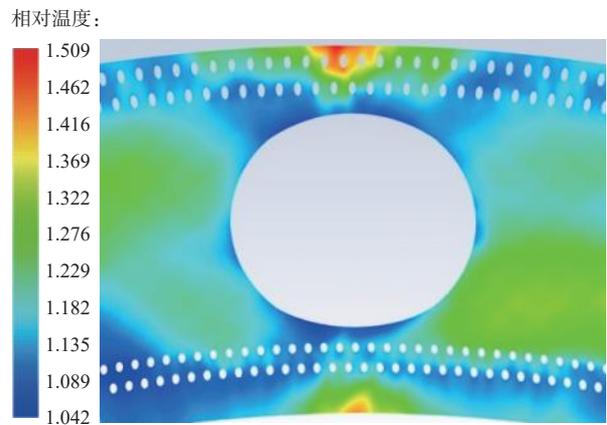


图3 试验工况下的挡溅盘壁温分布

Fig.3 Temperature contour of the splash plate under the experimental conditions

5 仿真结果分析

5.1 总体分析

挡溅盘分区见图4,各工况点挡溅盘壁温分布见图5。可以看出,挡溅盘壁温呈现2种典型分布形态:只有副油路供油时,高温区分布在内外环角处;主、

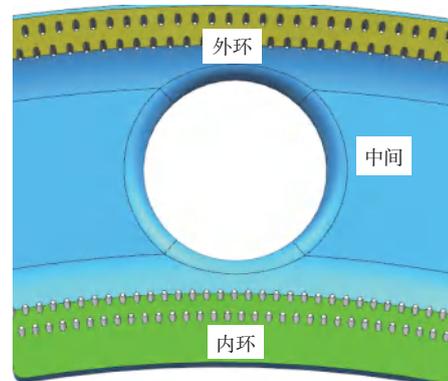
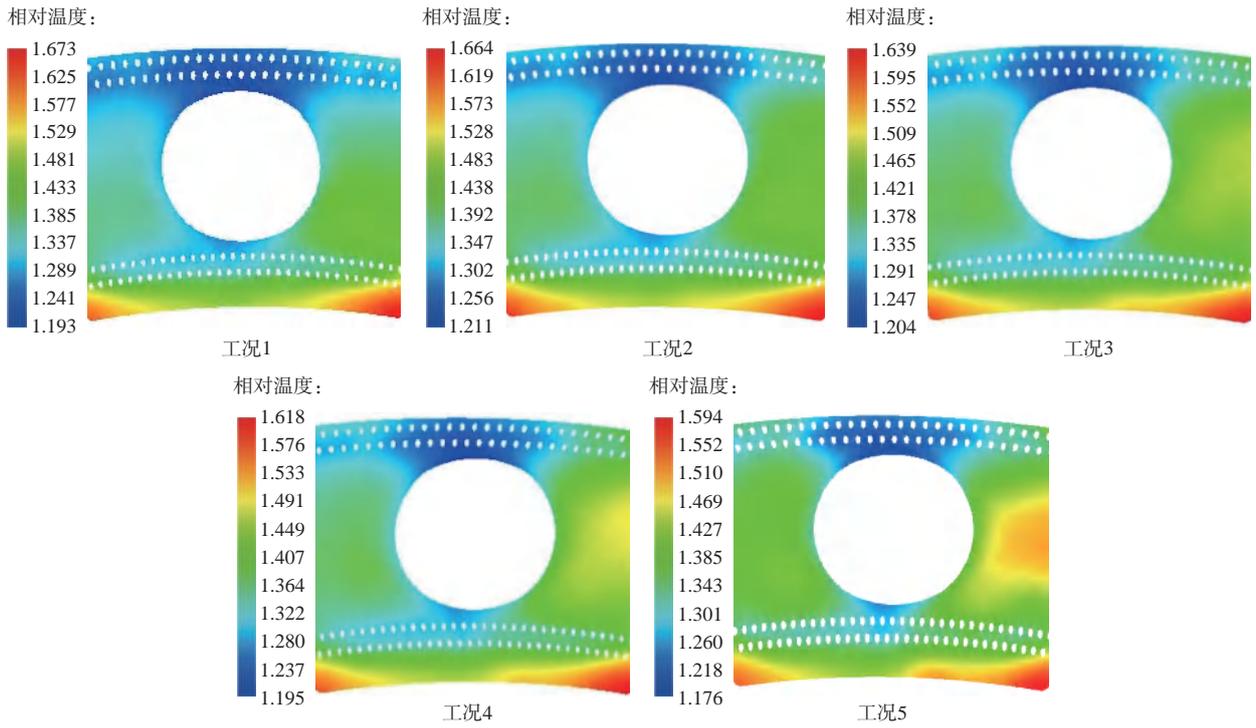
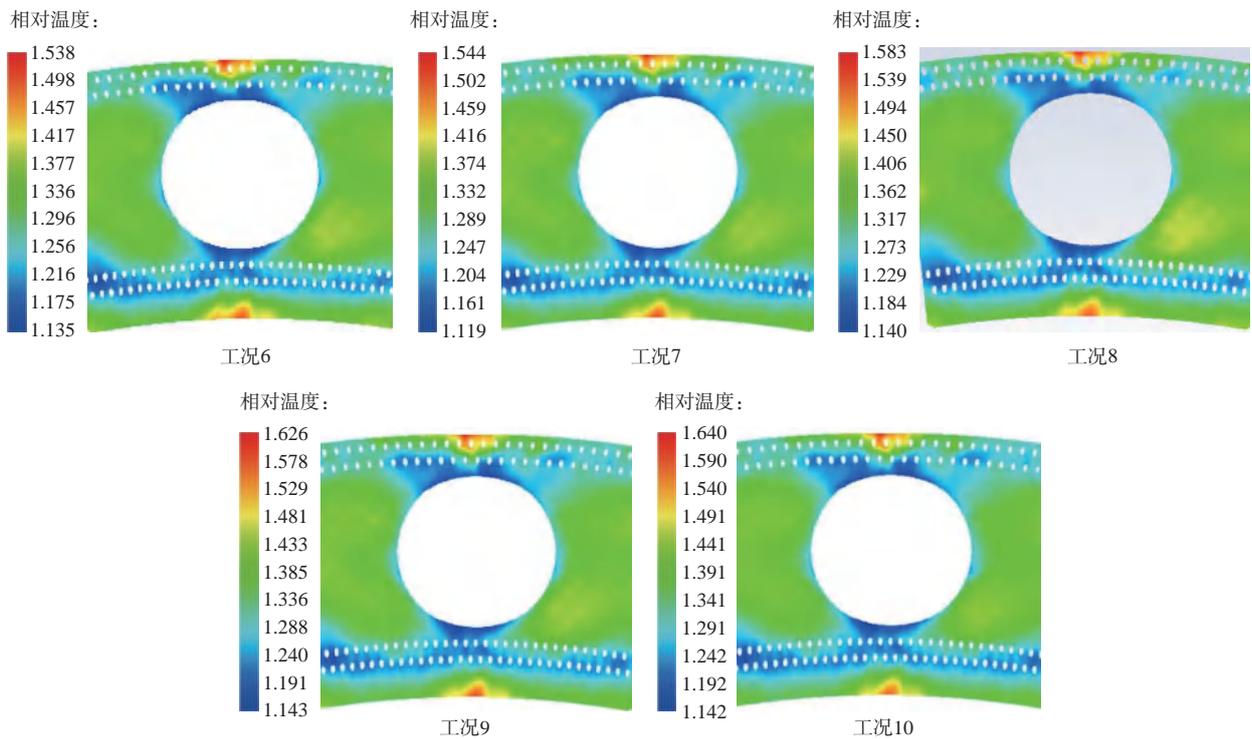


图4 挡溅盘分区

Fig.4 Division of the splash plate



(a) 副油路供油



(b) 主、副油路同时供油

图5 各仿真工况点挡溅盘的壁温分布

Fig.5 Temperature contours of the splash plate under different simulation conditions

副油路同时供油时,高温区分布在内外环中间区域。

将表2中的喷嘴燃油雾锥角、粒径变化,显性化转变为随燃油流量改变的变化图,如图6所示。可以

看出,只有副油路供油时,随着燃油流量的增大,雾锥角显著变大、粒径显著变小,说明燃油雾化效果显著改善。主、副油路同时供油时,随着燃油流量的增

大,副油路的燃油雾锥角、粒径变化较小,说明副油路雾化效果基本不变;主油路的雾锥角有所增大、粒径明显减小,说明主油路雾化效果明显改善。

图7为燃气温度场分布。可以看出,只有副油路供油时,由于燃油雾锥角较小,高温燃气离头部较远;主、副油路同时供油时,由于主油路雾锥角均非常大,导致高温燃气均非常靠近头部。这2种供油工

况的差异带来的温度场差异与挡溅盘壁温分布相对应,为挡溅盘壁温2种分布形态的成因。

使用挡溅盘热侧最大壁温和最小壁温之差与平均壁温的比值来表征挡溅盘壁温分布的不均匀性。挡溅盘壁温分布的不均匀性随燃油相对流量的变化如图8所示。可以看出,只有副油路供油时,壁温不均匀性随燃油流量的增大而减小。结合前述雾化性

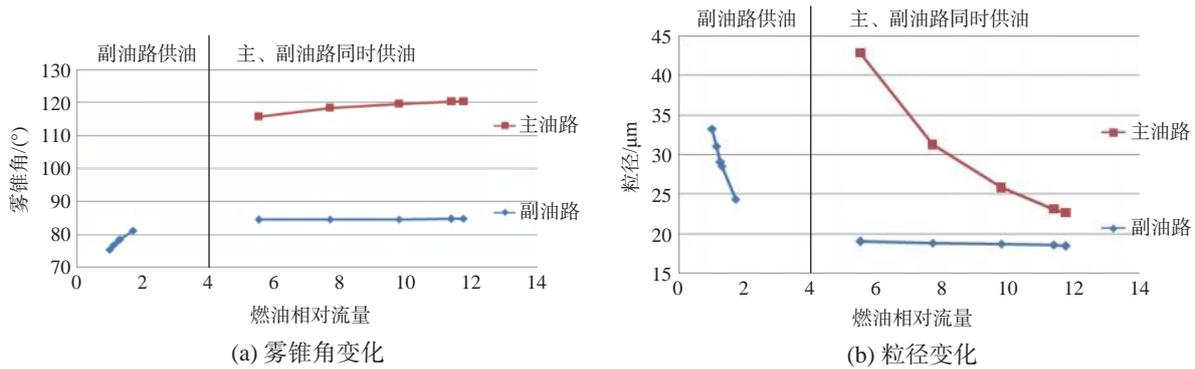


图6 各仿真工况点喷嘴性能
Fig.6 Nozzle performance under different simulation conditions

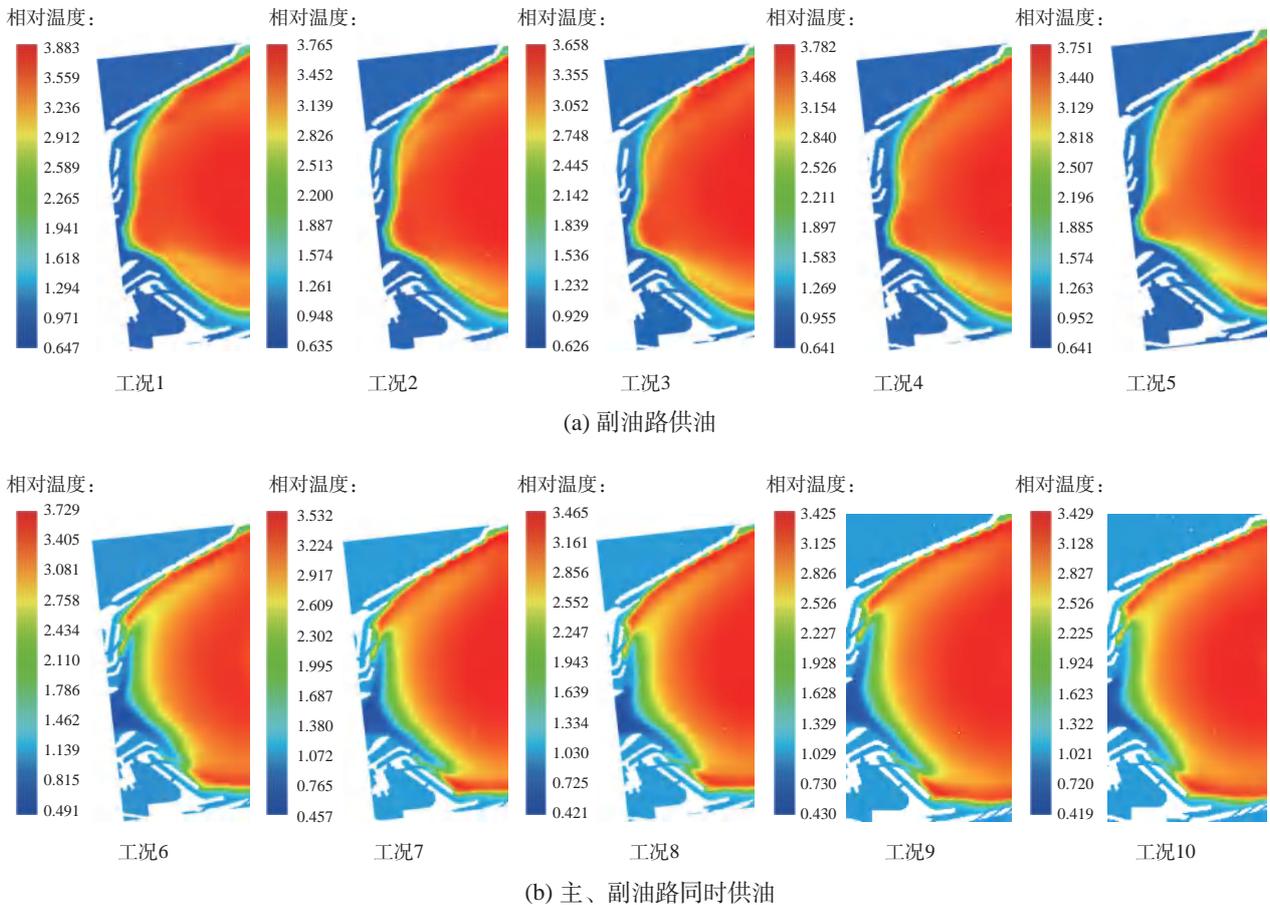


图7 各仿真工况点燃气的温度场
Fig.7 Temperature fields of gas under different simulation conditions

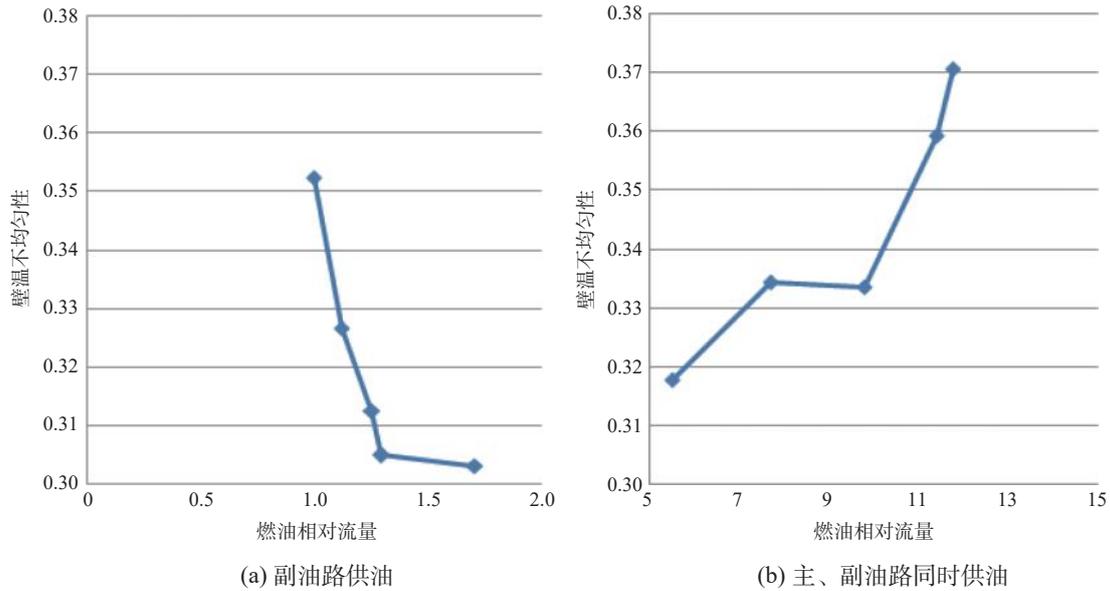


图8 各仿真工况点挡溅盘壁温分布的不均匀性
Fig.8 Nonuniform temperature of the splash plate under different simulation conditions

能和燃气温度场分布可知,这是因为只有副油路供油时雾锥角较小,燃气远离挡溅盘,随着雾化效果显著改善,燃气温度场越来越均匀,所以挡溅盘壁温的不均匀性显著减小。主、副油路同时供油时,随着燃油流量的增大,壁温分布更加不均匀。这是因为主、副油路同时供油时,主油路雾锥角太大,燃气靠近挡溅盘,且主油路雾锥角越来越大,燃气越来越贴近挡溅盘,导致挡溅盘壁温不均匀性增大。

5.2 挡溅盘壁温分析

5.2.1 冷却气流量分配

挡溅盘冷侧换热为对流换热,冷却气来自其前方的转接段冷却孔。在不同工况下,挡溅盘各区域的冷却气占挡溅盘总冷却气的比例如图9所示。可

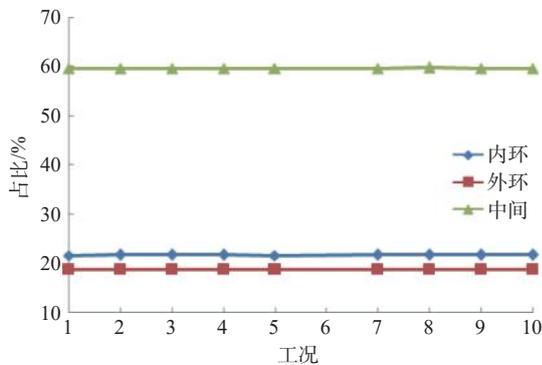


图9 挡溅盘各区域冷却气在不同工况下的占比
Fig.9 Proportion of cooling air flow in different regions of the splash plate under different conditions

以看出,冷却气在挡溅盘上的分配比例非常稳定,不随工况变化发生较大改变。

5.2.2 换热方式

由于相同供油模式下的温度分布类似,所以只选择工况3和工况8进行分析。从热源角度分析,挡溅盘热侧受热来源分为两部分,即表面气膜的对流和高温燃气的辐射。工况3挡溅盘热侧表面气膜温度、燃气辐射温度如图10所示。与图5中工况3的挡溅盘壁温对比可以看出,只有副油路供油时,热侧燃气辐射温度分布与挡溅盘最终壁温分布几乎一致,说明在只有副油路供油时,辐射换热起决定性作用。

图11为工况8只有对流换热以及对流+辐射换热的挡溅盘壁温分布。可以看出,主、副油路同时供油时,只有对流换热下的挡溅盘壁温分布与同时考虑对流+辐射换热下的较为一致,说明此时对流换热方式对挡溅盘壁温分布起主要作用。

6 结论

以某发动机燃烧室为研究对象,仿真了10个边界条件的挡溅盘壁温,通过分析得出如下结论:

- (1) 不同的供油模式产生了不同的燃油雾化效果,形成了不同燃气温度场,引起挡溅盘壁温分布呈不同形态。只有副油路供油时,挡溅盘壁温高温区出现在内环靠近边角处;主、副油路同时供油时,挡溅盘壁温高温区出现在挡溅盘内外环靠近中间的位置。

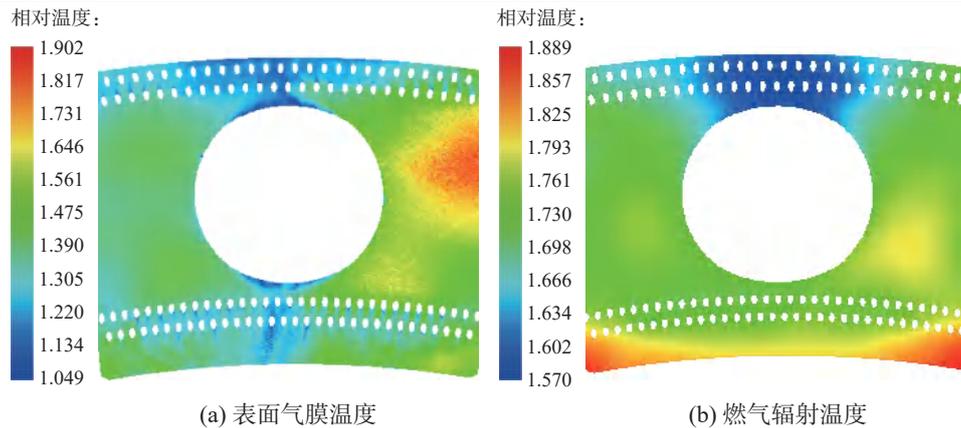


图10 副油路供油工况挡溅盘热侧温度分布(工况3)

Fig.10 Temperature contours of the splash plate under the condition of pilot fuel supply (condition 3)

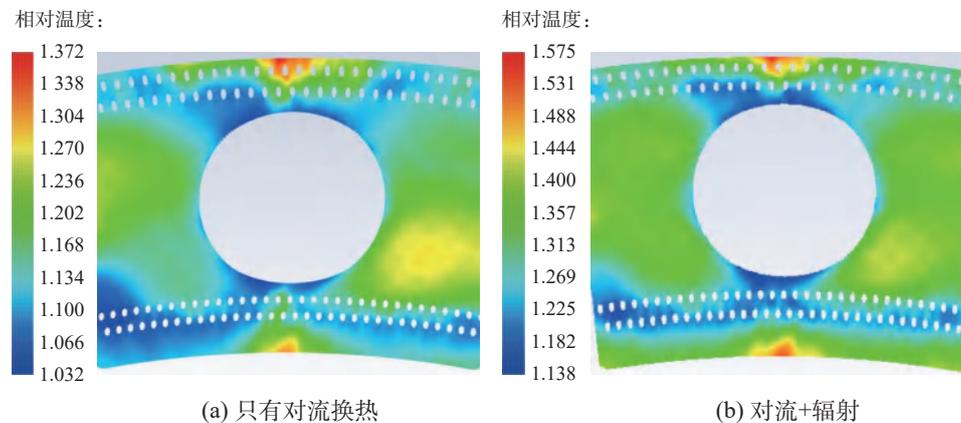


图11 不同换热方式下挡溅盘的壁温(工况8)

Fig.11 Wall temperature contours of the splash plate under different heat transfer modes (condition 8)

(2) 供油模式不同,挡溅盘壁温的不均匀性变化规律也不同。只有副油路供油时,壁温的不均匀性随燃油量的增加而显著减小;主、副油路同时供油时,壁温的不均匀性随燃油流量的增加而增大。

(3) 只有副油路供油时,辐射换热方式决定挡溅盘壁温分布;主、副油路同时供油时,挡溅盘壁温分布主要受对流换热方式影响。

参考文献:

- [1] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988.
JIN Rushan. Aircraft gas turbine combustor[M]. Beijing:Aerospace Publishing House,1988. (in Chinese)
- [2] 张 勃,吉洪湖,杨芳芳,等. 多斜孔壁与机加环气膜冷却燃烧室的壁面换热特性数值研究[J]. 航空动力学报,2012,27(4):832-836.
ZHANG Bo,JI Honghu,YANG Fangfang,et al. Nu-

merical study on wall heat transfer characteristics of film-cooled combustors with multi-inclined holes and machined rings[J]. Journal of Aerospace Power,2012, 27(4):832-836. (in Chinese)

- [3] 杨芳芳,吉洪湖,郑 妹,等. 火焰筒壁高温区与近壁区流场的数值模拟研究[J]. 航空计算技术,2012,42(5):87-90.
YANG Fangfang,JI Honghu,ZHENG Mei,et al. Numerical simulation of flow field in high-temperature and near-wall regions of combustion chamber walls[J]. Aeronautical Computing Technique,2012,42(5):87-90. (in Chinese)
- [4] 胡娅萍,吉洪湖,郑 妹,等. 孔排布方式对多斜孔壁火焰筒传热特性影响的数值研究[J]. 推进技术,2013,34(5):638-643.
HU Yaping,JI Honghu,ZHENG Mei,et al. Numerical study on the influence of hole arrangement on heat transfer characteristics of multi-inclined hole combustion chamber walls[J]. Journal of Propulsion Technol-

- ogy, 2013, 34(5):638-643. (in Chinese)
- [5] 梁 萌. 火焰筒气膜冷却及异形扰流层板-狭缝气膜冷却特性数值研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- LIANG Meng. Numerical investigation on film cooling characteristics of flame tube and irregular disturbing flow lamilloy-slit[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [6] 朱珍珠,任 楠,牛建平. 大尺寸薄壁异形单晶挡溅盘铸造工艺研究[J]. 铸造工程, 2024, 48(6):1-4.
- ZHU Zhenzhu, REN Nan, NIU Jianping. Research on casting technology of large-size thin-wall special-shaped single crystal splash plate[J]. Foundry Engineering, 2024, 48(6):1-4. (in Chinese)
- [7] 司松社,刘志文,邵志宏,等. 环形火焰筒头部组件挡溅盘窄缝内腔间隙校正方法及工具:中国, CN108044347A [P]. 2018-05-18.
- SI Songshe, LIU Zhiwen, SHAO Zhihong, et al. Method and tool for correcting the gap between the splash guard plate and the narrow inner cavity of the annular flame tube head component: China, CN108044347A [P]. 2018-05-18. (in Chinese)
- [8] 王 健,董文启,任慧娇,等. 一种复杂薄壁结构挡溅盘及其激光选区熔化成形工艺:中国, CN114135399A [P]. 2022-03-04.
- WANG Jian, DONG Wenqi, REN Huijiao, et al. A complex thin-walled structure splash guard and its laser selective melting forming process: China, CN114135399A [P]. 2022-03-04. (in Chinese)
- [9] 王凤杰,杨 峰,吴 优,等. 一种复杂轮廓薄壁挡溅盘夹具、装夹方法和加工方法:中国, CN116713779A [P]. 2023-09-08.
- WANG Fengjie, YANG Feng, WU You, et al. A complex contour thin-walled splash guard fixture, clamping method, and processing method: China, CN116713779A [P]. 2023-09-08. (in Chinese)
- [10] 张 梁,赵华卫,刘军团,等. 一种火焰筒挡溅盘装配工
- 装及使用方法:中国, CN116727812A [P]. 2023-09-12.
- ZHANG Liang, ZHAO Huawei, LIU Juntuan, et al. A flame tube splash guard assembly fixture and usage method: China, CN116727812A [P]. 2023-09-12. (in Chinese)
- [11] 唐 帅,罗昌金,毛 贝. 航空发动机燃烧室挡溅盘的加工方法:中国, CN117884839A [P]. 2024-04-16.
- TANG Shuai, LUO Changjin, MAO Bei. Processing method of splash guard for combustion chamber of aircraft engine: China, CN117884839A [P]. 2024-04-16. (in Chinese)
- [12] 鲍 俊,李寒松,张永志. 燃烧室挡溅盘铸造系统及铸造方法:中国, CN115069978A [P]. 2022-09-20.
- BAO Jun, LI Hansong, ZHANG Yongzhi. Combustion chamber splash guard casting system and casting method: China, CN115069978A [P]. 2022-09-20. (in Chinese)
- [13] 孟 宝,门明良,万 敏. 一种挡溅盘精密成形型面控制方法及装置:中国, CN118341887A [P]. 2024-07-16.
- MENG Bao, MEN Mingliang, WAN Min. A method and device for precision forming surface control of splash guard disc: China, CN118341887A [P]. 2024-07-16. (in Chinese)
- [14] 唐 帅,平学寿,成 波. 一种提升燃烧室头部转接段组件冷却效果的方法:中国, CN117127135A [P]. 2023-11-28.
- TANG Shuai, PING Xueshou, CHENG Bo. A method for improving the cooling effect of the transition section component at the head of the combustion chamber: China, CN117127135A [P]. 2023-11-28. (in Chinese)
- [15] 雷 浩,曾宇辉,马存祥,等. 航空发动机主燃烧室头部挡溅盘冷却结构:中国, CN119022327A [P]. 2024-11-26.
- LEI Hao, ZENG Yuhui, MA Cunxiang, et al. Cooling structure of splash guard at the head of the main combustion chamber of an aircraft engine: China, CN119022327A [P]. 2024-11-26. (in Chinese)

一级旋流器旋流数对燃烧室点/熄火边界的影响

张宽, 郑明新, 杨会评, 曾宇晖, 吴悠, 李银怀
(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 双级轴向旋流器是航空发动机主燃烧室设计中产生合适回流区的装置, 其一、二级旋流器旋流强度将直接影响主燃烧室的性能。利用扇形燃烧室试验件, 试验研究了一级旋流器旋流数对主燃烧室点火、熄火性能的影响。结果表明: 地面点火状态下, 随着一级旋流器旋流数增大, 点火性能逐步改善; 高空状态下, 一级旋流器旋流数对主燃烧室贫油点火性能的影响存在 1 个临界值, 当旋流数小于该临界值时其贫油点火性能有所改善, 当旋流数超过该临界值时点火性能变化较小; 在所研究的一级旋流器旋流数范围内, 随着一级旋流器旋流数增大, 燃烧室贫油熄火性能逐渐恶化。

关键词: 主燃烧室; 双级轴向旋流器; 旋流数; 贫油点火; 贫油熄火; 航空发动机

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)04-0056-07

DOI: 10.3724/j.GTER.20250002

Influence of the first stage swirler number on the aero-engine combustor ignition/blow-out performance

ZHANG Kuan, ZHENG Mingxin, YANG Huiping, ZENG Yuhui, WU You, LI Yinhuai
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The two-staged axial swirler is a device commonly used to generate a suitable recirculation flow field in the design of the aero-engine combustor, and the swirl intensity of the first and second swirler has a significant impact on the performance of the combustor. The ignition and lean blow-out performance of the combustor affected by the first swirler was investigated on the sector combustor. The results show that the aero-engine combustor ignition performance gradually improves with the increasing of the first stage swirler number at aground condition. For high-altitude, there is a critical swirler-number value of the first swirler number which has an important influence on the lean ignition performance of the combustor, and when the first stage swirler number is less than this critical value, the ignition performance of the combustor will be improved, while the critical value is exceeded, the ignition performance almost remains stable. As the swirl number of the first stage swirler number increases in the range of studied number, the lean blow-out performance will gradually deteriorate.

Key words: combustor; two-staged axial swirler; swirler number; lean ignition; lean blow-out; aero-engine

1 引言

主燃烧室是航空发动机的核心部件之一, 其点火及熄火性能对发动机起动性能有直接且重要的影

响, 特别是当发动机高空再起动时, 其对发动机的安全可靠性能影响更甚^[1]。在主燃烧室点火工况下, 由于进口空气温度、压力及流速较低, 喷嘴雾化性能也

收稿日期: 2024-04-25

作者简介: 张宽(1984-), 男, 湖北襄阳人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机主燃烧室设计。

引用格式: 张宽, 郑明新, 杨会评, 等. 一级旋流器旋流数对燃烧室点/熄火边界的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 56-62. ZHANG Kuan, ZHENG Mingxin, YANG Huiping, et al. Influence of the first stage swirler number on the aero-engine combustor ignition/blow-out performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 56-62.

较差,其成功点火较为困难,因此如何改善其点火性能是航空发动机主燃烧室设计的一个难题。LEFEBVRE^[2]通过总结不同型号发动机的点火、熄火性能参数,分析了燃烧室进口参数、火焰筒燃烧区容积及喷雾特性等对主燃烧室点火、熄火性能的影响。为了能有效改善航空发动机燃烧室大工况下的排气冒烟和出口温度分布,同时兼顾小工况下的点/熄火等稳定燃烧性能,通常采用双级或多级旋流器设计,其中双级旋流器设计在许多先进航空发动机上得到了广泛应用,如民用发动机CFM56、GE90,军用发动机F110、F414等^[3-4]。

针对双级径向或一级斜切孔/二级径向旋流器的设计,国内外开展了大量研究,研究工作主要集中在旋流器的文氏管长度、套筒出口长度及形状等参数对主燃烧室流场、出口温度场分布、点火和熄火性能的影响。李尚维^[5]选取了21种不同旋流器,优化组合旋流器旋向、面积和叶型等参数,利用矩形试验件在常温常压下完成了各参数对点火、熄火性能影响的试验研究。代威等^[6]研究了二级径向旋流器旋流数对主燃烧室点火及贫油熄火性能的影响,结果表明二级径向旋流器旋流数对燃烧室点火性能无影响,但减小旋流数能明显改善贫油熄火性能。康尧等^[7]针对不同旋流杯文氏管和套筒结构开展了点火试验研究,并对2种方案的燃烧室头部进行了气流速度场的粒子图像测速仪(PIV)测量及喷雾分布和粒径的测量。刘爱骅^[8]、罗国良^[9]等利用单头部试验件开展了旋流杯套筒混合段长度和出口形状等参数在常温常压条件下的点火性能试验研究,结果表明套筒混合段长度及形状对头部流场及油雾场分布有很大影响,过长的套筒混合段长度和平滑形的出口造成喷雾锥角减小,从而使点火性能变差。XIE等^[10]在双级径向旋流器对燃烧室熄火性能影响的试验研究中发现,随着一级径向旋流器流通面积的减少,熄火性能逐渐改变。

总结上述工作发现,以上研究主要针对双级径向旋流器,本文则主要利用试验与理论分析相结合的手段,探究了双轴向旋流器一级旋流数对主燃烧室点火、熄火性能的影响。

2 研究对象

研究对象为双级直叶片式轴向旋流器(图1)。研究中保持二级旋流器不变,改变一级旋流器旋流

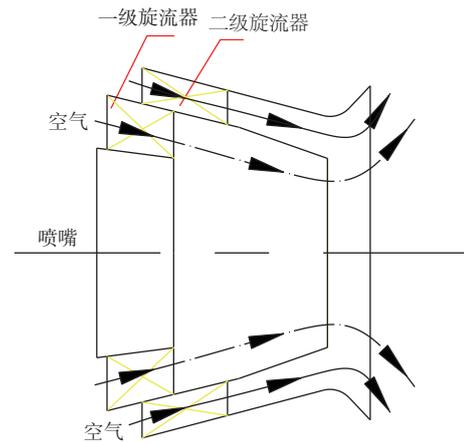


图1 双级轴向旋流器结构示意图

Fig.1 Structure diagram of the two-staged axial swirler

数,研究方案共3种,包括基准方案、一级旋流器旋流数增加15%方案、一级旋流器旋流数增加30%方案。后文为方便叙述,将3种方案依次编号为方案A、方案B和方案C。研究中旋流数 S_n 的计算公式为:

$$S_n = \frac{2}{3} \tan \alpha \frac{1 - (r/R)^3}{1 - (r/R)^2} \quad (1)$$

式中: α 为旋流器叶片安装角; r 为旋流器叶片通道内径; R 为旋流器叶片通道外径。

各方案一级旋流数见表1。方案设计中通过改变一级旋流器叶片安装角获取不同的一级旋流数,同时调整叶片厚度等参数保证进气面积基本一致,二级旋流器等其他相关参数保持不变。

表1 旋流器叶片角度以及旋流数

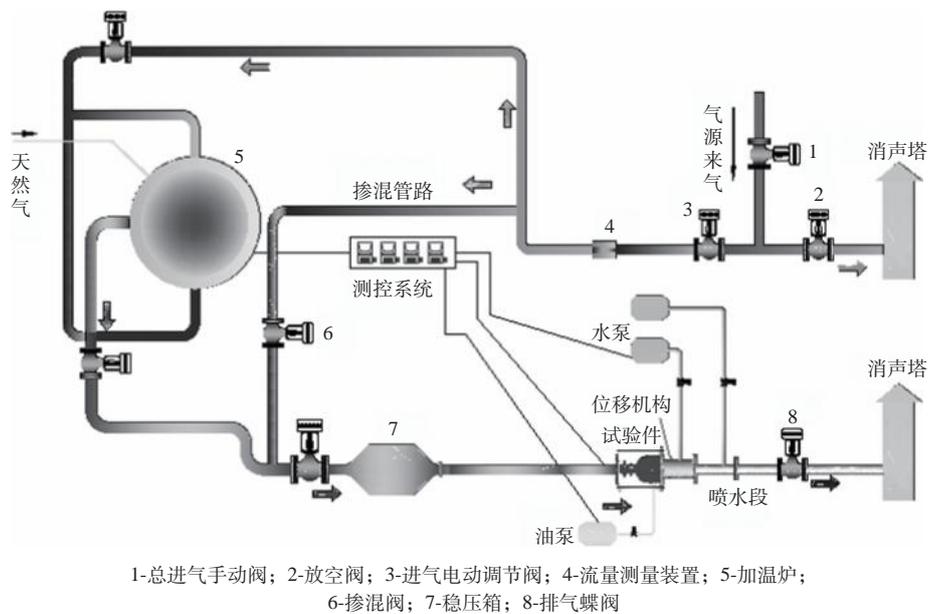
Table 1 Swirl numbers and vane angles of the first stage swirler

方案	一级旋流角度/(°)	一级旋流数
A	32	0.63
B	37	0.73
C	42	0.84

3 试验系统及试验件

3.1 试验系统

点/熄火特性试验设备空气系统如图2所示。试验系统主要由总进气手动阀、放空阀、进气电动调节阀、流量测量装置、加温炉、掺混阀、稳压箱及排气阀等组成。试验时空气系统工作原理为:打开进气手动阀,压缩机组提供的压缩空气依次进入设备进气管道、电动调节阀、流量测量装置、加温炉,经过放空阀进行放空,并通过掺混阀调节进气温度以获取满足试验参数要求的空气,试验空气进入试验件进行



1-总进气手动阀; 2-放空阀; 3-进气电动调节阀; 4-流量测量装置; 5-加热炉;
6-掺混阀; 7-稳压箱; 8-排气蝶阀

图2 试验台空气系统原理图

Fig.2 Schematic diagram of the air system of the test rig

试验,之后试验产生的尾气通过排气管道进入消声塔后放空。

3.2 试验件

试验采用多头部扇形主燃烧室试验件,试验件主要由进气测量段、多头部扇形燃烧室、出口测试段等组成。其中扇形燃烧室燃油喷嘴采用离心式燃油喷嘴,采用高能点火嘴直接点火。试验件照片见图3。



图3 多头部扇形燃烧室试验件照片
Fig.3 Photo of the sector combustor

4 试验结果及分析

研究开展了地面条件下点火性能试验、高空条件下点火性能试验和地面标准天条件下熄火试验。其中,地面完成了标准天(常温常压)及非标准天条件下(进气温度为255 K,压力为1个大气压)的点火性能试验,高空完成了进气压力为负压条件下的点火性能试验。

为得到3个方案在不同进气条件下的点火余气系数,试验中保证每个状态进口温度、压力不变,通过改变燃烧室进口气流速度进而改变燃烧室相对压差,从而获得不同相对压差条件下的点火余气系数。其中,相对压差的定义如下:

$$\Delta p = \frac{(p_3 - p_4)}{p_3} \times 100\% \quad (2)$$

式中: p_3 为燃烧室进口压力; p_4 为燃烧室出口压力。

4.1 不同压差条件下点火试验结果及分析

图4为3个方案在地面负温条件下和高空条件下的点火试验结果。可以看出:在试验研究工况范围内,3个方案的贫油点火边界随燃烧室相对压差的变化趋势基本一致,即随着燃烧室压力损失的增大(进口空气流量增加),贫油点火余气系数变大,贫油点火性能得到改善。这是因为一方面随着燃烧室进口空气流量增加,燃油喷嘴燃油流量增加(供油压力增加),喷嘴喷雾性能得到改善;另一方面随着燃烧室压力损失的增大,燃烧室空气流量增加,燃油液滴的韦伯数(We ,具体定义见式(3))增大,这也会改善燃油的雾化。在以上2个因素的共同作用下,燃烧室的点火性能得到改善^[11]。

$$We = \frac{\rho_a v_a^2 D}{\sigma} \quad (3)$$

式中: ρ_a 为进口空气密度; v_a 为雾化空气流速; σ 为燃油表面张力; D 为喷嘴直径。

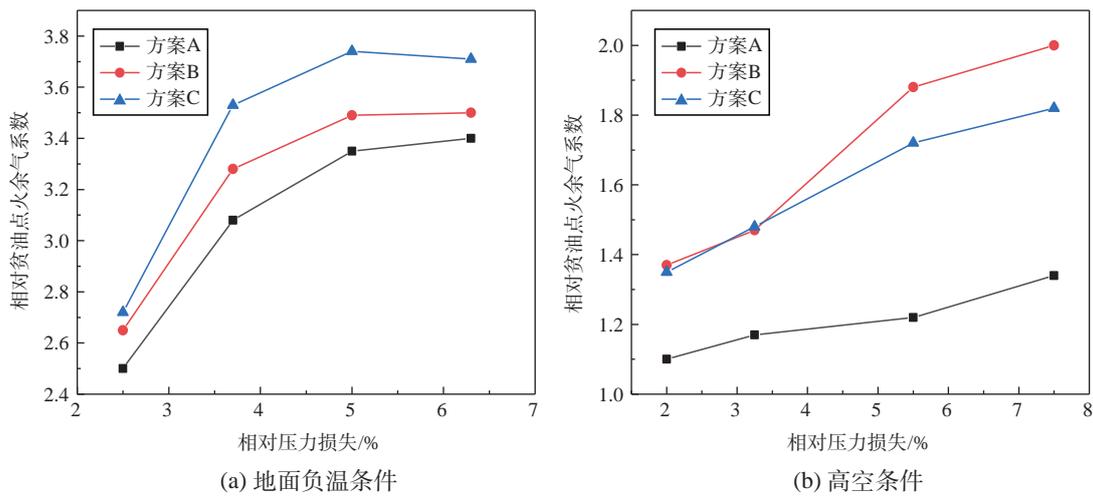


图4 不同进气条件下点火性能随相对压力损失的变化
Fig.4 Ignition performance varies with different relative pressure losses

4.2 地面条件下点火试验结果及分析

图5为地面条件时不同空气流量下的3种旋流器方案贫油点火边界试验结果。可以看出:在相同燃烧室压力损失的情况下,3个方案中方案C(旋流数0.84)的点火性能最优,随后依次为方案B(旋流数0.73)、方案A(旋流数0.63),即随着一级旋流器旋流数的增加,燃烧室的贫油点火性能逐渐得到改善。由于本研究只改变了一级旋流器的旋流数,各验证方案的燃烧室结构参数一致,可认为燃烧室常数一致,各验证方案在相同的试验状态下,进口参数和喷嘴雾化性能一致;式(4)为Lefebvre点火经验关系式^[2],由该式可知,影响点火性能的参数主要为燃烧区容积及燃油的雾化质量。

$$q_e = \frac{Af_{pz} Ma}{V_c p_3^{1.3} \exp(T_3/300) \beta \cdot LCV} \cdot \left(\frac{d_0, T=T_f}{d_0, T=277.5 \text{ K}} \right)^2 \quad (4)$$

式中: V_c 为燃烧区容积; Af_{pz} 为燃烧室常数,与燃烧室结构相关; d_0 为燃油的平均滴径直径(索太尔平均直径,SMD); β 为燃油的有效蒸发常数; LCV 为燃油的低热值。

图6、图7分别为地面条件下3种旋流器方案的单头部模型在燃烧室压力损失为3.7%时的冷态流场计算结果和冷态油雾场计算结果。从图6中可以看出:随着一级旋流器旋流数的增加,旋流空气的剪切力增强,燃烧室头部的压力损失增加,导致主燃孔的

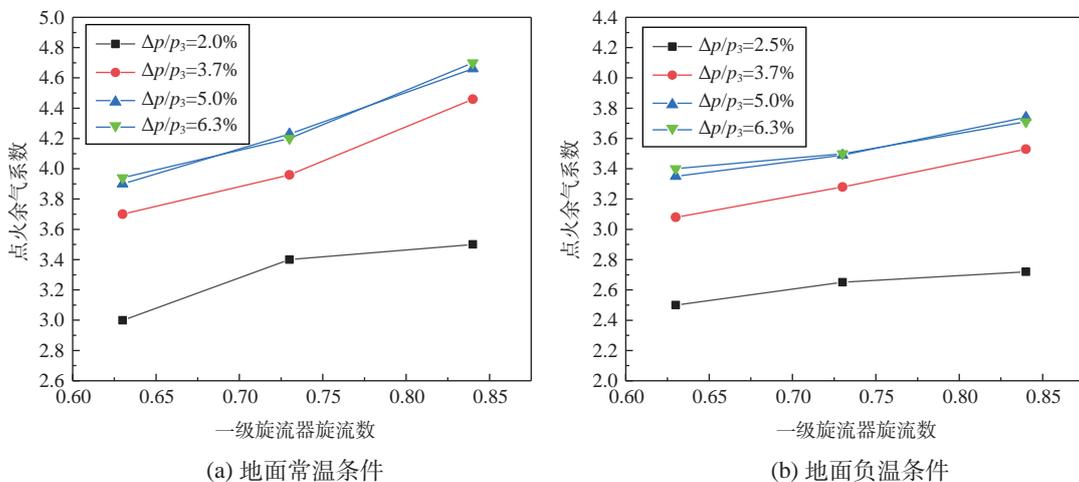


图5 地面条件下贫油点火边界与一级旋流器旋流数的关系
Fig.5 The lean ignition performance vs. the first swirl number at a ground condition

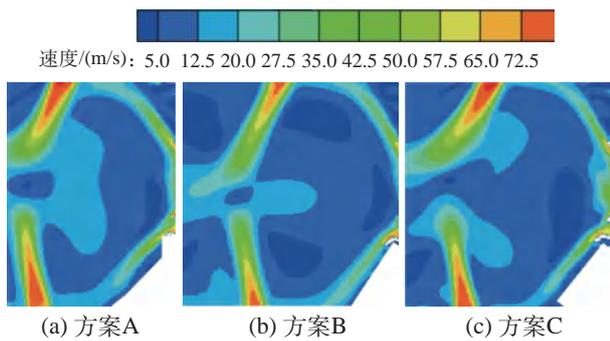


图6 地面条件下3种旋流器方案速度场分布
Fig.6 Velocity distribution of three swirler schemes at a ground condition

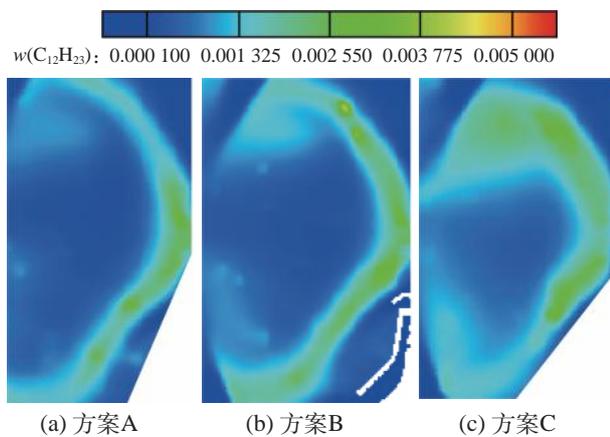


图7 地面条件下3种旋流器方案油雾场分布
Fig.7 Fuel distribution of three swirler schemes at a ground condition

空气在火焰筒流场的穿透深度逐渐增加,文氏管出口处平均空气流速减小。在方案A的流场中,通过主燃孔空气的穿透深度大概为0.75的火焰筒高度,文氏管出口空气轴向流速在50~85 m/s之间;方案B主燃孔的穿透深度大概为0.80的火焰筒高度,文氏管出口空气轴向流速在42~72 m/s之间;方案C通过主燃孔的空气穿透深度更深,大约在0.90火焰筒高度左右,文氏管出口空气轴向流速也降为35~60 m/s之间。而主燃孔空气的穿透深度增加和文氏管出口处平均空气流速的减小将有利于在火焰筒内形成一个旋流范围更大的流场,从而导致火焰筒内燃烧区容积的增加,改善点火性能^[12-14]。图7的油雾场计算结果也表明:从方案A到方案C,油雾在燃烧室内的分布呈现出越来越广,越来越均匀的趋势,均有利于点火性能的改善。

对比图5中常温条件下和负温条件下的点火试验结果还可以看出:常温条件下,燃烧室点火边界对

于一级旋流器旋流数的变化更为敏感。在相对压力损失为3.7%时,地面常温条件下,随着旋流数的增大(方案A~方案C),点火余气系数增加22%左右;而在地面负温条件下,随着旋流数的增大,点火余气系数仅增加15%左右。这主要是由于在地面点火状态下,温度的增加会极大地增强燃油雾化,其燃油SMD会随着温度的升高呈现减小的趋势,这对于燃烧室点火性能的改善非常有利^[15-16]。

4.3 高空条件下点火试验结果及分析

图8为高空条件下的点火试验结果。可以看出:与地面点火性能随一级旋流器旋流数增加而逐渐改善不同,在高空条件下,随着一级旋流器旋流数的增加,点火余气系数呈现出先小幅度增加后不变的特性。

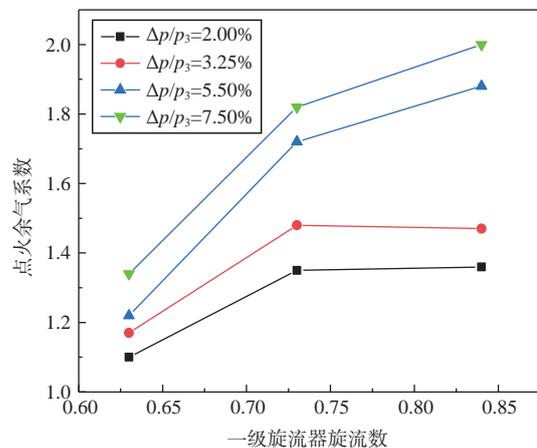


图8 高空条件下贫油点火边界随一级旋流器旋流数的变化
Fig.8 Lean ignition performance with different first-stage swirler number at high altitude

在高空条件下对3个方案的单头部燃烧室模型在压力损失为5.5%时的速度场和油雾场进行了仿真,见图9、图10。从图9中可以看出:高空条件下冷态流场的变化趋势与地面负温点火基本一致,即随着一级旋流器旋流数的增加,主燃孔的空气穿透深度更深,火焰筒内流场的旋流范围更大。从图10中则可以看出:在高空状态下,由于空气流量很低,燃油液滴的韦伯数很小,空气对燃油的雾化作用很弱;加之高空条件下温度很低,燃油本身的蒸发雾化也很弱,燃油液滴主要集中在喷嘴出口附近。此时燃油的雾化成为影响燃烧室点火性能的决定因素,因此随着一级旋流数的增加,即使回流区大小及形态发生变化,点火余气系数也会保持不变或者变化较小。

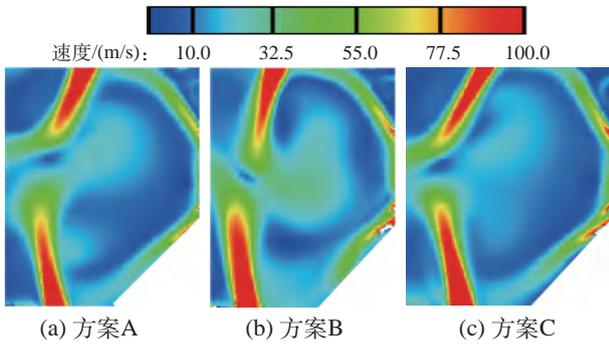


图9 高空条件下3种旋流器方案速度场分布
Fig.9 Velocity distribution of three swirler schemes at a high altitude condition

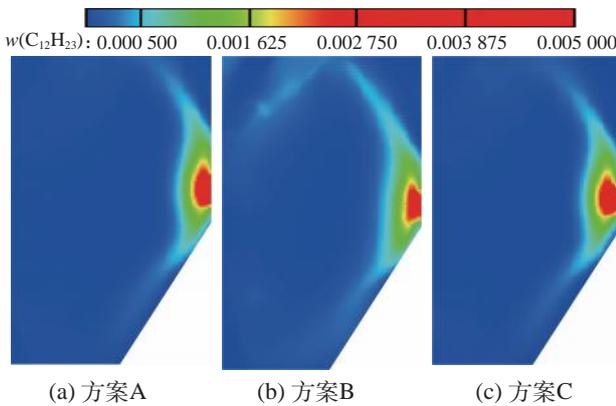


图10 高空条件下3种旋流器方案油雾场分布
Fig.10 Fuel distribution of three swirler schemes at a high altitude condition

4.4 地面条件下的熄火试验结果及分析

图11为3种旋流器方案的地面熄火试验结果。由图可知,随着一级旋流数的增大,熄火余气系数逐渐降低,燃烧不稳定性增加。这主要是由于随着一级旋流器旋流数逐渐增加,在燃烧室几何容积一

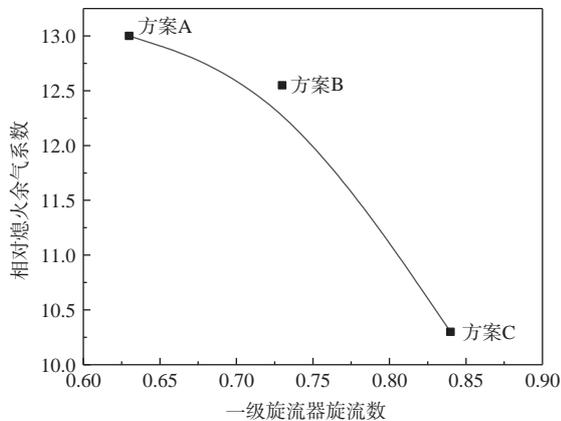


图11 3种旋流器方案地面熄火余气系数对比
Fig.11 Lean blow-out performance of three swirler schemes at a ground condition

定的情况下,其回流区会逐步增大,下游非燃烧区域有更多的新鲜空气进入回流区,造成燃烧室头部当量比降低;同时,在初始雾化较好时,较强的剪切作用使得燃油分布过于均匀,无法形成稳定的点火源,导致燃烧放热小于热耗散,从而引发燃烧室熄火^[13,17-18]。

5 结论

利用多头部扇形燃烧室试验件,并结合理论分析,研究了一级旋流器旋流数对燃烧室点火、熄火性能的影响,研究结果表明:

(1) 在所研究的范围内,随着燃烧室压力损失的增大(进口空气流量增加),贫油点火余气系数逐渐改善。

(2) 地面条件下,随着一级旋流器旋流数的增加,点火性能均能得到较大改善,且地面常温条件下的点火性能较地面负温条件下的点火性能改善更为明显。

(3) 高空条件下,由于空气流量和进口温度均较低,随着一级旋流器旋流数的增加,点火余气系数呈现出先小幅度增加后不变的特性;由于地面和高空进气条件不同,旋流数对点火性能影响不完全一致,设计中需结合实际情况采取相应的改进措施。

(4) 在所研究范围内,随着一级旋流器旋流数的增大,熄火余气系数逐渐降低,燃烧不稳定性增加。

参考文献:

[1] 朴 英. 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报,2003,18(6):777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(6):777-782. (in Chinese)

[2] LEFEBVRE A H. Gas Turbine Combustion[M]. London:Taylor & Francis Press,1999.

[3] 彭云晖,林宇震,许宏宏,等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报,2008,29(1):1-14.
PENG Yunhui,LIN Yuzhen,XU Quanhong,et al. Atomization,aerodynamics and combustion performance of dual-stage swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(1):1-14. (in Chinese)

[4] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.

- FANG Changde. World Aeroengine Handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [5] 李尚维. 燃烧室头部结构对点火灭火边界的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1994, 7(4): 38-44.
- LI Shangwei. Effects of the head structural on aero-engine combustor ignition/blow-out performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1994, 7(4): 38-44. (in Chinese)
- [6] 代威, 林宇震, 张弛. 第2级径向旋流器旋流数对燃烧室点火和贫油熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1092-1098.
- DAI Wei, LIN Yuzhen, ZHANG Chi. Effects of swirl number of second stage radial swirler on combustor ignition and lean blow-out performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1092-1098. (in Chinese)
- [7] 康尧, 林宇震, 霍伟业, 等. 双级旋流杯结构变化对点火特性的影响研究[J]. 推进技术, 2014, 35(5): 675-680.
- KANG Yao, LIN Yuzhen, HUO Weiye. Effects of hardware geometry of dual-stage swirl cup on ignition performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 675-680. (in Chinese)
- [8] 刘爱骥, 朱悦, 陈保东, 等. 三级旋流器旋流角匹配影响双环预混旋流燃烧室燃烧性能试验[J]. 推进技术, 2017, 38(7): 1539-1547.
- LIU Aiguo, ZHU Yue, CHEN Baodong, et al. Experiment on effects of triple swirler swirl angle matching on combustion performance of twins annular premixing swirler combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1539-1547. (in Chinese)
- [9] 罗国良, 宋双文, 胡好生, 等. 旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1708-1712.
- LUO Guoliang, SONG Shuangwen, HU Haosheng, et al. Influences of the swirl cup flares design on the small combustor ignition performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1708-1712. (in Chinese)
- [10] XIE Fa, HUANG Yong, WANG Fang, et al. Visualization of the lean blow out process in a model combustor with a swirl cup[R]. ASME GT2010-22534, 2010.
- [11] 林宇震, 林培华, 许全宏, 等. 复合式收扩套筒空气雾化喷嘴燃烧室点火研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 342-346.
- LIN Yuzhen, LIN Peihua, XU Quanhong, et al. Research on ignition performance of a hybrid airblast atomizer combustor with convergent-divergent sleeve[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 342-346. (in Chinese)
- [12] 张斌. 航空发动机燃烧室点火模拟及特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- ZHANG Bin. Research on the simulation and characteristics of ignition in aeroengine combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [13] MONGIA H C, AI-ROUB M, DANIS A, et al. Swirl cup modeling Part 1[R]. AIAA 2001-3576, 2001.
- [14] 程晓军, 范育新, 王家骅. 薄膜蒸发稳定器在超级燃烧室内贫油点熄火特性[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 246-252.
- CHENG Xiaojun, FAN Yuxin, WANG Jiahua. Performance of lean ignition and lean blowout with film evaporation flameholder in hyper burner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(2): 246-252. (in Chinese)
- [15] FU Zhenbo, LIN Yuzhen, LI Jibao, et al. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor[R]. ASME GT2011-45786, 2011.
- [16] 彭云辉, 刘旦, 林宇震. 高温升燃烧室主燃区流场和燃烧性能[J]. 燃烧科学与技术, 2010, 16(5): 456-461.
- PENG Yunhui, LIU Dan, LIN Yuzhen. Primary zone flow field and combustion performance of high temperature rise combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2010, 16(5): 456-461. (in Chinese)
- [17] 邹博文, 许全宏, 曹文宇, 等. 中心分级燃烧室耦合回流区贫油熄火机理[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1759-1763.
- ZOU Bowen, XU Quanhong, CAO Wenyu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1759-1763. (in Chinese)
- [18] HU Bin, HUANG Yong, XU Jianzhong. A hybrid semi-empirical model for lean blow-out limit predictions of aero-engine combustors[R]. ASME GTP-14-1407, 2014.

预燃级旋流数对分级燃烧室流场和温度场燃烧特性的影响

李洪伏¹, 王传奇², 于建桥^{1*}, 宋宇佳¹, 姜山¹, 王成军³

(1. 中国航发哈尔滨东安发动机有限公司, 哈尔滨 150066; 2. 海装沈阳局驻哈尔滨地区第一军事代表室, 哈尔滨 150066; 3. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136)

摘要: 为得到不同旋流数下燃烧室流场与温度场的燃烧特性, 通过建立不同结构参数的旋流器和燃烧室模型, 采用数值模拟与调节参数的方法, 研究了预燃级旋流器旋流数对中心分级燃烧室流场与温度场燃烧特性的影响。结果表明: 随着预燃级第一级旋流器旋流数的增大, 旋流器对燃油的雾化效果逐渐增强, 中心回流区也呈增大趋势, 温度场的最高温度呈先增大后减小的趋势; 随着预燃级第二级旋流器旋流数的增大, 旋流器的雾化特性得到明显改善, 中心回流区呈先增大后减小趋势, 温度场分布较好, 反映出预燃级旋流器通过增强气流剪切作用, 提高了燃油雾化质量, 改善了初始混合状态, 其旋流结构有助于火焰稳定发展, 对提高燃烧效率具有积极作用。

关键词: 预燃级旋流器; 旋流数; 中心分级燃烧室; 流场; 温度场; 数值模拟; 中心回流区

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)04-0063-12

DOI: 10.3724/j.GTER.20250045

Effect of pre-combustion stage swirl number on flow and temperature field combustion characteristics in staged chamber

LI Hongfu¹, WANG Chuanqi², YU Jianqiao^{1*}, SONG Yujia¹, JIANG Shan¹, WANG Chengjun³

(1. AECC Harbin Dongan Engine Co., Ltd., Harbin 150066, China; 2. The First Military Representative Office of Haizhuang Shenyang Bureau in Harbin, Harbin 150066, China; 3. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: To obtain the combustion characteristics of the flow field and temperature field of the combustion chamber under different swirl numbers, the swirler and combustion chamber models with different structural parameters were established, and the influence of the swirl number of the pre-combustion stage swirler on the combustion characteristics of the flow field and temperature field of the central staged combustion chamber was studied by numerical simulation and parameter adjustment methods. The results show that with the increase of the swirl number of the first stage swirler of the pre-combustion stage, the atomization effect of the swirler on the fuel is enhanced, the central recirculation area also tends to increase, and the maximum temperature of the temperature field tends to increase first and then decrease; with the increase of the swirl number of the second stage swirler of the pre-combustion stage, the atomization characteristics of the swirler are significantly improved, the central recirculation area tends to increase first and then decrease, and the distribution of the temperature field is also better, reflecting that the pre-combustion stage swirler improves the fuel atomization quality and initial mixing state by enhancing the airflow shear effect. Its swirler structure helps to stabilize the flame development and has a positive effect

收稿日期: 2024-05-25

作者简介: 李洪伏(1981-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 高级工程师, 研究方向为航空发动机设计制造与研究。

通信作者: 于建桥(1992-), 男, 硕士, 工程师, 研究方向为航空发动机燃烧室设计与研究。E-mail: 811726653@qq.com

引用格式: 李洪伏, 王传奇, 于建桥, 等. 预燃级旋流数对分级燃烧室流场和温度场燃烧特性的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 63-74. LI Hongfu, WANG Chuanqi, YU Jianqiao, et al. Effect of pre-combustion stage swirl number on flow and temperature field combustion characteristics in staged chamber[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 63-74.

on improving combustion efficiency.

Key words: pre-combustion swirler; swirl number; center staged combustion chamber; flow field; temperature field; numerical simulation; central recirculation area

1 引言

近年来,随着中心分级燃烧室燃烧技术的不断发展,旋流器结构设计对燃烧室流场与温度场燃烧特性影响的重要作用得以体现^[1-2]。为此,国内外学者提出了各种结构的旋流器,为探究旋流器结构特征参数变化对燃烧室燃烧性能的影响提供了理论基础和试验方案^[3-5]。

经过长期研究与技术积累,国内外学者持续优化燃烧室设计,不仅形成了多种成熟的头部结构方案,还显著改善了燃烧流场和温度场特性。国内方面,刘岩等^[6]采用3种不同内外旋流强度的预燃级旋流器,研究了旋流数变化对中心分级燃烧室点火特性的影响,并对燃烧室分别开展了常温下的常压与低压的燃烧点火试验,获得了点火特性的相关数据。刘爱骅等^[7]针对中心分级燃烧室值班级的结构特征,研究了旋流角改变对燃烧室燃烧特性的影响。王泽^[8]针对中心分级燃烧室的流场特性开展了数值研究,通过基于雷诺应力平均的数值方法,研究了主燃级旋流器叶片偏转角、预燃级套筒出口扩张角和预燃级喉道长度对燃烧室燃烧流场性能的影响。李乐等^[9]针对中心分级燃烧室的冷态、热态流场及温度场,采用数值模拟的方法,探究了燃烧室流场与温度场的相互作用机理,揭示了旋流器旋向对燃烧室流场与温度场的影响规律。国外方面,DHANUKA^[10]与MONGIA^[11]针对低排放燃烧系统,对双环状预旋低排放(TAPS)燃烧室的冷态、热态流场及火焰特性进行了研究。LI等^[12-13]利用数值模拟与激光多普勒测速试验相结合的研究手段,对带有三环形旋流器的TAPS燃烧室流场进行了研究。LAZIK等^[14-15]提出一种不同于TAPS方案的中心分级燃烧方案,即Lean-Burn,并针对该方案,以主燃级旋流强度、预燃级旋流强度、台阶高度、主燃级和预燃级雾化方式为变量进行了广泛研究。

综上所述,国内外学者提出了多种中心分级燃烧方案,并证实了旋流器结构对燃烧性能的重要影响^[16-17]。针对当前预燃级旋流器研究尚不充分的现状,本文就其结构特征参数变化对燃烧室流场与温度场燃烧特性的影响展开研究。具体为,以三级径向旋流器为研究对象,设计了一种带有掺混孔的

火焰筒,与机匣壳体共同构成中心分级燃烧室结构;针对不同旋流数的预燃级旋流器,采用数值计算的方法对燃烧室流场与温度场的分布进行模拟。通过对比不同旋流数下燃烧室流场与温度场的分布,筛选出合适的预燃级旋流器组合结构,进而确定优化燃烧室燃烧特性的最优方案,为改善燃烧室的旋流与油雾分布提供理论支撑。

2 研究对象及计算域分析

2.1 几何模型构建与预燃级旋流器结构设计

中心分级燃烧室的几何模型结构如图1所示。其空气流量分配为:火焰筒的冷却空气占12%,涡轮的冷却空气占10%,头部的冷却空气占8%,其余70%的空气作为流经中心分级燃烧室旋流器的流量。预燃级旋流器采用双油路离心喷嘴设计,副油路喷嘴为预燃级旋流器提供燃油,主油路喷嘴为主燃级旋流器提供燃油,主副油路燃油流量比为4:1,其具体结构设计参数为:文氏管的喉道直径为20 mm,文氏管的出口扩张角为45°,喷嘴口直径为8 mm。预燃级旋流器旋流角按气流旋向方式划分,其中预燃级第一级与第二级旋向相反,预燃级第二级与主燃级旋向相同。预燃级第一级旋流器采用顺时针旋向进气,旋流角为45°;预燃级第二级旋流器采用逆时针旋向进气,旋流角为-45°。叶片长度为22.0 mm,叶片宽度为1.5 mm,叶片高度为6.0 mm^[18]。预燃级旋流器几何结构如图2所示。

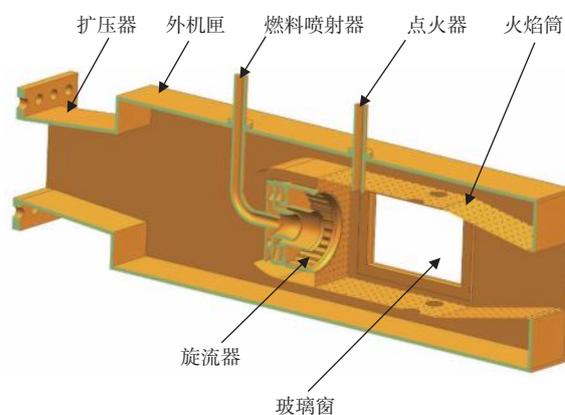


图1 中心分级燃烧室几何结构

Fig.1 Geometric structure of the centrally staged combustor

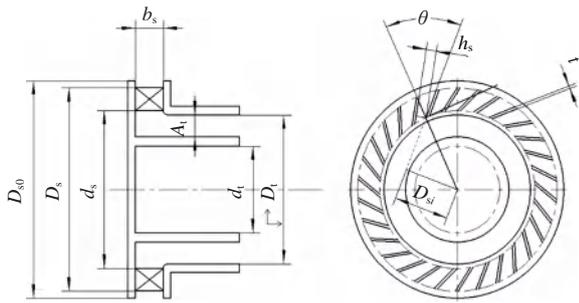


图2 预燃级径向旋流器几何结构
Fig.2 Geometric structure of the pre-combustion stage radial swirler

2.2 预燃级进气流量分配与计算域网格划分

采用三级径向旋流器,根据前文叶片旋流器的参数进行预燃级旋流器设计,各级旋流器的无量纲化进气流量分配设置为:预燃级第一级、第二级旋流器分别占8%、10%,主燃级旋流器占82%。

鉴于三级径向旋流器结构复杂,其计算域网格采用非结构网格划分并进行加密处理;燃烧室采用组合结构化网格划分,其中最佳网格数量为506万,加密网格最小尺寸为 3.65×10^{-8} mm,最大尺寸为 4.79×10^{-4} mm。中心分级燃烧室内部网格划分模型如图3所示,旋流器内/外网格划分模型如图4所示。



图3 中心分级燃烧室内部网格
Fig.3 Internal grid of center staged combustion chamber

2.3 计算模型选用与边界条件设置

数值计算选用Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型。其中,固体壁面及近壁区采用标准壁面函数处理,以满足燃烧室近壁面流动的处理要求;速度-压力耦合采用SIMPLE算法,采用二阶迎风离散格式,隐式分离求解;燃烧模型为非预混燃烧模型,离散相模型为压力雾化喷嘴模型,辐射模型为简化的P-1辐射模型;燃烧室所有壁面均采用无滑移绝热壁面^[19-20]。中心分级燃烧室边界条件设置如图5所示,燃烧室进口设置为质量流量入口,出口设置为压力出口。具体参数如下:进口空气质量流量为4.96 kg/s、温度为850 K、压力为2.5 MPa,喷嘴水力直径为108.0 mm,



(a) 外部网格



(b) 内部网格

图4 旋流器计算域网格

Fig.4 Swirler computational domain grid

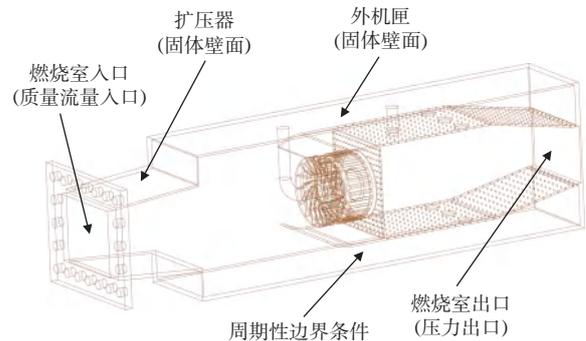


图5 中心分级燃烧室边界条件设置
Fig.5 Boundary conditions for the central staged combustion chamber

湍流强度为5%;出口燃油质量流量为99.2 g/s、压力为0.1 MPa,喷嘴水力直径为44.7 mm,湍流强度为5%。其中,水力直径定义为:

$$D_h = 4A / P_w \quad (1)$$

式中: A 为流动的横截面面积; P_w 为润湿周长,即过流断面上流体与固体壁面接触的湿润边界长度。

3 研究方案

针对各级旋流器旋流数的变化,探究燃烧室流场与温度场的相关特性。研究方案为:在保证主燃级旋流器参数不变的前提下,分别改变预燃级其中

一级旋流器的旋流数,采用相同的旋流模型、计算域网格及边界条件进行计算模拟与对比分析。

具体旋流器结构方案如表1所示。表中,括号中数值为旋流器角度。根据不同的研究内容将方案分为A~G,共计7组,且在主燃级旋流数保持不变、处在恰当的叶片安装角度时,针对预燃级双级旋流器旋流数变化进行研究。即当探究预燃级第一级旋流数对燃烧室流场与温度场影响时,以A、B、C、D方案为

表1 旋流器结构方案

Table 1 Swirler structure schemes

方案	预燃级旋流器旋流数		主燃级旋流器旋流数
	第一级	第二级	
A	0.53(+30°)	0.85(-45°)	0.85(-45°)
B	0.85(+45°)	0.85(-45°)	0.85(-45°)
C	1.39(+60°)	0.85(-45°)	0.85(-45°)
D	3.08(+75°)	0.85(-45°)	0.85(-45°)
E	0.85(+45°)	0.53(-30°)	0.85(-45°)
F	0.85(+45°)	1.39(-60°)	0.85(-45°)
G	0.85(+45°)	3.08(-75°)	0.85(-45°)

研究对象进行分析;当探究预燃级第二级旋流数对燃烧室流场与温度场的影响时,以B、E、F、G方案为研究对象进行分析。

4 数值模拟与结果分析

4.1 预燃级第一级旋流数对燃烧室流场与温度场的影响

4.1.1 第一级旋流数对燃烧室速度场的影响

图6为预燃级第一级旋流器在不同旋流数下沿流程方向的轴向速度分布云图。可以看出,燃油自旋流器喷嘴喷出后,与流经预燃级和主燃级旋流器的空气在火焰筒中掺混燃烧,并在预燃级第一级、第二级旋流器后形成预燃级旋流,同时又与主燃级旋流器后的旋流相互作用,在火焰筒中心形成回流区。在方案A、B、C、D中,燃油与流经预燃级第一级旋流器的空气在火焰筒中燃烧形成了4种回流区,分别为位于旋流器与火焰筒壁直角处的角回流区、文氏管下方的唇口回流区、掺混口处的掺混回流区及火焰

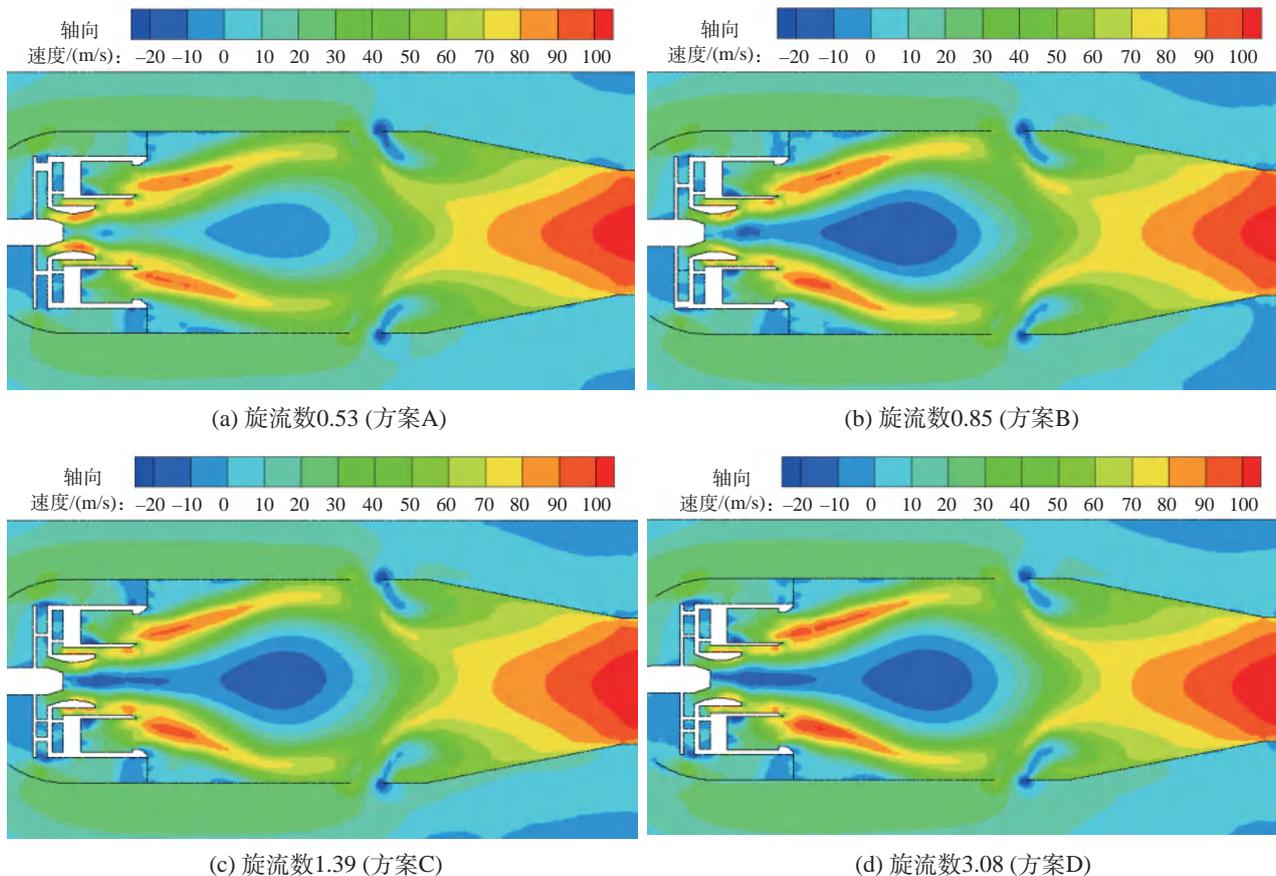


图6 第一级旋流器旋流数对燃烧室沿流程方向速度分布的影响

Fig.6 Effect of the swirl number of the first-stage swirler on the velocity distribution along the flowpath in combustion chamber

筒中心处的中心回流区。中心回流区的存在有利于火焰筒内的燃烧火焰产生回流,中心回流区的大小、形状及产生位置决定着燃烧火焰的稳定性。此中心回流区是预燃级第一级旋流器轴向速度为0的区域,在不同旋流数下其大小没有发生太大变化。4种方案均形成了稳定的中心回流区,且回流区大小均匀、形状饱满,类似于椭圆形状,并沿燃烧室内中心轴线对称分布。

图7为燃烧室中心回流区分布曲线。图中,横坐标表示沿流程轴向长度,纵坐标表示沿流程径向高度。可以看出,预燃级第一级旋流器旋流数的改变对角回流区、唇口回流区、掺混回流区的形状、大小影响不太大,主要原因在于燃烧室中预燃级第一级旋流器主要起燃油雾化作用,但其对中心回流区的影响较大。随着预燃级第一级旋流器旋流数的增加,其回流区的大小呈逐渐增大的趋势,并且中心回流区有后移趋势。方案A的中心回流区轴向长度较短,径向宽度也相对较小,导致回流高温气体覆盖范围受限,不利于高温燃气回流至喷油区域维持稳定燃烧,从而降低了主燃区火焰的稳定性;方案B的中心回流区形状饱满,且位置居中,有利于稳定回流区火焰;方案C、D的回流区整体较大,且其轴向长度过长,使得回流区后移,不利于主燃区稳定燃烧。该现象说明,虽然预燃级第一级旋流器主要起燃油雾化作用,但其旋流数过大仍会对中心回流区造成一定影响。

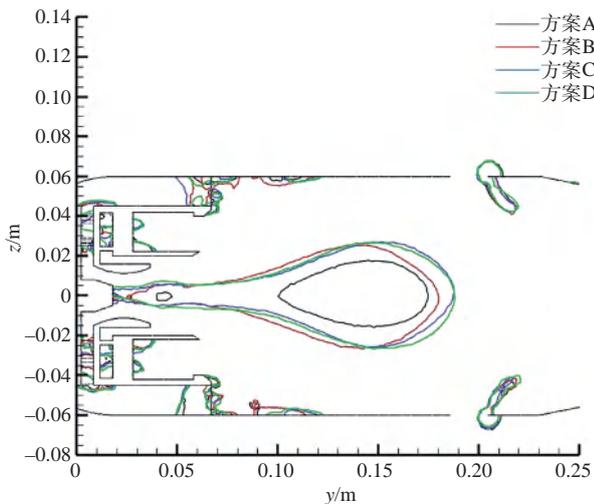


图7 第一级旋流器旋流数对燃烧室中心回流区分布的影响
Fig.7 Effect of the swirl number of the first-stage swirler on the distribution of the central recirculation zone in the combustion chamber

图8为燃烧室中心轴线速度分布曲线,图中横坐标表示沿流程方向的轴向距离。可以看出,受预燃级第一级旋流器旋流数增大的影响,在中心回流区初始形成阶段(即 $y \leq 0.10$ m),喷嘴处气流速度绝对值逐渐增大,并在 $y=0.04$ m附近达到峰值,之后缓慢减小。在 $y=0.08$ m左右,方案B、C、D的负速度趋于平缓,表明中心回流区开始建立。回流区的形成使轴向速度由负转正,随后迅速上升,并逐渐在火焰筒出口段趋于稳定。这是由于出口段的收敛结构减缓了速度波动,使流场分布更趋稳定。总体看,尽管4种方案在局部速度上略有差异,但速度变化趋势大致相同,表明预燃级第一级旋流器主要起促进燃油雾化和增强局部扰动的作用,对轴线速度分布的整体调控作用相对有限。

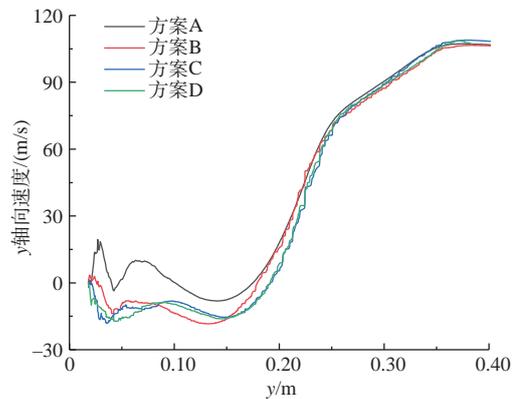


图8 第一级旋流器旋流数对燃烧室中心轴线速度分布的影响

Fig.8 Effect of the swirl number of the first-stage swirler on the velocity distribution of the central axis of the combustion chamber

根据方案A、B、C、D沿流程方向的轴向速度云图、中心回流区曲线图及中心轴线速度分布图的对比分析,可得出方案B为4种方案中的最佳方案,即当预燃级第一级旋流器旋流数为0.85时,燃烧室的速度场性能较好,满足工作需要形成中心回流区,所做设计结构合理。

4.1.2 第一级旋流数对燃烧室温度场的影响

图9为预燃级第一级旋流器在不同旋流数下的燃烧室轴向截面温度分布云图。可以看出,不同旋流数下的火焰筒主燃区均有高温燃烧区域出现,说明火焰筒实现了点火燃烧,但是高温燃烧区域的差别比较明显。随着旋流数从0.53增加到0.85,高温燃烧区域整体变化不大,分布较为均匀,表明燃烧过程

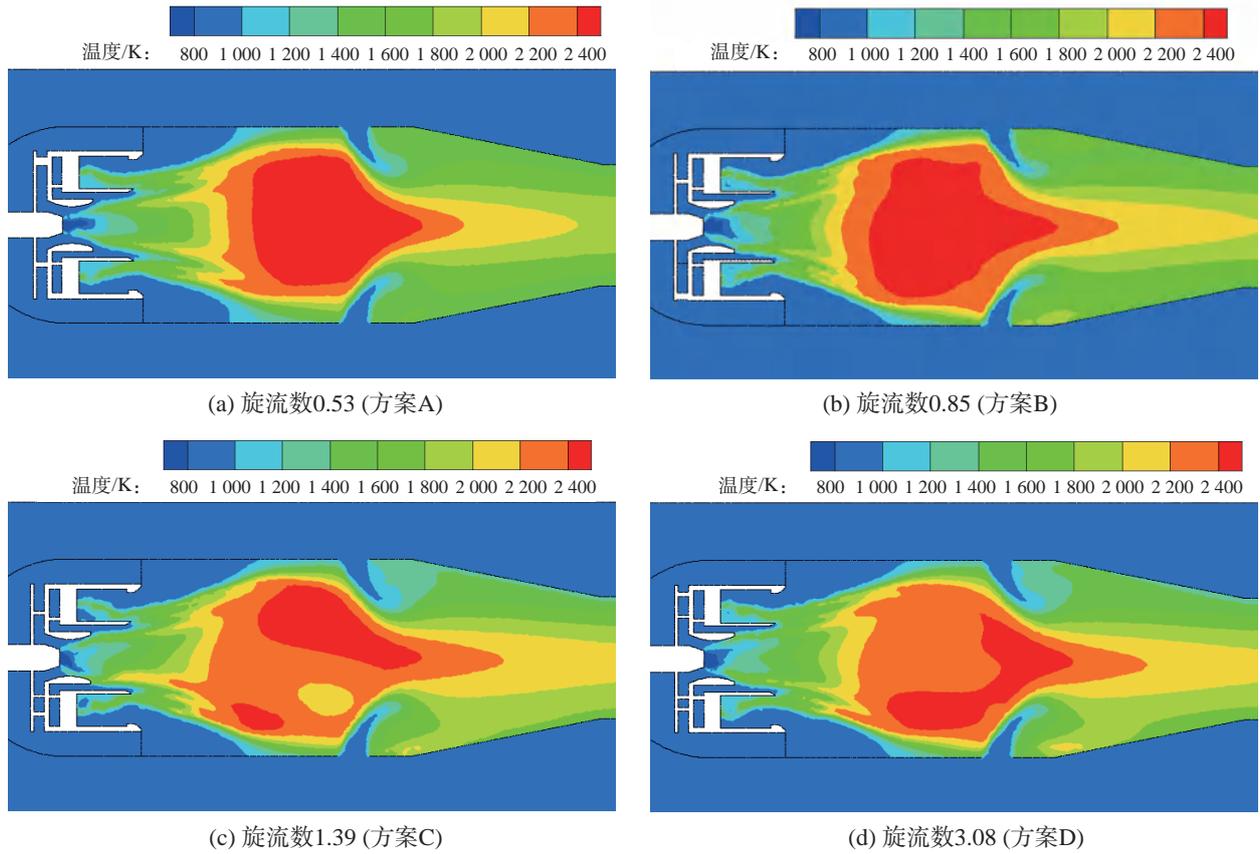


图9 第一级旋流器旋流数对燃烧室沿流程方向温度分布的影响

Fig.9 Effect of the swirl number of the first-stage swirler on the temperature distribution along the flowpath in combustion chamber

较为充分。旋流数为0.53时,高温区略有后移,主要集中在主燃区下游位置,导致火焰后移,不利于燃烧的稳态维持,燃烧效果相对较差。当旋流数增加到0.85时,高温区更集中于主燃区内,有助于形成稳定的中心回流区与火焰结构,从而提升燃烧效率和稳定性。当旋流数增加到1.39时,高温燃烧区域明显缩小并向后移动;当旋流数进一步增加到3.08时,该趋势持续加剧,表明高温区分布不均,燃烧效率下降、燃烧不充分。造成上述现象的主要原因在于火焰筒内回流区特性变化。分析表明,高温区域分布与负速度区域高度重合,燃烧温度受速度场分布影响显著,中心回流区速度分布越合理,燃烧火焰越稳定。高温区域分布与负速度区域高度重合,燃烧温度受速度场分布影响显著,中心回流区速度分布越合理,燃烧火焰越稳定。综合看,随着旋流数的增大,火焰稳定性呈先增强后减弱的趋势,且高旋流数下不利影响更为明显。

图10为燃烧室中心轴线温度分布曲线。通过分析可以得出,燃烧室中心轴线温度呈先升高后降低

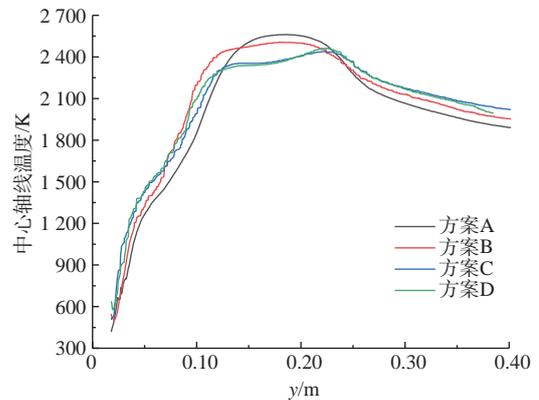


图10 第一级旋流器旋流数对燃烧室中心轴线温度分布的影响

Fig.10 Effect of the swirl number of the first-stage swirler on the temperature distribution of the central axis of the combustion chamber

的趋势。在 $y=0.16\sim 0.20$ m处,方案A、B的中心温度达到最高,其中,方案A最高可达2 600 K,方案B最高可达2 500 K,表明方案A、B燃烧得更加充分;方案C、D的中心温度几乎一致,最高可达2 300 K,说

明随着旋流数的增加,主燃区中心轴线处的最高温度明显降低。同时,方案A的最高温度相较于方案B、C、D的在轴线方向上靠后,表明其主燃区有后移趋势。由此可得,方案B中心温度回流作用较好,且燃烧充分稳定。

根据方案A、B、C、D沿流程方向的速度分布云图和中心轴线温度分布曲线的对比分析,可以得出方案B为4种方案中的最佳方案,即当预燃级第一级旋流器旋流数为0.85时,燃烧室的轴向温度场性能较好,主燃区燃烧火焰稳定,满足设计结构要求。

4.2 预燃级第二级旋流数对燃烧室流场与温度场的影响

4.2.1 第二级旋流数对燃烧室速度场的影响

图11为预燃级第二级旋流器在不同旋流数下沿流程方向上的速度分布云图。根据上节结论,从方案E、B、F、G中可以看出,燃油与流经预燃级第二级旋流器的空气在火焰筒中燃烧依然形成4种回流区,即角回流区、唇口回流区、掺混回流区、中心回流区,

其中,中心回流区决定着燃烧火焰的稳定性。4种方案均形成了稳定的中心回流区,且回流区大小均匀、形状饱满,类似于椭圆形状,并沿燃烧室中心轴线对称分布。

图12为燃烧室中心回流区分布曲线。可以看出,预燃级第二级旋流器旋流数变化对中心回流区的分布特性具有显著影响,随着旋流数的增加,中心回流区呈先减小后增大的趋势,且方案E、F、G的中心回流区有后移趋势,不利于主燃区稳定燃烧;方案B的中心回流形状饱满、位置居中,有利于稳定回流区火焰。该结果表明,预燃级第二级旋流器具有雾化燃油、稳定火焰的作用,且旋流数不宜过大,也不宜过小。

图13为燃烧室中心轴线速度分布曲线。可以看出,与改变预燃级第一级旋流器旋流数方案相比,各方案的速度曲线变化趋势基本一致。在中心回流区初始形成阶段(即 $y \leq 0.10$ m),各曲线在 $y=0.04$ m处出现速度绝对值峰值,随后负速度逐渐减小。在

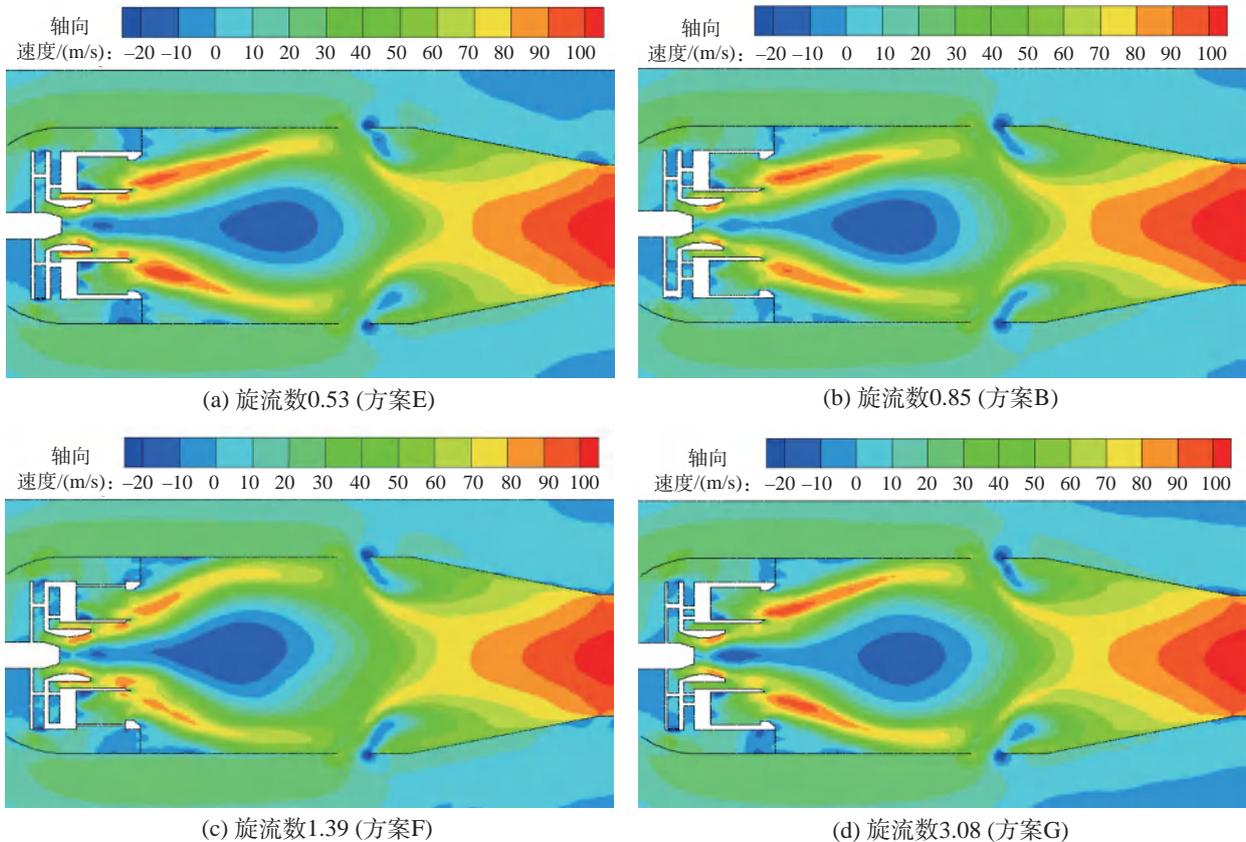


图11 第二级旋流器旋流数对燃烧室沿流程方向速度分布的影响
Fig.11 Effect of the swirl number of the second-stage swirler on the velocity distribution along the flow path in the combustion chamber

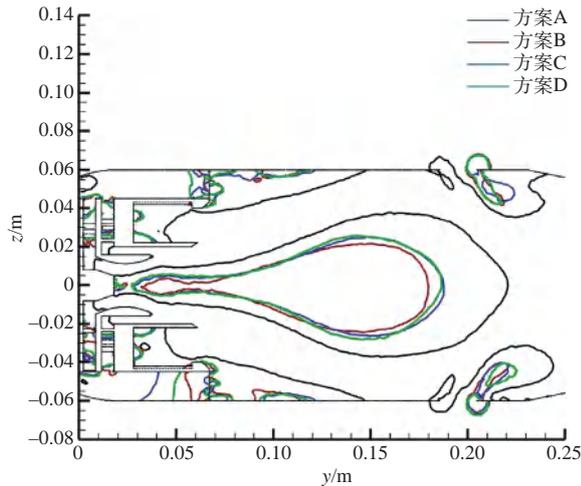


图12 第二级旋流器旋流数对燃烧室中心回流区分布的影响
Fig.12 Effect of the swirl number of the second-stage swirler on the distribution of the central recirculation zone in the combustion chamber

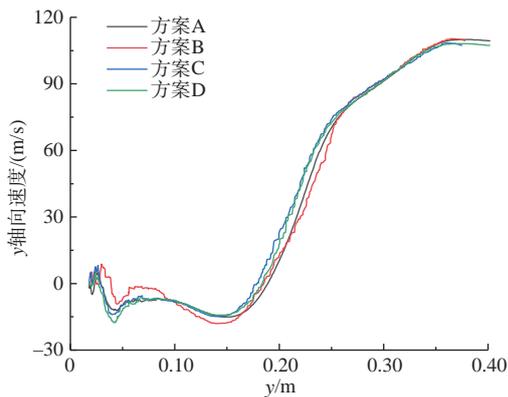


图13 第二级旋流器旋流数对燃烧室中心轴线速度分布的影响

Fig.13 Effect of the swirl number of the second-stage swirler on the velocity distribution of the central axis of the combustion chamber

$y=0.08$ m处,速度由负逐渐转正,标志着中心回流区逐步建立。转正后的速度呈指数式上升,直至火焰筒出口段趋于稳定。该稳定趋势与火焰筒末端的收敛结构有关,该结构对沿流程方向的流场速度起到了减缓和调节作用。该结果表明,预燃级第二级旋流器主要起促进燃油雾化作用,对轴线速度分布虽有一定影响,但不如第一级旋流器显著,说明其对流场结构的干预较弱。

根据方案E、B、F、G沿流程方向的轴向速度云图、中心回流区曲线图及中心轴线速度分布图的对比分析,可以得出方案B为4种方案中的最佳方案,即当预燃级第二级旋流数为0.85时,燃烧室的流场

性能较好,满足工作需要形成中心回流区,所做设计结构合理。

4.2.2 第二级旋流数对燃烧室温度场的影响

图14为预燃级第二级旋流器在不同旋流数下的燃烧室轴向截面温度分布云图。可以看出,火焰在高温燃烧区域的差别比较明显。其中,当旋流数为0.85时,高温燃烧区域分布较均匀,燃烧较为充分;当旋流数为0.53、1.39、3.08时,高温燃烧区域在主燃区均出现一定程度的后移趋势,不利于火焰在主燃区内稳定燃烧,燃烧效果整体一般。主要原因在于火焰筒内中心回流区的速度分布特性对火焰稳定性具有关键影响,即当中心回流区形成良好且回流强度适中时,更有利于火焰在主燃区内稳定驻留。由此可见,随着旋流数的增加,主燃区火焰稳定性呈先增强后减弱的趋势,且旋流数越大,其对流场结构和火焰稳定性的影响越明显。

图15为燃烧室中心轴线温度分布曲线。通过分析可以得出,燃烧室中心轴线温度呈先增大后降低趋势,在 $y=0.15\sim 0.20$ m处,方案E的最高温度可达2 600 K,方案B、F的最高温度可达2 500 K,说明方案E、B、F的燃烧更加充分;方案G的最高温度可达2 400 K,说明随着旋流数的增加,主燃区最高温度逐渐下降。结合上文分析的方案B中心回流区最为理想,可得出方案B的中心回流区结构较优,对高温区形成及火焰稳定有积极作用。

根据方案E、B、F、G沿流程方向的温度分布云图和中心轴线温度分布曲线图的对比分析,可以得出方案B为4种方案中的最佳方案。即当预燃级第二级旋流数为0.85时,燃烧室的温度场性能较好,主燃区燃烧充分且稳定。

4.3 预燃级旋流器对燃烧室出口温度场与燃烧效率的影响

4.3.1 预燃级旋流器对燃烧室出口温度场的影响

图16为燃烧室出口温度分布云图。在选择出预燃级第一级最优旋流数的条件下,通过调节预燃级第二级旋流数,分析燃烧室出口温度场的变化情况,探究其对燃烧特性的影响。通过分析可以得出,不同方案下的出口温度基本在接近的范围内,但中心高温区域的分布存在差异。其中,方案E的中心区域最高温度可达2 000 K以上,原因在于预燃级旋流数较小,使得经预燃级的燃油摄入量减少,导致燃烧室内的回流作用减弱,同时也增加了燃烧反应时火

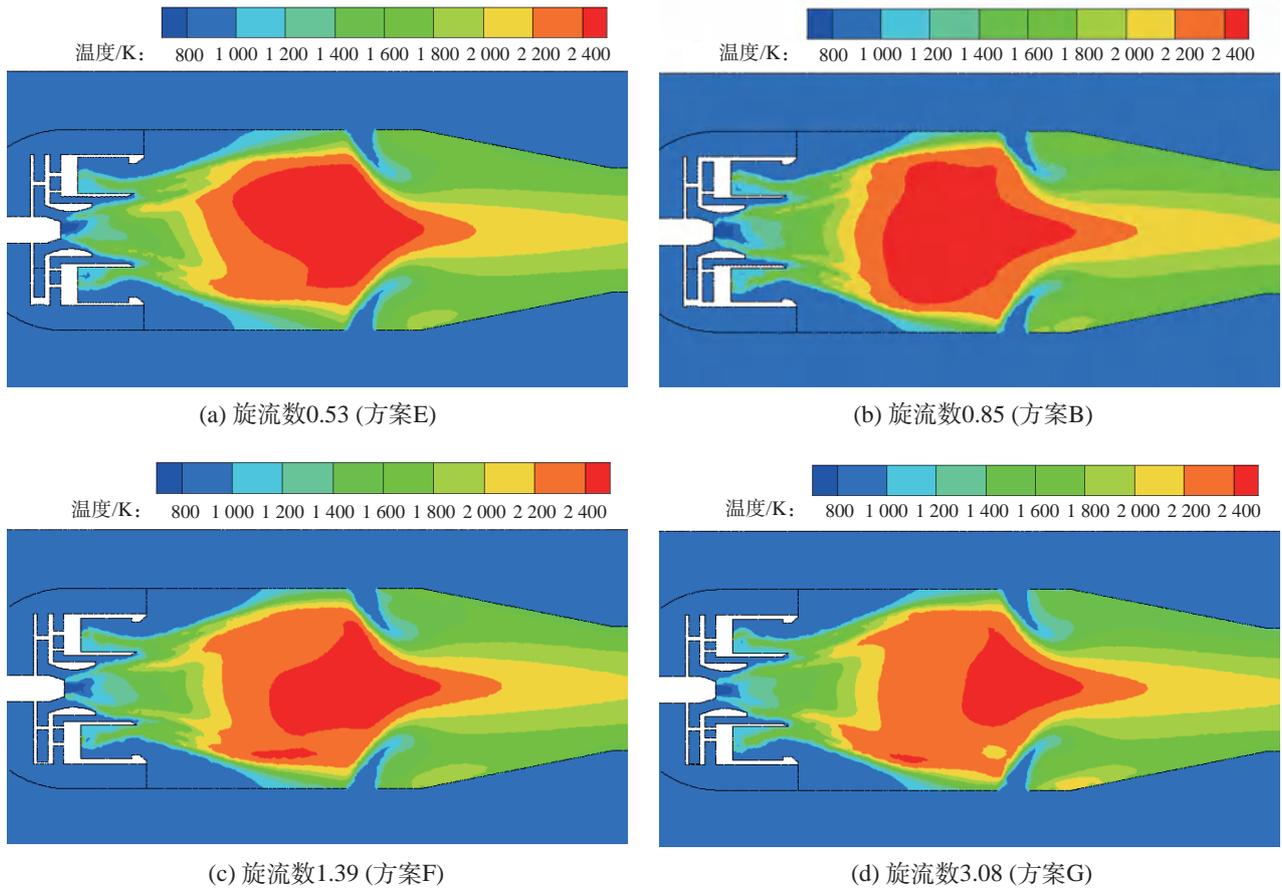


图14 第二级旋流器旋流数对燃烧室沿流程温度分布的影响
 Fig.14 Effect of the swirl number of the second-stage swirler on the temperature distribution along the flowpath in combustion chamber

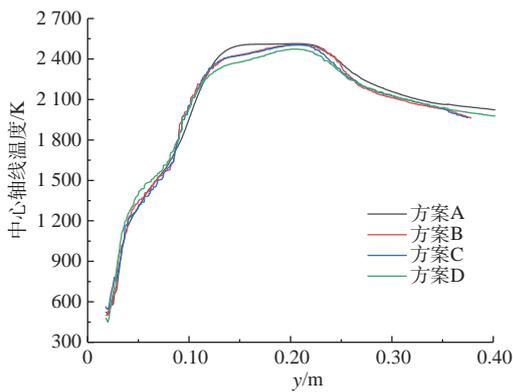


图15 第二级旋流器旋流数对燃烧室中心轴线温度分布的影响
 Fig.15 Effect of the swirl number of the second-stage swirler on the temperature distribution of the central axis of the combustion chamber

焰的长度,所以在燃烧室出口处仍有较高温度的火焰燃烧;方案B和方案F的燃烧室出口温度分布较好,中心区域最高温度在1 900~2 000 K之间,且高

温区域的面积居中分布;方案G的出口温度分布不均,使得其后涡轮部件受热不均,不利于涡轮的使用寿命。

4.3.2 预燃级旋流器对燃烧室燃烧效率的影响

图17为燃烧室燃烧效率随油气比的变化曲线。可以看出,随着油气比的增加,各方案的燃烧效率呈缓慢增长趋势,说明此时燃油流量的增加对燃烧室的燃烧效率影响较小;但随着供油增加到一定程度时,燃烧效率开始降低。导致此现象的主要原因为随着油气比的增加,燃油流量摄入增大,使得主燃区的油气混合接近恰当比,导致燃烧室内化学反应速率及火焰传播速率变大,燃烧强度增强,进而提高了燃烧效率;但随着油气比的不断增加,主燃区会呈现富燃燃烧状态,导致燃烧室内的油气分布不均,易造成火焰形成淬熄状况,同时也吸收了燃烧释放的热量,降低了主燃区的燃烧温度,增加了排放量,导致燃烧效率降低。

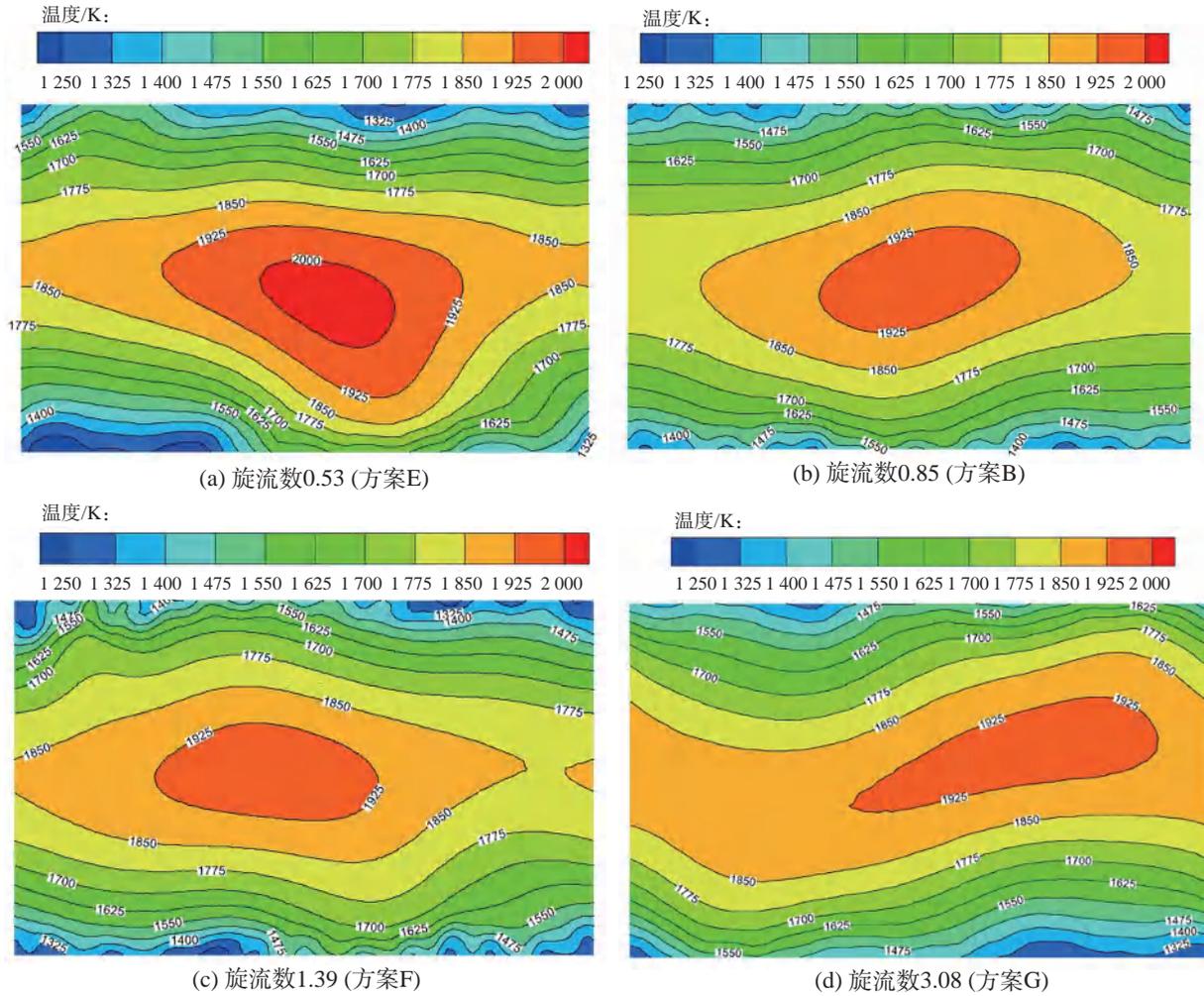


图16 燃烧室出口温度分布云图
Fig.16 Nephogram of combustion chamber outlet temperature distribution

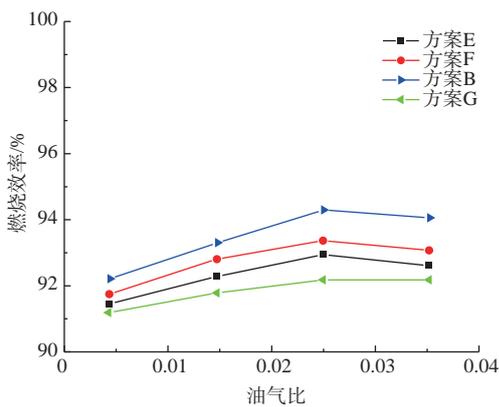


图17 燃烧效率随油气比的变化曲线
Fig.17 Curve of combustion efficiency changing with fuel-gas ratio

通过曲线走势可以分析出,在油气比为0.025时,方案B的燃烧效率最高,方案G的燃烧效率最低。该现象说明了燃烧效率与燃烧室中心回流区分布有

关,即中心回流区的流场特性越好,燃烧越充分,燃烧效率越高。

5 结论

从预燃级第一级与第二级旋流器的结构特征参数变化入手进行研究,开展了旋流数变化对燃烧室流场与温度场燃烧特性影响的研究,揭示了燃烧室内速度场、回流区、温度场的分布变化规律。通过分别改变预燃级第一级、第二级旋流器旋流数,采用数值计算方法探究了预燃级旋流器对燃烧室流场和温度场燃烧特性的影响,得出了不同燃烧流场下的最佳旋流器结构参数。主要结论如下:

(1) 当预燃级第一级、第二级旋流器旋流数均为0.85(即预燃级第一级旋流角为+45°,第二级旋流角为-45°)时,中心分级燃烧室的流场分布特性较好,中心回流区的分布也较为理想。

(2) 当预燃级第一级、第二级旋流器旋流数均为0.85(即预燃级第一级旋流角为 $+45^\circ$,第二级旋流角为 -45°)时,中心分级燃烧室的温度场分布特性较好,出口温度分布也较为理想,表明回流区的形状大小影响着温度场分布,对燃烧室的燃烧特性具有积极作用。

(3) 当预燃级第一级、第二级旋流器旋流数均为0.85(即预燃级第一级旋流角为 $+45^\circ$,第二级旋流角为 -45°)时,在油气比为0.025时,中心分级燃烧室的燃烧效率最高。

参考文献:

- [1] 高贤智,李 锋,郭大鹏. 超高温升中心分级燃烧室设计及计算分析[J]. 航空发动机,2015,41(1):9-15.
GAO Xianzhi,LI Feng,GUO Dapeng. Design and computational analysis of ultra-high temperature rise central staged combustion chamber[J]. Aeroengine, 2015,41(1):9-15. (in Chinese)
- [2] 于建桥,王成军,里海洋,等. 主燃级旋流器对中心分级燃烧室出口性能的影响[J]. 沈阳航空航天大学学报,2023,40(1):22-30.
YU Jianqiao,WANG Chengjun,LI Haiyang,et al. Effect of main combustion stage swirler on the outlet performance of the central staged combustion chamber [J]. Journal of Shenyang Aerospace University,2023, 40(1):22-30. (in Chinese)
- [3] MATSUYAMA R,KOBAYASHI M,OGATA H,et al. Development of a lean staged combustor for small aero-engines[R]. ASME GT2012-68272,2012.
- [4] 刘 威,王成军,于 雷,等. 中心分级燃烧室燃烧性能试验研究[J]. 中国测试,2019,45(9):149-155.
LIU Wei,WANG Chengjun,YU Lei,et al. Experimental study on combustion performance of central staged combustion chamber[J]. China Measurement & Test, 2019,45(9):149-155. (in Chinese)
- [5] 于建桥,王成军,里海洋,等. 旋流器结构特征参数对中心分级燃烧室温度场的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,2023,36(2):14-21.
YU Jianqiao,WANG Chengjun,LI Haiyang,et al. Influence of swirler structural characteristic parameters on the temperature field of the central staged combustion chamber[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2023,36(2):14-21. (in Chinese)
- [6] 刘 岩,惠 鑫,王建臣,等. 预燃级旋流数对中心分级燃烧室点火性能影响[J]. 航空动力学报,2022,37(2):2335-2343.
LIU Yan,HUI Xin,WANG Jianchen,et al. Effect of pre-stage swirl number on ignition performance of central staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2022,37(10):2335-2343. (in Chinese)
- [7] 刘爱斌,李昱泽,朱 涛,等. 中心分级燃烧室旋流角变化对燃烧特性的影响[J]. 热能动力工程,2019,34(12):16-23.
LIU Aiguo,LI Yuze,ZHU Tao,et al. Effect of swirl angle variation on combustion characteristics in a central staged combustion chamber[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2019,34(12):16-23. (in Chinese)
- [8] 王 泽. 中心分级燃烧室流场特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020.
WANG Ze. Research on flow field characteristics of central staged combustion chamber[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2020. (in Chinese)
- [9] 李 乐,索建秦,郑龙席. 旋向对中心分级燃烧室流场及温度场影响研究[J]. 西北工业大学学报,2020,38(6):1198-1209.
LI Le,SUO Jianqin,ZHENG Longxi. Research on the influence of rotation direction on flow field and temperature field in central staged combustion chamber[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2020,38(6):1198-1209. (in Chinese)
- [10] DHANUKA S K. An experimental study of the stable and unstable operation of an LPP gas turbine combustor [D]. Ann Arbor:University of Michigan,2008.
- [11] MONGIA H. TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA 2003-2657,2003.
- [12] LI Gouqiang,ANGIER S,LAMBOLEZ O,et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA:2002-618,2002.
- [13] LI Guoqiang,GUTMARK E J. Flow field measurements of triple swirler spray combustor[R]. AIAA 2002-4010,2002.
- [14] LAZIK W,DOERR T,BAKE S,et al. Development of lean-burn low- NO_x combustion technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. ASME GT2008-51155,2008.
- [15] KLINGER H,LAZIK W,WUNDERLICH T. The engine 3E core engine[R]. ASME GT2008-50679,2008.
- [16] 丁国玉,何小民,赵自强,等. 三级轴向旋流器影响燃烧室性能的试验[J]. 航空动力学报,2015,30(3):686-693.
DING Guoyu,HE Xiaomin,ZHAO Ziqiang,et al. Experimental study on the effect of three-stage axial swirler on combustion chamber performance[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(3):686-693. (in

- Chinese)
- [17] 鄂亚佳,陈伟,何沛,等. 中心分级燃烧室主燃级设计参数的试验研究[J]. 推进技术,2022,43(8):291-297. E Yajia, CHEN Wei, HE Pei, et al. Experimental study on design parameters of main combustion stage of central staged combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8): 291-297. (in Chinese)
- [18] 于建桥. 中心分级燃烧室燃烧流场性能的研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学,2023. YU Jianqiao. Research on combustion flow field performance of central staged combustion chamber [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2023.
- (in Chinese)
- [19] ZHENG Zijun, HUANG Zhaoming, WANG Tao, et al. Influence of heat transfer of combustion chamber wall on the performance of gasoline engine based on polishing technology under different compression ratio and air-fuel ratio[J]. International Journal of Automotive Technology, 2022, 23(4): 1055-1063.
- [20] VERMA K A, PANDEY K M, RAY M, et al. Numerical investigation on the effect of variation of upper wall divergence angle of parallel fuel injection scramjet combustor performance[J]. International Journal of Thermofluids, 2022, 15: 100179.

航空发动机尾迹云形成过程与预测方法研究

高翔¹, 杨柯楠²

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500; 2. 成都航天通信设备有限责任公司, 成都 610052)

摘要: 尾迹云作为航空发动机辐射强迫值最大的排放产物, 对温室效应贡献明显, 针对尾迹云开展研究对于实现碳达峰碳中和目标及应对全球气候变暖具有重要意义。阐释了尾迹云的定义与本质, 系统介绍了其生成机理与影响因素, 说明了尾迹云对环境的负面影响, 讨论了尾迹云形成过程的物理模型及判断尾迹云是否会生成的数学方法。基于尾迹云形成过程模型, 提出了飞机航路优化和分离发动机尾气水分两种可能减除尾迹云生成的策略, 可为未来尾迹云减除方法研究提供参考。

关键词: 航空发动机; 尾迹云; 尾气凝结; 发动机排放; 温室效应

中图分类号: V231.3; V321.2*29

文献标识码: A

文章编号: 1672-2620(2025)04-0075-10

DOI: 10.3724/j.GTER.20250055

Overview of the aero-engine contrail formation process and prediction method

GAO Xiang¹, YANG Kenan²

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China; 2. Chengdu Aerospace Communication Equipment Limited Company, Chengdu 610052, China)

Abstract: Contrails have the highest radiative forcing among aero-engine emissions, contributing significantly to the greenhouse effect. Therefore, research on contrails is of great significance in realizing carbon peaking and carbon neutrality goals. The definition and nature of contrails were illustrated, and the formation mechanism and corresponding affecting factors of contrail formation were systematically introduced. The negative impact of contrails on the environment was presented. The physical model of the contrail formation process and the mathematical method for contrail formation prediction were discussed. Based on the contrail prediction method, two potential strategies of trajectory optimization and separating water content from engine exhaust gas for contrail mitigation were suggested, which could provide references for relevant studies in the future.

Key words: aero-engine; contrail; exhaust condensation; engine emission; greenhouse effect

1 引言

随着全球航空运输业的蓬勃发展, 飞机排放问题日益成为业内关注的焦点。近年来的相关研究表明, 尾迹云作为飞机发动机的排放产物, 对温室效应的贡献非常可观。因此, 针对航空发动机尾迹云开展研究, 对于实现碳达峰碳中和目标及应对全球气候变暖具有重要意义。

目前, 对尾迹云的研究主要来源于欧洲, 尤其集中于德国。德国学者在尾迹云研究方面产生了很多极具参考性的成果, 涉及发动机尾气成分对尾迹云的影响^[1-3]、飞机尾流发展对尾迹云的影响^[4]、尾迹云形成机理与过程^[5-6]、大气特性及尾迹云对大气环境的影响^[7-8]、尾迹云生命周期演化^[9]、尾迹云生成理论模型^[10]、尾迹云仿真^[11]和降低尾迹云对环

收稿日期: 2025-03-19

作者简介: 高翔(1994-), 男, 陕西西安人, 工程师, 博士, 主要从事航空发动机尾迹云研究。

引用格式: 高翔, 杨柯楠. 航空发动机尾迹云形成过程与预测方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 75-84. GAO Xiang, YANG Kenan.

Overview of the aero-engine contrail formation process and prediction method[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 75-84.

境影响^[12-13]等诸多方面。国内对尾迹云的研究尚处于起步阶段,相关资料极少,较有代表性的为中国民航大学的刘聪与魏志强^[14]对民航发动机尾迹云特征开展的数值研究。

本文系统性地介绍了尾迹云形成过程与预测方法的研究现状,并根据尾迹云特性与预测方法提出了相应的尾迹云规避策略,以期为未来国内开展尾迹云相关研究提供参考。

2 尾迹云定义与形成过程

2.1 尾迹云定义

飞机发动机尾气在特定的环境温度与湿度下会形成一种细长线状冰云,即尾迹云(又称航迹云、尾气凝结)。尾迹云多出现于海拔8~14 km的高空,即对流层顶部附近。该高度为多数飞机的巡航高度,其环境条件适合尾迹云的形成。尾迹云的存续时间因环境而异:超过10 min的为长期尾迹云或持续性尾迹云,还有可能横向扩散形成尾迹卷云;不足10 min的为短期尾迹云或非持续性尾迹云^[15]。图1、图2分别为典型的短期尾迹云和长期尾迹云^[16]。

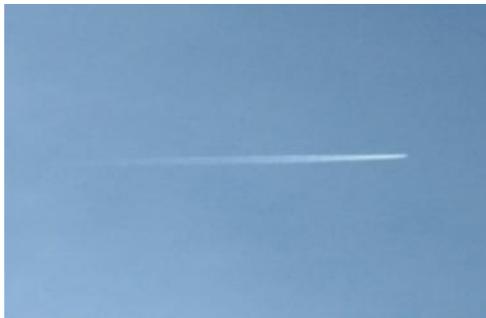


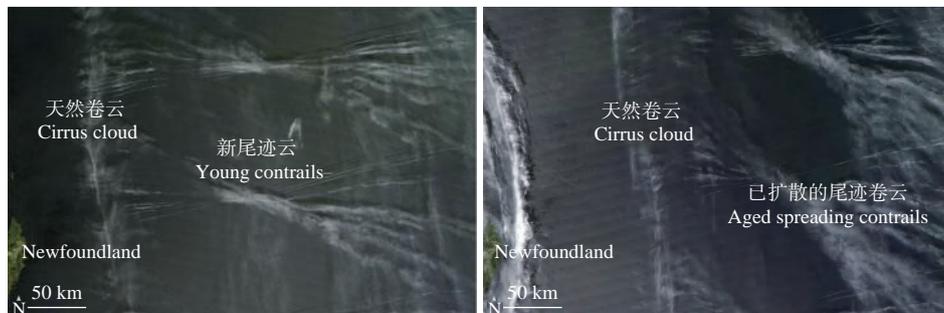
图1 短期尾迹云^[16]

Fig.1 Non-persistent contrail



图2 长期尾迹云^[16]

Fig.2 Persistent contrail



(a) 12:05

(b) 14:05

图3 长期尾迹云的演变^[17]

Fig.3 Evolution of persistent contrail

图3(a)为2012年5月26日当地时间12:05卫星拍摄的加拿大纽芬兰海岸线上空的尾迹云,图3(b)为同一区域2 h后(14:05)卫星拍摄的尾迹云。可以看出,左侧为天然卷云,右侧的两组长期尾迹云有着清晰的边界,交叉呈X形。这两组尾迹云可能是由自东向西飞行的航班产生的。在2 h间,两组长期尾迹云因横风向东南方向移动并扩散,覆盖了更大区域^[17]。

2.2 尾迹云形成过程

从宏观与微观两方面介绍尾迹云的形成过程。宏观上,尾迹云形成于航空发动机尾气与环境空气掺混过程;微观上,尾迹云的形成与发动机尾气中各成分的相互作用息息相关。

2.2.1 宏观过程——飞机尾流的发展

飞机尾流的发展可以分为射流区、涡流区、耗散区及扩散区4个区域,如图4所示^[11]。尾迹云中冰晶的形成过程又可分为4个阶段,如图5所示^[6]。

尾流发展首先进入射流区,冰晶的形成在此经历前两个阶段。飞机翼尖产生的涡流会将绝大部分发动机尾气卷入,使尾气与环境空气剧烈掺混。环境中的气溶胶颗粒被吸入尾流,同时,发动机尾气中本

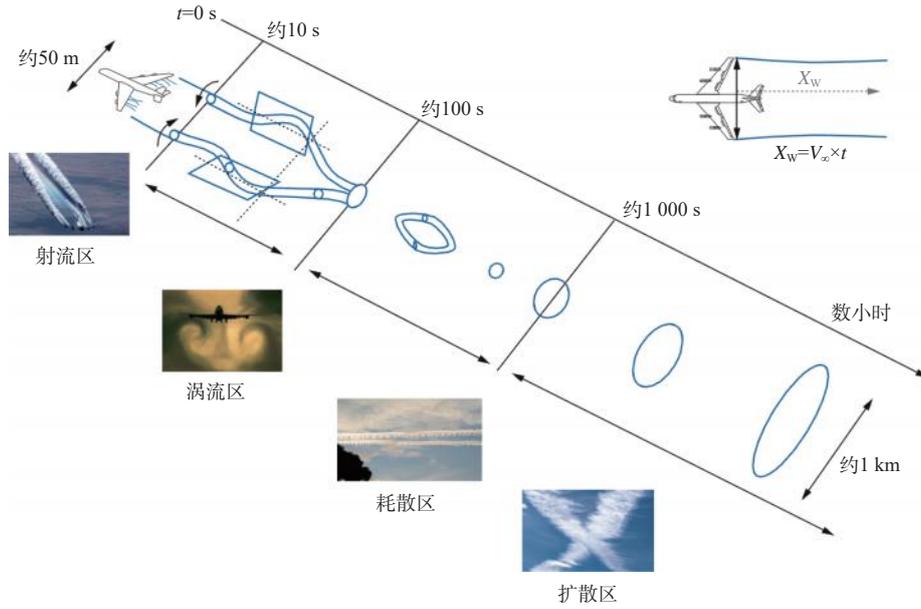


图4 飞机尾流的发展过程
Fig.4 Evolution of aircraft wake

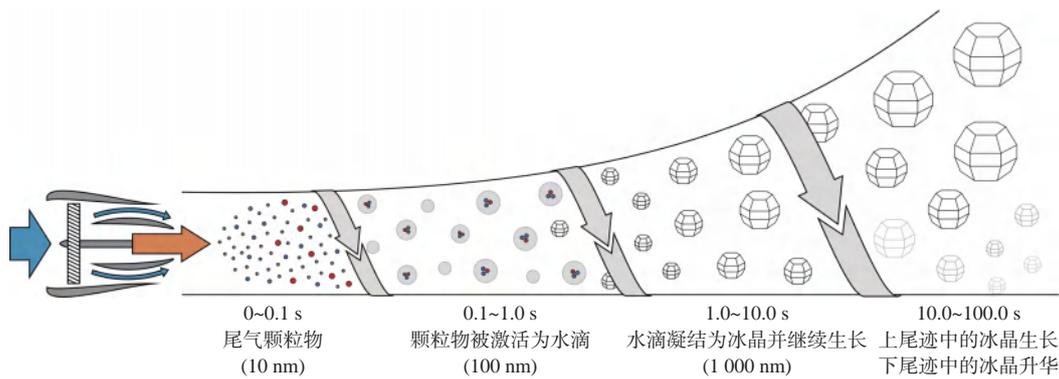


图5 尾迹云中冰晶的形成过程
Fig.5 Formation of ice crystals in contrail

身存在烟尘与超细液相颗粒,这些颗粒物均可作为水蒸气的凝结核。与环境空气的掺混使发动机尾气温度快速下降,导致尾气中的水蒸气呈过饱和态,进而附着在凝结核上形成水珠,随后迅速凝结为冰晶。

在随后的涡流区中,冰晶经历后两个发展阶段。由于两股翼尖对涡的相互作用,尾流会下降数百米至更低海拔,但这两股对涡与环境作用又会产生向上的二次涡流,携带部分尾气与冰晶升至更高海拔。在涡流区的起始阶段,形成于射流区的冰晶会吸收更多相对于冰过饱和的水蒸气,体积迅速增长,形成可见的尾迹云。其中,两股对涡形成的下尾流所携带的冰晶,因海拔下降处于更高环境温度中而迅速升华;二次涡形成的上尾流携带的冰晶,则进入更加寒冷的更高海拔处,吸收环境中的过饱和水蒸气继

续生长。

数分钟后,涡流动能耗尽,无法维持原有流型,尾流与环境空气完全掺混,进入耗散区。此时,下尾流中的冰晶已完全升华,上尾流中的冰晶因处于寒冷环境可留存较长时间。通常数小时内尾流会进入扩散区,尾迹云可能发生竖直或水平方向的扩散,最终形成覆盖大片区域的尾迹卷云。这一过程会受到风切变、大气湍流、颗粒物沉积及辐射过程等因素的影响。

2.2.2 微观过程——发动机尾气成分

航空发动机尾气成分主要源于大气中已有成分和燃油燃烧产物,包含二氧化碳、水蒸气、硫氧化物、氮氧化物、烟尘颗粒及碳氢化合物等。在对流层顶部至平流层底部区域,发动机尾气可在大气中长期

驻留并改变大气化学组分,且在湿冷空气中能形成尾迹云,改变局部云层分布。

冰是尾迹云的主要成分,冰晶中的水分来自发动机尾气与环境空气中的水蒸气。其中,前者在冰晶的形成中起主导作用,即尾迹云的水分主要源于发动机燃烧产物。

冰晶的形成离不开凝结核。实验^[18]结果表明,在缺乏凝结核的条件下,水蒸气无法自发成核并凝结为水珠或冰晶。尾迹云中冰晶的凝结核主要有两大类。一是烟尘颗粒,源于发动机燃油的不完全燃烧。纯净烟尘具有疏水性,但其可被尾气中硫氧化物衍生的硫酸分子激活为亲水性颗粒。激活后,烟尘颗粒能够吸附环境中的过饱和和水蒸气形成水珠,进而转化为冰晶,如图6所示^[11]。二是液相颗粒,来源于环境空气与发动机尾气。环境空气中的液相颗粒绝大多数为水溶性分子的溶液颗粒,其数量远低于发动机尾气中的颗粒,因此对冰晶形成几乎无贡献,仅在发动机尾气颗粒物显著减少(如采用氢燃料)的特殊情况下除外。发动机尾气中的部分气体分子可生成超细液相颗粒,包括硫酸溶液颗粒、硝酸溶液颗粒(源于氮氧化物)与碳氢化合物颗粒,这类超细液相颗粒的尺寸远小于烟尘颗粒,水蒸气在其表面凝结需要更高的过饱和度。

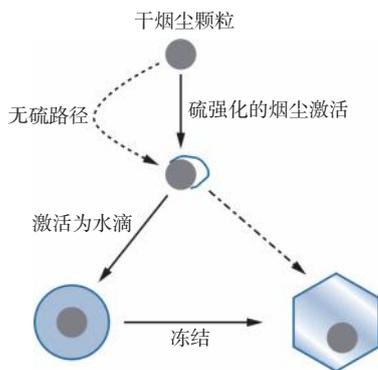


图6 烟尘颗粒激活路径^[11]
Fig.6 Activation pathway of soot particles

尾迹云中冰晶的成核过程受尾流颗粒物数量及尺寸的显著影响。烟尘颗粒的数量可以用烟尘排放指数 EI_{soot} (定义为每千克燃料燃烧所产生的烟尘颗粒数量)量化。当 $EI_{\text{soot}} > 10^{14} \text{ kg}^{-1}$ 时,尾流处于富烟状态,形成的冰晶数量较多;当 EI_{soot} 处于 $10^{13} \sim 10^{14} \text{ kg}^{-1}$ 范围时,环境中的液相颗粒会对冰晶形成产生一定

影响;当 $EI_{\text{soot}} < 10^{13} \text{ kg}^{-1}$ 时,尾流处于贫烟状态,此时若环境温度足够低,超细液相颗粒将在冰晶形成中占据主导地位(图7)^[6]。

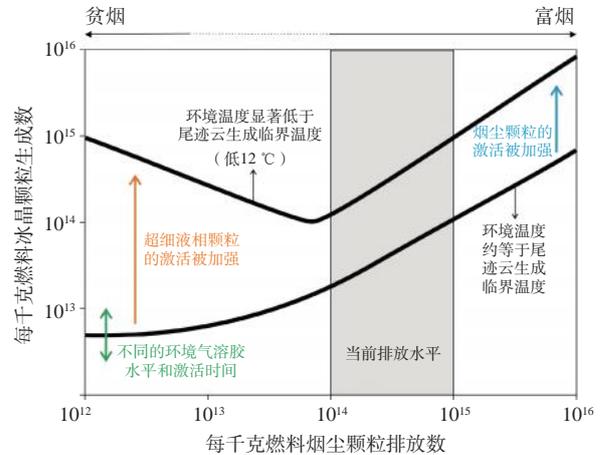


图7 冰晶数量与烟尘颗粒数量的关系^[6]
Fig.7 Relationship between ice crystal number and soot particle number

3 尾迹云对环境的影响

尾迹云形成于高空,其作用如同给地球罩上了一层保温罩,直接加剧了温室效应。其仅反射少量太阳红外辐射,但会反射绝大部分地表红外辐射,从而将热量“锁”在大气层中。尾迹云导致的大气层红外辐射不平衡可以用辐射强迫值 RF 来量化。辐射强迫值的单位为 W/m^2 ,意为单位面积上被迫留在大气层中的热通量。辐射强迫值的定义式为:

$$\Delta T_S = \lambda RF \quad (1)$$

式中: ΔT_S 为全球地表平均温度变化值; λ 为气候敏感性因子,一般基于观测或气候模型估算得出,用来量化地表平均温度对辐射强迫值的响应。某气候影响因素的辐射强迫值越大,代表该影响因素对温室效应的贡献越大。

图8为2011年与航空相关的气候影响因子辐射强迫值^[6]。可以看出,航空业产生的辐射强迫值约占人类活动总辐射强迫值的4%。而在航空相关的辐射强迫值中,尾迹云的贡献超过了二氧化碳,成为首要来源。尾迹云的辐射强迫值中,80%来自尾迹卷云,其余多数来自长期尾迹云,短期尾迹云几乎无贡献。

德国航空航天中心的BOCK和BURKHARDT^[19]在一项研究中,仿真了尾迹云对全球辐射强迫值的

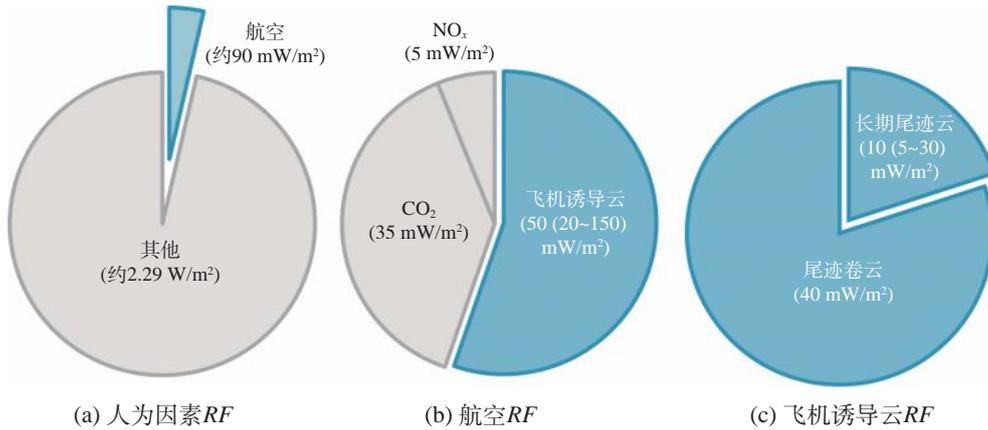


图8 航空相关的气候影响因子辐射强迫值^[6]
Fig.8 Aviation-related climate forcer *RF*

影响,得出如下结论:①2006年,空中交通造成的全球辐射强迫值为49 mW/m²;②预计2050年空中交通规模将为2006年的4倍,相应的辐射强迫值为159 mW/m²;③若进一步考虑全球气候变化的影响,2050年空中交通辐射强迫值预估为160 mW/m²;④若再纳入航空发动机技术发展因素——假设尾气中烟尘数量减少50%,则2050年该辐射强迫值预估为137 mW/m²。

4 尾迹云形成过程的物理模型

4.1 水的相图

水的相变过程可通过相图体现。图9为根据国际水和水蒸气性质协会(IAPWS)公式^[20]绘制的0℃以上水的相图。图中每一点代表水蒸气的一种状态,蓝色曲线表示水蒸气相对于液态水的饱和分压。曲线上方区域,水蒸气分压高于其相对于液态水的饱和分压,水蒸气呈过饱和状态,有液化趋势;曲线下方区域,水蒸气不饱和,倾向于呈气态。当水

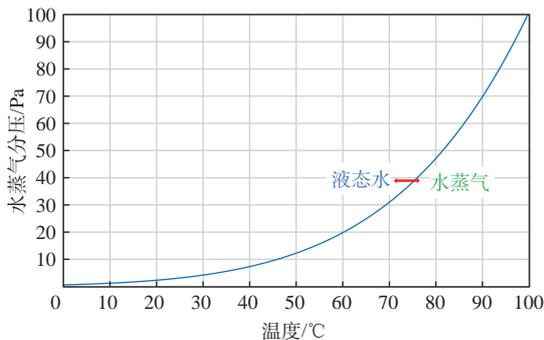


图9 0℃以上水的相图
Fig.9 Phase diagram of water above 0℃

蒸气分压一定时,随着温度的降低,相图上的水蒸气状态点会向左移动。若状态点穿过饱和分压曲线进入过饱和区域,水蒸气便倾向于液化。因此,温度降低会促进水蒸气液化,反之,温度升高会促进液态水汽化。在0℃以上,水的相图仅呈现气态和液态两种状态。

当温度低于0℃时,水的相图会呈现气态、液态与固态3种状态。图10为根据Goff Gratch公式^[21]绘制的0℃以下水的相图。当水蒸气分压一定时,随着温度的降低,水蒸气将先凝华为冰,之后冰又转化为液态水。

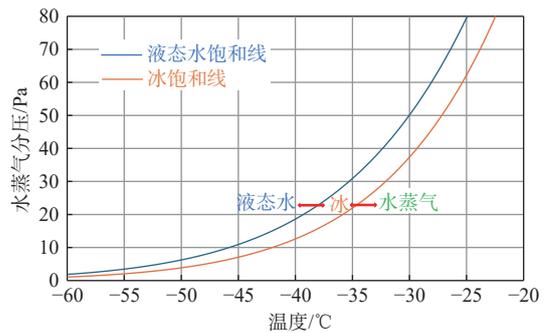


图10 0℃以下水的相图
Fig.10 Phase diagram of water below 0℃

4.2 水的相图上尾迹云的形成过程

尾迹云的形成过程也可通过水的相图体现。如图11所示,A点为环境空气状态点,B点为发动机尾喷口处尾气状态点(假设尾气的温度与成分均匀)。从B点到A点的过程代表发动机尾气与环境空气掺混后冷却、稀释的过程。为简化模型,假设该过程绝热,同时水蒸气分压与尾气温度的下降速率恒定且

成比例,因此可以用直线连接B点与A点代表这一过程,相关观测结果也证实了该简化方法的准确性。从B点到A点的过程中,该掺混线先经1点穿过冰饱和分压线,再经2点穿过液态水饱和分压线。1点之前,尾流中水蒸气未饱和;1点至2点间,水蒸气相对于冰过饱和,但因缺少成核过程无法转化为冰;2点之后,水蒸气相对于液态水过饱和,开始附着于凝结核并形成液态水滴。随着掺混进一步进行,该掺混线经3点再次穿过液态水饱和分压线。3点之后,水蒸气相对于冰过饱和,水珠开始凝结为冰,尾迹云中的冰晶便形成于这一阶段。最终,掺混线终止于A点。图11中,A点的水蒸气处于非饱和态,因此冰晶会在不久后完全升华,形成短期尾迹云。

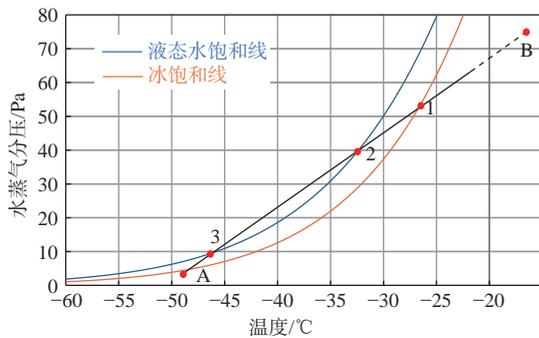


图11 短期尾迹云形成过程

Fig.11 Formation process of non-persistent contrail

如果A点位于液态水饱和分压曲线与冰饱和分压曲线之间,如图12所示,则环境中的水蒸气为相对于冰过饱和态。此时,尾迹云一旦形成,则可存在较长时间,形成长期尾迹云。

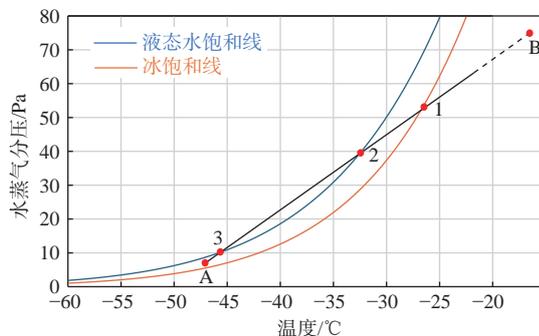


图12 长期尾迹云形成过程

Fig.12 Formation process of persistent contrail

图13为无尾迹云形成的3种情况。在图13(a)和图13(b)中,掺混线经1点穿过冰饱和分压线,此时水

蒸气相对冰呈过饱和状态,但因掺混线未经过液态水饱和分压线,无法形成液态水珠。因此,无论环境对冰呈不饱和(图13(a))还是饱和(图13(b))状态,尾迹云均不会形成。在图13(c)中,掺混线全程处于水蒸气分压不饱和状态,因此尾迹云完全不会形成。综上,在水的相图上,掺混线若穿过液态水饱和分压线,尾迹云即可形成,反之则不会形成;尾迹云形成后,若环境中水蒸气呈过饱和状态,则为长期尾迹云,否则为短期尾迹云。

4.3 尾迹云判断模型

Schmidt-Appleman准则是一种判断是否生成尾迹云的数学方法,该方法定义了一种临界温度,若环境温度低于该临界温度,则生成尾迹云,反之则不生成^[10]。

4.3.1 掺混线斜率的推导

基于4.2节中的讨论,掺混线BA为直线,则其斜率可定义为:

$$G = \frac{e_{ex} - e_a}{T_{ex} - T_a} \quad (2)$$

式中: e 为水蒸气分压; T 为总温;下标ex代表发动机尾气状态;下标a代表环境空气状态。

水蒸气分压可通过下式计算:

$$e = pq / \varepsilon \quad (3)$$

式中: p 为空气压力; q 为水蒸气质量分数; ε 为水与空气分子质量之比,为一恒定值(0.622)。

假定发动机为涡扇发动机且内、外涵气流在尾喷口处已均匀掺混,则发动机尾气中水蒸气分压可通过下式计算:

$$e_{ex} = \frac{p}{\varepsilon} \frac{\dot{m}_B q_a + \dot{m}_C q_a + \dot{m}_f EI_{H_2O}}{\dot{m}_B + \dot{m}_C + \dot{m}_f} \quad (4)$$

式中: \dot{m}_B 为外涵进口质量流量; \dot{m}_C 为内涵进口质量流量; \dot{m}_f 为燃油流量; EI_{H_2O} 为燃油的水排放指数,即燃烧每千克燃料产生的水的质量(对于航空煤油,该值为1.26,即每燃烧1.00 kg航空煤油会产生1.26 kg水)。

式(2)中的分子可表示为:

$$\begin{aligned} e_{ex} - e_a &= \frac{p}{\varepsilon} \frac{\dot{m}_B q_a + \dot{m}_C q_a + \dot{m}_f EI_{H_2O}}{\dot{m}_B + \dot{m}_C + \dot{m}_f} - \frac{p}{\varepsilon} q_a \\ &= \frac{p \dot{m}_f (EI_{H_2O} - q_a)}{\varepsilon (\dot{m}_B + \dot{m}_C + \dot{m}_f)} \end{aligned} \quad (5)$$

发动机中燃料燃烧产生的能量一部分被用来抵

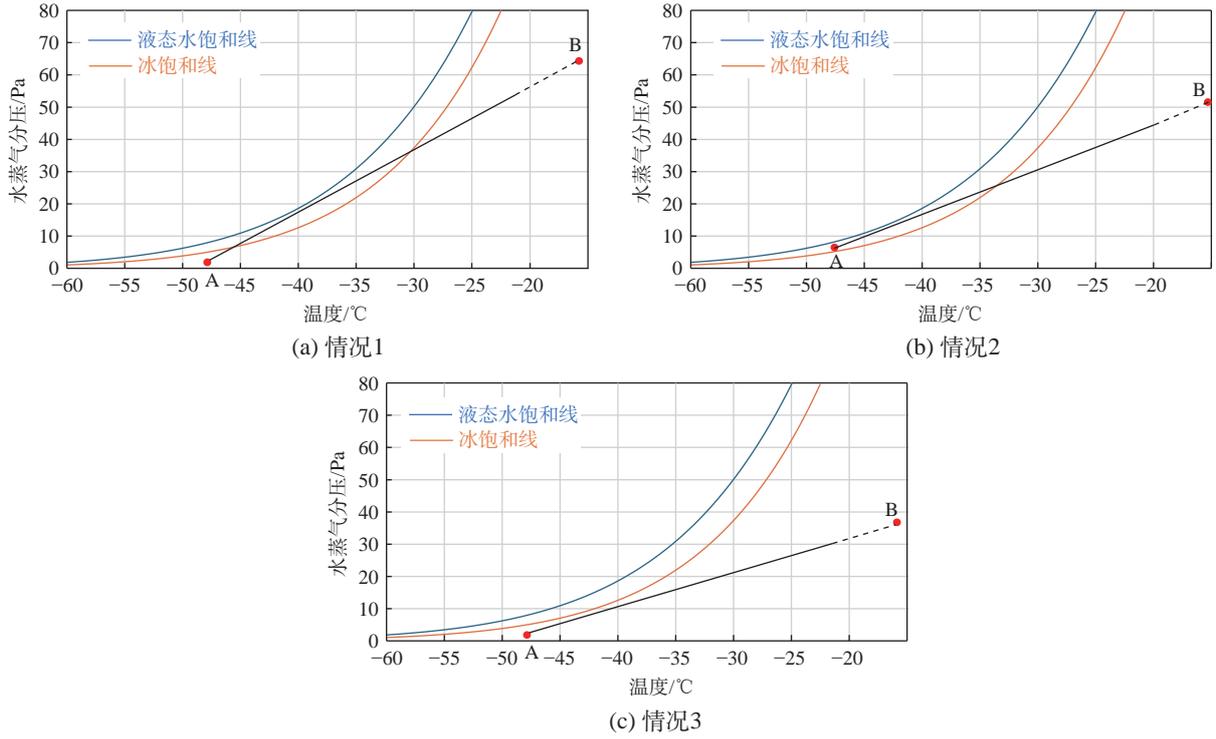


图13 无尾迹云形成的3种情形
Fig.13 Three conditions of no contrail formation

抗阻力做功,这部分能量可表示为:

$$W = \eta \dot{m}_f Q \quad (6)$$

式中: W 为发动机抵抗阻力所做的功; η 为发动机总热效率; Q 为燃料热值。

燃料燃烧后随尾气排入大气的热量 Q_{ex} 为:

$$Q_{ex} = (1 - \eta) \dot{m}_f Q \quad (7)$$

基于内、外涵气流在尾喷口处已均匀掺混的假设,发动机尾气的总焓为进口空气本身的总焓与燃料燃烧后进入尾气的热量之和:

$$H_{ex} = \frac{(1 - \eta) \dot{m}_f Q + C_p T_a (\dot{m}_B + \dot{m}_C)}{\dot{m}_B + \dot{m}_C + \dot{m}_f} \quad (8)$$

式中: C_p 为空气的比定压热容。

尾气温度为:

$$T_{ex} = \frac{(1 - \eta) \dot{m}_f Q / C_p + T_a (\dot{m}_B + \dot{m}_C)}{\dot{m}_B + \dot{m}_C + \dot{m}_f} \quad (9)$$

式(2)中的分母可表示为:

$$\begin{aligned} T_{ex} - T_a &= \frac{(1 - \eta) \dot{m}_f Q / C_p + T_a (\dot{m}_B + \dot{m}_C)}{\dot{m}_B + \dot{m}_C + \dot{m}_f} - T_a \\ &= \frac{\dot{m}_f [(1 - \eta) Q - C_p T_a]}{C_p (\dot{m}_B + \dot{m}_C + \dot{m}_f)} \end{aligned} \quad (10)$$

式(5)中 $q_a \ll EI_{H_2O}$,式(10)中 $C_p T_a \ll (1 - \eta) Q$,

则 q_a 和 $C_p T_a$ 可忽略不计,因此式(2)可简化为:

$$G = \frac{C_p EI_{H_2O} p}{\varepsilon (1 - \eta) Q} \quad (11)$$

由式(11)可以看出,若发动机性能参数(η 、 EI_{H_2O} 、 Q)和环境参数(p 、 C_p)已知,则可获得掺混线斜率。

4.3.2 临界温度

Schmidt-Appleman准则中定义了一种临界状态,如图14所示,即掺混线与液态水饱和分压曲线相切,切点命名为LM点。

LM点参数可根据下式确定:

$$\frac{de_{sat,l}(T_{LM})}{dT_{LM}} = G \quad (12)$$

$$e_{LM} = e_{sat,l}(T_{LM}) \quad (13)$$

式中: $e_{sat,l}$ 为液态水饱和分压; T_{LM} 为LM点的温度; e_{LM} 为LM点的水蒸气分压。

针对给定的掺混线斜率,可计算确定其对应的LM点及临界掺混线。如图15所示,若实际掺混线(实线)位于临界掺混线(点虚线)左侧,则该掺混线必定穿过液态水饱和分压曲线,尾迹云随之生成;若实际掺混线(短划曲线)位于临界掺混线右侧,则尾

迹云不会生成。

临界环境状态点LC处于临界掺混线上,位于LM点与横轴之间,其状态值需基于环境相对湿度定义:

$$T_{LC} = T_{LM} - \frac{e_{sat,l}(T_{LM}) - RHe_{sat,l}(T_{LC})}{G} \quad (14)$$

$$e_{LC} = RHe_{sat,l}(T_{LC}) \quad (15)$$

式中: T_{LC} 为LC点温度; e_{LC} 为LC点水蒸气分压; RH 为环境相对湿度。

如图16所示,以环境相对湿度50%为例,LC点为临界掺混线与水蒸气50%湿度分压曲线(灰色曲线, $e = 50\% \cdot e_{sat,l}(T)$)的交点。由于液态水饱和分压曲线可理解为水蒸气100%湿度分压曲线,因此LM点实为环境相对湿度100%时的LC点。在水的相图中,临界掺混线、液态水饱和分压曲线与横轴共同围成“尾迹云区”(图中淡蓝色区域)。若环境状态点处于“尾迹云区”内,实际掺混线必定位于临界掺混线左侧且穿过液态水饱和分压曲线,尾迹云随之生成;若环境温度低于 T_{LC} , 环境状态点将处于LC点左侧的“尾迹云区”内,尾迹云会随之生成,反之则不会生成。

至此,尾迹云生成情况的判断模型可简化为对环境温度 T_a 和当前环境相对湿度下 T_{LC} 的对比。若 $T_a > T_{LC}$, 尾迹云不会生成;若 $T_a < T_{LC}$, 尾迹云会生成。这一结论为Schmidt-Appleman准则的核心,可作为尾迹云判断模型开发的依据。

5 减除尾迹云的方法

5.1 航路优化

T_a 和 T_{LC} 受飞机飞行高度影响,其关系可通过Schmidt-Appleman图呈现,该图能直观展示不同飞行高度、不同湿度条件下 T_{LC} 及 T_a 的变化规律。图17

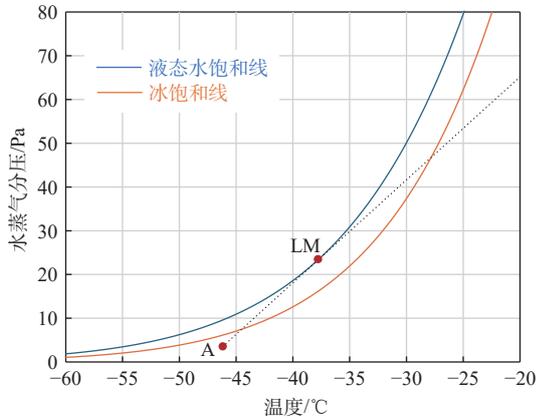


图14 Schmidt-Appleman准则中定义的一种临界状态
Fig.14 A threshold condition defined in the Schmidt-Appleman criterion

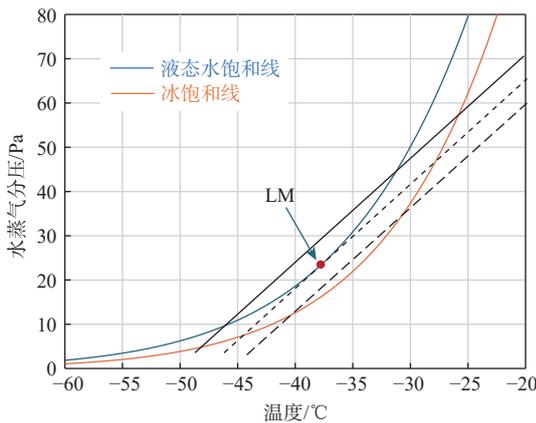


图15 利用临界状态判断尾迹云的生成情况
Fig.15 Contrail formation predicted by threshold condition

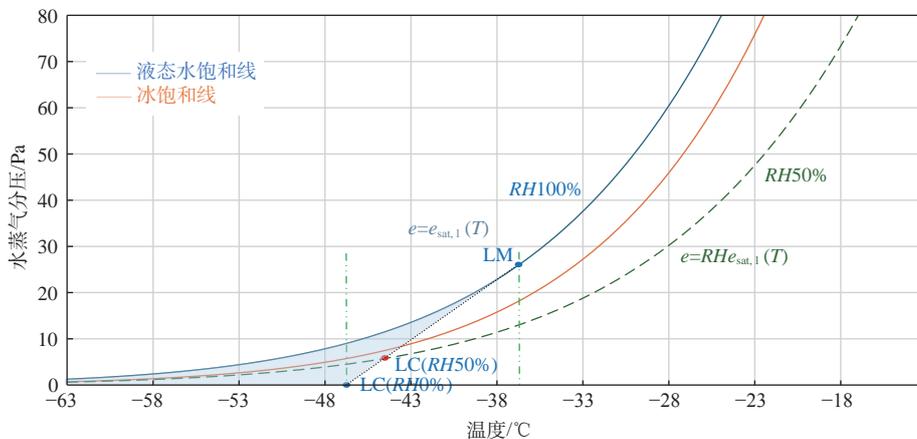


图16 尾迹云区
Fig.16 Contrail zone

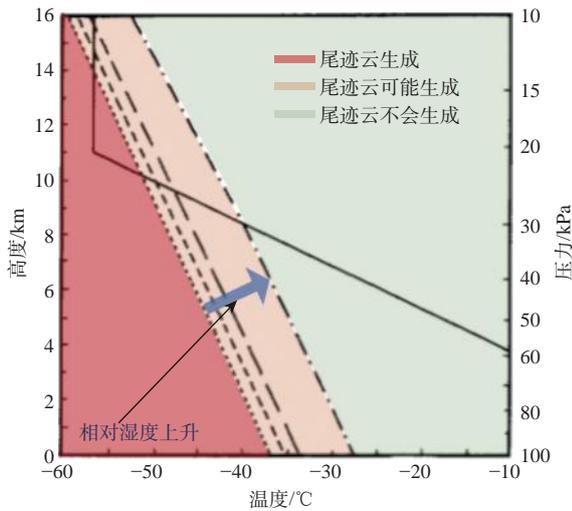


图17 Schmidt-Appleman图
Fig.17 Schmidt-Appleman diagram

为Schmidt-Appleman图的示例,反映了一台总热效率为0.3、以航空煤油为燃料的航空发动机的 T_a 和 T_{LC} 随飞行高度与相对湿度的变化特征^[13]。图中,实线代表标准大气条件下环境温度随高度的变化;从左至右的4条虚线,分别对应环境相对湿度为0%、30%、60%、100%时 T_{LC} 随飞行高度的变化情况。

可以看出,当飞机飞行高度处于海拔10.2~14.0 km 区间时,无论环境相对湿度如何变化, T_a 始终小于 T_{LC} ,尾迹云一定会生成。当飞行高度大于海拔14.0 km或介于8.5~10.2 km之间时,尾迹云的生成结果取决于环境相对湿度的具体数值。例如,在海拔10.0 km高度处,只有当环境相对湿度超过30%时 T_a 才小于 T_{LC} ,即该高度下尾迹云仅在环境相对湿度达到30%以上时才会生成;当飞行高度降至海拔8.5 km以下时,即便环境相对湿度为100%, T_a 仍大于 T_{LC} ,完全不会生成尾迹云。由此可见,通过调整飞行高度,可阻止尾迹云的生成。

5.2 分离发动机尾气中的水

图18呈现了2条不同的掺混线。实线掺混线斜率更高,所形成的“尾迹云区”(深蓝色区域+淡蓝色区域)范围更大,且环境状态点恰好处于该区域内,因此尾迹云会生成。短划虚线掺混线斜率较低,其形成的“尾迹云区”(淡蓝色区域)范围更小,未能覆盖环境状态点,因此尾迹云不会生成。由此可见,掺混线的斜率越低,尾迹云的生成概率越小。

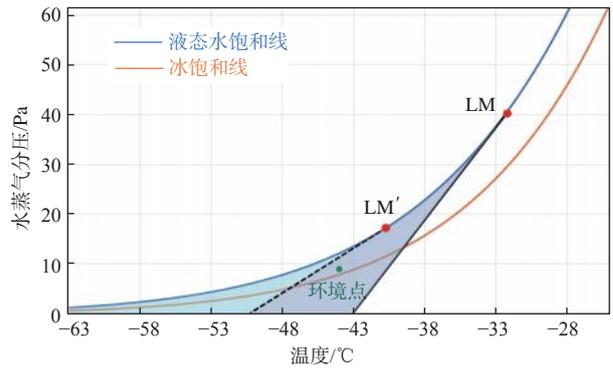


图18 掺混线斜率对尾迹云生成的影响
Fig.18 Impact of mixing line slope on contrail formation

式(11)为掺混线斜率的计算公式,其反映了影响掺混线斜率各类因素。对于在给定高度飞行的给定发动机,环境压力、空气比定压热容以及水与空气分子质量之比均为恒定值。对于当前使用航空煤油作为燃料的航空发动机,其燃料热值亦为固定值。因此,只有通过降低燃油水排放指数或发动机总热效率才能降低掺混线斜率。然而,降低发动机总热效率会显著增加发动机油耗并恶化发动机性能,所以降低燃油水排放指数成为唯一选择。从抑制尾迹云生成的角度看,通过分离发动机尾气中的水分,即可达到等同降低水排放指数的效果。

6 结论

(1) 系统性地介绍了航空发动机尾迹云的定义、形成过程、对环境的影响、形成过程的物理模型。尾迹云的生成受多种因素共同影响,包括凝结核状态、燃料热值、燃料排放指数、环境温度、环境压力、发动机效率等。

(2) 基于物理模型提出了两种减除尾迹云的方法路径,其一为通过改变飞机飞行高度规避尾迹云的生成,其二为分离发动机尾气中的水以减小尾迹云生成的可能性。

(3) 建议未来针对尾迹云减除方法的研究应首先聚焦于改变飞机飞行高度的航路优化方法。因为该方法一般不涉及对飞机及发动机构型的改造,可快速应用于现有飞机。分离发动机尾气中的水理论上可以彻底杜绝尾迹云的生成,但该手段对技术的要求较高,需要对发动机进行较大改动,在短期内实现的可能性较低。

参考文献:

- [1] KÄRCHER B, PETER T, BIERMANN U M, et al. The initial composition of jet condensation trails[J]. *Journal of the Atmospheric Sciences*, 1996, 53(21):3066–3083.
- [2] KÄRCHER B, YU F. Role of aircraft soot emissions in contrail formation[J]. *Geophysical Research Letters*, 2009, 36(1):L01804.
- [3] KÄRCHER B, VOIGT C. Susceptibility of contrail ice crystal numbers to aircraft soot particle emissions[J]. *Geophysical Research Letters*, 2017, 44(15):8037–8046.
- [4] UNTERSTRASSER S, PAOLI R, SÖLCH I, et al. Dimension of aircraft exhaust plumes at cruise conditions: effect of wake vortices[J]. *Atmospheric Chemistry and Physics*, 2014, 14(5):2713–2733.
- [5] KÄRCHER B. Aviation-produced aerosols and contrails [J]. *Surveys in Geophysics*, 1999, 20:113–167.
- [6] KÄRCHER B. Formation and radiative forcing of contrail cirrus[J]. *Nature Communications*, 2018, 9:1824.
- [7] GIERENS K, SCHUMANN U, HELTEN M, et al. A distribution law for relative humidity in the upper troposphere and lower stratosphere derived from three years of MOZAIC measurements[J]. *Annales Geophysicae*, 1999, 17(9):1218.
- [8] SCHUMANN U. Formation, properties and climatic effects of contrails[J]. *Comptes Rendus Physique*, 2005, 6(4–5):549–565.
- [9] SCHUMANN U, HEYMSFIELD A J. On the life cycle of individual contrails and contrail cirrus[J]. *Meteorological Monographs*, 2017, 58:3.1–3.24.
- [10] SCHUMANN U. On conditions for contrail formation from aircraft exhausts[J]. *Meteorologische Zeitschrift*, 1996, 5(1):4–23.
- [11] PAOLI R, SHARIFF K. Contrail modeling and simulation[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2016, 48:393–427.
- [12] TEOH R, SCHUMANN U, MAJUMDAR A, et al. Mitigating the climate forcing of aircraft contrails by small-scale diversions and technology adoption[J]. *Environmental Science & Technology*, 2020, 54(5):2941–2950.
- [13] TEOH R, SCHUMANN U, STETTLER M E J. Beyond contrail avoidance: efficacy of flight altitude changes to minimise contrail climate forcing[J]. *Aerospace*, 2020, 7(9):121.
- [14] 刘 聪, 魏志强. 民航发动机凝结尾迹特征数值模拟 [J]. *中国科技论文*, 2021, 16(6):649–656.
- LIU Cong, WEI Zhiqiang. Numerical simulation on condensation tail characteristics of a civil aviation engine[J]. *China Sciencepaper*, 2021, 16(6):649–656. (in Chinese)
- [15] World Meteorological Organization. Aircraft condensation trails[Z]. 2017. <https://cloudatlas.wmo.int/en/aircraft-condensation-trails.html>.
- [16] NASA. Contrails[Z]. 2021. <https://www.nasa.gov/aero-research/resources/museum-in-a-box>.
- [17] NASA. The evolution of a contrail[Z]. 2012. <https://earthobservatory.nasa.gov/images/78154/the-evolution-of-a-contrail>.
- [18] WONG H W, BEYERSDORF A J, HEATH C M, et al. Laboratory and modeling studies on the effects of water and soot emissions and ambient conditions on the properties of contrail ice particles in the jet regime[J]. *Atmospheric Chemistry and Physics*, 2013, 13(19):10049–10060.
- [19] BOCK L, BURKHARDT U. Contrail cirrus radiative forcing for future air traffic[J]. *Atmospheric Chemistry and Physics*, 2019, 19(12):8163–8174.
- [20] GATLEY D P. Understanding psychrometrics[M]. 3rd ed. Atlanta: American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers, 2013.
- [21] HOLGER V. Water vapor pressure formulations[Z]. 2016. <https://cires1.colorado.edu/~voemel/vp.html>.

国外航空发动机核心机派生发展途径研究

孙露, 李茜*, 崔艳林

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 航空发动机核心机技术长期以来一直受到世界各航空发动机企业的高度重视, 已成为发动机系列化发展的主要技术途径。系统梳理了国外航空发动机核心机研制计划, 以及各计划下所研制的系列核心机和发动机; 研究了美欧航空发动机领域标杆企业核心机的派生发展历程与现状, 总结出各企业核心机的发展途径及规律; 结合我国发动机的发展现状, 提出了核心机派生发展的相关建议。对我国加快航空发动机研制进程、保障其可靠发展具有重要的参考价值。

关键词: 航空发动机; 核心机; 派生发展; 技术途径; 系列化发展; 研制计划

中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)04-0085-07

DOI: 10.3724/j.GTER.20250051

Research on the derivative development of foreign core engines

SUN Lu, LI Qian*, CUI Yanlin

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The core engine technology of aviation engines has long been highly valued by aviation engine companies around the world and has become the main technological approach for the development of engine series. A series of core engines developed under various foreign aero engine-related programs has been illustrated. The core engine development approaches and patterns were summarized based on the derivative development processes and status of foreign core engines. Based on the current development status of engines in China, relevant suggestions for the development of core engine derivatives have been proposed, which have important reference value for accelerating the research and development process of aviation engines in China and ensuring their reliable development.

Key words: aero-engine; core engine; derivative development; technology pathway; serialization development; development programs

1 引言

航空发动机核心机由高压压气机、燃烧室和高压涡轮部件集成。在核心机的基础上配装风扇、低压涡轮、加力燃烧室、控制系统、传动系统等, 即可研制出覆盖一定推力(功率)范围的航空发动机^[1]。核心机的技术水平直接决定了航空发动机整机产品的性能, 发动机性能的每一次重大跨越, 都离不开核心机性能的大幅提升。依托成熟、高性能、高可靠性

的先进核心机发展航空发动机, 能够较快形成覆盖一定推力(功率)范围的系列化产品, 大幅降低发动机研制技术风险和研制成本, 并缩短研制周期。因此, 核心机技术长期以来一直受到世界各航空发动机企业的高度重视, 已成为航空发动机系列化发展的核心技术基础, 而核心机系列化发展同样是当前国际先进航空发动机研发机构的通用做法。深入理解并掌握核心机的研制规律, 据此制定科学的策划

收稿日期: 2025-04-15

作者简介: 孙露(1986-), 男, 四川成都人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机研究和管理。

通信作者: 李茜, 女, 重庆开州人, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机科技情报研究。E-mail: 120575855@qq.com

引用格式: 孙露, 李茜, 崔艳林. 国外航空发动机核心机派生发展途径研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 85-91. SUN Lu, LI Qian, CUI Yanlin. Research on the derivative development of foreign core engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 85-91.

并完成部署,对我国加快航空发动机研制进程、保障其可靠发展具有重要的参考价值。

2 国外航空发动机核心机研制计划

国外航空发动机核心机研制以美国的技术和成果最具代表性。受20世纪50年代后期开始的“要导弹不要飞机”政策的影响,美国的航空发动机技术研究和费用被缩减到了历史最低水平,导致其技术水平和速度远落后于苏联^[2]。在此背景下,为降低型号研制的技术风险,美国在航空发动机技术的研发中增加了一个预先发展阶段,即在将技术研究成果应用于型号研制以前,尽可能地在接近发动机真实工作状态下进行试验和验证。

1959年,美国空军研究实验室正式向国防部提出优先发展高压压气机、燃烧室和高压涡轮3大关键部件的核心机发展思路,正式推出“轻重量燃气发生器”(LWGG)计划。在该计划取得初步成功后,美国国防部从1963年开始调拨专款予以支持,并将该计划更名为“先进涡轮发动机燃气发生器”(ATEGG)计划。ATEGG计划由美国空军管理,年度经费平均为3 000万~4 000万美元,主要支持18.00 kg/s级或更大流量的核心机及相关部件的设计、研制和验证工作,开发的技术可应用于大型涡扇和涡喷发动机。之后,美国国防部又启动了“联合涡轮先进燃气发生器”(JTAGG)计划,主要研究2.27~13.60 kg/s流量的核心机技术,应用于中小型发动机。美国国家航空航天局(NASA)在20世纪70年代开展的面向民用航空发动机技术的“高效节能发动机”(E3)计划也属于技术验证机和核心机相关计划^[3]。截至1988年“综合高性能涡轮发动机技术”(IHPTET)计划实施之时,ATEGG计划和E3计划的相关研究均并入IHPTET计划中,继续开展技术开发和核心机研制的工作。在IHPTET后续计划——“通用的、经济可承受的先进涡轮发动机”(VAATE)计划中,通用核心机成为重点研究的3大技术领域之一。由此可以看出,美国对核心机的研制是持续的、成系统的。

截至目前,美国已成功研发出多代核心机,每代核心机均在前代基础上改进发展,具有显著的连续性和继承性。经过长期的实践与探索,美国在核心机验证技术的积累中总结出了航空发动机技术“基础理论-部件-核心机-技术验证机-工程验证机-原型机”的发展途径和规律。借助核心机和技术验证

机这一关键环节,发动机的部件和系统技术能够在应用于型号研制之前即在真实发动机环境中得到充分验证,有效暴露潜在问题。通过不断改进,核心机不仅成为了先进技术的重要验证平台,更奠定了型号发展的坚实基础^[4-5]。

英国在20世纪70年代同样启动了发动机核心机研制计划。其技术路径首先是以阿杜尔发动机核心机为基础搭建高温验证装置,随后由罗尔斯·罗伊斯公司(简称罗罗公司)牵头,相继研制出RB199、RB211和V2500系列发动机^[6]。

3 国外航空发动机核心机派生发展途径

从20世纪60年代至70年代起,美欧航空发动机领域的标杆企业就开始采取核心机和验证机技术途径,解决飞机系统研制中发动机多部件匹配及自身系列化发展的关键问题,并获得了巨大成功,研制出一系列军、民用发动机。

3.1 美国GE航空航天公司(简称GE公司)

美国GE公司始终重视核心机的技术开发和验证工作,通过稳步提升核心机性能、增加技术储备,有效降低了研发风险。在ATEGG计划的推动下,GE公司成功研制出GE1、GE14、GE29和GE37等多代核心机,如表1所示。

在前3代核心机的基础上,GE公司成功研制出一系列军、民用发动机,如F101、F110、F404和CFM56。之后,GE公司以F101和F404发动机核心机为基础,派生发展了多型发动机,如图1、图2所示。

配装B-1轰炸机的F101-GE-100发动机,在其核心机基础上,少量改动了高压压气机静子的作动系统、放气系统和燃烧室机匣的后部构件,通过适应性改进风扇(2级→3级,直径1.14 m→0.97 m,压比2.0→3.2)、减小涵道比(2.01→0.87)、减小涡轮直径并提高转速、缩小加力燃烧室等,发展了配装F-16、F-15战斗机的F110-GE-100发动机,派生发展了配装B-2远程轰炸机的F118发动机^[7]。

F404发动机最初是20世纪60年代GE公司为F/A-18战斗机研制的小涵道比加力式涡轮风扇发动机,是在GE公司的第三代核心机GE23的基础上发展而来的^[8]。之后,基于F404基本型,少量改动燃油控制系统、喷管和燃烧室,派生发展了配装F/A-18飞机、A-4SU攻击机、X-47B舰载无人机、F-117A隐身轰炸机的F404系列发动机。

表1 GE公司核心机发展代次^[6]
Table 1 Core engine generations of GE

代次	年份	核心机代号	重点攻关技术	典型发动机型号
第一代	1963年	GE1	气冷涡轮温度1 573 K	TF38、CF6
第二代	20世纪70年代初至1975年	GE14	冲击式冷却涡轮,冷却芯套,涡轮导向叶片 3片铸成一体,变面积涡轮导向器	F101、F110、CFM56
第三代	1976年	GE23	瓦片式燃烧室,变面积涡轮导向器	F404
第四代	20世纪80年代	GE29	瓦片式燃烧室,整体叶盘,双合金叶盘, 可调涡轮冷却系统,定向凝固涡轮叶片	-
第五代	20世纪80年代末	GE37(XTC-45)	新轴系,变循环技术,冲压组合发动机, 高超声速运输机动力	F120
第六代	20世纪90年代	XTC-76	复合材料,无盘轮子	-
第七代	20世纪90年代末	XTC-77	高温材料,增材制造	-

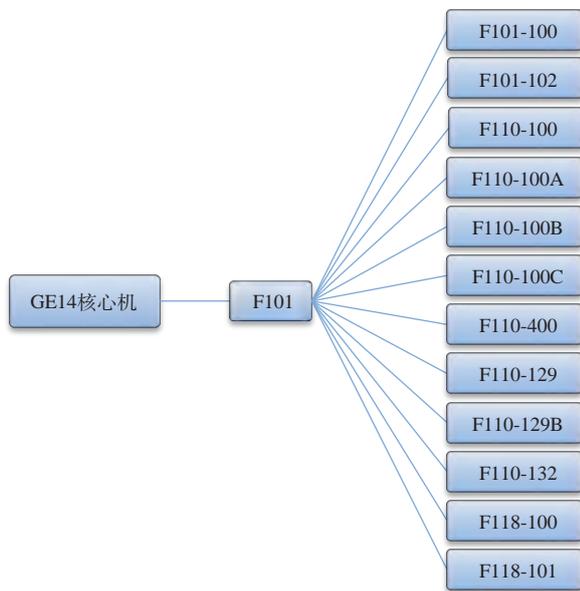


图1 F101发动机核心机派生发展示意
Fig.1 Schematic of derivative development based on the F101 core engine

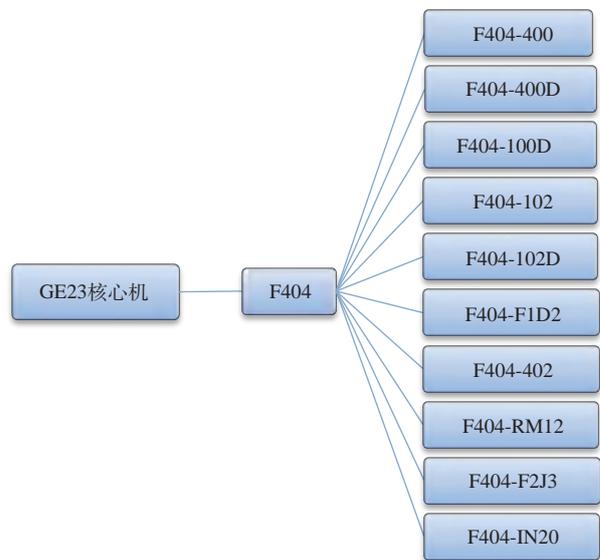


图2 F404发动机核心机派生发展示意
Fig.2 Schematic of derivative development based on the F404 core engine

GE公司的第四代核心机GE29于20世纪70年代末至80年代初开始研制,目标是配装下一代高马赫数战斗机。在该核心机上,GE公司验证了轻量化低成本压气机、轻量化瓦片式燃烧室、整体叶盘、可调涡轮冷却和隔热涂层等技术。在试验了2台核心机后,GE公司在GE29核心机的基础上又发展了第五代核心机GE37,验证了高温升双层壁火焰筒、多孔薄膜冷却单晶材料涡轮和对转涡轮设计等技术^[9]。

在军用核心机的基础上,GE公司开始了民用发动机的研制。如图3所示,GE公司以GE14核心机为基础,派生发展出CFM56-2、CFM56-3、CFM56-5、CFM56-7系列民用发动机。CFM56-2发动机于1979年服役,应用于DC80-70和B707等飞机。CFM56-3

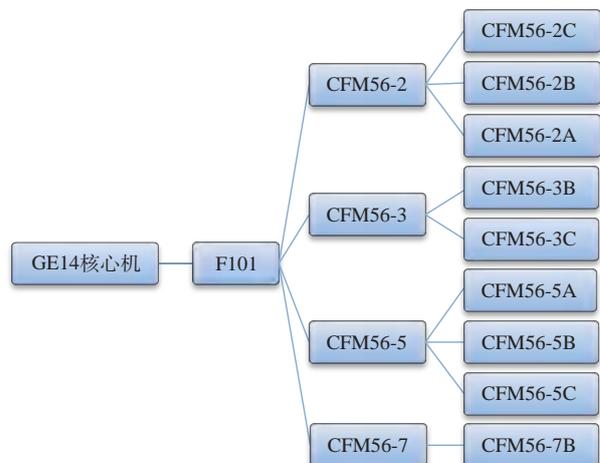


图3 CFM56发动机核心机派生发展示意
Fig.3 Schematic of derivative development based on the CFM56 core engine

发动机设计使用了增大尺寸的风扇和与风扇相匹配的增压级。CFM56-5A发动机参考CFM56-2和CFM56-3发动机设计经验,进一步增大风扇尺寸,优化了风扇、增压级、高压压气机和燃烧室的气动设计,并采用了第一代电子调节控制系统,耗油率较CFM56-3发动机降低了10%~11%。CFM56-5B发动机参照CFM56-5A发动机设计,改用双环腔低排放燃烧室,增压级改为4级。CFM56-5C发动机采用了与CFM56-5B发动机完全相同的核心机,并通过再次增大风扇进口直径,重新设计低压涡轮,采用混合排气方式和第二代电子调节控制系统,成为CFM56系列中推力最大的发动机,其耗油率较CFM56-3发动机降低16.2%。此外,GE公司在GE14核心机技术基础上,研制了CF34发动机——主要配装支线客机和喷气式商务/公务机的小型涡扇发动机。

从GE的实践经验来看,同一核心机可以衍生出适配不同应用场景的多种发动机产品,如F101发动机核心机衍生出了配装轰炸机的F101-GE-100发动机、配装战斗机的F110-GE-100发动机、配装远程轰炸机的F118发动机、配装民用客机的CFM56系列发动机^[10]。同时,同一核心机通过吸收新技术优化发展后,可以显著提升发动机产品性能。例如,CFM56-5系列在原核心机基础上应用大量新技术,使得CFM56-5比CFM56-2耗油率降低13%~15%,可靠性提高30%~40%;在GE90原型机基础上衍生GE90-94B时,通过改进设计三维气动高压压气机,使得推力提高了10%。

3.2 美国普拉特·惠特尼集团公司(简称普惠公司)

普惠公司在ATEGG等计划的推动下,研制出一系列核心机。通过核心机派生和优化发展,发展出了可满足多种飞机需求的系列发动机,同时为新一代高推重比发动机的研发奠定了坚实基础。普惠公司的核心机发展代次见表2。

表2 普惠公司核心机发展代次
Table 2 Core engine generations of PW

代次	年份	核心机代号	重点攻关技术	用于发动机型号
第一代	20世纪60年代末	STF200核心机	-	-
第二代	20世纪70年代	PW535核心机	高压压气机,高温涡轮技术,燃烧室优化	F100
第三代	20世纪70年代末	PW685核心机	-	F119和F135
第四代	20世纪80年代	PW699核心机	-	-
第五代	20世纪80年代末	XTC-65	高推重比技术,对转涡轮技术,高温材料应用	-
第六代	20世纪90年代	XTC-66	军用技术转化,材料与结构创新	-
第七代	20世纪90年代末	XTC-67	对转涡轮技术,高温材料与冷却系统,高压压气机优化	-

普惠公司首先在PW535核心机的基础上研制出F100发动机,之后派生发展了F100-220E、F100-220P、F100-229、F100-229A和F100-232等系列发动机,如图4所示。这些发动机所配装的F-15和F-16系列飞机至今仍是美国现役的主力战斗机。

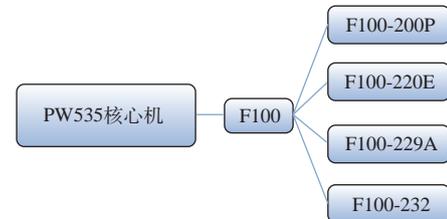


图4 F100发动机核心机派生发展示意
Fig.4 Schematic of derivative development based on the F100 core engine

在PW685核心机的基础上,普惠公司经过PW685、XF119、YF119等验证机平台的验证,研制出配装F-22战斗机的F119发动机;随后,又在F119发动机的基础上改型研制出了F135发动机,用于配装美国现役最新型的F-35战斗机。F119-100发动机核心机派生发展情况如图5所示。

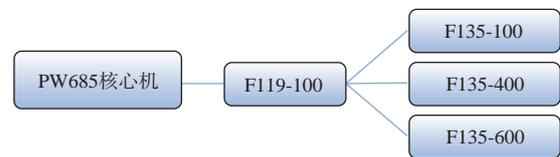


图5 F119-100发动机核心机派生发展示意
Fig.5 Schematic of derivative development based on the F119-100 core engine

在XTC-66核心机的基础上,普惠公司研制出了XTE-66发动机。XTE-66是F119发动机推力增大型的验证机,也是普惠公司论证下一代战斗机发动机PW7000的技术验证机,其推重比较F119发动机提

高50%。同时,XTC-66也是民用发动机PW6000和PW8000的核心机。XTC-66核心机派生发展情况如图6所示。

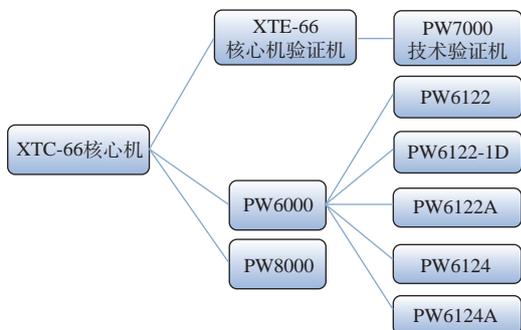


图6 XTC-66核心机派生发展示意
Fig.6 Schematic of derivative development based on the XTC-66 core engine

从普惠的实践经验来看,预研计划是核心机诞生的源头。例如,F100、F117和F119发动机均由ATEGG计划诞生的核心机衍生而来。同时,同一核心机通过吸收新技术优化发展后,可以推动发动机产品性能提升^[10]。例如,XTE-66发动机验证机由XTC-66核心机发展而来,而XTC-66核心机是在F119发动机的JTF16核心机基础上改进的成果,该验证机的推重比较F119发动机提高50%。

3.3 英国罗罗公司

英国在借鉴美国经验的基础上,由政府 and 罗罗公司联合出资启动了核心机研制计划,成功研制出RB199、RB211等发动机。此后,罗罗公司以RB211-22的核心机为基础,相继研制出RB211-524和RB211-535发动机。而后,又分别在这两款发动机的核心机基础上进一步发展出系列发动机,如图7所示。

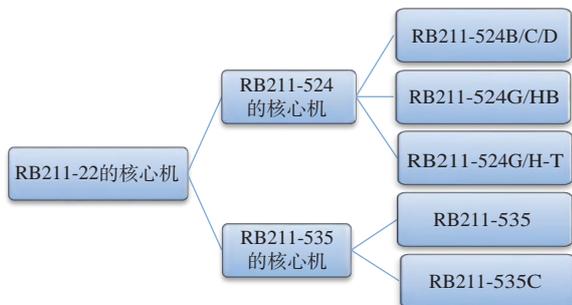


图7 RB211-22发动机核心机派生发展示意
Fig.7 Schematic of derivative development based on the RB211-22 core engine

罗罗公司的遛达系列发动机同样采用核心机优化发展途径研制而成。1988年,罗罗公司在RB211-524发动机基础上进行深度改进,研发出全新的Trent700系列发动机,其推力、耗油率等性能指标较RB211系列发动机均实现大幅提升。1993年,在Trent700发动机的基础上,通过增大风扇直径、空气流量、涵道比及提高总压比与部件效率,进一步研发出Trent800发动机,应用于B777飞机,其推力、耗油率等性能指标较Trent700发动机又有较大幅度提升^[11]。2000年,采用Trent700发动机的风扇,配装0.8倍缩比的Trent800发动机的核心机,同时提高核心机部件效率,成功研发出Trent500发动机,应用于A340-500/-600客机,其耗油率较Trent700发动机降低约7.5%。Trent8104发动机虽然没有投入服役,但其全新设计的风扇具备优异的性能。Trent900发动机采用Trent8104发动机的风扇与经过放大的Trent500发动机的核心机,在提高部件效率的同时,耗油率较Trent700发动机降低约4%、推力增大约18%,应用于A380客机^[12]。为满足B787-9客机的需要,Trent1000发动机在Trent900发动机的基础上缩小尺寸,同时进一步增大涵道比,使得耗油率较Trent900发动机下降约5%。最新型Trent XWB发动机的装机对象为A350客机,其在Trent1000发动机的基础上优化部件设计、增大风扇进口尺寸,同时将中压涡轮改为2级、低压涡轮改为6级,进一步提高核心机部件效率,耗油率水平与Trent1000发动机基本持平^[13]。

M250系列发动机最初由美国艾利逊公司研发生产,该公司后被罗罗公司收购。60年来,M250系列发动机以同一核心机为基础,发展出I、II、III和IV 4个系列核心机^[14],并在此基础上派生出涡轴、涡桨两类发动机(图8),输出功率覆盖184~526 kW。其中,民用涡轴型编号为M250-C,军用涡轴型编号为T63或T703,涡桨型编号为M250-B。罗罗公司收购艾利逊公司后,仍在持续对M250系列发动机进行改进。目前,全球现役M250发动机已达15 000台,超过100种飞机装配了该型发动机。

从罗罗公司实践经验来看,同一核心机能够衍生出适配不同应用场景的多种发动机产品。例如,M250与RB211-2的核心机均派生出了数十种满足不同需求的发动机;同时,同一核心机通过吸收新技术优化发展后,可以推动发动机产品性能提升,例如

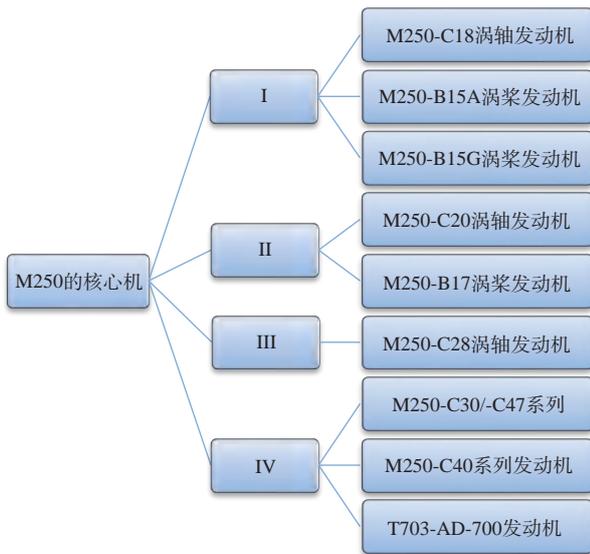


图8 M250发动机核心机派生发展示意
Fig.8 Schematic of derivative development
based on the M250 core engine

经核心机优化发展后的Trent900发动机,其耗油率较Trent700发动机降低约4%、推力增大约18%^[15]。

4 结论与建议

综合对国外航空发动机核心机派生发展途径的研究及对比分析,可以得出如下结论与建议:

(1) 在预研计划下诞生的核心机是发动机产品研制的基础和源头。表明预先研究的投入在发动机产品研制过程中处于首要地位。从技术路径上讲,利用预先研究阶段已验证的先进部件与技术来构建核心机,做好先期技术与集成验证,可在进入产品研制阶段后,快速将技术成果转化为最终型号产品。

(2) 根据不同的市场及客户需求,通过匹配相应部件与系统,同一核心机能够快速、低成本、低风险地派生出一系列航空发动机产品。这种做法可以有效控制研发风险、缩短研制周期、降低开发成本,进而实现投入收益的最大化。

(3) 核心机持续融入新技术,持续优化发展,是拓宽发动机谱系与推动性能升级的内驱力。在产品需求的牵引及创新技术的加持下,核心机自身不断迭代升级,持续突破原有性能极限。核心机的每一次升级发展,均建立在在扎实的技术基础与产品长期运行经验的累积之上,通过长期积淀形成技术优势,从而降低技术跨代风险。因此,坚持核心机优化发展,是当前形势下实现高质量自主研发的有效途径。

(4) 基于核心机的产品系列化发展路径,是经过实践验证的航空发动机研制规律。国外标杆企业多遵循这一发展规律,成功研制出多型发动机产品。为加快发动机产品研制进程,需从作战或市场需求出发,重点开展基于核心机的发动机派生发展研究——特别是针对已有或在研核心机的发动机派生发展研究,推动新技术进口转化为产品;同时,需结合新需求开展新核心机的研发与设计,通过与时俱进的灵活发展模式,持续完善技术布局。

参考文献:

- [1] 方昌德. 国外航空涡轮发动机核心机和验证机的途径和实践[R]. 北京:中国航空信息中心,1993.
FANG Changde. The development and application of foreign gas turbine core engines and demonstrators[R]. Beijing: Aeronautic Information Center of China, 1993. (in Chinese)
- [2] 江和甫,黄顺洲,周人治. “系列核心机及派生发展”的航空发动机发展思路[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004,17(1):1-5.
JING Hefu, HUANG Shunzhou, ZHOU Renzhi. Ieda of aero-engine development by “core-engines in series and derivation”[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(1): 1-5. (in Chinese)
- [3] 韩玉琪,董芑呈,王翔宇. 核心机技术发展研究[J]. 航空动力, 2021, (1): 33-35.
HAN Yuqi, DONG Pengcheng, WANG Xiangyu. Research on the core engine technical development[J]. Aerospace Power, 2021, (1): 33-35. (in Chinese)
- [4] 吴大观. 浅论核心机与验证机的相互关系[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1995, 8(4): 58-60.
WU Dagan. Discussion on the relationship between core engines and demonstrators[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1995, 8(4): 58-60. (in Chinese)
- [5] 索德军,邹迎春. GE公司民用航空发动机发展战略[J]. 航空发动机, 2019, 45(2): 85-90.
SUO Dejun, ZOU Yingchun. Development strategies of civil aeroengine of GE Company[J]. Aeroengine, 2019, 45(2): 85-90. (in Chinese)
- [6] JARVIS A F. XG40-advanced combat engine technology demonstrator programme[R]. ASME 88-GT-300, 1988.
- [7] 方昌德. 综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划跟踪研究[R]. 北京:中国航空信息中心,1996.
FANG Changde. Reaearch on the integrated high

- performance turbine engine technology program[R]. Beijing:Aeronautic Information Center of China,1996. (in Chinese)
- [8] 黄顺洲,王永明,江和甫. 核心机及其派生发动机发展的方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2005,18(2):1-5. HUANG Shunzhou,WANG Yongming,JIANG Hefu. An investigation on core engine and its derived aero-engine development[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2005,18(2):1-5. (in Chinese)
- [9] 索德军,孙明霞,梁春华,等. 美国战斗机发动机技术研究及产品研制的发展特点及趋势分析[J]. 航空发动机,2016,42(6):82-89. SUO Dejun,SUN Mingxia,LIANG Chunhua,et al. Review on technical investigation and product development of fighter engine in US[J]. Aeroengine,2016,42(6):82-89. (in Chinese)
- [10] 彭友梅. 核心机和验证机—航空动力研究与发展中必不可少的重要阶段[J]. 燃气涡轮试验与研究,1991,4(3):73-78. PENG Youmei,Core engines and demonstrators-an indispensable stage on aero engine research and development[J]. Gas Turbine Experiment and Research,1991,4(3):73-78. (in Chinese)
- [11] 王天一,赵 鑫,包 宇. 核心机试验机设计技术研究[C]//2015年第二届中国航空科学技术大会论文集. 北京:中国航空学会,2015:290-292. WANG Tianyi,ZHAO Xin,BAO Yu. Design techniques of the core engine testing machine[C]//Proceedings of the 2nd China Aerospace Science and Technology Conference in 2015. Beijing:Chinese Society of Aeronautics and Astronautics,2015:290-292. (in Chinese)
- [12] MAHAN JR,KARCHMER A. Combustion and core engine[R]. NASA,1991.
- [13] 章 弘. CF34系列涡扇发动机介绍及发展历程[J]. 民用飞机设计与研究,2010,(1):58-60. ZHANG Hong. Introduction on CF34 series engine and their development processes[J]. Civil Engine Design and Research,2010,(1):58-60. (in Chinese)
- [14] 吴大观. 关于先进核心机研制的几点意见[J]. 燃气涡轮试验与研究,2003,16(1):5-6. WU Dagan. Comments on advanced core engine development[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2003,16(1):5-6. (in Chinese)
- [15] 韩玉琪. 罗罗公司遑达发动机发展及升级分析[J]. 航空动力,2025,(2):25-27. HAN Yuqi. Development and upgrade analysis of Rolls-Royce's Trent aero engine[J]. Aerospace Power,2025,(2):25-27. (in Chinese)

国外高速飞行器及两大关键技术 发展动向研究

刘晓波, 武凤莺, 李文佳, 黄克非

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 高速飞行器领域始终是国外投资的重点, 其中动力推进技术和拦截技术的研发更是重中之重。近期, 以美国为代表的国家在高速飞行器研制领域迈入新的发展阶段, 其在动力推进技术和拦截技术方面取得的进展值得高度关注。基于文献综述方法, 系统梳理了国外高速飞行器的战略规划实施与调整情况, 详细阐述了高速导弹、高速飞机和相关试验平台的最新试飞进展, 深入分析了支撑吸气式推进技术和新型爆震推进技术发展的研究工作, 并对高速飞行器拦截技术的发展态势与未来动向进行了研判。研究表明: 在战略规划层面, 美国持续强化核心盟友的协同作用; 在装备发展层面, 美国将工作重心放在高速导弹的武器化飞行试验验证及高速飞机的首飞准备上, 同时着力打造低成本、高频次的高速技术演示验证平台; 在动力推进方面, 国外推动吸气式高速推进技术中固体燃料冲压发动机在实际装备中的应用, 同时积极推进旋转爆震发动机的工程化落地; 在拦截技术研究领域, 国外将飞行演示的全面联调联试与优化发展作为重点方向。

关键词: 高速飞行器; 动力推进; 拦截技术; 飞行演示; 地面试验; 发展动向

中图分类号: V27; V23 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)04-0092-09

DOI: 10.3724/j.GTER.20250049

Development trend of overseas high speed flight vehicles and two key techniques

LIU Xiaobo, WU Fengying, LI Wenjia, HUANG Kefei

(Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and
Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The development of high speed flight vehicles has always been the investment focus overseas, especially the research on power propulsion and interception technology. Recently, high speed flight vehicle development in the United States has entered into a new stage, and its progress in power propulsion and interception technology deserves close attention. Based on the method of literature review, the implementation and adjustment of strategic planning of high speed flight vehicles overseas were investigated. The latest flight tests of high-speed missiles, aircraft, and test bed were described. Research work on supporting the development of air-breathing propulsion and new detonation propulsion technology was analyzed. The development trend of interception technology related to high speed flight vehicles was obtained. The results show that the role of the core ally is still highlighted for high speed flight vehicles in strategic planning in the United States. As for the development of hypersonic flight vehicles, high speed flight weaponization test and high-speed aircraft initial flight test were two important aspects during recent activities. Meanwhile, high-speed flight demonstration activities paid more attention to low-cost and high-frequency. For power propulsion technology, solid fuel ramjet technology is advanced in the field

收稿日期: 2025-05-10

作者简介: 刘晓波(1974-), 男, 湖南隆回人, 高级工程师, 从事空气动力学领域情报研究。

引用格式: 刘晓波, 武凤莺, 李文佳, 等. 国外高速飞行器及两大关键技术发展动向研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 92-100. LIU Xiaobo, WU Fengying, LI Wenjia, et al. Development trend of overseas high speed flight vehicles and two key techniques[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 92-100.

application, and the rotating detonation propulsion is turned into an engineering application stage. For high speed interception technologies, the flight demonstration has fully entered the stage of comprehensive testing and optimization development.

Key words: high speed flight vehicle; power propulsion; interception technology; flight demonstration; ground test; development trend

1 引言

2024年,国外的高速飞行器研究取得了较大进展,尤其是美国,不仅依托核心盟友持续落地了新版高速飞行器的战略规划,还快速推进了高速飞行器的发展,如高速导弹加强实战化测试,高速飞机进入试飞前的最后准备阶段。高速飞行器的相关测试技术发展态势也异常活跃,其飞行试验平台呈现低成本、高频次、常态化演示验证等特点,而地面试验技术充分结合新型激光诊断技术和大数据融合分析的优势,进一步提高了测量精准度。与高速飞行器研究相关度最高的两大关键技术均取得了新的研究成果。在动力推进技术领域,一方面是继续推动气液两相型双模态超燃冲压推进与固体燃料冲压燃烧两种吸气式高速推进技术竞相获得成果;另一方面则持续看好爆震推进技术,尤其是旋转爆震的发展潜力,大力推动其工程研制上的成果转化。而且,除美国外,日本、加拿大也在持续推动吸气式高速推进技术的发展。在拦截技术领域,美国的高速防御飞行器已全面进入联调联试并进一步优化发展阶段,俄罗斯计划2025年列装具备击落高速飞行器目标能力的S-500新型防空系统。国外高速飞行器及动力推进与拦截技术的最新发展动向值得我们高度关注。

2 高速飞行器

2.1 战略规划研究

国外高速飞行器的战略规划研究包括进攻型高速飞行器和防御型高速飞行器两个方面。

在进攻型高速飞行器研究方面,2024年11月,美、英、澳组成的“奥库斯(AUKUS)”国家联盟签署了一份新的高速飞行器技术共享协议^[1]。该协议名称为“高速飞行测试和实验(HyFliTE)”,将在2028年前开展包括“多达6次”的三方试飞活动,经费规模达2.52亿美元。三方通过开展系列测试和实验来提高高速飞行器技术的开发和交付能力,加速高速飞行器概念的更新和关键使能技术的开发。该协

议致力于保持美、英、澳三国在高速国防技术前沿方面的优势,以在战场上领先对手,加强集体安全。据报道,HyFliTE协议以美国和澳大利亚已合作研发15年的高速飞行器项目为基础,包括两国于2020年启动的“南十字星综合飞行研究实验”项目。英国加入HyFliTE协议表明“奥库斯”联盟正通过技术资源共享,加速实现安全防御承诺。新协议中确定的“高速技术和能力发展框架”将为市场注入活力,未来将有90余家供应商参与其中,商业价值达12.7亿美元^[2]。HyFliTE协议的基本情况见表1。

表1 HyFliTE协议基本情况

Table 1 Brief information of HyFliTE agreement

项目	内容
背景	在美、澳前期开发高速飞行器的基础上,推动美、英、澳三国在此方面的技术研发和联合测试
投资领域	高温材料、先进推进系统、制导与控制系统
试验情况	2028年前至少飞行6次
经费	2.52亿美元
产业影响	90余家供应商参与,工业能力提升

在防御型高速飞行器战略规划方面,2024年4月,美国导弹防御局向洛克希德·马丁空间系统公司(简称洛马公司)授予了一份价值170亿美元的合同,用于研发“下一代拦截器(NGI)”,进而升级现有陆基中段防御(GMD)系统,在大气层外通过碰撞杀伤拦截来袭导弹。图1为洛马公司的下一代拦截器渲染图。同年5月,美国导弹防御局和日本防卫省签署



图1 洛马公司的下一代拦截器渲染图^[3]

Fig.1 Rendering of next generation interceptor of Lockheed Martin Space Systems Company

了一份合作协议,允许日本加入“滑翔段拦截器(GPI)”项目,共同提高高速导弹防御能力,最终实现在配备“宙斯盾”弹道导弹防御系统的驱逐舰上对处于滑翔段飞行阶段的高速导弹实施拦截。在日本加入之前,美国的雷神公司与诺斯罗普·格鲁曼公司(简称诺格公司)已于2022年6月赢得了GPI项目的设计合同,不过该项目目前仍处于早期开发阶段。美2024财年《国防授权法案》透露,GPI项目将在2029年底前形成初始作战能力,2032年形成全面作战能力,2040年前至少交付24套装备。日本加入该项目的任务是主导GPI火箭发动机和推进系统的开发^[3]。

由此可见,国外在高速飞行器的战略规划研究方面主要以美国为主,而美国的战略规划研究在特朗普政府时期,研究资源不再进行全球配置,但仍然十分重视英国、日本、澳大利亚等核心盟友的作用。

2.2 发展现状研究

国外高速飞行器的发展现状研究主要体现在高速导弹和高速飞机两个方面。

在高速导弹研究方面,实战化测试是发展研究的重点。近年来,美国各军种均在投资高速导弹飞行武器计划。其中,陆军和海军主要投资一种通用的高速滑翔体,空军主要投资几项空射型高速飞行武器计划。2024年7月,美国政府问责局(GAO)确定了6种进攻型高速导弹项目^[4],如表2所示,并强调这6个进攻型高速导弹项目均需高度重视快速交付能力。2024年,这6种高速导弹的实战化测试动作频频,表明其已接近实战化部署阶段。

陆军的LRHW(官方代号为“暗鹰”)项目于2024年成功进行了2次试射。6月的第一次试射在与海军联合开展的“坚毅猎人24-2”演习中进行,标志着美

军首次将高速能力集成至两年一次的联合训练演习中。12月,美国陆军对“暗鹰”远程高速导弹成功进行了第二次试射。2025财年,LRHW的研究、发展、试验与鉴定(RDT&E)预算请求经费为5.380亿美元,并预算了7.442亿美元用于采购LRHW的地面支持装备。陆军已经部署了LRHW的样弹,并计划于2027年部署另外2个导弹连。海军的CPS项目于2024年6月在夏威夷考艾岛的太平洋导弹靶场(PMRF)完成了通用型高速导弹的端到端飞行试验。2025财年预算文件透露,海军原计划于2025年底将CPS部署在朱姆沃尔特级驱逐舰上,不过现已推迟到2027年。CPS项目2025财年的RDT&E经费预算为9.039亿美元,高于2024财年的9.011亿美元,但并没有采购方面的预算。海军的HALO项目原计划由雷神公司和洛马公司负责完成初步开发,但据海军新闻网2025年4月10日消息,该项目由于预算限制已于2024年秋季终止^[5]。海军的标准-6 Block IB高速导弹项目正在紧锣密鼓地开发中,旨在通过采用两级固体燃料火箭发动机,使其具备更强的反舰和防空能力。空军的ARRW(官方代号为“AGM-183A”)项目原本计划于2023年底列装,但由于试验屡屡失败,项目面临终止风险,但空军仍坚持完成余下原型弹测试,并于2024年3月17日完成最后一次全弹测试。美国国防部2025年6月公布的最新预算文件表明,空军重新启动ARRW项目,并申请了2026财年的经费预算^[6]。另外,空军的HACM项目取得了快速进展(图2),计划于2024年10月至2027年3月期间对HACM导弹开展13次飞行试验,如果项目获得成功,将做出生产决定^[7]。

另外,高速导弹的实战化测试也呈现国际化发展的趋势。2024年3月,俄罗斯在战场上首次使用了

表2 美军6个进攻型高速飞行武器项目

Table 2 Six offensive high speed weapon projects of the United States armed forces

军种	项目名称	最新进展
陆军	远程高速武器(LRHW)项目	2024年6月和12月成功进行了2次试射,2025年列装部队,计划于2027年部署另外2个导弹连
	常规快速打击(CPS)项目	2024年6月完成通用型导弹端对端飞行试验,2027年在朱姆沃尔特级驱逐舰上部署
海军	高速空射进攻性反水面作战武器(HALO)项目	2024年大幅增加研发投入,分别授予雷神公司和洛马公司1.16亿美元开展初步开发,但由于预算限制原因在2024年秋季被海军终止
	标准-6 Block IB高速导弹项目	2024年12月导弹用固体火箭发动机完成静态测试,导弹进入小批量生产
空军	空射快速响应武器(ARRW)项目	2024年3月完成了最后一次全弹测试,10月获得1300余万美元追加资金,2025年6月项目重启并申请预算
	高速攻击巡航导弹(HACM)项目	2024年10月至2027年3月期间将对HACM导弹开展13次飞行试验



图2 HACM高速导弹渲染图^[7]
Fig.2 Rendering of HACM missile

“锆石”高速导弹。同月,朝鲜声称其首枚中程高速导弹的固体火箭发动机推进系统地面试验取得成功,可能在7月进行了该导弹的首次试射,但韩国官员表示该导弹在空中爆炸。2024年5月,英国向澳大利亚的Hypersonix发射系统公司和加拿大的太空发动机系统公司授予了13亿美元合同,用于开发新型高速导弹。2024年7月,日本发布视频,展示了在高速滑翔弹头研发方面取得的进展。同月,美国陆军已明确规划,计划从2026年起将高速飞行武器部署在欧洲地区。澳大利亚Hypersonix发射系统公司和美国火箭实验室正朝着计划中的飞行试验迈进,试验对象为颠覆性自主快速运输(DART)高速飞行器。

在高速飞机研究方面,顺利开展首飞是近期追求的最为重要的目标。美国洛马公司承研的SR-72飞机计划于2025年首次试飞,其采用涡轮冲压组合(TBCC)发动机作为动力系统,飞行速度将达到6马赫^[8]。另外,美国空军还向赫尔默斯(Hermes)公司提供资金,支持开展“夸特马(Quarterhorse)”高速飞机的飞行测试^[9]。“夸特马”飞机同样采用TBCC发动机(代号为“奇美拉(Chimera)”)作为推进系统,能够以5马赫的速度飞行。赫尔默斯公司于2024年专门投资1.35亿美元建设了一座名为HEAT(高焓吸气式测试设施)的先进地面设施,应用其连续的高流量、高焓和低压飞行条件来对“奇美拉”发动机进行测试。该发动机除装备“夸特马”高速飞机外,未来还将装备更大尺寸的“黑马(Darkhorse)”飞机和“翠鸟(Halcyon)”高速客运飞机。除此之外,美国维纳斯航空航天公司(也译为金星宇航公司,简称维纳斯公司)的“观星者(Stargazer)”高速飞机也取得较大研究进展。“观星者”是维纳斯公司利用其在旋转爆震发动机研究方面积累的技术优势,正在研制的一款民用高速飞机^[10]。该飞机于2020年开始研制,采

用新颖的外观设计和先进的旋转爆震发动机作为动力装置,其飞行速度将达到9马赫,飞行高度约为51 km。图3为美国在研的3种高速飞机。



(a) SR-72



(b) “夸特马”



(c) “观星者”

图3 美国在研的3种高速飞机渲染图^[8-10]

Fig.3 Renderings of three high-speed aircrafts currently under development in the United States

综上,国外以高速导弹和高速飞机为代表的高速飞行器的发展已进入快车道。美国在该领域的研究进展尤为突出,尽管前几年在高速导弹的实战化测试方面不太顺利,但从其重新将助推滑翔技术与吸气式巡航技术作为并行发展的两大关键测试技术来看,一旦这些高速飞行器交付部队使用,将形成较大战略优势。高速飞机的发展呈现多条路线齐头并进趋势,技术突破指日可待。

2.3 测试技术研究

国外高速飞行器测试技术研究主要包括飞行演示验证研究和地面试验技术研究两个方面。

在飞行演示验证研究方面,国外的关注重点为发展高效的飞行演示验证平台。2024年,美国政府持续资助高速飞行演示验证平台的建设,尤其是低成本、高频次的高速飞行试验平台取得了进一步突

破。2024年3月,美国平流层发射系统公司在范登堡空军基地西部靶场成功完成了“利爪”-A高速试验飞行器(TA-1)的首次带动力飞行试验。2024年6月,美国导弹防御局首次试飞了奎托斯(Kratos)公司建造的高速飞行试验平台,通过收集飞行试验数据加速推进了高速技术的发展。2024年9月,约翰·霍普金斯大学应用物理实验室与德国航空航天中心携手,在挪威对美空军的高速飞行器BOLT-1B进行了试验(图4),获取了边界层转捩和湍流的相关信息^[11]。2024年12月,美国国防部授予奎托斯公司一份价值14.5亿美元的合同,旨在支持国家高速技术倡议2.0,通过建立经济实惠的飞行测试平台,快速提升高速飞行测试能力,减少高速飞行武器技术研发风险及缩短开发周期^[12]。此外,美国导弹防御局近期成功完成了高速试验台(HTB)的第二次飞行测试(HTB-2)。



图4 在挪威开展的BOLT-1B飞行测试^[11]
Fig.4 BOLT-1B flight test conducted in Norway

地面试验技术研究的目标在于利用先进测试手段获得更高质量的试验数据。2024年1月,美国新墨西哥州桑迪亚国家实验室开发了一种基于相干反斯托克斯拉曼散射的氮气和氧气温度测量技术,利用这种新型激光吸收光谱诊断技术全面表征了其自由活塞高速激波风洞中的流场特性。同月,研究人员在普渡大学的波音/美国空军科学研究办公室(AFOSR)6马赫静音风洞(ANDLM6QT)中演示了一氧化碳的双光子激光诱导荧光测量技术,频率达到100 kHz,将最先进技术水平提高了两个数量级,有力推动了边界层和尾流中烧蚀产物与气体混合的耦合测量研究的发展^[13]。2024年5月至6月,美国加利福尼亚州的MetroLaser公司分别向田纳西州阿诺德工程发展中心的冯·卡门气体动力学设施风洞和得克萨斯A&M大学的两级轻气炮交付了多套高速与超高速

聚焦纹影系统,这些系统具备以100 kHz的频率生成高质量图像的能力。2024年8月,MetroLaser公司与密歇根大学合作,共同开发并建造了一种极为先进的超高速传感器。该传感器采用双色外差干涉测量法,在NASA艾姆斯研究中心的电弧激波管设施(EAST)中进行了兆赫兹频率的电子数密度测量^[14]。目前,美国已建成两座6马赫静音风洞。图5为圣母大学和波音公司在美国空军科学研究办公室资助下建成的6马赫静音风洞结构简图^[15]。2024年11月,圣母大学还建成首座速度可达10马赫的静音风洞,能够模拟高速飞行条件下的极端环境,促进了高速飞行动力学、湍流、飞行控制和推进等方面的研究^[16]。

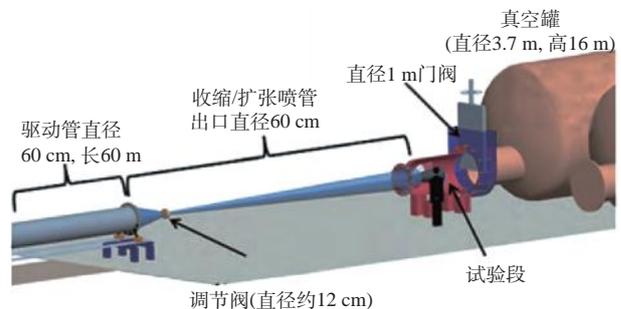


图5 圣母大学6马赫静音风洞示意图^[15]

Fig.5 Schematic of the Mach 6 quiet tunnel built by the University of Notre Dame

可以看出,开展高速飞行器相关测试技术研究是保证高速飞行器发展的关键。开发低成本、高频率的高速飞行试验平台,建设先进的地面试验设施,研究高效的试验技术,是未来发展相关测试技术的重点研究方向。

3 动力推进技术

动力推进技术是支持高速飞行器发展最为关键的技术之一,尤其是吸气式动力推进技术的快速进步,推动了高速飞行器在多个领域的应用,具有很大的发展潜力。2024年以来,国外吸气式动力推进技术取得长足进展,具有以下两个方面的明显特征。

一是在传统气液燃料超燃冲压发动机通过飞行演示和地面测试持续优化和完善运行性能的同时,固体燃料超燃冲压推进技术也取得重大进步。气液燃料超燃冲压发动机的研究已有几十余年的历史,取得了丰富的研究成果。其中,美国的研究成果尤为突出,大量研究成果正从实验室层面向战术应用层面转化。2024年,美国在气液燃料超燃冲压发动

机研究方面取得的最大进展是高速吸气式武器概念(HAWC)项目完成了超燃冲压发动机的持续燃烧测试,速度达6马赫,射程超1 000 km,其衍生项目MoHAWC启动后也进展良好,有望实现低制造成本、多平台兼容的目标。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)于2024年4月在角川太空中心的冲压发动机试验设施中测试了6马赫超燃冲压发动机,另外在高焓激波风洞中进行了速度超过8马赫的超燃冲压发动机测试,并为“高马赫综合控制冲压发动机实验”(HIMICO)进行了部件测试^[17]。加拿大航天发动机系统公司于2024年7月和8月在各种空气燃料当量比下,对接近全尺寸的DASS GNX涡轮冲压发动机进行了测试,并在2024年10月将该发动机集成到全尺寸的Hello-1X演示验证飞行器中,实现了32 km高空飞行,速度达到5马赫。

除液体和气体燃料超燃冲压推进技术取得重大进展外,固体燃料冲压推进技术也有重大进步^[18-19]。2024年4月,荷兰应用科学研究组织(TNO)对固体燃料冲压发动机的超声燃烧速率测量系统进行了改进,采用一种创新的后处理方法,能够将原始测试数据转换为燃烧速率,从而提高研究人员在固体燃料冲压发动机地面试验中评估燃烧室性能的能力。图6为通过石英窗侧壁观察到的固体燃料超燃冲压发动机燃烧室情况。2024年7月,TNO的飞机推进试验设施实施了一项地面试验计划,以验证系统改进后的功能和性能。美国中佛罗里达大学的研究人员利用3D打印技术生成增材制造粒子,在两座设备中对固体燃料超燃冲压发动机的性能进行了测试,以模拟固体燃料的冲压与超燃冲压环境,取得了较为理想的结果^[19]。

二是以旋转爆震发动机为代表的爆震推进技术采用多条技术路线,加速推进爆震发动机由实验室

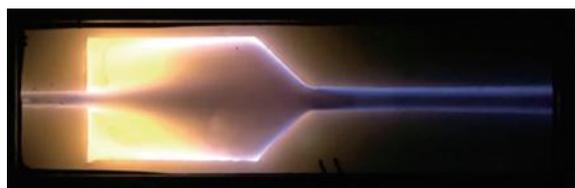


图6 通过石英窗侧壁观察固体燃料超燃冲压发动机燃烧室^[18]

Fig.6 A model solid-fuel scramjet with an optically accessible combustor by replacing two side walls with quartz windows

研究向工程研制过渡。美国在旋转爆震发动机技术研究方面的最新进展主要体现在维纳斯公司、普惠公司和通用电气航空航天公司(简称GE公司)等的相关研究取得了重要突破。这三家公司在旋转爆震发动机研究方面采用的技术路线尽管均突出了旋转爆震发动机的性能优势,但各有侧重。维纳斯公司侧重与NASA合作,开展火箭式旋转爆震发动机(RDRE)的技术攻关,探索航空航天前沿技术;普惠公司侧重与军方合作,开展纯旋转爆震发动机(RDE)研究,并以补充路线的形式探索与其他循环的组合,以服务于紧凑型高速武器或导弹平台;GE公司侧重与NASA和军方的双重合作,利用在涡轮发动机和变循环发动机技术方面的深厚积累,开展旋转爆震燃烧室(RDC)的替换研究,并追求旋转爆震发动机与双模冲压的组合运行,以实现多模无缝集成模式下高速飞行器的持续高效工作。

2025年5月14日,维纳斯公司成功在新墨西哥州太空港完成了旋转爆震火箭发动机的首次飞行试验,验证了发动机在飞行条件下的性能和系统完整性^[20],如图7所示。这次飞行试验是维纳斯公司在2025年1月首次对旋转爆震与冲压相结合的VDR2发动机成功实现点火的基础上进行的,测试时间相对较短,仅约30 s,发动机产生了8 896 N的推力,且飞行速度按计划并没有突破音障。VDR2发动机是维纳斯公司提出的一种创新型高速发动机方案,结合了旋转爆震火箭发动机的高推力、高效率与冲压发动机的高效巡航性能。该发动机能够将飞行器加速至6马赫,实现51 km的高空飞行,且效率提高了15%。

2025年3月4日,普惠公司宣布完成了旋转爆震发动机的测试,并取得了令人鼓舞的结果,使其集成

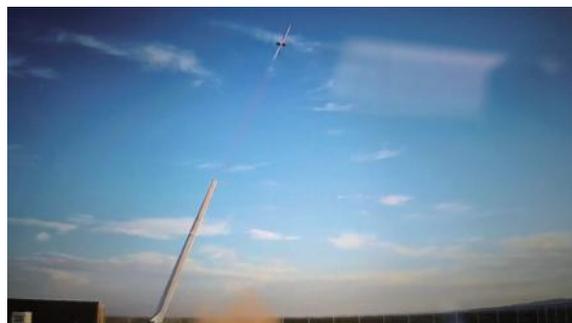


图7 维纳斯公司旋转爆震火箭发动机首次飞行试验^[20]

Fig.7 First flight test of Venus Aerospace's rotating detonation rocket engine

到“元彗星(Metacomet)”项目成为可能^[21]。图8为普惠公司测试的旋转爆震发动机。该公司证实,这次测试是根据2022年3月与美国空军研究实验室签署的合同完成的,下一步将对发动机和飞行器的一体化开展飞行测试,但其拒绝透露后续的测试是与空军还是海军开展合作。这种推进概念在相对紧凑的外形中提供了较高的热效率和性能,而且由于外形紧凑,燃烧室距离较短,所以整个推进系统较小,有助于减轻发动机的质量,并缩短燃烧模块的长度,其集成于高速巡航导弹后,特别适用于舰载战斗机搭载,同时还可以使可重复使用高速飞行器中的TBCC发动机的长度减少约1/3。

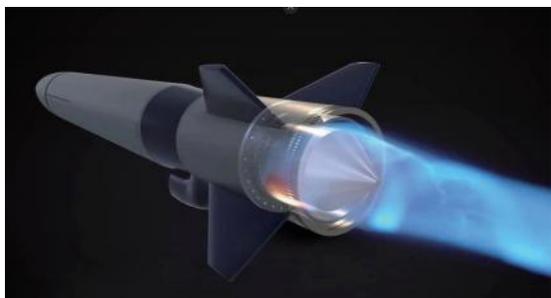


图8 普惠公司测试的旋转爆震发动机^[21]
Fig.8 Rotating detonation engine tested by Pratt & Whitney Group

2024年7月,美国GE公司完成了飞行尺度的双模态冲压喷气发动机的试验,验证了该公司提出的旋转爆震双模态冲压发动机概念^[22-23]。图9为该发动机的外观示意图。在此次试验过程中,该发动机在多种工况下运行,包括涡轮基组合循环推进系统的模态转换工况,以及预期的超过4马赫的飞行焓值和压力条件下的巡航工况。旋转爆震发动机作为美国国防部“王牌(Gambit)”项目的核心技术,其重大

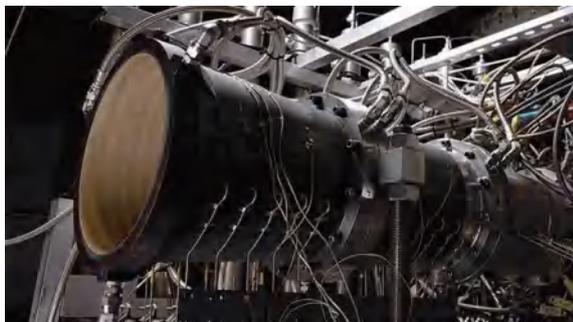


图9 GE公司提出的旋转爆震双模态发动机
Fig.9 GE's dual-mode ramjet paired with a rotating detonation combustor

进展将为未来高速导弹动力系统提供解决方案,对远程精确打击武器发展产生重要影响^[24]。

综上所述,国外的冲压发动机技术呈现气液燃料和固体燃料协同并进的态势,而以美国为代表的旋转爆震发动机技术已从实验室研究层面迈向了工程化应用阶段。

4 拦截技术

国外在高速飞行器拦截技术方面的研究主要以美国为主,重点依托GPI项目和NGI项目开展相关研究,如图10所示。在GPI项目方面,2024年9月25日,美国导弹防御局宣布选择诺格公司作为GPI项目的唯一承包商^[25]。目前,GPI项目已完成首次模拟拦截试验,计划于2030年完成部署,其中的天基传感器层(HBTSS)子项目进入实战化测试阶段,强化对高速飞行目标的早期预警。在NGI项目方面,其将取代波音公司目前在格里利堡和范登堡空军基地开发的拦截器,每个NGI将携带多个杀伤拦截器,可多次撞击同一枚来袭导弹,或同时对抗多个目标,具备机动性更强、生存能力更广、可靠性更高、射程更远等特征^[26]。



图10 诺格公司的GPI项目渲染图^[25]
Fig.10 Rendering of Northrop Grumman's GPI project

另外,雷神公司于2024年11月透露,将利用“标准-3”导弹和“标准-6”导弹开展高速防御飞行武器的技术验证,尤其是“标准-6 Block IB”导弹,其作为“标准-6”导弹的衍生型号,凭借高速飞行速度和先进制导系统,可有效地拦截包括高速飞行武器在内的空中目标,因而可作为一种反高速武器导弹;不过雷神公司认为反高速武器导弹的关键技术主要为材料问题,尤其需要解决材料的加热和封装。该导弹于2024财年开始小批量生产,将于2026财年实现初步作战能力。

日本主要通过加入美国的GPI项目,共同开发

高速导弹防御能力。欧盟的高速防御(HYDEF)项目于2021年启动,旨在开发大气层内的高速飞行目标拦截器,研究团队包括来自欧盟7个成员国的14家公司,正在进行概念研究,目的是评估拟开发拦截器的可行性,后续将进行关键技术的初步开发。

综上所述,美国在高速飞行器拦截技术方面尽管主要依托GPI项目和NGI项目开展相关研究工作,也积极突出发挥核心盟友的作用。但是,从框架体系搭建来看,特朗普政府推出的“金穹”项目规模将更大,投入的经费也将更多,后期是否会上述相关拦截技术项目进行整合,还有待观察。

5 结束语

国外在高速飞行器及动力推进与拦截技术两大关键技术研究方面取得了较大进展,主要体现在:高速飞行战略规划仍然突出核心盟友作用;高速飞行武器化试验接近实战部署边缘;高速飞机进入试飞准备阶段;高速飞行试验平台技术演示验证活动更注重低成本、高频次;吸气式高速推进技术进入液体/气体燃料双模态超燃冲压推进与固体燃料冲压燃烧协同并进的过程;旋转爆震发动机转入工程化应用阶段;相关地面试验技术充分利用新型激光诊断技术的优势提高测量精度;拦截技术飞行演示全面进入联调联试并进一步优化发展阶段。

参考文献:

- [1] NGUYEN P. AUKUS partners sign landmark hypersonics agreement[EB/OL]. (2024-11-18). <https://www.defense.gov/News/Releases/Release/Article/3966986/aukus-partners-sign-landmark-hypersonics-agreement/>.
- [2] HEINRICHS R L. Key takeaways: The future of US and allied hypersonic missile programs[EB/OL]. (2024-11-03). <https://www.hudson.org/missile-defense/key-takeaways-future-us-allied-hypersonic-missile-programs-space-foundation-rebeccah-heinrichs-ryan-tully>.
- [3] DAVID F. Missile defense industry takes steps to meet modern demands[J]. *Aerospace America*, 2024, 62(11):66.
- [4] SAYLER K M. Hypersonic weapons: background and issues for Congress[R]. Congressional Research Service, 2025.
- [5] JOHNSTON C. U.S. navy cancels critical HALO hypersonic missile citing cost concerns[EB/OL]. (2025-04-10). <https://www.navalnews.com/event-news/sea-air-space-2025/2025/04/u-s-navy-cancels-critical-halo-hypersonic-missile-citing-cost-concerns/>.
- [6] The Joint Staff. Department of Defense fiscal year (FY) 2026 budget estimates[Z]. 2025.
- [7] 苑桂萍,肖益,韩丛英. 2023年国外飞航导弹发展综述[J]. *战术导弹技术*, 2024, (2): 1-8.
YUAN Guiping, XIAO Yi, HAN Congying. A summary of development of foreign cruise missiles in 2023[J]. *Tactical Missile Technology*, 2024, (2): 1-8. (in Chinese)
- [8] 陈扶鼎. 2022年国外高超声速武器发展回顾[J]. *中国航天*, 2023, (2): 31-37.
CHEN Fuding. Review of the development of hypersonic weapons abroad in 2022[J]. *Aerospace China*, 2023, (2): 31-37. (in Chinese)
- [9] 潘锐,赵群力. 国外高超声速飞机发展分析[J]. *航空科学技术*, 2023, 34(11): 2-7.
PAN Rui, ZHAO Qunli. Analysis on the development of hypersonic aircraft abroad[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2023, 34(11): 2-7. (in Chinese)
- [10] 陈召斌,廖孟豪,李飞,等. 高超声速飞机总体气动布局设计特点分析[J]. *航空科学技术*, 2022, 33(2): 6-11.
CHEN Zhaobin, LIAO Menghao, LI Fei, et al. Analysis of design characteristics of overall aerodynamic layout of hypersonic aircraft[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2022, 33(2): 6-11. (in Chinese)
- [11] STEIN L, VIGANÒ D. Hypersonic flight tests get democratized[EB/OL]. (2024-12-01). <https://aerospacemedia.aiaa.org/year-in-review/hypersonic-flight-tests-get-democratized/>.
- [12] ALBON C. Pentagon picks Kratos for hypersonic testbed program[EB/OL]. (2025-01-07). <https://www.defensenews.com/pentagon/2025/01/07/pentagon-picks-kratos-for-hypersonic-testbed-program/>.
- [13] WANG R B, WEBB A M, CAMACHO R, et al. Characterization of reactant refill and detonation wave dynamics in a NG/GO_x rotating detonation engine using simultaneous high repetition-rate OH-PLIF and chemiluminescence[R]. AIAA 2024-1032, 2024.
- [14] FRANCIS A A, JEWELL J S. Effect of angle of attack on separation bubble instability and transition on a cone-slice-ramp in Mach-6 quiet flow[R]. AIAA 2024-1104, 2024.
- [15] 罗月培,孙宗祥,孙杭义,等. 美国高超声速风洞试验能力发展综述[J]. *飞航导弹*, 2021, (6): 33-41.
LUO Yuepei, SUN Zongxiang, SUN Hangyi, et al. Overview of the development of hypersonic wind tunnel testing capabilities in the United States[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2021, (6): 33-41. (in Chinese)
- [16] ALBON C. Notre Dame unveils first-ever hypersonic

- Mach 10 wind tunnel[EB/OL]. (2024-11-19). <https://www.defensenews.com/pentagon/2024/11/18/notre-dame-unveils-first-ever-hypersonic-mach-10-wind-tunnel/>.
- [17] SARACOGLU B H, SALLAM K, STRAUSS F. High-speed air-breathing propulsion pushes the limits of Mach numbers[EB/OL]. (2024-12-01). <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/high-speed-air-breathing-propulsion-pushes-the-limits-of-mach-numbers/>.
- [18] KULATILAKA W, MENON S. Advances reported in detonation-based systems and solid-fuel scramjets[EB/OL]. (2024-12-01). <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/advances-reported-in-detonation-based-systems-and-solid-fuel-scramjets/#:~:text=Among%20the%20year%E2%80%99s%20advancements%2C%20milestones%20related%20to%20cutting-edge,simplify%20engine%20components%20while%20increasing%20the%20power-to-weight%20ratio.>
- [19] PATTEN J, PADILLA N, CLARK C R, et al. Additively manufactured energetic solid fuels in airbreathing propulsion[R]. AIAA 2025-1762, 2025.
- [20] NORRIS G. Venus marks rotating detonation flight-test milestone[EB/OL]. (2025-05-14). <https://aviationweek.com/defense/missile-defense-weapons/venus-marks-rotating-detonation-flight-test-milestone.>
- [21] NORRIS G. Pratt & Whitney accelerates rotating detonation engine development[EB/OL]. (2025-03-04). <https://aviationweek.com/aerospace/aircraft-propulsion/pratt-whitney-accelerates-rotating-detonation-engine-development.>
- [22] TRIMBLE S. Ground tests validate GE's hypersonic propulsion concept[EB/OL]. (2024-07-10). <https://aviationweek.com/defense/aircraft-propulsion/ground-tests-validate-ge-hypersonic-propulsion-concept.>
- [23] TEASLEY T W, FEDOTOWSKY T M, GRADL P R, et al. Current state of NASA continuously rotating detonation cycle engine development[R]. AIAA 2023-1873, 2023.
- [24] CHEN Zhenyi, RAO Sihang, PENG Jian, et al. Effects of the inflow total temperature on the non-premixed rotating detonation engine performances[J]. *Combustion and Flame*, 2025, 272: 113726.
- [25] TRIMBLE S. Raytheon protests hypersonic interceptor program defeat[EB/OL]. (2024-11-14). <https://aviationweek.com/defense/missile-defense-weapons/raytheon-protests-hypersonic-interceptor-program-defeat.>
- [26] WALKER J D. Missile defense, hypersonics and high-energy lasers versus drones[EB/OL]. (2024-12-01). <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/missile-defense-hypersonics-and-high-energy-lasers-versus-drones/>.

小型涡扇发动机加减速供油规律技术研究

翟雄飞,李文发,卢师航,王 聪,郝宣璋

(中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

摘要: 发动机加减速过程控制包括发动机起动过程控制和加减速控制,是发动机控制过程的重要组成部分,直接关系到发动机的动态性能和飞机的机动性。以小型涡扇发动机外场减速熄火排故工作为牵引,深入分析了影响发动机加减速性能的关键因素,提出了加减速过程燃油控制精度的修正方法及加减速熄火边界的摸底试验方法,并针对该型涡扇发动机开展了相关试验验证。结果显示,所提出的修正方法、试验方法及加减速供油规律安全、有效。该研究成果为其他型号发动机加减速供油规律的制定与考核提供了重要参考依据。

关键词: 航空发动机;减速熄火;加速供油规律;减速供油规律;燃油控制精度;加减速控制规律

中图分类号:V235.13 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2025)04-0101-09

DOI:10.3724/j.GTER.20250056

Fuel control characteristics for small turbofan engine acceleration and deceleration

ZHAI Xiongfei, LI Wenfa, LU Shihang, WANG Cong, HAO Xuanzhang

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Engine transient state control, including engine start-up process control and acceleration/deceleration control, is a critical component of the engine control process. It directly impacts the dynamic performance and takeoff maneuverability of aero-engine. Based on the field troubleshooting work addressing deceleration flameout in a certain small turbofan engine, an analysis of the main factors influencing engine acceleration/deceleration performance was conducted. Correction methods for transient fuel control accuracy and methods for boundary exploration testing of acceleration/deceleration flameout were proposed. Relevant experimental verification was carried out on a specific small turbofan engine. The test results demonstrate that the proposed correction methods, testing methods, and acceleration/deceleration fuel scheduling laws are safe and effective, that can serve as a valuable reference for formulating and evaluating acceleration/deceleration fuel scheduling laws in other engines.

Key words: aero-engine; deceleration flameout; acceleration fuel scheduling law; deceleration fuel scheduling law; fuel control accuracy; acceleration/deceleration control law

1 引言

发动机加减速控制直接关系到发动机的动态性能和飞机的机动性,是发动机控制过程的重要组成部分^[1]。若加速过程控制不好,将影响发动机的加速性能,严重时将导致发动机发生富油熄火、喘振和

超温等故障^[2];若减速过程控制不好,将影响发动机的减速性能,严重时将导致发动机发生贫油熄火或减速线限制等问题^[3]。

目前国内发动机加减速控制基本为开环控制,由数字电子控制器通过比例-积分-微分控制算法

收稿日期:2025-03-15

基金项目:国家级科研项目

作者简介:翟雄飞(1983-),男,陕西咸阳市,高级工程师,主要从事发动机燃油与控制系统及健康管理系统技术研究等工作。

引用格式:翟雄飞,李文发,卢师航,等. 小型涡扇发动机加减速供油规律技术研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2025,38(4):101-109. ZHAI Xiongfei, LI Wenfa, LU Shihang, et al. Fuel control characteristics for small turbofan engine acceleration and deceleration[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 101-109.

进行计算后,再与加减速控制规律进行高/低选。其中,加减速控制规律大多通过试验和计算数据得出。但在工程设计时需要从发动机使用方面着手,系统考虑设计和使用场景。例如,某小型涡扇发动机在外场进行地面滑跑过程中出现减速熄火故障,后续开展了相关排故工作,通过调整减速供油规律解决了该问题。本文以该发动机减速熄火问题排故工作为牵引,深入研究了发动机加减速性能影响因素、加减速过程供油精度修正方法、加减速熄火边界试验和加减速供油规律制定方法^[4],并以该型涡扇发动机为平台,完成了相关试验验证。

2 发动机加减速控制原理

目前,国内发动机一般采用全权限数字电子控制(FADEC)系统。FADEC系统由数字电子控制器(含软件)、机械液压附件、传感器、发动机电缆、点火附件、滑油附件等组成。数字电子控制器通过接收飞机指令,按照既定的控制计划,控制燃油供给和机械液压作动机构工作,实现发动机状态控制,并对发动机状态进行实时监测和处置,保证发动机在地面和空中稳定可靠地工作。本文主要针对其对加减速过程的控制进行相关技术研究。

2.1 发动机转速控制原理

小型涡扇发动机数控系统通常采用多回路控制架构^[5],其转速控制回路的原理见图1。图中, R_{gtg} 为计量活门开度给定值, R_{gtf} 为实际计量活门开度反馈值, PWM 为占空比, $RVDT$ 为角位移信号, I_{out} 为输出电流, R_{gtbg} 为导叶角度给定值, R_{gtbf} 为导叶角度

反馈值。外层实现转速的控制功能,为控制主回路^[6];内层为油针小闭环控制回路和导叶小闭环控制回路。

2.2 发动机燃油控制原理

发动机燃油控制原理见图2。数字电子控制器接收来自飞机的油门杆等指令,由数字电子控制器按照发动机调节计划计算出对应状态下的燃油流量^[7]。结合传感器反馈的发动机状态与控制给定进行比较,按照设计的控制算法计算出燃油流量^[8],根据燃油控制装置特性将计算燃油流量折合成 R_{gtg} , R_{gtg} 与 R_{gtf} 的偏差按控制算法计算出控制信号,通过发动机控制器输出端口,控制燃油计量装置中的电液伺服阀或高速电磁阀,以改变燃油计量装置输出的燃油流量,该燃油流量通过燃油分布器从主、副油路送入发动机燃烧室,从而改变发动机的工作状态。

2.3 加减速控制原理

发动机在慢车以上转速加速/减速时,按供油规律 $W_f = f(\bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3}$ (W_f 为燃油流量, $\bar{n}_{C,c2}$ 为相对换算转速, $f(\bar{n}_{C,c2})$ 为与转速相关的油气比, p_{t3} 为压气机出口压力)进行供油。图3、图4分别为加速控制逻辑原理和减速控制逻辑原理。图中, H 为飞行高度, PLA 为油门杆角度, T_{i2} 为发动机进口温度, n_{Hcmd} 为计算转速, n_H 为高压转速。加减速过程主燃油流量在加减速控制计划与稳态控制计划之间使用Min/Max方法切换^[9]。

3 发动机加减速性能影响因素分析

结合该型涡扇发动机实际工作情况,通过发动

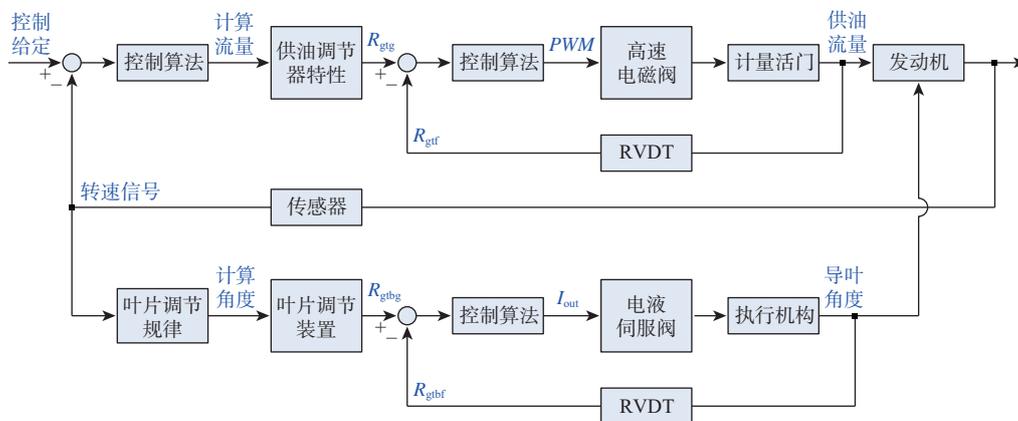


图1 转速控制回路原理示意图

Fig.1 Schematic diagram of rotational speed control loop principle

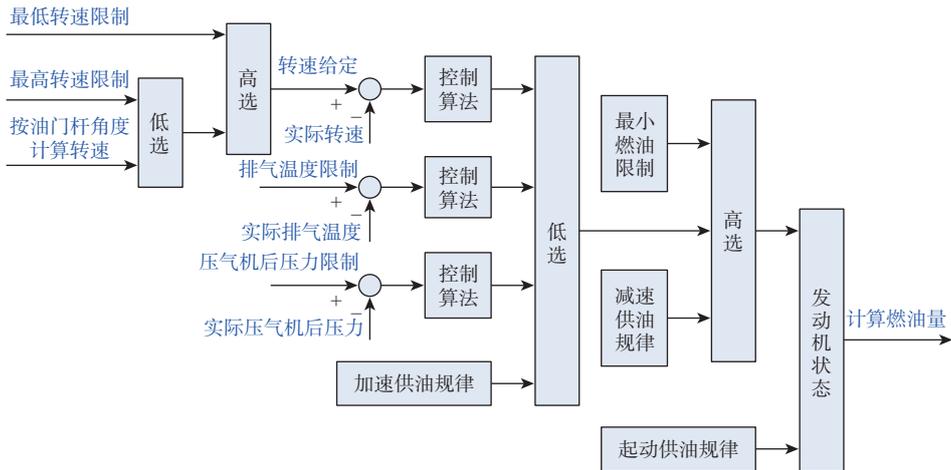


图2 燃油控制原理示意图

Fig.2 Schematic diagram of fuel control principle

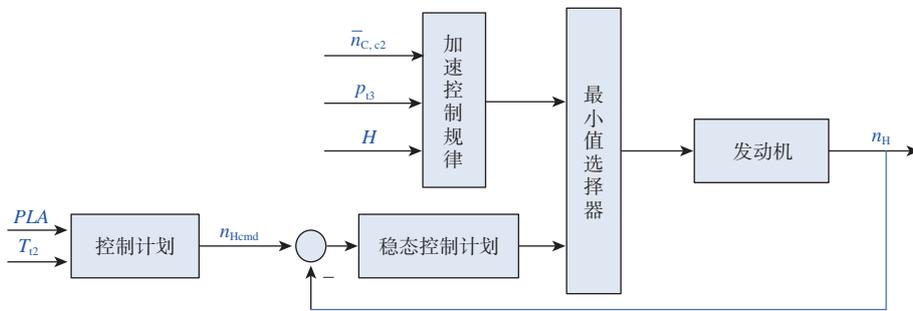


图3 加速控制逻辑原理示意图

Fig.3 Schematic diagram of acceleration control logic principle

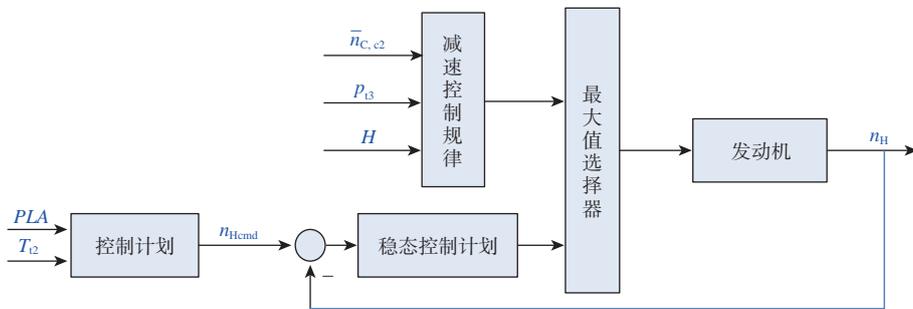


图4 减速控制逻辑原理示意图

Fig.4 Schematic diagram of deceleration control logic principle

机加减速控制原理研究发现,影响发动机加减速性能的主要因素包括:加减速过程燃油控制精度^[10]、加减速过程燃油控制一致性、发动机熄火边界和加减速供油规律^[11]。下文主要对以上4个因素存在的具体问题进行研究,以探明工程应用中的具体影响因素,从而在工程设计中解决。

3.1 加减速过程燃油控制精度

燃油控制精度直接关系到发动机加减速特性:

若实际供油比给定供油多,则导致加速时间短,减速时间长,逼近喘振边界;若实际供油比给定供油少,则导致加速时间长,减速时间短,逼近熄火边界。该型涡扇发动机加减速过程的燃油控制精度要求在±5%以内,但经过复查,在发动机减速过程中,燃油控制精度不满足指标要求,某次减速过程的燃油控制精度见表1。表中, n_c 为发动机高压转子相对物理转速, W_{fb} 为数控系统计算燃油流量, W_{f1} 为实测燃油

表1 发动机减速过程燃油控制精度
Table 1 Fuel control accuracy during engine deceleration process

$n_e/\%$	$W_{f1}/(\text{g/s})$	$W_{f2}/(\text{g/s})$	$\Delta W_{f1}/(\text{g/s})$	$\delta W_{f1}/\%$
100	103.53	101.09	2.44	2.36
97	77.44	83.90	-6.46	-8.34
95	68.40	70.66	-2.26	-3.30
93	61.89	62.34	-0.45	-0.73
91	56.40	54.17	2.23	3.95
89	51.87	48.34	3.53	6.81
87	47.72	43.07	4.65	9.74
85	43.68	39.66	4.02	9.20
84	42.03	38.33	3.70	8.80
83	40.22	36.39	3.83	9.52
82	39.08	34.18	4.90	12.54
81	38.12	32.80	5.32	13.96
80	37.05	31.64	5.41	14.60
79	36.39	31.46	4.93	13.55
78	35.89	31.61	4.28	11.93
77	35.43	31.85	3.58	10.10

流量, ΔW_f 为计算流量与实测流量绝对误差, δW_f 为计算流量与实测流量相对误差。从燃油控制装置的流量特性差异、温度对流量特性的影响和测试系统差异等方面进行分析, 认为燃油控制精度不满足要求的主要原因为测试系统差异和数控系统自身流量特性标定不准确。具体表现为, 流量标定测试系统与发动机台架测试系统的布局、测量采集精度和数控系统标定数据处理方法等不一致。

3.2 加减速过程燃油控制一致性

在加减速过程中, 燃油控制一致性较差将影响加减速过程的稳定性和可靠性, 严重时可能导致加减速过程喘振或熄火。综合考虑机械液压装置控制一致性水平、测量系统的不确定性等因素, 一般要求加减速过程的燃油控制一致性不大于 $\pm 3\%$ 。小型发动机对燃油流量差异更加敏感, 因此可以将一致性精度要求提高到不大于 $\pm 2\%$ 。

加减速过程燃油控制一致性由数控系统的供油特性和供油算法决定。对该型涡扇发动机加减速供油一致性复查发现, 其供油一致性满足不大于 $\pm 2\%$ 的要求。具体见图5。

3.3 非标准天/全包线的发动机熄火边界

目前, 国内在开展发动机燃烧室部件试验时, 一般只进行地面慢车状态的熄火边界试验, 未开展与发动机匹配后的全转速范围、全包线及非标准天的发动机熄火边界试验。这导致在制定加减速试验方案时, 未能预留足够的熄火裕度^[12], 进而引发一系列问题: 某中型发动机在高空左边界加速富油熄火^[13]; 某小型发动机虽然在试验台试验时减速性能良好, 但在外场使用时发生了减速熄火故障。鉴于此, 发动机熄火边界需结合燃烧室部件试验结果, 并通过开展整机试验来确定。

3.4 加减速供油规律

发动机加减速过程的燃油控制主要根据加速或减速供油规律与稳态供油高/低选实现, 加减速供油

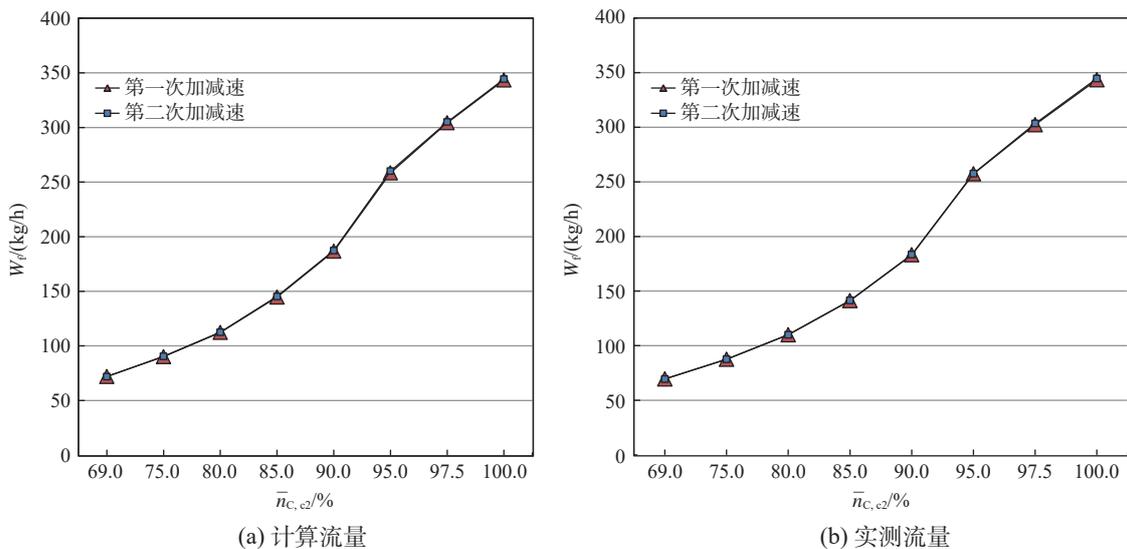


图5 发动机加减速供油一致性复查结果

Fig.5 Review results of fuel supply consistency during engine acceleration/deceleration

规律直接关系到发动机加减速性能和加减速过程中的可靠性及安全性^[14]。加减速供油规律的制定步骤为:首先根据发动机模型制定基本规律,经过数值仿真进行初步修正;然后通过半物理模拟试验进行二次修正;最后通过发动机台架试验进行优化及验证。此外,加减速供油规律的制定需考虑加速喘振边界、减速熄火边界、加减速时间要求、环境温度和高度、燃油供油精度、发动机台架差异以及与起动供油规律的衔接等主要因素。

4 加减速供油规律的制定

上述分析确定影响该型涡扇发动机加减速性能的主要因素包括加减速过程燃油控制精度、发动机熄火边界和加减速供油规律。为保证发动机加减速性能,首先应对加减速过程燃油控制精度进行修正,其次完成减速熄火边界摸底,最后开展加减速供油规律制定和优化^[15]。

4.1 加减速过程燃油控制精度修正

从3.1节可以看出,该型涡扇发动机的加减速过程燃油控制精度较差,不能满足发动机要求,因此需对加减速过程燃油控制精度进行修正。目前,行之有效的修正方法为以台架测量燃油为基准,通过测量数据分析,完成燃油控制装置的供油静特性修正,最终使加减速过程燃油控制精度满足要求,具体步骤如下:

(1) 进行燃油测试系统标定(小流量应采用量杯法)。

(2) 开展发动机试验,录取燃油流量数据。

(3) 根据发动机试验结果,进行燃油控制装置静特性修正。以物理转速为基准,整理加速过程与物理转速对应的实测燃油流量(可以隔1%或2%的转速点进行整理)和油针开度;然后与燃油控制装置静特性中对应的物理转速及油针开度对应的特性流量进行修正,并计算出差值;最后根据差值对其他开度的特性流量进行修正。需要注意的是,需确保流量曲线单调且过渡平滑。 $H=0.5\text{ km}$ 、飞行马赫数 $Ma=0$ 工况下修正前后地面数控供油对比示意图6。

(4) 进行试验验证,若不满足要求,重复步骤(3)和步骤(4),直至满足要求为止。

4.2 边界及裕度摸底

以发动机加速/减速供油规律 $W_f = f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot P_{t3}$ 为基准,考虑到小型涡扇发动机工作时的燃油流量需求量较小,随着大气环境的改变,单一的加减速控制规律很难满足发动机全包线内加减速性能要求,因此,在通用加减速控制规律的基础上引入了高度和温度修正,如 $W_f = f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot P_{t3} \cdot \sqrt{T_{t2}/288.15}$ 。

在修正后的减速供油规律的基础上,引入减速摸底系数 K_{md} ,将减速供油规律调整为 $W_f = K_{md} \cdot$

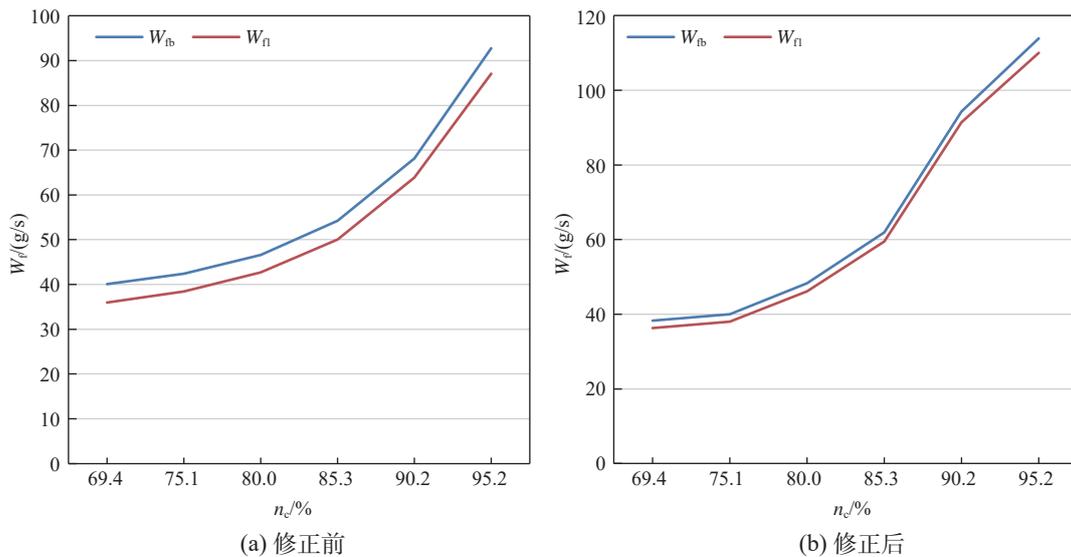


图6 加减速过程燃油控制精度修正前后地面数控供油对比(调整前节流)

Fig.6 Comparison of digitally controlled ground fuel delivery before and after accuracy correction for the acceleration/deceleration process (throttle before adjustment)

$f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3} \cdot \sqrt{T_{t2}/288.15}$, 然后采用减速供油规律单点逐次逼近及整体平移逼近2种方法, 分别进行熄火边界及裕度摸底试验, 从而获取发动机的熄火边界及裕度。在修正后的加速供油规律的基础上, 引入加速摸底系数 K_{ma} , 将加速供油规律调整为 $W_f = K_{ma} \cdot f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3} \cdot \sqrt{T_{t2}/288.15}$, 然后采用整体平移逼近法进行喘振边界摸底, 从而获取发动机的喘振边界裕度。下文以减速供油规律为例, 对2种摸底方法进行介绍。

4.2.1 单点逐次逼近法

试验过程中, 选取发动机某一转速点, 通过调整

$f(H, \bar{n}_{C,c2})$, 小步逐次改变该转速点的减速供油油气比, 并开展发动机减速摸底试验, 直至发动机在该转速点附近熄火, 熄火点即为发动机在该转速点的熄火边界, 单点摸底方法示意图图7。同理, 通过选取不同的发动机转速点, 即可得出发动机减速过程的熄火边界。

4.2.2 整体平移逼近法

根据单点逐次逼近法得出的试验结果, 对减速控制规律中的 $f(H, \bar{n}_{C,c2})$ 进行修正。然后进行 f 发动机减速摸底试验, 试验过程中通过调整系数 K_{md} , 使发动机的减速供油线整体下移(图8), 直至发动机熄

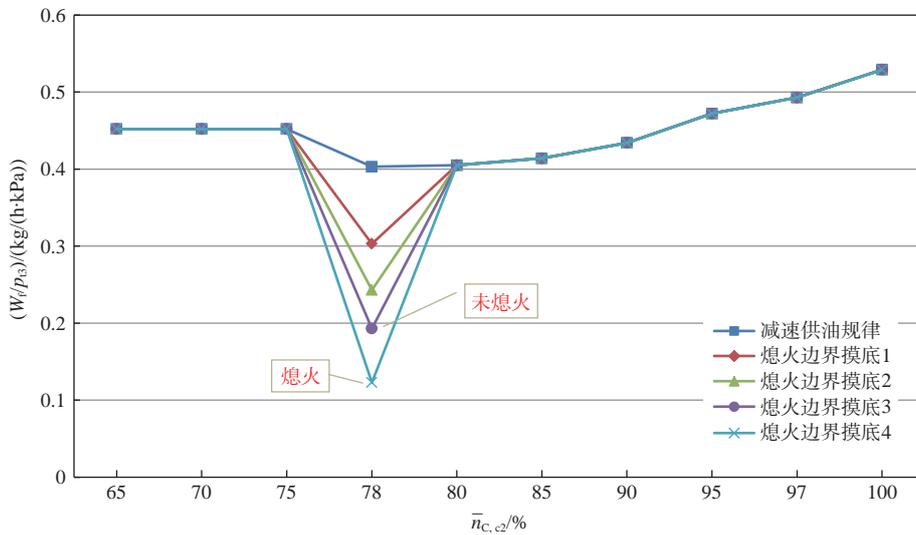


图7 转速熄火边界摸底方法示意图

Fig.7 Schematic diagram of the speed flameout boundary exploration method

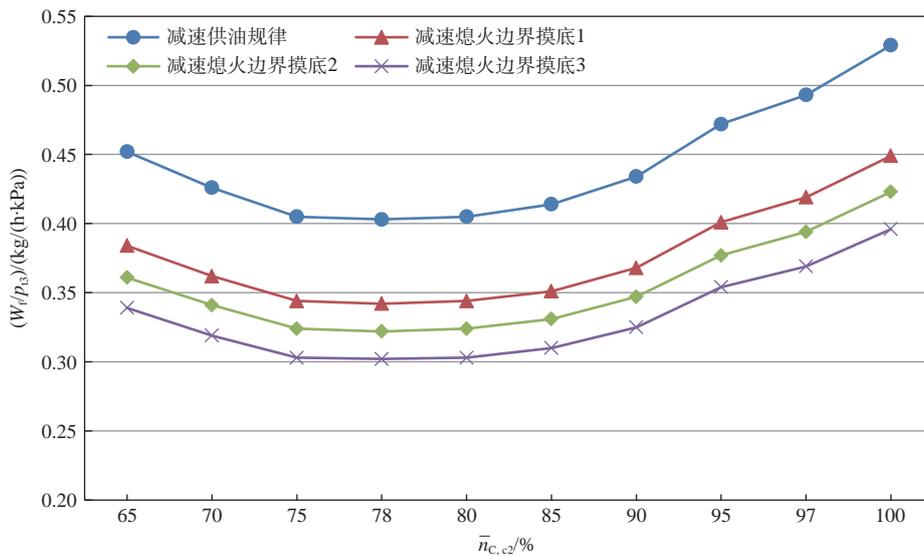


图8 减速线平移熄火边界摸底方法示意图

Fig.8 Schematic diagram of the deceleration line traverse flameout boundary characterization method

火,熄火点为发动机熄火转速点的边界,从而获取发动机熄火边界裕度。

通过以上2种方法得到的发动机地面状态的熄火边界如图9所示。可重复以上方法,在高空台上获取发动机全包线的熄火边界和非标准天的熄火边界。

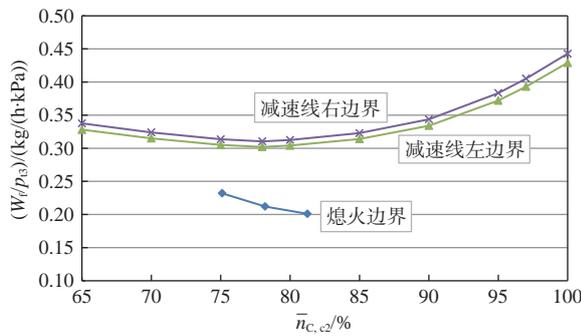


图9 发动机减速熄火边界及裕度

Fig.9 Engine deceleration flameout boundary and margin

4.3 加减速供油规律制定及优化

根据发动机模型计算结果,以通用加减速规律 $W_f = f(\bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3}$ 为基础,通过调整 $f(\bar{n}_{C,c2})$ 实现发动机加减速控制规律优化。

根据前文分析,为满足不同大气环境下发动机全包线内加减速性能要求,引入高度和温度修正加速/减速供油规律,如 $W_f = f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3} \cdot \sqrt{T_{t2}/288.15}$ 。

此外,由于不同台份发动机的节流特性存在差异,考虑到加减速控制规律的兼容性调整裕度,需引入调整系数 K ,如 $W_f = K \cdot f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3} \cdot \sqrt{T_{t2}/288.15}$ 。最后,通过高空台试验对加减速供油规律进行优化,以满足全飞行包线内标准天及非标准天环境下发动机的加减速性能要求。

综上所述,加减速控制规律制定的形式为:加速供油规律为 $W_f = K_1 \cdot f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3} \cdot \sqrt{T_{t2}/288.15}$ (K_1 为加速供油规律修正系数),减速供油规律为 $W_f = K_2 \cdot f(H, \bar{n}_{C,c2}) \cdot p_{t3} \cdot \sqrt{T_{t2}/288.15}$ (K_2 为减速供油规律修正系数),示意图见图10。

5 试验验证

加减速供油规律制定及优化,需经过全包线范围内的加减速性能、非标准天的加减速性能、加减速性能包容性试验考核,验证其是否满足发动机的使

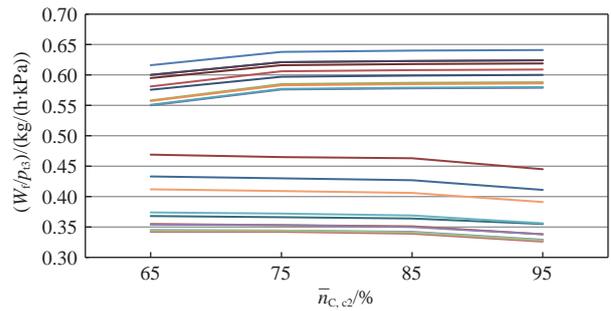


图10 发动机加减速供油规律示意图

Fig.10 Schematic diagram of engine acceleration/deceleration fuel scheduling law

用需求。

5.1 全包线范围内的加减速性能验证

全包线范围内加减速性能的试验方案为:根据发动机工作包线分别选取不同高度的左边界和右边界工作点,同时考虑台架试验能力,选取能够代表全包线的试验点。在进行加减速性能试验时,每个试验点的加速或减速性能应连续试验3次,以检验加减速性能的一致性。在加速考核时,还应在制定的加速供油规律基础上分别整体上移5%、10%和15%进行试验摸底,以确保发动机具备一定的加速喘振和富油熄火边界裕度;在制定的减速供油规律基础上分别整体下移15%、20%和25%进行试验摸底,以确保发动机具备一定的减速喘振和贫油熄火边界裕度。

某型发动机在高空台开展了不同试验点的加减速性能验证试验,结果表明:加减速时间满足发动机性能要求;开展了加减速重复性试验,3次加减速试验过程性能基本一致;完成了加速供油规律上调10%及减速供油规律下调25%的摸底试验,期间发动机未出现喘振、熄火等异常现象。试验结果见表2、表3。

5.2 非标准天的加减速性能验证

非标准天考核点依据 $H=10$ km以下左、右边界分别选取的原则,考虑到试验经费,可选择飞机任务巡航点进行试验,并进行非标准天与标准天的对比分析及适应性分析。

该小型涡扇发动机选取了 $H=5$ km, $Ma=0.12$ 进行非标准天的加减速性能验证。结果表明,加速时间为7.3~7.4 s(表2第5行),减速时间为7.2~7.3 s(表3第5行),满足发动机指标要求,即加减速供油规律满足发动机要求。

表2 发动机加速供油规律全包线试验结果

Table 2 Test results of engine acceleration fuel scheduling law across the full flight envelope

序号	H/km	Ma	加速时间/s			
			1	2	3	规律+10%
1	0	0	6.4	6.3	6.4	5.1
2	2	0.35	5.5	5.6	5.7	4.8
3	2	0	6.5	6.4	6.4	5.4
4	5	0.48	5.5	5.6	5.4	4.7
5	5	0.12	7.3	7.4	7.3	5.6
6	10	0.51	5.4	5.2	5.3	4.1
7	10	0.32	5.7	5.6	5.7	4.3

表3 发动机减速供油规律全包线试验结果

Table 3 Test results of engine deceleration fuel scheduling law across the full flight envelope

序号	H/km	Ma	减速时间/s			
			1	2	3	规律-25%
1	0	0	7.4	7.5	7.6	4.5
2	2	0.35	7.0	6.9	6.9	4.2
3	2	0	7.4	7.4	7.4	6.0
4	5	0.48	8.2	8.1	8.1	6.8
5	5	0.12	7.3	7.3	7.2	4.5
6	10	0.51	5.1	5.1	5.1	4.1
7	10	0.32	5.2	5.3	5.3	5.3

5.3 发动机加减速供油规律包容性试验

由于发动机不同台份间存在一定的差异,通用的加减速供油规律在不同台份的发动机上使用,其加减速性能会有所差异,因此需开展加减速供油规律的包容性试验。包容性试验,应选用同一技术状态、不同台份的发动机为样本,在相同的试验点开展加减速性能试验,试验点的选取应包含全包线和非标准天的主要试验点,发动机的台份数应不小于3。

该小型涡扇发动机在高空台进行了多台份的发动机加减速性能考核,结果表明,制定的加减速供油规律的包容性满足发动机的使用需求,其试验结果见表4、表5。

6 结论

以小型涡扇发动机减速熄火排故工作为基础,通过对发动机加减速性能影响因素进行深入分析,明确了影响加减速过程的外部因素,提出了相应解决方法,制定出带有温度和高度修正的加减速供油规律。同时,提出了发动机熄火边界摸底试验方法和加减速性能验证方法,并以该发动机为对象开展了大量的试验验证,证明制定的加减速供油规律能

表4 发动机加速供油规律包容性试验结果

Table 4 Test results of engine acceleration fuel scheduling law robustness verification

序号	H/km	Ma	加速时间/s	
			发动机1	发动机2
1	0	0	6.40	6.20
2	2	0.35	5.50	5.20
3	2	0	6.50	6.35
4	5	0.48	5.50	5.30
5	5	0.12	7.30	7.20
6	10	0.51	5.40	5.35
7	10	0.32	5.70	5.60

表5 发动机减速供油规律包容性试验结果

Table 5 Test results of engine deceleration fuel scheduling law robustness verification

序号	H/km	Ma	减速时间/s	
			发动机1	发动机2
1	0	0	7.40	7.10
2	2	0.35	7.00	6.50
3	2	0	7.40	7.20
4	5	0.48	8.20	7.50
5	5	0.12	7.30	7.10
6	10	0.51	5.10	4.90
7	10	0.32	5.20	5.10

够保证不同台份的发动机在全包线、非标准天进行安全且可靠的加减速运转,满足发动机的使用要求。

参考文献:

- [1] 姚 华. 航空发动机全权限数字电子控制系统[M]. 北京:航空工业出版社,2014.
YAO Hua. Full authority digital electronic control system for aeroengines[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2014. (in Chinese)
- [2] 吴君凤,郭迎清. 发动机稳态与过渡态控制集成设计仿真验证[J]. 航空动力学报,2013,28(6):1436-1440.
WU Junfeng, GUO Yingqing. Design and simulation of aero-engine steady-state and transient-state control integration[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(6):1436-1440. (in Chinese)
- [3] 宋可染,陈玉春,贾琳渊,等. 基于梯度法和最大熵方法的变循环发动机加速控制规律设计[J]. 推进技术,2022,43(5):55-63.
SONG Keran, CHEN Yuchun, JIA Linyuan, et al. Design of variable cycle engine acceleration control schedule based on gradient method and maximum entropy method[J]. Journal of Propulsion Technology,2022,43(5):55-63. (in Chinese)

- [4] 戚学锋,樊丁. 航空发动机加速和减速过程最优控制研究[J]. 航空发动机,2007,33(3):36-40.
QI Xuefeng,FAN Ding. Optimal control of aeroengine acceleration and deceleration processes[J]. Aeroengine,2007,33(3):36-40. (in Chinese)
- [5] 王磊,王曦,何皓,等. 基于LMI的涡扇发动机抗积分饱和PI控制[J]. 推进技术,2010,31(2):210-215.
WANG Lei,WANG Xi,HE Ai,et al. Integral wind-up protection PI control for turbofan engine based on LMI [J]. Journal of Propulsion Technology,2010,31(2): 210-215. (in Chinese)
- [6] 贾琳渊,陈玉春,赵强. 涡轴发动机闭环过渡态控制规律设计[J]. 航空科学技术,2012,23(1):70-73.
JIA Linyuan,CHEN Yuchun,ZHAO Qiang. Research on closed loop transient control law of turboshaft engine [J]. Aeronautical Science & Technology,2012,23(1): 70-73. (in Chinese)
- [7] 陆军,郭迎清,王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报,2012,27(8): 1914-1920.
LU Jun,GUO Yingqing,WANG Lei. A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(8): 1914-1920. (in Chinese)
- [8] 宋可染,陈玉春,贾琳渊. 涡扇发动机加减速特性显式与隐式计算方法[J]. 推进技术,2021,42(10): 2169-2176.
SONG Keran,CHEN Yuchun,JIA Linyuan. Explicit and implicit methods to calculate acceleration and deceleration performance of turbofan engines[J]. Journal of Propulsion Technology,2021,42(10): 2169-2176. (in Chinese)
- [9] 屠秋野,贾锐,薛萱,等. 换热效应对燃气涡轮发动机过渡态性能的影响[J]. 航空动力学报,2017,32(3):630-636.
TU Qiuye,JIA Rui,XUE Xuan,et al. Effects of heat soakage on transient performance of gas turbine engine [J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(3):630-636. (in Chinese)
- [10] 王曦. 涡扇发动机自适应加减速控制研究[J]. 航空发动机,2021,47(2):1-6.
WANG Xi. Research on adaptive acceleration and deceleration control of turbofan engine[J]. Aeroengine,2021,47(2):1-6. (in Chinese)
- [11] 刘子赫,郑前钢,刘明磊,等. 涡扇发动机全包线加速控制计划改进方法研究[J]. 推进技术,2022,43(1): 346-353.
LIU Zihe,ZHENG Qiangang,LIU Minglei,et al. Improvement method of turbofan engine full-envelope acceleration control schedule[J]. Journal of Propulsion Technology,2022,43(1):346-353. (in Chinese)
- [12] 黄浏,殷锴,杨文博,等. 基于N-dot的涡扇发动机加速控制器设计[J]. 航空发动机,2017,43(5):26-30.
HUANG Liu,YIN Kai,YANG Wenbo,et al. Design of acceleration controller to a turbofan engine using N-dot method[J]. Aeroengine,2017,43(5):26-30. (in Chinese)
- [13] 姚太克,闻伟,杨刚,等. 一种涡扇发动机加减速转速变化率闭环控制技术[J]. 推进技术,2020,41(6): 1404-1410.
YAO Taike,WEN Wei,YANG Gang,et al. Control law design for N-dot closed control loop for acceleration and deceleration process in turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology,2020,41(6):1404-1410. (in Chinese)
- [14] 施洋,屠秋野,蔡元虎,等. 燃气涡轮发动机加减速控制计划最优设计方法[J]. 航空动力学报,2013,28(11):2567-2571.
SHI yang,TU Qiuye,CAI Yuanhu,et al. Optimum design method of acceleration and deceleration control schedule for gas turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(11):2567-2571. (in Chinese)
- [15] 陈玉春,徐思远,刘振德,等. 涡扇发动机加减速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报,2009,24(4):867-874.
CHEN Yuchun,XU Siyuan,LIU Zhende,et al. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(4):867-874. (in Chinese)

高空活门参数化仿真与系统分析

王健生, 付道鹏, 田炜博

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 采用参数化仿真方法对高空活门流阻特性进行计算。提出一种基于Workbench的参数化设计方法, 通过输入指定参数实现高空活门的自动建模和仿真分析, 从而确定高空活门的流阻特性。同时, 在Flowmaster中通过C#语言自定义高空活门元件, 将计算的流阻特性输入到元件中, 在通风系统仿真模型中进行迭代计算, 提高了滑油系统通风压力的计算结果精度。结果表明: 飞行高度越高, 高空活门对通风系统流阻特性的影响越大, 说明了提升高空活门流阻特性仿真精度的必要性; 在膜盒活门未关闭时, 仿真结果与试验结果误差在5%以内; 在膜盒活门关闭时, 仿真结果与试验结果误差在10%以内。

关键词: 高空活门; 参数化仿真方法; Workbench; 流阻特性; 自定义元件; 航空发动机

中图分类号: V233.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2025)04-0110-08

DOI: 10.3724/j.GTER.20250052

Parametric simulation and system analysis of high-altitude valve

WANG Jiansheng, FU Daopeng, TIAN Weibo

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: A parametric simulation method was used to calculate the flow resistance characteristics of a high-altitude valve. A parametric design method based on Workbench was proposed to realize the automatic modeling and simulation analysis of the high-altitude valve, and determine the flow resistance characteristics of the high-altitude valve by inputting specified parameters. The high-altitude valve element was customized by C# Language in Flowmaster, and the flow resistance characteristic was calculated into the element and the ventilation system simulation model created in Flowmaster was selected for generation calculation to further improve the accuracy of the calculation results of the ventilation pressure of the lubrication oil system. The results show that the higher the flight altitude, the greater the influence of the high-altitude valve on the flow field performance of the bearing chamber, implying the necessity to improve the simulation accuracy of high altitude valve flow resistance characteristics; when the membrane valve is not closed, the error between simulation results and test results is less than 5%; when the membrane valve is closed, the error is less than 10%.

Key words: high-altitude valve; parametric simulation method; Workbench; flow resistance characteristics; user-defined element; aero-engine

1 引言

自由通风系统是航空发动机滑油系统普遍采用的通风形式^[1]。高空活门作为该系统的关键结构件, 安装在通风系统末端, 能随飞行高度的变化感知

实时大气压力, 并通过改变流通面积来调节自身的流动阻力, 进而调节滑油系统压力。轴承腔压需维持在一个合理范围, 过高会导致轴承腔油气泄漏量过大, 过低则会使滑油泵^[2]进口压力下降、填充能

收稿日期: 2024-08-20

基金项目: 国家级科研项目

作者简介: 王健生(1995-), 男, 河南项城人, 工程师, 硕士, 主要研究方向为发动机流体力学。

引用格式: 王健生, 付道鹏, 田炜博. 高空活门参数化仿真与系统分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 110-117. WANG Jiansheng, FU Daopeng, TIAN Weibo. Parametric simulation and system analysis of high-altitude valve[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 110-117.

力减弱,当压力降至特定值时,滑油泵还会突然丧失吸油能力。高空活门的作用在于,在高空外界大气压力极低的条件下,仍能确保发动机滑油系统满足滑油泵进口压力的最低需求,保障滑油供给顺畅,使发动机润滑系统在整个飞行包线内正常工作。因此,掌握高空活门在空中的实际工作特性,对该类型通风系统的设计具有重要指导意义。

高空活门对通风系统^[3]的高空性能起着至关重要的作用,直接影响滑油系统在高空工况下的工作状态。然而,由于高空活门仅在高空工况下启动工作,其需求相较于其他滑油系统部件更少;同时,真空模拟试验条件的技术指标复杂,相关数据难以获取,导致国内外对高空活门的理论研究与实验测试很少。目前,我国高空活门的设计加工仍采用俄罗斯的技术方案,即采用膜盒感应压力与弹簧调节相结合的机械式控制方式^[4]。李国权^[5]针对高空活门的密封焊接曲线进行了相关研究,揭示了膜盒焊接压力对膜盒活门关闭高度的影响规律。史淑娟和朱礼文^[6]探究了高空活门波纹管非线性接触对刚度的影响,明确了膜盒波纹管刚度的计算方法。

本文对高空活门的空中工作特性进行计算与分析,针对传统设计分析中因大量采用相似性建模和仿真分析导致的设计效率低下问题,提出一种基于Workbench的参数化设计方法^[7]。该方法通过输入指定参数即可实现高空活门的自动建模和仿真分析

功能,能够有效加快信息交汇速度、缩短校核与再设计过程,从而提高高空活门的设计效率。在此基础上,进一步总结归纳该活门的空中工作特性与结构参数之间的关联规律。同时,在Flowmaster软件中自定义高空活门元件,并将其应用于通风系统一维仿真分析,进一步提高通风系统的仿真精度。

2 计算模型和数值方法

高空活门(图1)一般由波纹管式膜盒活门和弹簧活门组成^[8]。在波纹管与高空活门壳体之间存在一个密封腔,腔内充有一定量的氦气,用以感知外界大气与轴承腔内气体的压力、温度变化。膜盒活门与内腔通气管形成一个可开关的气流节流通道,通过波纹管的工作行程改变来调节气体的流通面积。

在一定飞行高度下,膜盒活门A处于打开状态,弹簧活门B处于关闭状态,高空活门的内腔压力 p_K 等于大气压力 p_H ,即 $p_K = p_H$ 。

随着发动机飞行高度的增加,外界气压逐渐减小,膜盒活门右移。当高度达到一定时,膜盒内所充气体压力 p_δ 克服膜盒波纹管压缩力及外界气体压力,推动活门A关闭,发动机轴承腔成为一个封闭腔,此时弹簧活门B投入工作。此后,随着发动机飞行高度的进一步增加, p_K 由弹簧活门B控制, $p_K > p_H$,从而保证发动机滑油通风系统内腔压力大于外界大气压力,其差值即为高空活门打开压力。

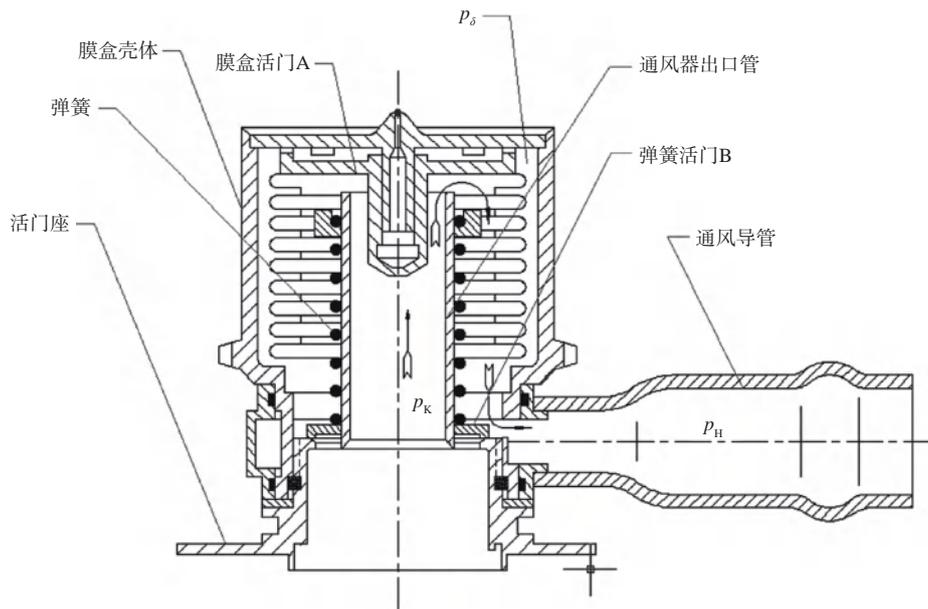


图1 高空活门几何模型

Fig.1 Geometric model of high-altitude valve

2.1 高空活门特性

高空活门整体特性包括膜盒的高空特性、膜盒活门的关闭点飞行高度和高空活门的流阻特性。膜盒的高空特性是指膜盒刚度与关闭点飞行高度之间的关系;膜盒活门的关闭点飞行高度是指膜盒完全关闭时的飞行高度;高空活门的流阻特性是指不同高度和流量下高空活门的流阻。本文主要关注高空活门的流阻特性。

2.2 计算模型

高空活门的参数化建模基于建模软件UG,建模过程中对图1所示模型进行了适当简化,同时考虑了膜盒活门位移对通风面积的影响,如图2所示。

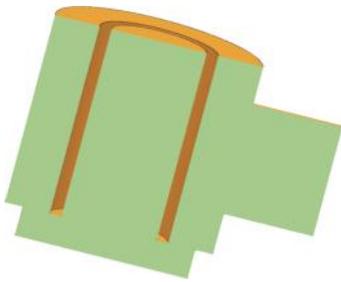


图2 高空活门简化模型

Fig.2 Reduced model of high-altitude valve

通过UG界面接口使得UG和Workbench界面交互连接,其协同关系如图3所示。在三维模型基础上,根据零件的设计要求建立可控制三维模型形状和大小设计参数,所有尺寸均由相应的参数驱动,当尺寸关系约束发生改变后,模型即可再生出对应的三维模型。

2.3 网格划分

将流场几何模型导入ICEM中,流体域网格采用非结构四面体网格,最大网格尺寸设定为0.3 mm。网格划分结果如图4所示,共包含374 552个单元,65 254个节点,网格最小质量为0.35,整体质量较好。

2.4 边界条件

进口采用空气质量入口,出口采用压力出口,如

图5所示。以大气压为参考压力,给定表压为0。壁面采用无滑移壁面条件,计算湍流模型采用RNG $k-e$ 模型以及增强壁面函数进行近壁面处理,采用SIMPLE算法进行速度压力耦合,流体设置为不可压缩流体。计算截止条件为流动方程各项参数残差低于 10^{-6} ,能量方程低于 10^{-8} ,迭代次数设置为5 000次。

2.5 结果分析

高空活门中空气流线分布如图6所示,可以看出流体从进口进入,在底部端面处发生碰撞回弹,并在出口处流出。

压力云图如图7(a)所示,在底部端面处压力变大,压力梯度最大;从图7(b)中的速度云图可以明显看出,在底部端面处速度发生很大的梯度变化,这是经过转弯处的高速流体冲击的结果。

3 参数化仿真分析

Workbench提供了全新的协同仿真环境,其数据接口兼容众多主流三维建模软件,可实时进行数据共享与传递。利用UG建立某发动机高空活门实体模型,并将模型通过数据接口导入Workbench,在优化设计模块中通过改变活门结构尺寸进行参数化优化^[9],以获取特定流量和工作行程下的流阻特性。

单个高空活门的仿真分析完成后,进行参数化仿真,设置需要输入输出的参数。通过指定变量可查看各变量关于设计参数的响应图。将进口流量、活门的工作行程设为输入变量,进口流量设置在1.0~50.0 g/s范围内,活门的工作行程设置在0.1~10.0 mm范围内,高空活门进口压力设置为输出变量。设置100个算例,具体的参数化仿真结果如表1所示。

Workbench的优化设计分析通过响应面(线)来完成,其支持的方法为实验设计法,即将重要的结构参数点设置为在一定范围内变化的变量,在此范围内迭代计算,检验仿真的输出结果与预设的响应曲

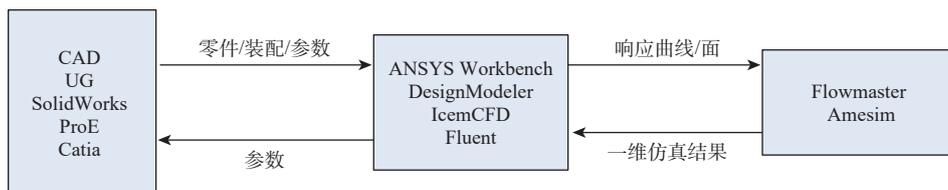


图3 Workbench协同仿真模型

Fig.3 Workbench co-simulation model

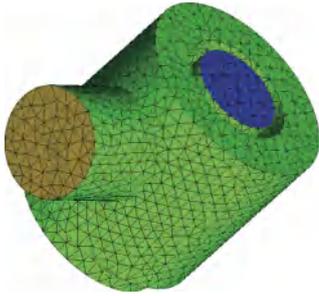


图4 高空活门网格模型

Fig.4 Mesh model of the high-altitude valve

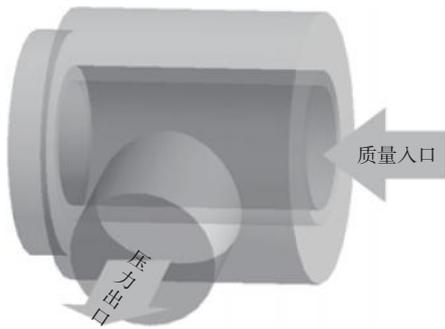


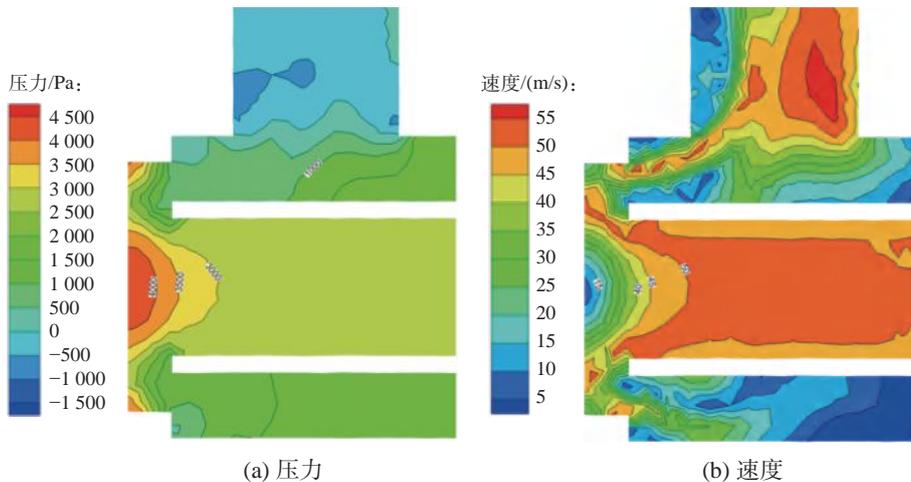
图5 边界条件

Fig.5 Boundary conditions



图6 流线分布

Fig.6 Streamlines distribution



(a) 压力

(b) 速度

图7 计算云图

Fig.7 Computational cloud contour

表1 参数化仿真结果

Table 1 Parameterized simulation results

活门行程/mm	进口流量/(g/s)	进出口压降/Pa
5.500 0	25.5	1839.40
1.003 5	49.7	151 139.58
9.995 1	1.2	1.89
1.003 5	1.3	114.96
9.951 8	49.7	2 707.04
5.499 3	1.1	3.35
1.000 8	25.5	39 442.37
5.462 6	49.7	7 096.20
9.977 9	25.6	720.74
3.250 1	13.3	1 109.88
7.725 8	13.2	271.67
.....
7.730 0	37.5	2 438.59
3.286 5	37.3	8 557.54
3.233 1	49.8	15 053.10

面(线)是否拟合,从而达到优化的目的。

图8为进出口压降与输入参数的响应曲面。可以看出,随着活门工作行程的减少和流量的增加,高空活门的流阻逐渐增大。

4 活门行程与环境压力关系分析

通风系统仿真往往只给出环境压力等边界条件,所以需要进一步建立膜盒活门行程与环境压力之间的对应关系,从而得到流阻-流量-大气压的曲面。

活门行程与环境压力关系的性能试验装置主要包含大气模拟腔、环境腔、轴承模拟腔、真空泵、加热器、电磁阀、可编程逻辑控制器(PLC)、工控机、激光

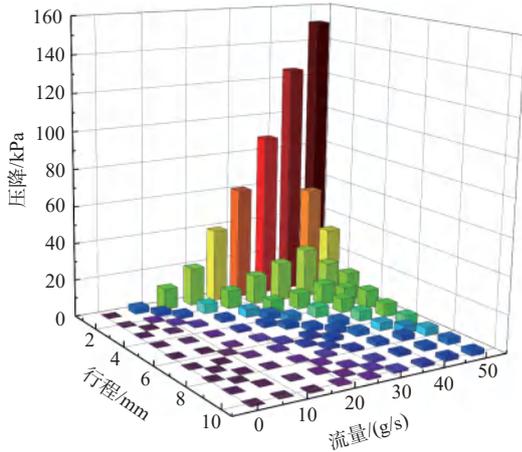


图8 响应曲面
Fig.8 Response surface

位移传感器、质量流量计、压力传感器、温度传感器等。原理示意图见图9。

试验时,采用真空泵对大气模拟腔进行抽真空,来模拟发动机在不同飞行高度时的轴承腔和外界大气腔环境的空气压力;采用激光位移传感器测量膜盒活门的位移量;采用压力传感器测量活门工作的

压力;将高空活门大气接口与大气模拟腔连接,轴承腔接口与轴承模拟腔连接,从而实现大气模拟腔和轴承模拟腔之间的连通。

膜盒活门位移与环境压力之间的对应关系如图10所示。可以看出,在飞行包线左边界,随着环境压力的降低,高空活门的行程增加,逐渐趋于关闭,从而保持轴承腔压处于安全范围内。

5 通风系统分析

将参数化仿真得到的高空活门响应面输入到Flowmaster数据库管理系统中,得到流阻-流量-大气压性能数据曲面,如图11所示。采用C#语言开发Flowmaster元件库,得到自定义高空活门元件,使得该元件可以与整个通风系统进行联合仿真。

Flowmaster^[10-11]软件采用网络算法进行计算,可将内流系统中的真实部件转换为网络元件,如管、孔、篦齿等。由质量守恒方程可知,稳态系统中流进流出每个内部节点的流量代数和为0^[12-13]。设与某节点j相连的第l个元件的质量流量为:

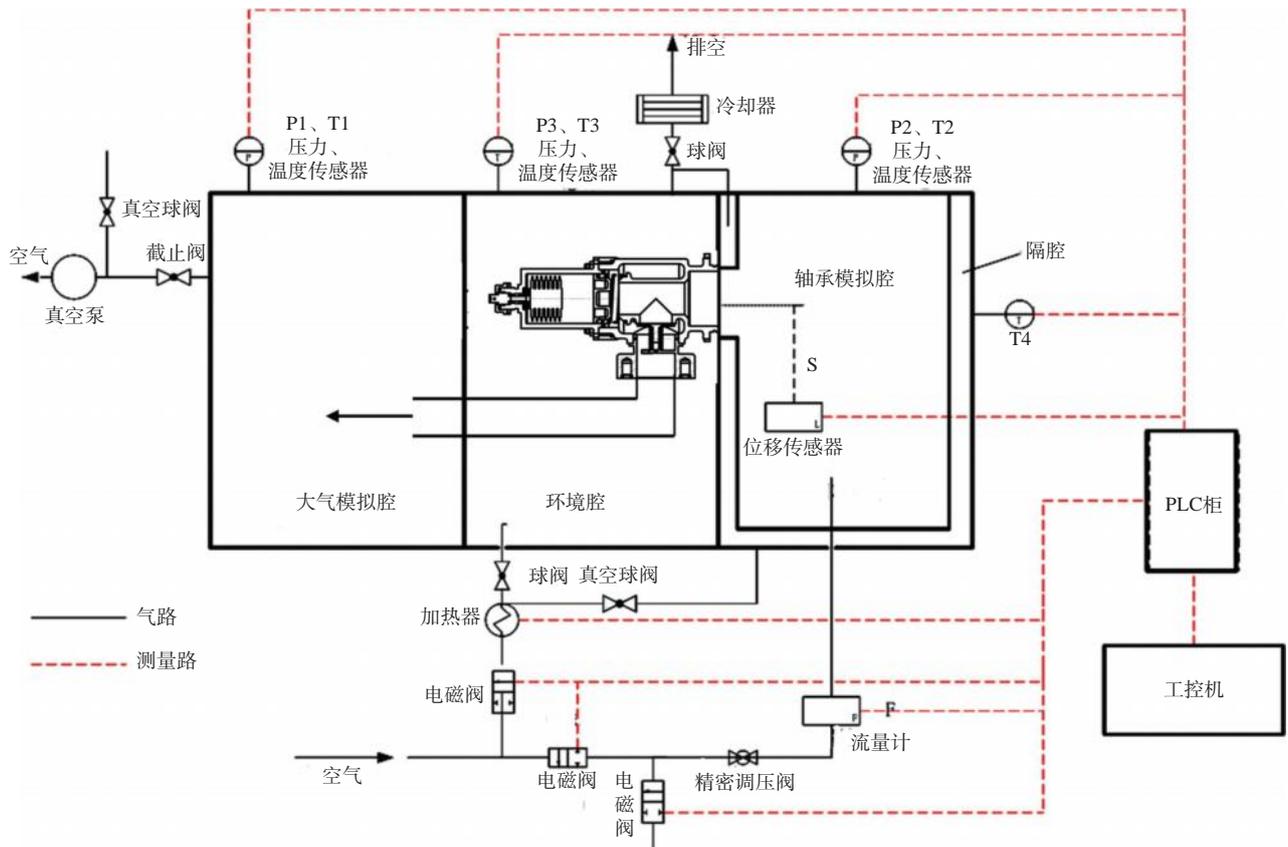


图9 试验装置原理图
Fig.9 Schematic diagram of the test device

$$q_{mlj} = f_{l_j}(B_{lj}, p_j, p_k) \quad (1)$$

式中: B 为非压力参数的其他量; p_j 、 p_k 分别为节点 j 和节点 k 的压力。

设与节点 j 相连的元素有 n 个,系统中的内部节点数为 N ,则有:

$$\sum_{l=1}^n q_{mlj} = \sum_{l=1}^n f_{l_j}(B_{lj}, p_j, p_k) = 0, j=1, 2, \dots, N \quad (2)$$

能量方程为:

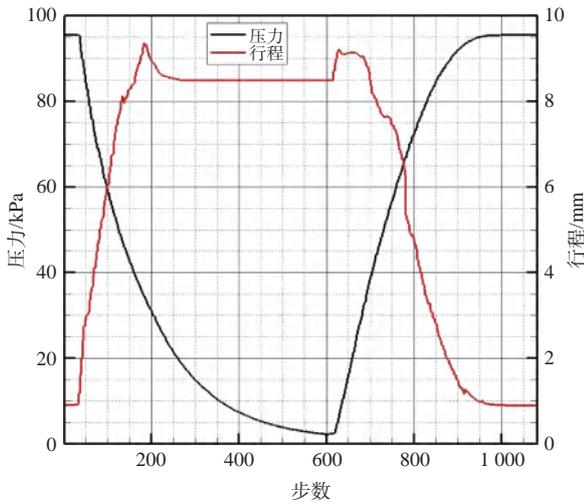


图10 活门位移与环境压力关系
Fig.10 Relation between valve displacement and environmental pressure

$$\sum_{l=1}^n (q_{mlji} C_{pki} T_{ki} + Q_{lji}) - \left(\sum_{l=1}^n q_{mlji} \right) C_{pji} T_{ji} = 0, \quad (3)$$

$$j = 1, 2, \dots, N+1, \dots, N+M$$

式中: C_p 为比定压热容; T 为温度; Q 为换热量。

针对系统的每一个节点建立以上所述的各种方程,系统会构成一个大型稀疏矩阵^[14],求解矩阵即可得到整个网络的压力、流量和温度分布。

自定义高空活门元件在Flowmaster中的应用如图12所示,用于计算滑油系统的供油流量和供油压力,提高滑油系统仿真精度^[15]。

对某工况通风系统压力进行计算,取飞行高度为0、6.0、8.5、10.8 km时的试验数据与含有高空活门

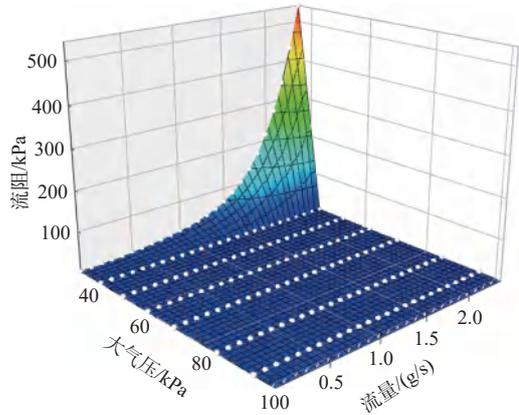


图11 性能数据曲面
Fig.11 Performance data surface

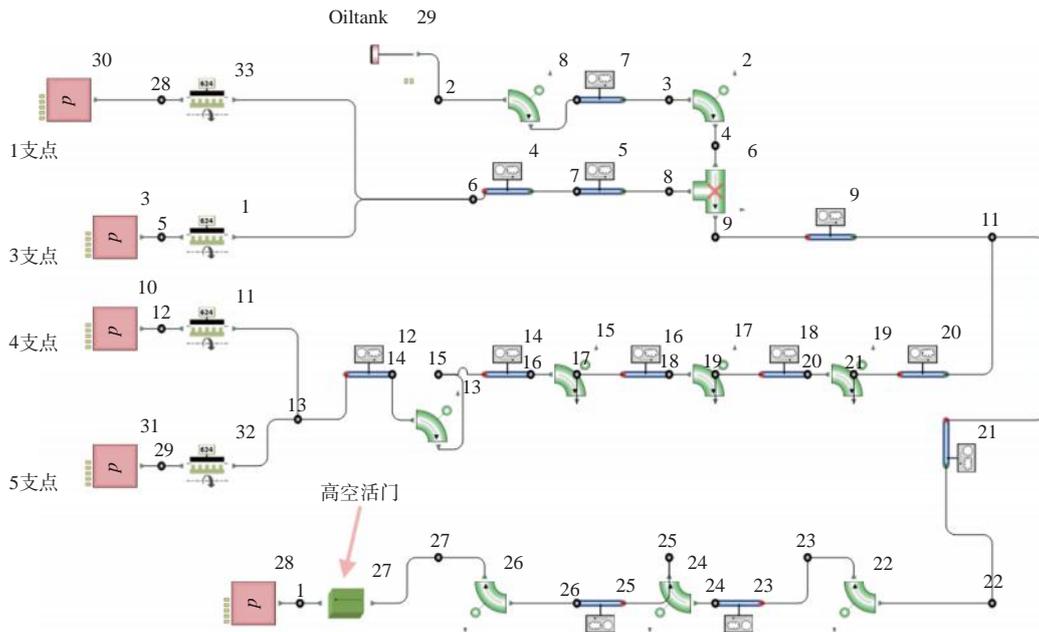


图12 元件在Flowmaster中的应用
Fig.12 Element application in the Flowmaster

元件的通风系统和无高空活门的通风系统的仿真结果进行对比。该型高空活门的膜盒关闭高度为8.0 km,当飞行高度低于8.0 km时,膜盒开启。计算结果及试验数据如图13所示。可以看出,在高空飞行时,忽略高空活门的流阻会造成非常大的误差。增加高空活门元件后,通风系统的仿真结果更加接近于试验数据,提高了系统仿真精度。

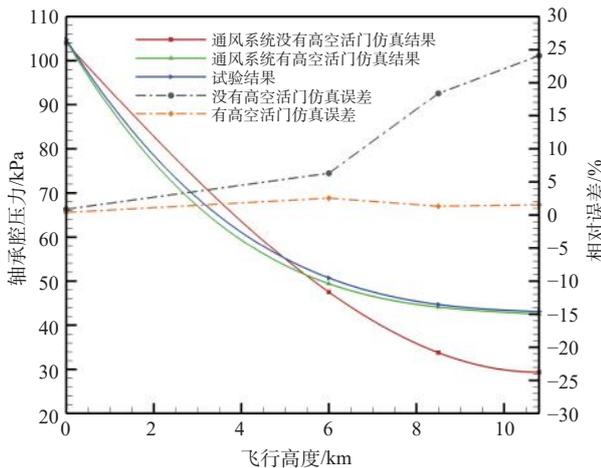


图13 通风系统试验和仿真数据对比
Fig.13 Comparison between experiment and simulation data for the ventilation system

6 结论

基于接口技术的三维建模软件与Workbench协同仿真设计平台开展研究,利用Workbench进行参数化仿真,得到相应的流阻响应面;通过高空活门性能试验得到大气压-膜盒活门位移的对应关系,从而确定高空活门流阻与流量、大气压之间的三维关系曲面。并将该曲面通过自定义元件的方式应用到Flowmaster的滑油系统一维仿真中。通过对高空活门参数化仿真,主要得到如下结论:

(1) 该参数化仿真方法不仅能够准确描述高空活门形状,还能将结构参数、边界参数设置为优化控制变量,快速计算大量算例,从而有利于计算效率的提高。

(2) 当活门工作行程和流量增加时,流阻逐渐增大。而且数量级越来越大,在滑油系统压力分析时已经不能忽略高空活门的流阻损失。

(3) 将流阻响应面导入到Flowmaster的高空活门自定义元件中,从而在滑油系统通风路压力分析时考虑到高空活门的流阻,仿真结果与试验数据更加接近,提高滑油系统压力仿真精度。

参考文献:

- [1] 李新,周丽,丁秀萍. 航空发动机滑油系统的现状与发展[J]. 科技风,2016,(17):1-2.
LI Xin,ZHOU Li,DING Xiuping. Present and future of aeroengine oil system[J]. Technology Wind,2016,(17):1-2. (in Chinese)
- [2] 徐学忠. 内啮合摆线齿轮泵的理论研究与仿真[D]. 南京:东南大学,2005.
XU Xuezhong. Flow characteristic analysis and computer simulation of cyclonical pump[D]. Nanjing: Southeast University,2005. (in Chinese)
- [3] 路彬,刘振侠,吕亚国,等. 航空发动机滑油通风系统性能计算仿真[J]. 航空计算技术,2011,41(4):32-35.
LU Bin,LIU Zhenxia. Performance calculation simulation of aeroengine lubrication vent system[J]. Aeronautical Computing Technique,2011,41(4):32-35. (in Chinese)
- [4] TSELISHCHEV A S,ZHAROV I S. Elastic elements in roller-screw mechanisms[J]. Russian Engineering Research,2008,28(11):1040-1043.
- [5] 李国权. 论航空发动机高空膜盒的封焊斜线[J]. 航空发动机,2004,30(1):37-39.
Li Guoquan. The weld-curve of high-altitude valve of an aero-engines[J]. Aeroengine,2004,30(1):37-39. (in Chinese)
- [6] 史淑娟,朱礼文. 考虑流固耦合的充压膜盒动力学特性分析[J]. 载人航天,2007,54(2):116-122.
SHI Shujuan,ZHU Liwen. Dynamic characteristics analysis of pressurized bellows considering fluid-structure interaction[J]. Manned Spaceflight,2007,54(2):116-122. (in Chinese)
- [7] 李兵,何正嘉,陈雪峰. ANSYS Workbench设计、仿真与优化[M]. 3版. 北京:清华大学出版社,2013.
LI Bing,HE Zhengjia,CHEN Xuefeng. ANSYS Workbench: design, simulation, and optimization[M]. 3rd ed. Beijing: Tsinghua University Press,2013. (in Chinese)
- [8] 王战生,崔国序. 基于有效面积作用的膜盒式压力比敏感元件设计[J]. 航空发动机,2016,42(5):76-80.
WANG Zhansheng,CUI Guoxu. Design of capsule pressure-ratio sensitive element based on effect of effective area[J]. Aeroengine,2016,42(5):76-80. (in Chinese)
- [9] 彭铖,李强,杨金广. 一种新的轴流压气机叶片参数化方法[J]. 燃气涡轮试验与研究,2020,33(2):34-38.
PENG Cheng,LI Qiang,YANG Jinguang. A novel parameterization method of axial compressor blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2020,33(2):34-38. (in Chinese)
- [10] ABOUSLEIMAN V,VELEX P. A hybrid 3D finite

- element/lumped parameter model for quasi-static and dynamic analyses of planetary/epicyclic gear sets[J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2006, 41(6): 725–748.
- [11] 王超, 吴小飞, 胡景彦, 等. 基于flowmaster软件的发动机润滑系统优化[J]. *内燃机*, 2012, 28(3): 29–31.
WANG Chao, WU Xiaofei, HU Jingyan, et al. Optimization of engine lubrication system based on flowmaster software[J]. *Internal Combustion Engines*, 2012, 28(3): 29–31. (in Chinese)
- [12] 杜雅娟. 基于Flowmaster软件的高速列车通风系统仿真研究[J]. *发电与空调*, 2016, 37(1): 63–68.
DU Yajuan. Simulation of high-speed train ventilation system[J]. *Power Generation & Air Condition*, 2016, 37(1): 63–68. (in Chinese)
- [13] FLOUROS M. Analytical and numerical simulations of the two-phase flow heat transfer in the vent and scavenge pipes of the CLEAN engine demonstrator [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(1): 011008.
- [14] 黄世杰, 张振生, 蔡景, 等. 航空发动机滑油系统建模、优化及应用研究[J]. *系统仿真学报*, 2025, 37(5): 1266–1279.
HUANG Shijie, ZHANG Zhensheng, CAI Jing, et al. Research on modeling, optimization and application of aeroengine oil system[J]. *Journal of System Simulation*, 2025, 37(5): 1266–1279. (in Chinese)
- [15] 姜健. 航空发动机滑油压力和温度最大影响参数的一种确定方法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2017, 30(1): 7–13.
JIANG Jian. A method to determine the main influence parameters of aero-engine oil pressure and oil temperature[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2017, 30(1): 7–13. (in Chinese)

装备领域数字化建设的一种推进思路

曹丹, 李强, 徐宇, 余飞祥

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 新质生产力已在实践中逐步成型, 展现出对高质量发展的强劲推动力和支撑力。作为新质生产力的核心代表, 数字化技术已在多个行业应用并发挥积极作用。装备制造领域关乎国家安全, 其数字化建设刻不容缓。秉持目标导向与问题导向相结合的原则, 聚集系统性破解发展痛点和实现未来作战目标需求, 提出了一种从战略引领、组织匹配、核心资源和实施落地4个维度统筹推进装备领域数字化建设的总体思路, 同时剖析了各个维度的业务痛点与发力点, 为装备领域数字化建设提供了具有参考意义的实践路径。

关键词: 数字化建设; 数字化转型; 装备制造; 企业战略; 组织机构; 数字经济; 能力评价

中图分类号: P391.72 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)04-0118-05

DOI: 10.3724/j.GTER.20250047

A promotion approach for digital construction in the equipment field

CAO Dan, LI Qiang, XU Yu, YU Feixiang

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: New quality productive forces have been formed in practice and demonstrated strong driving and supporting forces for high-quality development. As a core representative of new quality productive forces, digital technology has been applied and has played an active role in many industries. The field of equipment manufacturing is of utmost importance for national security, and digital construction is imperative. Adhering to the goal orientation and problem orientation, aiming at systematically addressing development pain points and meeting the needs of future operational objectives, a comprehensive approach was proposed to advance the digitalization of equipment in four dimensions: strategic guidance, organizational alignment, core resources, and implementation. At the same time, the business pain points and areas of focus for each dimension were analyzed to provide a practical path with reference value for digital construction in the equipment field.

Key words: digital construction; digital transformation; equipment manufacturing; corporate strategy; organization; digital economy; ability evaluation

1 引言

当前数字化技术蓬勃发展, 在影响经济社会和居民生活方式的同时也深刻影响着未来军事竞争模式。数字化必然是未来战争的重要演进方向, 未来战场谁掌握了数据和模型, 谁就掌握了全域协同决策优势和指挥优势, 谁就将赢得战场主动权^[1]。西方发达国家正在持续加快数字化转型, 扩大战略竞

争优势。近年来, 美国先后发布了《数字工程战略》^[2]《国防部数字现代化战略》^[3]《数字系统工程转化战略》^[4]3个战略性文件, 全面指导武器装备数字化建设, 应用数字工程技术实现装备敏捷采办、夯实工业基础、促进武器装备变革, 通过在下一代军用运输机、自适应车辆制造计划等型号预研项目中引入数字化技术, 实现了数字化关键技术

收稿日期: 2025-01-02

作者简介: 曹丹(1984-), 男, 安徽桐城人, 高级工程师, 主要从事数字化建设与运维工作。

引用格式: 曹丹, 李强, 徐宇, 等. 装备领域数字化建设的一种推进思路[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(4): 118-122. CAO Dan, LI Qiang, XU Yu, et al. A promotion approach for digital construction in the equipment field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(4): 118-122.

与型号预研的相互促进^[5-12]。俄罗斯自主研发了CML-Bench数字孪生平台,并在TV7-117ST-01发动机改进设计项目中成功应用了该平台^[13]。

在西方发达国家大力推进武器装备数字化建设态势下,我国武器装备数字化建设刻不容缓。在内需层面,装备领域数字化建设是贯彻落实习近平强军思想和新时代军事战略方针的必然要求,是加快推动武器装备现代化建设转型的重要手段,是支撑构建武器装备现代化管理体系的必由之路。本文分析了现阶段装备领域数字化建设的形势要求,提出了加快推进装备领域数字化建设的总体思路,并从战略引领、组织匹配、核心资源、实施落地4个维度阐述了装备领域数字化建设面临的主要问题及应对策略。

2 推进思路

在国家的大力支持下,我国主要武器装备领域的信息化和数字化能力持续提升,航空航天等军工集团均形成了一套产品研发体系^[14],为数字化转型提供了技术和实践准备,但距离未来作战需求仍有很大的提升空间^[15]。因此,仍需结合实际审视当前痛点,坚持目标导向和问题导向,系统性解决发展痛

点以实现未来作战目标。现阶段数字化推进工作已经实现点状突破,但要系统性实现目标,仍需充分统筹战略、组织、资源、执行各方面的要素,总体思路如图1所示。通过战略层面的顶层筹划实现内外一体化,内部实现数字化战略与各项业务战略相融合,外部满足相关方要求和作战场景需求,通过流程打通信息渠道并监督实施落地。在各个建制单位的数字化战略目标确定后,需要匹配调整相应的组织机构,重新设计职位体系并明确职责,提升战略实现效率。战略执行的各个阶段均需要资源的保障与支撑,既要重视人、财、物等传统资源,也要重视实现数字经济与实体经济统筹发展的数据、模型等战略资源。在实施落地的过程中,既要重视计划管理保证落实的广度,也要抓住重点项目的深度。通过战略引领、组织匹配、核心资源和实施落地“四维发力”,加快推进装备领域数字化建设。

3 战略引领维

战略引领方面主要的痛点在于数字化规划如何承接上级要求并与单位内部综合规划对齐以及逐层级分解实施,造成这一痛点的主要原因在于在战略制订和实施方面缺少刚性的流程。现阶段单位战略

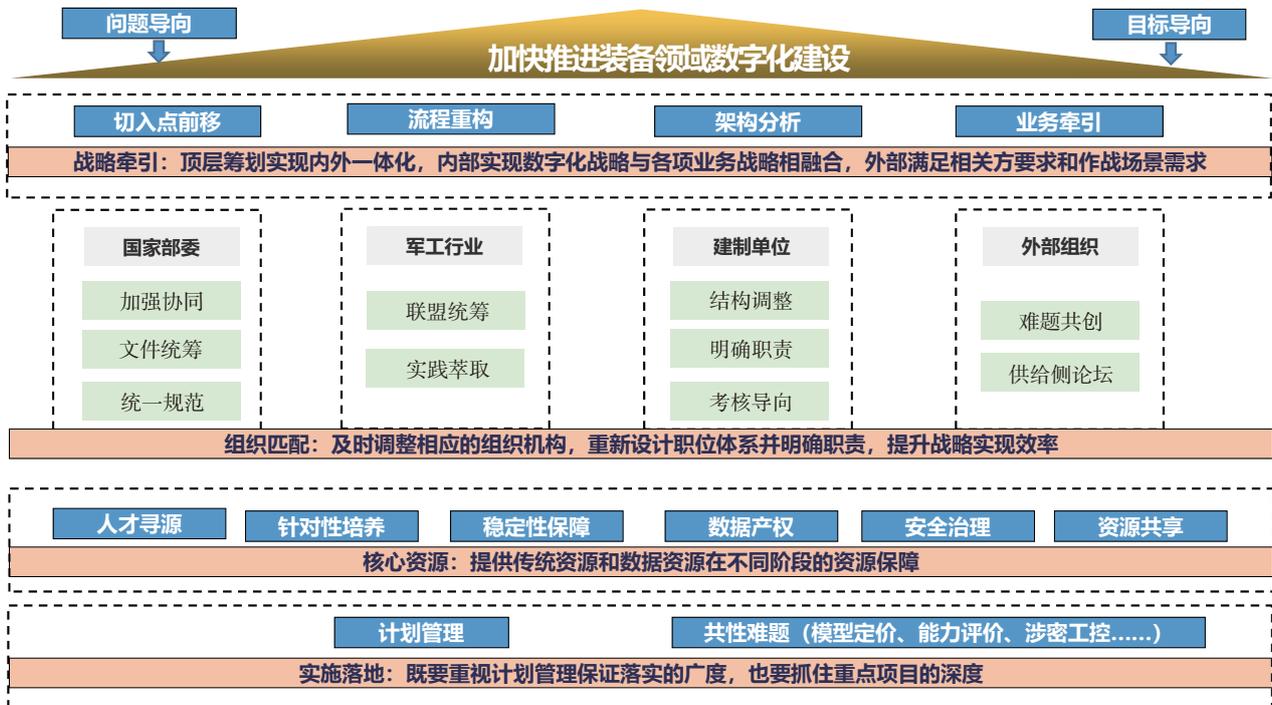


图1 “四维发力”推进思路框图

Fig.1 “Four dimensions” overall promotion thinking flowchart

制订主要依靠规划的编制与分解,规划体系主要由一个综合规划和多个子规划组成,规划编制往往五年一次大更新、两年一次中期回顾,在频次上无法满足现阶段外部环境变化。同时,规划的修订往往采用自下而上的形式进行编写,受限于执行层的战略敏感性,往往很难做到形势前瞻和需求适配,使规划的目标产生偏差,在执行过程中也会遇到较大阻力。

要充分发挥好规划的引领作用,需要在以下4个方面加以发力:①切入点前移,按照《质量管理体系要求》(GJB 9001C-2017)^[16]的要求,规划形成之前应切实做好内外部环境分析和相关方需求分析,需将以“自下而上”为主的方式改为“自上而下统筹并进”,从源头扎实开展分析工作,在保证规划目标准确性的同时增强与其他规划之间的协同性。②参照先进企业DSTE方法论结合研究院所实际建立与组织能力相匹配的战略开发与执行流程组,加快规划迭代频次,细化规划分解路径,加强落实过程中的监控与调整。③优化规划与流程之间的架构设计,加强架构分析粒度,衔接战略目标与业务执行过程,确保目标与执行的一致性。④摒弃“技术自恋”,持续践行IPD思维,始终以“以用户需求为初心、以业务应用为牵引”,务实开展规划编制与执行。

4 组织匹配维

组织匹配方面主要的痛点在于:①原先的组织结构难以满足数字化建设的需求,且鲜有单位能够根据数字化需求做到及时的适应性调整,导致让战略目标实现的组织效率大打折扣。②多方需求交织在一起,而大部分单位缺乏统筹能力,不利于数字化与业务融合。③数字化建设职责的不清晰也给推进工作带来了潜在影响。④装备领域数字化的密级程度较高,对供给侧和民间资源的利用不充分。

解决组织方面存在的问题需要从以下4个方面进行发力:①在国家部委层面,期待政策制定方进一步加强协同,积极与上级沟通做好相关政策文件的关联统筹,确定统一的数字化领域顶层架构、专业规范和标准。②在行业层面,建议行业主动组织建立类似数字化建设联盟的组织,根据行业特点统筹抓总,在能力较强的单位率先形成行业最佳实践,逐步带动行业整体数字化能力提升。③在建制单位层面,及时对组织机构进行调整,提升数字化专业地位,明晰数字化管理和技术部门或团队职责,将数字

化建设的落实情况纳入考核范围。④加强与产业链以及民间组织的交流,可选取非涉密的技术难点进行共创,定期召开供给侧论坛,从而有效利用装备领域单位之外的智力资源。

5 核心资源维

核心资源方面主要的痛点在于传统资源和数据资源两个方面。传统资源痛点聚焦于人力资源方面,主要表征为数字化专业顶尖人才和复合型人才数量难以支撑未来需求、从业骨干人员梯队尚未形成、数字化从业人员稳定性差、激励措施不明显等方面。此外,还存在一些诸如工业软件缺少自主创新产品、大型软硬件项目资金不足等方面的资源制约点。数据资源痛点聚焦于数字模型的共建共享方面,主要表征为模型建设单位考虑知识产权和商业秘密保护因素,对以模型为代表的重要数据共享存在顾虑,导致仿真推演阶段的完整性和有效性受到影响。

应对资源维存在的突出问题需要从以下6个方面发力:①科学做好“人才寻源”工作,综合研究现阶段数字化专家的成长经历,找出具备发展潜力的“苏炳添”们,加大资源投入,针对性培养数字化顶尖人才队伍。②建制单位需有意识、有计划地招聘计算机相关专业人员(优先考虑双学位)进入主业部门工作,在每个主业部门均形成有数字化人才的良好土壤,减小数字化与业务融合的难度,为培育适宜数量的复合型人才创造条件。③加强激励措施和党建工作,在履职待遇、发展路径、职称评定、评奖评优等方面给予数字化人才绿色通道,及时解决数字化人才在工作和生活中存在的急难愁盼问题,提升数字化人才的稳定性。④探索行业级别自主软/硬件建设统筹和资源共享新方法,最大程度地减少建设资金投入浪费。⑤将数据作为法定财产类型推动国家立法,由主管部委组织各行业领域专家代表建立“装备领域数字模型/数字经济委员会”,围绕模型的全生命周期和全流通链条制定装备领域相关模型的知识产权保护条例并强制下发执行,全面提升装备领域建制单位的知识产权意识和基本知识。在建章立制的基础上,建立模型利用典型案例库,每年向各军工集团发送简报以塑造合法氛围,待形成规模后逐步落实监督与通报机制以避免出现劣币驱逐良币的情况。⑥在数字模型建立之初强制确定权利主体归

属,应用信息技术(数据加解密技术、数字签名技术、区块链技术等)将权利主体以不可篡改的形式融入模型本身,从而奠定合法持有者利用数据获取经济利润的基础。

6 实施落地维

实施落地方面主要的痛点在于能力和文化两方面。从业人员在管理和技术方面的能力以及初步形成的体系能力往往不足以满足未来的实施落地需要。变革文化与传统经验在推进过程中时常产生冲突,导致各个环节的主动意识、支持力度和实施效果参差不齐。

在实施落地方面最重要的发力点就是抓好针对性培训、提升计划管理能力和解决共性难题,应用项目管理等成熟的科学管理方法做好任务分解可保证每项任务的高效完成,共性难题需要找准问题定义、加强顶层引领、发挥标杆效应。与此同时,企业文化部门要联合CIO和信息部门全力营造各业务口数字化转型的氛围,使用变革管理方法推进装备领域数字化建设。

共性难题方面,需要通过收集、分析和研究的方式逐一突破。通过参加装备承制单位的调研和行业学会论坛的热点议题讨论,知识产权保护、能力审视不足和保密法规约束的问题普遍存在且给推进工作带来了较大影响,下文就模型定价、数字化能力评价和工控网络建设3个方面提出几点看法:

在模型定价方面,一是做好与知识产权保护工作的统筹,可以组建类似“装备领域数字模型/数字经济委员会”的虚拟组织,助力科学梳理数字模型在全生命周期管理和全价值链的关联,形成关系矩阵一体化推进。将模型计价作为全生命周期管理和全价值链的交集环节,建立模型计价流程与标准操作指导手册,同时明确在模型交易成熟期对交易纠纷背书和仲裁的法定程序。二是理清大型复杂模型的权责边界与利益分享机制。模型的经济价值并不同于传统观念的买卖逻辑,在实践中存在很多由多方主体相互协作完成的模型,对于这些模型的利益比例分配需要确定牵头主体,具体分配比例可由相关方协商,参考厂所利益共享、区块链POW/POS共识机制等算法来确定。三是厘清数据模型主流定价策略并不断完善。现阶段的策略首先是共时维度,引入数据分层分类策略,能够反映数据本体不同

维度的真实价格。其次是历时维度,引入数据产品生命周期策略,能够反映各环节的成本付出。最后可针对数据服务的特殊场景,利用新技术手段构建自动定价模型,如基于机器学习、查询、博弈论、元组等的定价,侧重于反映特定市场场景构建下的综合因素对数据价格的影响^[17]。明确策略后应在与利益相关方达成全员共识的基础上形成书面文件。四是借鉴科技成果转化的经验建立数据模型信息平台。在前期数据量不足的时期,平台可作为交易试点的信息积聚地。在中期收集一定数量“一事一议”的实践案例后,组织攻坚团队开展数据分析,针对不同场景应用不同定价策略,对成本、利润、行业属性、时效性、颗粒度、数量、范围等要素建立细分计价模型集并不断迭代。在后期,将不同场景模型集进行抽象与亲和,最终为模型交易市场提供数据估价指标和数据质量标准。

在数字化能力评价方面,着重发挥第一批数字化能力试评价的试点价值,以评价促进建设,提升数字化能力水平和军地数字化联合作战能力,推动装备领域数字化转型。一是领导挂帅,组建团队深入研究总体方案和评价标准等顶层文件,结合自身承担的研发设计任务争取推荐名额。二是加强行业内试点单位交流,缺乏评价经验是客观存在的问题和挑战,通过跨单位的学习和交流可以厘清数字化能力建设指标的内涵与外延。三是对于现阶段不完全符合标准的项目,要在未来的数字化建设工作中重点关注并形成明确行动项。四是通过评价工作培养数字化评价专业人才,积极承担后续数字化能力评价现场技术审核工作,助力军工行业数字化发展,吸收标杆单位优秀做法反哺自身体系,提高数字化建设能力和管理能力。

在工控网络建设方面,结合实际需求加快工控网络和办公网络的双向互联进度,同时加快核心软硬件的替代进度。一是我国工控产业综合竞争力不强,核心部件、核心设备仍然依靠国外厂商提供,导致信息安全核心元器件、核心设备乃至产业发展受制于人,嵌入式软件、总线协议、工控软件等核心技术受制于国外,缺乏自主的通讯安全、信息安全、安全可靠测试等标准。我们对于国外设备的技术细节和运行机制缺乏足够的深度认知,在不了解防护对象的情况下进行安全防护工作十分困难。因此,加快工控设备、工控协议和标准的自主化进程应该

是国内所有相关企业和从业人员努力的方向,而在资源有限的情况下急需在组织层面多下功夫,做好科学策划,统筹多方力量,瞄准目标有序发力。二是目前的工控安全大多将工控系统割裂成生产安全和信息安全两部分,然而工控系统本身确是一个内部紧密结合、具有关联作用的整体。一般的信息安全厂商和设备厂商都从各自的技术理解出发过分强调了某个方面的安全,未能将功能安全、信息安全、过程安全和运行管控有机结合,造成了工控系统安全防护内部的矛盾和防护措施单一的问题。因此,需要以实现工业系统可用性为目标,综合运用功能安全和信息安全技术手段,保障工业控制系统在生命周期内动态监控与安全可靠运行。

7 结束语

在外部形势严峻的态势下,我国装备领域的数字化建设迫在眉睫。以航空航天等为代表的现代化装备领域是多要素、多系统、多信源、多学科耦合形成的复杂系统,其数字化建设工作道阻且长,建议相关方根据行业特点与使能点,充分审视战略、组织、资源和执行等层面的问题,建立系统性的推进框架,结合内生需求精准发力,协同内、外部资源打造装备领域数字化建设生态环境,满足运营态势掌控、决策高效执行、行动准确敏捷、支援保障精准的要求。

参考文献:

- [1] 黄维娜,黎方娟,祁宏斌. 航空发动机数字工程初步研究与发展思考[J]. 航空学报,2024,45(5):529693.
HUANG Weina, LI Fangjuan, QI Hongbin. Preliminary investigation and thoughts on aero-engine digital engineering development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(5): 529693. (in Chinese)
- [2] GRIFFIN M D, BALDWIN K. Digital engineering strategy[R]. Washington DC: Office of the Deputy Assistant Secretary of Defense for Systems Engineering, 2018.
- [3] NORQUIST D L. DoD digital modernization strategy [R]. Washington DC: Office of Prepublication and Security Review of Department of Defense, 2019.
- [4] BRAY W P. Digital systems engineering transformation strategy[R]. Washington DC: United States Navy and Marine Corps, 2020.
- [5] 崔艳林,王巍巍,王乐. 美国数字工程战略实施途径[J]. 航空动力,2021,(4):84-86.
CUI Yanlin, WANG Weiwei, WANG Le, et al. US digital engineering implementation strategy[J]. Aerospace Power, 2021, (4): 84-86. (in Chinese)
- [6] 刘秀罗,吴枫,王佳,等. 美军数字工程战略及进展研究[J]. 国防科技,2022,43(3):27-35.
LIU Xiuluo, WU Feng, WANG Jia, et al. A study on the U.S. digital engineering strategy and its progress[J]. National Defense Technology, 2022, 43(3): 27-35. (in Chinese)
- [7] KOBRYN P, TUEGEL E, GEFEREY Z, et al. Digital thread and twin for system engineering: EMD to disposal[R]. AIAA 2017-0876, 2017.
- [8] HUTCHISON N, TAO H Y S, PEPE K, et al. Workforce and evaluation and training for digital engineering in the US department of defense[J]. INCOSE International Symposium, 2021, 31(1): 1271-1284.
- [9] KRAFT E M. Decision analytics in a lifecycle digital engineering environment[R]. AIAA 2019-1364, 2019.
- [10] KRAFT E M. Digital engineering enabled systems engineering performance measures[R]. AIAA 2020-0552, 2020.
- [11] VINODINI S, LEONARD B. MBSE digital systems model for AF DCGS[R]. AIAA 2018-1217, 2018.
- [12] GLAESSGEN E H, STARGEL D S. The digital twin paradigm for future NASA and U.S. air force vehicles [R]. AIAA 2012-1818, 2012.
- [13] Working Group TechNet. Planieropria roadmap "Tech-Net"[R]. Petersburg: Working Group TechNet, 2021.
- [14] 邱明星,宋柳丽,史妍妍. 研发体系建设与型号研制的相互融合[J]. 航空动力,2018,(4):63-66.
QIU Mingxing, SONG Liuli, SHI Yanyan. Concurrent management of RDS building & project development [J]. Aerospace Power, 2018, (4): 63-66. (in Chinese)
- [15] ROPER W. There is no spoon: The new digital acquisition reality[J]. Defense AR Journal, 2021, 28 (4): 488.
- [16] GJB 9001C-2017, 质量管理体系要求[S].
GJB 9001C-2017, Quality management systems requirements[S]. (in Chinese)
- [17] 赵精武,周瑞钰. 数据要素市场如何进行数据定价 [N]. 学习时报, 2023-02-17.
ZHAO Jingwu, ZHOU Ruiyu. How to price data in data factor market[N]. Study Times, 2023-02-17. (in Chinese)

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人。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

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

邮箱: rqwlsy@163.com



扫码进入网站

GTER 燃气涡轮试验与研究

双月刊 1988年2月创刊 第38卷第4期(总第177期) 2025年8月

主管单位: 中国航空发动机集团有限公司
主办单位: 中国航发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.38 No.4 (Sum No.177) Aug. 2025, Bimonthly
Authority: Aero Engine Corporation of China
Sponsor: AECC Sichuan Gas Turbine Establishment
Editor-in-Chief: LIU Zhiyou
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: $\frac{\text{ISSN } 1672-2620}{\text{CN } 51-1453/V}$

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

国内外公开发行

