

2024 Vol.37 No

Vol.37 No.3 第37卷 第3期 AECC MAGAZINE

ISSN 1672-2620 CN 51-1453 / V

# 燃气涡轮 试验与研究

# Gas Turbine Experiment and Research



中国航发四川燃气涡轮研究院

# 燃气涡轮试验与研究

RANQIWOLUN	目 次
SHIYAN YU YANJIU	
(1988年2月创刊,双月刊)	中心分级燃烧室同轴射流雾化机理与特性的数值研究
2024年6月	张 群,李寒琼,徐晓晨,吴润东,张昊民 (1)
第 37 卷第 3 期	
(总第 170 期)	中心分级旋流燃烧室燃烧性能试验研究
编辑委员会	
<b>主 任:</b> 向 巧 副 <b>主任:</b> 王永明 黄维娜	双涡控径向分级燃烧室流场特性
顾 问:刘大响 尹泽勇 焦天佑 江和甫	何小民,桂 韬,毛向臣,唐 军,张 伟,张净玉 (18)
委 员: (以拼音排序)	甲醇喷入对主燃烧室燃烧性能的影响
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	喷嘴布局对钝体非预混火焰响应特性影响的试验研究
黄顺洲 黄文周 江义军 康 涌	
兰发祥 李概奇 李贵林 李继保	赵妍,刘勇,赵航,张祥(37)
李建榕 李晓明 李永康 李中祥	
梁春华 刘廷毅 刘志敏 刘志友	回流型内燃波转子过渡段与燃料填充段耦合特性研究
卿 华 桑建华 石小江 宋迎东	
苏廷铭 孙志岩 唐世建 田金虎	何志军,李建中,巩二磊,金 武,姚 倩,等 (46)
万世华 王惠儒 王占学 卫 刚	
向传国 徐 国 徐华胜 尹红顺	多任务学习方法在神经网络替代火焰面数据库中的
曾 军 张 健 张宏乐 赵光敏	
赵希宏 赵行明 钟 燕 钟华贵	应用
钟世林 仲永兴 周拜豪 周人治	
周禹彬	胡昌松,张 腾,席玉茹,李井华,颜应文 (53)
主 编:刘志友	
<b>副主编:</b> 郭 琦 刘峻峰	
编辑:沈虹李强何博	
<b>主办单位</b> :中国航发四川燃气涡轮	
研究院	
电 话: (028)83017527	
E-mail: rqwlsy@163.com	
登记机关:四川省新闻出版局	
· · · · · · · · · · · ·	约 二 ···································

期刊基本参数: CN 51-1453/V\*1988\*b\*A4\*62\*zh\*P\*Y10.00\*800\*7\*2024-06

# Gas Turbine Experiment and Research(Bimonthly) Contents

Numerical study on the mechanism and characteristics of coaxial jet atomization in central staged combustors	
ZHANG Qun, LI Hanqiong, XU Xiaochen, WU Rundong, ZHANG Haomin	(1)
Experimental study on combustion performance of centrally-staged swirl combustor	
ZUO Shihao, SHAO Yanbo, ZHAO Ningbo, YAN Yingwen	(10)
Characteristics of flow field in dual-vortex-controlled radial staged combustor	
HE Xiaomin, GUI Tao, MAO Xiangchen, TANG Jun, ZHANG Wei, ZHANG Jingyu	(18)
Effect of methanol injection on the combustion performance of the main combustor	
LIU Darui, YAN Yingwen	(27)
Experimental study on effects of nozzle layout on response of bluff-body non-premixed flames	
······ZHAO Yan, LIU Yong, ZHAO Hang, ZHANG Xiang	(37)
Coupling characteristics between transition duct and fuel filling duct in a reverse-flow combustor wave rotor	
······ HE Zhijun, LI Jianzhong, GONG Erlei, JIN Wu, YAO Qian, ZHENG Renchuan, FENG Zhan	(46)
Application of multi-task learning method in replacing flamelet database with neural networks	
······································	(53)

第37卷第3期	燃气涡轮试验与研究	Vol.37, No.3	
2024年6月	Gas Turbine Experiment and Research	Jun., 2024 1	
	入级燃烧安同种射流索		
	」	124764±J*****	
	特性的数值研究		
***********	* * * * * * * * * * * * * * * * * * * *	******	
***************************************	张 群,李寒琼,徐晓晨,吴润东,张昊	**************************************	
***************************************	(西北工业大学 动力与能源学院,西安 710129	<b>9)</b> * * * * * * * * * * * * * * * * * * *	

**摘 要:** 气液同轴射流雾化在先进航空发动机燃烧室中具有重要的应用。设计了同轴射流雾化简化模型,采用 LES-VOF结合的方法,在2.7 MPa压力工况下对气液同轴射流雾化过程进行了数值模拟,探究了气流速度与供油压 力扰动对射流雾化过程及特性的影响规律。研究发现:随着气流速度的增大,液体射流破碎加快,雾化索太尔平均 直径显著减小,当气流速度增加至140 m/s后,其对液体射流雾化的影响减弱;供油压力扰动对射流雾化过程的影响 较弱,当压力扰动幅值在供油压差的3%~5%之间时,液体射流的雾化效果改善。 关键词: 航空发动机;中心分级燃烧室;射流;雾化机理;雾化特性;气流速度;压力扰动 中图分类号;V231.2<sup>+3</sup> 文献标识码;A 文章编号:1672-2620(2024)03-0001-09

Numerical study on the mechanism and characteristics of coaxial jet atomization in central staged combustors

ZHANG Qun, LI Hanqiong, XU Xiaochen, WU Rundong, ZHANG Haomin

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract:** The gas-liquid coaxial jet atomization has significant applications in advanced aero-engine combustors. A simplified model of coaxial jet atomization was designed, which adopted the VOF-LES (Volume of fluid-large eddy simulation) method to numerically simulate the atomization process of a gasliquid coaxial jet under the pressure condition of 2.7 MPa. The influences of airflow velocity and fuel supply pressure perturbation on the atomization process and characteristics of the liquid jet were investigated. It's found that with the increase of airflow velocity, the liquid jet broke up more quickly, and the SMD (Sauter mean diameter) decreased significantly. However, the impact of airflow velocity on the atomization of the liquid jet diminished after it reached 140 m/s. The influence of fuel supply pressure perturbation on the jet atomization process was relatively weak. When the amplitude of pressure perturbation was between 3% and 5% of the fuel supply pressure difference, the atomization of the liquid jet was improved.

Key words: aero-engine; central staged combustor; jet; atomization mechanism; atomization characteristics; airflow velocity; pressure perturbation

### 1 引言

中心分级燃烧室在先进航空发动机中应用广 泛,其通过中心预燃级与外侧主燃级协同作用,可在 燃烧室内建立合理的流动结构,从而实现高效与稳 定的燃烧过程,进而提升燃烧室性能。在燃烧过程 中,外侧主燃级处燃油的雾化程度具有重要影响,其

DOI: 10.3724/j.GTER.20240023

由位于二级旋流器出口处环形排列的直射式喷嘴进 行供油。直射式喷嘴具有结构简单、雾化性能稳定 等优点,在航空发动机燃烧室中具有重要应用<sup>[1]</sup>。 此外,通过在每个直射式喷嘴外侧耦合设置一股同 轴气流,可以进一步改善喷嘴的雾化性能及相应的 燃烧室性能。

作者简介:张 群(1976-),男,辽宁鞍山人,教授,博士,主要研究方向为航空发动机燃烧技术。

液体雾化是一个复杂的过程,涉及流动喷射、初 次破碎和二次破碎。液体射流从喷嘴喷出后,在高 速气流的剪切作用下逐渐破碎,此过程涵盖了多种 破碎模式。初始阶段,液体射流的表面受气流扰动 产生形变,并分离出细小的液丝,此过程被广泛认 可。然而,后续破碎过程更加复杂多变,不同研究中 的结论也不一致。SALVADOR等<sup>[2]</sup>采用直接数值 模拟的方法,研究了进口湍流强度以及湍流长度对 初次射流喷雾的影响,研究结果表明,进口湍流强度 越大,湍流长度越长,射流液柱的破碎长度就越短, 雾化完成得就越快。FARAGO和CHIGIER<sup>[3]</sup>通过 实验研究了同轴射流雾化喷嘴内液体表面的波动特 性,观察了韧带断裂和液滴形成的过程,分析了不同 的不稳定机制对韧带形成的影响,研究显示,喷雾在 长期平均时间内是轴对称的,但是在雾化过程的某 一时刻可以观察到非轴对称液体形状和非轴对称喷 雾。MATAS和CARTELLIER<sup>[4]</sup>研究了射流液柱在 未完全雾化阶段的表面失稳问题,并定义了扑动不 稳定性,研究结果表明,其失稳频率略低于K-H不稳 定性,这种不稳定性恰好解释了随着液体射流速度 的增加,索太尔直径(Sauter mean diameter,SMD)表 现出来的非单调性。HUANG和ZHAO<sup>[5]</sup>认为K-H 不稳定性主导了液体表面的变形和液柱的破裂,而 瑞利不稳定性促使液体碎片和韧带断裂成更小的液 滴。TIAN等<sup>[6-7]</sup>采用LES-VOF方法探究了不同尺 寸双流体雾化装置中心管壁厚对进口条件变化的敏 感程度,研究结果表明,中心管壁厚越薄,液体射流 的形变对进口气流速度分布的变化就越敏感。 CHARALAMPOUS等<sup>[8-9]</sup>研究了光学连接、电子连 接和阴影成像技术在测量空气雾化喷嘴同轴射流液 柱破碎长度中的应用,对比测量结果发现,最大测量 误差在射流长度平均值的15%以内。LYU等<sup>[10]</sup>对 比研究了线性稳定理论和非线性稳定理论下射流破 碎特性,分析了流体压缩性对射流破碎长度的影响, 研究结果表明,流体压缩性对射流破碎长度的影响 非常显著。ZHANG等<sup>[11]</sup>采用大涡模拟的数值方法 研究了超临界条件下温度和压力对射流雾化的影 响,研究结果表明,射流液柱对高温条件比较敏感, 并且随着环境压力的增大,射流深度会下降。陆景 贺等<sup>[12]</sup>采用LES-VOF方法对比研究了流动模糊和 流动聚焦两种模式下射流初次破碎过程的差异,研 究结果表明,流动模糊模式下射流在后两个阶段的

径向速度和形态变化程度均远高于流动聚焦模式。 谢名云等<sup>[13]</sup>采用Euler-Lagrange方法模拟了射流破 碎雾化过程,基于VOF方法捕获了近场射流破碎 过程中相界面的拓扑结构变化,通过Lagrange粒子 追踪方法模化了喷雾液滴的动力学过程,从而得到 了远场油雾分布特征,研究结果表明,由K-H不稳定 性诱导的轴向波的发展主导了射流的柱状破碎。张 权等<sup>[14]</sup>采用RANS-DPM方法和LES-VOF方法,分 别探讨了来流加速度对横向射流外轨迹、SMD分布 及燃油雾化过程的影响,研究结果表明,来流加速度 对横向射流外轨迹和下游SMD分布几乎没有影响; 其可能引起射流液柱破碎点延后、反向对转涡沿喷 射方向分布变宽且沿展向在边缘处强度减弱,但影 响并不显著。

由于航空发动机在不同的工作状态下进气速度 存在较大变化,并且航空发动机运转也会对喷嘴上 游的供油压力产生较大扰动,针对这些变化对燃烧 室雾化效果的影响,本研究设计了同轴射流雾化简 化模型,并采用LES-VOF结合的方法,旨在探究气 流速度与供油压力扰动对燃烧室主燃级雾化过程与 特性的影响规律,进而为燃烧室方案设计与性能优 化提供技术支撑。

#### 2 几何模型与数值方法

#### 2.1 几何模型

基于对计算量的考虑,本研究对计算域几何模型进行了简化。图1为简化后的同轴射流雾化计算域几何模型,其中液流喷口直径¢为0.3 mm,喷口长*l*为0.4 mm,流域为圆柱形,腔体直径Φ为5.0 mm,长*L*为6.5 mm。



图1 同轴射流雾化计算域几何模型 Fig.1 Geometric model of coaxial jet atomization computational domain

#### 2.2 网格划分

为了捕捉液柱破碎过程中发生的形变细节,更 加准确地模拟实际雾化过程,研究中针对计算域中 的不同空间流动结构采用了不同的网格尺寸,以确 保局部网格尺寸能够良好分辨当地流场细节。采用 六面体结构化网格对流域进行离散,在液相可能流 经的区域进行加密处理,网格单元在轴向上均匀分 布,在径向上网格尺度则是由外向内逐渐减小,如图 2所示。最终确定流域网格总数约为4 500万,中心 加密区域网格尺度小于8.0 μm。



(a) 流域网格全局视图



(b) 流域网格中心区局部视图

图2 同轴射流雾化计算域网格

Fig.2 Mesh of coaxial jet atomization computational domain

文献[15]的实验结果表明,采用中等网格(最小 网格尺度为12.5 μm)和密网格(最小网格尺度为 6.5 μm)计算得到的液滴阻力系数基本相同,速度与 压力分布曲线也基本吻合。因此本文的网格尺度能 够描述液柱表面的波动及液丝剥离,满足本研究的 计算要求。

#### 2.3 边界条件

开展了两组工况的数值研究,一组探究燃烧室 进口气流速度对燃油射流雾化的影响,另一组探究 喷嘴上游供油压力扰动对射流雾化的影响。两组工 况中,气相采用空气,液相采用航空煤油(C<sub>12</sub>H<sub>23</sub>), 气相和液相均取操作压力为2.7 MPa,环境温度为 273.15 K时的物性数值,具体数值如表1所示。

第一组工况中,在探究燃烧室进口气流速度对 射流雾化的影响时,液相采用压力进口(Pressureinlet)边界,为0.5 MPa;气相采用速度进口(Velocityinlet)边界,参数设置如表2所示,速度变化范围为 80~160 m/s;计算域出口采用压力出口(Pressureoutlet)边界,出口表压为0 MPa;壁面采用无滑移绝 热壁面边界。

	表1 气液两相基本物性参数	
Table 1	Basic physical properties of the gas phase and liquid	ohase

名称	数值	单位
气相密度( $P_G$ )	34.5	kg/m <sup>3</sup>
液相密度( $\rho_L$ )	848	kg/m <sup>3</sup>
气相黏度( $\mu_G$ )	1.97×10 <sup>-5</sup>	Pa·s
液相黏度( $\mu_L$ )	0.002 4	Pa·s

表2 气相进口速度设置 Table 2 Gas phase inlet velocity settings

	I III IIII	<i>J</i> =
工况	数值	单位
1	80	m/s
2	100	m/s
3	120	m/s
4	140	m/s
5	160	m/s

第二组工况中,在探究喷嘴上游供油压力扰动 对射流雾化的影响时,采用控制变量法,研究了在液 体射流进口处施加压力扰动对射流雾化破碎的影 响,气相采用速度进口(Velocity-inlet)边界,5个工况 中的气流速度均为80 m/s;液相采用压力进口 (Pressure-inlet)边界,外加压力扰动服从正弦函数的 变化规律,大小设置为 $p = H + A \sin(\varphi + \omega t)$ ,单位为 kPa,压力波的传播方向与液柱的射流方向相同。其 中 $\omega$ 根据液柱的固有频率f = 43000 Hz确定,不同工 况下各参数设置如表3所示。计算域出口采用压力 出口(Pressure-outlet)边界,出口表压为0 MPa;壁面 采用无滑移绝热壁面边界。

表3 液相进口压力设置 Table 3 Liquid phase inlet pressure settings

工况	<i>H</i> /kPa	A/kPa	φ	ω
6	500	0	-	-
7	500	5	0	270 040
8	500	15	0	270 040
9	500	25	0	270 040
10	500	35	0	270 040

#### 2.4 数值方法

由于本研究旨在探究液体在初次雾化过程的相

关机理,因此选用了欧拉-欧拉法作为数值模拟方法。对气相进行模拟时,采用LES方法,气液两相流 耦合则采用VOF方法,界面捕捉采用了几何重建格 式。其他物理量的离散均采用二阶迎风格式。在两 相流计算设置中,燃油为第一相,空气为第二相,燃 油与空气之间的表面张力为0.024 N/m,时间步长为 5×10<sup>-8</sup> s。

#### 3 计算结果与分析

#### 3.1 气流速度对射流雾化的影响

#### 3.1.1 液体射流演变过程比较

图3所示为t=45 μs时刻不同气流速度下液体射 流的整体形态。从图中可以看出,液体射流周围存 在大量的韧带结构以及大小不等的液滴,这表明本 研究中数值模拟的时空分辨率足够小,满足相应研 究要求;对比工况1~5可知,当气流速度v=80 m/s时, 液体射流外形基本完整,仅其表面发生了一些形变, 随着气流速度的增大,完整液体射流缩短并伴随着 大量韧带和液滴生成。至v=160 m/s时,液体射流在 喷嘴出口就开始破碎,其表面形变加剧,形态也由较 大的鱼鳞状变为锯齿状,液体射流的下游破碎成大



图3 *t*=45 μs时刻不同气流速度下液体射流的整体形态 Fig.3 Overall morphology of the liquid jet at different airflow velocities at *t*=45 μs

量小液滴,其射流深度约为工况1条件下的3倍。

大量理论表明,液体射流破碎是气动力与液体 表面张力、黏性力等因素综合作用的结果。液体的 表面张力与黏性力都与液体本身性质有关,而本研 究采用的是相同液体,因此重点分析液体射流在流 场中所受到的气动力。图4为*t*=45 µs时刻不同气流 速度下液体射流的涡量图。从图中可以看出,白色 箭头所指的位置处线条非常亮,且呈现波动状,与鱼 鳞状结构吻合;红色箭头标注的区域处射流边缘的 涡量较强,与下游出现小液滴的区域相对应。对比 工况1~5可以看出,随着气流速度的增加,液体射流 表面波动区域的红色占比逐渐增加,表明气液之间 的相互作用增强。这一现象说明气流与液体射流表 面之间强烈相互作用产生的旋涡对射流破碎雾化过 程具有显著影响。



图4 *t*=45 μs时刻不同气流速度下液体射流的涡量图 Fig.4 Vorticity plot of the liquid jet at different airflow velocities at *t*=45 μs

图3和图4共同揭示了不同气流速度下液体射流 破碎及周围液滴形成的主要机制。由于5种工况下 液体射流速度均小于气流速度,液体射流表面受高 速气流的作用被加速,从而导致液片产生脱离液体 射流的趋势,形成鳞片状结构。又因为高速气流掠 过射流表面时在气液界面之间存在强剪切作用,而 液体的表面张力和黏性力对这种气流扰动有抑制作 用,二者相互竞争导致液体射流表面速度在轴向上 表现出不均匀性,因此液体射流表面会出现环形的 凹槽以及之后的环形凸起结构。这些结构又会进一 步对周围气流产生扰动,增强液体射流附近的涡流 强度,二者相互作用,最终导致液体射流的破碎。随 着气流速度的增大,气液之间的相互作用更加剧烈, 气液界面的不稳定性也越来越强烈,液体射流表面 的凹坑逐渐变多并与周围的凹坑发生融合,作用机 制类似于液膜的穿孔破碎模式。凹坑融合的过程中 其边缘在气动剪切力和表面张力的作用下沿着轴向 方向被拉伸形成锯齿状结构,这种形变在液体射流 径向方向上的扰动也随气流速度增大而加深,并伴 随小液滴从锯齿状尖端脱落。

图5为气流速度v=120 m/s时不同时刻下的液相 体积分数截面图,反映了射流液柱在不同时刻液体 射流的运动状态以及射流表面的形变情况。由图可 知,在液体射流的前期,即t<38 μs时,液体射流呈现 轴对称性,将这一阶段定义为轴对称阶段,其特征是 射流周向分布均匀,对周围流场的影响非常小,主要 表现为高速气流对液体射流的冲击与剪切作用。随 着射流向下游发展,当t>58 μs时,液体射流呈现非 轴对称性,将这一阶段定义为非轴对称阶段,其特征



图5 气流速度为120 m/s时液相体积分数截面图 Fig.5 Cross-sectional view of liquid phase volume fraction at v=120 m/s

是气液之间的相互作用强烈,射流表面发生大面积的破碎,在液芯周围有大量的小液滴生成,在周向分 布上表现出不均匀性。

#### 3.1.2 液体射流雾化结果分析

雾化的本质是将大量聚集的燃油最终转化为细 小液滴的过程。通常来说,雾化过程由两个独立的 步骤组成:在初次雾化阶段,燃油受到气动力作用的 影响,其表面不稳定性加剧形成韧带,进而由韧带生 成液滴;初次雾化后,通常认为产生的较大液滴会进 一步破碎成更小的液滴,这一过程被称为二次雾化。 上述过程共同决定了燃油喷雾的液滴尺寸分布等。

图6为稳定雾化状态下液滴群SMD随气流速度 的变化曲线。从图中可以看出,随着气流速度的增 大,液滴群SMD逐渐减小,这是因为气体的湍流加 剧了射流表面波的振动效应,从而导致射流的不稳 定性进一步提高,进一步加剧液滴的雾化效应。然 而当气流速度增大到一定程度后,其对喷雾液滴群 SMD的影响逐渐减弱。



图6 液滴群SMD随气流速度的变化曲线 Fig.6 SMD of the droplet group vs. airflow velocity

图7为稳定雾化状态下液体射流破碎距离随气 流速度的变化曲线。从图中可见,随着气流速度的 增大,液体射流破碎距离逐渐缩短,这是因为随着 气流速度的增大,气液之间的相互作用效果加强, 液体射流破碎发生的进程在加快,即射流初次雾化 破碎和二次雾化破碎完成所需的时间缩短了。但 是这种变化趋势在气流速度位于140~160 m/s范围 内也达到一个阈值。以上结果均表明,燃烧室进口 气流速度对液体射流雾化的影响效果并不是单调 变化的。





#### 3.2 供油压力扰动对射流雾化的影响

#### 3.2.1 液体射流演变过程比较

图8为t=130 μs时刻不同供油压力扰动下液体射 流的整体形态,从图中可以看出,不同供油压力扰动 下射流喷雾的整体外在形态相似,5种工况下完整液 芯未扰动长度(红色线条左侧区域)基本相同。这表 明,在雾化早期,外加压力扰动对液柱的影响很小。

对比工况6~10可以看出,液体射流在周围气流



图8 *t*=130 μs时刻不同供油压力扰动下液体射流的整体形态 Fig.8 Overall morphology of the liquid jet under different fuel supply pressure perturbations at *t*=130 μs

作用下,先在表面形成轴向不均匀的波纹状结构,随 着射流向下游发展,其表面局部轴向速度较大的波 峰演变为锯齿状尖端,这也是液体射流表面生成韧 带的基础。随着压力扰动幅值的增大,液体射流内 部的不稳定性增大,进而影响液体射流的表面形变, 这是导致较为规则的波纹状结构逐渐缩短并最后消 失的主要原因。同时,随着压力扰动幅值的增加,工 况8~10中出现了较大的环形凸起结构(白色箭头 处),其对周围气流有较强的扰动,加剧了气液之间 的相互作用。工况10中,这种环形凸起结构的边缘 生成环形韧带(黄色线框区),下游产生较多的小液 滴,表明此结构对射流液柱的雾化有促进作用,进而 表明适当的压力扰动对雾化过程是有益的。

图9为t=130μs时刻不同供油压力扰动下液体射 流的涡量图。从图中可以看出,气液交界面处的涡 量最大,而且5种工况下液体射流都存在一段涡量分 布均匀的区域(红色直线左侧的区域),此区域内液 体射流与气流之间的相互作用不明显,液体射流表 面的形变主要由其初始物态决定,例如黏度、表面张 力、惯性力等;随着液体射流的不断发展,气液之间 相互作用加强,射流表面产生了较大的形变,从而对 周围气流产生了强烈的扰动(红色和绿色直线中间



图9 *t*=130 μs时刻不同供油压力扰动下液体射流的涡量图 Fig.9 Vorticity plot of the liquid jet under different fuel supply pressure perturbations at *t*=130 μs

区域)。随着外加压力扰动幅值的增大,气流对液体 射流表面的弱扰动长度在缩短,液体射流表面发生 较大形变的位置在逐渐前移。而且从图中可以清楚 地看到上文提到的随着压力扰动强度的增大出现的 环形凸起结构的上下游涡量分布较大,表明此处的 气液相互作用加强,对液体射流的雾化有促进作用。

图10为t=130 µs时刻不同供油压力扰动下液相 体积分数截面图。图中红色直线所处的位置为射流 表面发生形变的初始位置,红色箭头指示的区域为 射流表面发生较大形变的位置,此时液体射流开始 呈现非轴对称性,进入非轴对称阶段,其特征是气液 之间的相互作用强烈,在周向分布上表现出不均匀 性。随着压力扰动强度的增加,液柱表面发生较大 形变的位置在逐渐前移。图中绿色直线与蓝色直线 的区域仍然有较大的液体块,在此区域供油压力扰 动对液体射流的影响较小,射流的破碎主要受到外 界气流的剪切作用,但随着压力扰动的增大,此区域 的液体直径在逐渐下降,射流表面发生大面积的破 碎,在液芯周围有大量的小液滴生成,并且出现了较 多断裂的韧带结构(蓝色椭圆形线框圈出区域),非 轴对称性更明显。



图10 t=130 µs时刻不同供油压力扰动下 液相体积分数截面图

Fig.10 Cross-sectional view of liquid phase volume fraction under different fuel supply pressure disturbances at  $t=130 \ \mu s$ 

#### 3.2.2 液体射流雾化结果分析

图11为不同供油压力扰动下液滴群SMD随时间的变化曲线。由图可知,不同供油压力扰动下的 液滴群SMD随时间的发展都呈现出相似的规律,液 滴群SMD先缓慢增加,在t>100 μs达到稳定雾化阶 段后,在一定的范围内上下波动。



图11 不同供油压力扰动下液滴群SMD随时间的变化曲线 Fig.11 SMD of the droplet group vs. time under different fuel supply pressure perturbations

图12为稳定雾化阶段液滴群SMD随供油压力 扰动的变化曲线。通过比较可以看出,随着供油压 力扰动的增大,液滴群SMD呈现先降低后增加的趋 势,工况9液相进口增加的压力扰动幅值为工况1固 定压力的5%,此条件下,液滴群SMD最小。



图12 液滴群SMD随供油压力扰动的变化曲线 Fig.12 SMD of the droplet group vs. fuel supply pressure perturbation

雾化均匀度R是指燃料雾化后液滴颗粒尺寸的 均匀程度,可用液滴分布均匀性指数n来衡量<sup>[16]</sup>,本 研究中n取值为3。根据雾化均匀度的好坏可将射流雾化过程分为3个阶段:第一阶段为液体射流破碎早期,供油压力扰动对射流表面以及射流前端小液滴的生成过程影响较小;第二阶段,随着液体射流的发展,供油压力扰动对液体射流破碎过程的影响逐渐增大;第三阶段,当液体射流发展到后期,液体射流基本破碎完成,液滴的尺寸分布也趋于稳定。

图13为100~130 μs内不同供油压力下液滴的累 积体积。从图中可以看出,5种不同供油压力扰动下 相同时间段内的雾化均匀度相差较小,工况8液相进 口增加的压力扰动幅值为工况6固定压力的3%,此 时喷雾液滴相比其他工况均匀度更好。这是因为供 油压力扰动增大对雾化的促进主要作用于第二阶 段,即液体射流的初次雾化阶段。由于第一阶段雾 化均匀度最高,第二阶段雾化均匀度最低,第三阶段 雾化均匀度最高,第二阶段雾化均匀度最低,第三阶段 雾化均匀度介于两者之间,供油压力扰动的增大一 方面会缩短第二阶段的持续时间,对整体雾化均匀 度起积极作用;另一方面会提前第二阶段的开始时 间,对整体雾化均匀度起消极作用。在两者综合影 响下,雾化均匀度随供油压力扰动增大呈现出先升 高再降低的趋势。





根据上述分析可知,在本研究中,液相进口增加 的压力扰动幅值在供油压差的3%~5%之间时,液体 射流雾化效果有所改善。

#### 4 结论

采用LES-VOF结合的方法对中心分级燃烧室

同轴射流雾化开展了数值研究,对比分析了不同气 流速度和供油压力扰动条件下,初次雾化过程液体射 流发生的形态变化及其雾化特性。主要结论如下:

(1) 燃烧室进口气流速度的增大将加快液体射流破碎过程,但气流速度对射流雾化的影响效果并不是单调变化的,当气流速度增大一定程度后,其对射流雾化的影响逐渐减弱。

(2)喷嘴上游供油压力扰动对同轴射流雾化过 程具有一定的促进作用,但影响相对较弱。供油压 力扰动一方面提前了初次破碎发生的时间,另一方 面缩短了雾化过程持续的时间。当液相进口外加压 力扰动幅值在供油压差的3%~5%之间时,液体射流 的雾化效果改善,进口压力扰动的继续增大反而不 利于射流的破碎雾化。

#### 参考文献:

- [1] 马存祥,唐 军,邓远灏,等. 主燃级基于旋流直射式 喷嘴的超低排放燃烧室实验研究[J]. 推进技术, 2023,44(8):131-141.
- [2] SALVADOR F J,S. R, Crialesi-Esposito M, et al. Analysis on the effects of turbulent inflow conditions on spray primary atomization in the near-field by direct numerical simulation[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2018, 102:49–63.
- [3] FARAGÓ Z, CHIGIER N. Parametric experiments on coaxial airblast jet atomization[R]. ASME 90-GT-081, 1990.
- [4] MATAS J P, CARTELLIER A. Flapping instability of a liquid jet[J]. Comptes Rendus Mécanique, 2013, 341 (1-2):35-43.
- [5] HUANG Junkai, ZHAO Xin. Numerical simulations of atomization and evaporation in liquid jet flows[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2019, 119: 180-193.
- [6] TIAN Xiushan,ZHAO Hui,LIU Haifeng, et al. Threedimensional large eddy simulation of round liquid jet primary breakup in coaxial gas flow using the VOF method[J]. Fuel Processing Technology,2015,131: 396-402.
- [7] TIAN Xiushan, Zhao Hui, Liu Haifeng, et al. Effect of central tube thickness on wave frequency of coaxial liquid jet[J]. Fuel Processing Technology, 2014, 119: 190-197.
- [8] CHARALAMPOUS G, HARDALUPAS Y, TAYLOR A. A novel technique for measurements of the intact

liquid jet core in a coaxial airblast atomizer[R]. AIAA 2007-1337,2007.

- [9] CHARALAMPOUS G, HADJIYIANNIS C, HARDA-LUPAS Y. Comparative measurement of the breakup length of liquid jets in airblast atomisers using optical connectivity, electrical connectivity and shadowgraphy [J]. Measurement, 2016, 89:288–299.
- [10] LYU Ming, NING Z, YAN K. Study on the breakup of liquid jet in a coaxial swirling compressible gas flow[J]. Nonlinear Dynamics, 2019, 97(2):1263-1273.
- [11] ZHANG Jibao, ZHANG Xin, WANG Tao, et al. A numerical study on jet characteristics under different supercritical conditions for engine applications[J]. Applied Energy, 2019, 252:113428.

- [12] 陆景贺,李 珊,傅 琳,等. 低排放燃烧室空气雾化 喷嘴射流破碎特性研究[J]. 热能动力工程,2023,38 (5):154-161.
- [13] 谢名云,濮天昊,刘 洪,等. 基于VOF-LPT模型的强 旋来流条件横向射流破碎雾化特征研究[J]. 应用数 学和力学,2023,44(9):1054-1069.
- [14] 张 权,刘玉英,刘坤霖,等.时变来流条件下横向射流燃油破碎和雾化特性数值研究[J/OL].航空动力学报:1-11[2024-06-14]. https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220608.
- [15] 李 春. 超声速横向气流中液体射流表面波及射流破 碎机理研究[D]. 长沙:国防科技大学,2020.
- [16] 张 群,黄希桥. 航空发动机燃烧学[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社,2020.

10



摘 要:采用试验方法研究了不同供气方案和有无火焰筒气膜冷却对燃气轮机中心分级旋流燃烧室燃烧性能的影响规律。结果表明:①气膜冷却处理可显著降低出口平均温度,恶化出口温度分布;②油气比和供气方式与火焰筒空间燃烧温度都有较强相关性,当预燃级当量比较大时,靠近中间区域燃烧温度更高;③相比于主燃级,预燃级局部当量比变化对出口NO以及CO浓度的影响更大;④相较于无气膜冷却,有气膜冷却时CO排放显著增加,NO排放降低。

关键词:中心分级旋流燃烧室;供气方案;气膜冷却;燃烧温度;排放;燃烧性能
 中图分类号:V231.2
 文献标识码:A
 文章编号:1672-2620(2024)03-0010-08
 DOI:10.3724/j.GTER.20240028

# Experimental study on combustion performance of centrally-staged swirl combustor

ZUO Shihao<sup>1</sup>, SHAO Yanbo<sup>1</sup>, ZHAO Ningbo<sup>2</sup>, YAN Yingwen<sup>1\*</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

**Abstract:** The effects of different gas supply schemes and with or without flame tube film cooling on the combustion performance of gas turbine centrally staged swirl combustor was studied by experimental method. The results show that: 1) The film cooling treatment can significantly reduce the average outlet temperature and deteriorate the outlet temperature distribution; 2) Both the fuel-air ratio and the air supply mode have a strong correlation with the combustion temperature near the flame tube space. When the value of the class equivalent is relatively large, the combustion temperature near the middle area is higher; 3) Compared with the main combustion stage, the local equivalence ratio change of the pre-combustion stage has a greater impact on the NO and CO concentration at the outlet. 4) Compared with no film cooling, CO emission increases significantly and NO emission decreases with film cooling.

Key words: centrally staged swirl combustion chamber; gas supply scheme; film cooling; combustion temperature; emission; combustion performance

### 1 引言

燃气轮机作为现代热动力装置中最先进的设备 之一,被喻为机械工业皇冠上的明珠<sup>[1]</sup>。由于天然 气具备储量丰富、成本低和热值高等优点,大多数的 燃气轮机以天然气为燃料<sup>[2]</sup>。目前,随着燃气轮机 输出功率的不断增加,燃烧室压力和温度不断上升, 导致NO<sub>x</sub>等污染物排放增多<sup>[3]</sup>。为此,发展燃气轮 机低污染燃烧技术显得尤为重要<sup>[4]</sup>。

近年来,为同时满足高温升和低污染排放的需求,中心分级低污染燃烧室成为研究的关注焦点<sup>[5]</sup>。这种燃烧室通常由中心的预燃级和同心环绕预燃级的主燃级构成<sup>[6]</sup>,通过火焰筒头部的旋流

收稿日期:2024-04-01

作者简介:左世豪(2003-),男,安徽宣城人,硕士研究生,主要从事航空发动机燃烧技术研究。

通信作者:颜应文(1978-),男,教授,博士生导师,博士,主要从事航空发动机燃烧技术研究。E-mail:yanyw@nuaa.edu.cn

器形成径向分区的流场,其中预燃级在中心形成低 速回流区,主燃级则在外围形成主燃烧区<sup>[7]</sup>。在低 功率状态,只有预燃级富油工作,以降低CO和UHC 的排放量,同时提高点火和贫油熄火裕度;在较高功 率(30%功率以上)状态下,预燃级和主燃级将同时 工作,实现了高温升与低排放的目标<sup>[8]</sup>。中心分级 旋流燃烧室的设计基于旋流运动和分级燃烧的结 合,通过精确控制燃料和空气的混合比例以及流动 特性,实现了燃烧过程的高效和均匀。这种设计不 仅提高了燃烧效率,降低了燃料消耗,而且还有效减 少了氮氧化物等污染物的生成,满足了日益严格的 环保标准<sup>[9]</sup>。

针对中心分级旋流燃烧室,国内外研究人员开展了大量的工作。王智辉等<sup>[10]</sup>对中心分级环形模型燃烧室进行了实验研究,发现通过在燃烧室头部安装导流环能够有效降低环形燃烧室贫油点火边界。金明等<sup>[11]</sup>基于高频粒子图像测速法(Particle image velocimetry,PIV)研究发现,对于中心分级燃烧室,主燃级为旋流火焰时,预燃级的旋流空气会破坏流场中的回流区,加剧主燃级火焰的不稳定性。史挺等<sup>[12]</sup>对中心分级燃烧器掺氢进行试验研究,发现随着掺氢体积比的增加,火焰前沿向上游移动,两级火焰间距缩短,火焰干涉对应的脉动模态的能量占比增大,加强了压力与热释放的耦合,导致燃烧室内的压力响应及热释放响应增大。

GE公司的双环腔预混涡流器(Twin annular premixing swirler, TAPS)系列燃烧室也采用中心分 级燃烧方案,取得了显著的技术和商业成功。TAPS I低污染燃烧技术已成功应用于GEnx系列发动机, 在1个标准LTO循环下,NO<sub>x</sub>排放较CAEP/6标准降 低了40%~50%,同时CO和UHC排放水平较CAEP/6 标准低50%以上,使其成为当前最先进的民用低污 染发动机<sup>[13-14]</sup>。随后又提出了TAPS II方案,在 TAPS I方案的基础上进行了改进。一方面,通过改 进主燃级旋流器的数量和布置,增加旋流器数量,并 采用多种位置的组合以加强油气混合效果<sup>[15-16]</sup>;另 一方面,通过改进主燃级燃油喷射,在主燃级的燃油 直射式喷口外圈开设若干进气孔,实现空气包裹燃 油一起进入预混通道,旨在利用空气的气动力增强 燃油的雾化效果和与空气的混合效果<sup>[17-18]</sup>。

上述工作虽取得了诸多成果,但均未研究中心 分级旋流燃烧室内燃烧火焰温度与出口污染物(包 括NO和CO)排放之间的内在联系。为此,本文以某 燃气轮机中心分级旋流燃烧室为研究对象,试验研 究了油气比、供气方式和有无气膜冷却等对燃烧室 中空间燃烧温度与出口CO和NO<sub>x</sub>排放的影响,可为 燃气轮机低污染燃烧室的设计提供参考。

#### 2 研究对象与试验系统

#### 2.1 研究对象

研究对象为某燃气轮机中心分级旋流模型燃烧 室,如图1所示。该燃烧室长324 mm,高129 mm,采 用分级分区燃烧原理,其旋流器分为主燃级与预燃 级。中心分级旋流模型燃烧室头部旋流器正视图如 图2(a)所示,旋流器采用两级旋流叶片,预燃级/主燃 级分级面积比为0.176,预燃级布置8个叶片,叶片安 装角为40°,主燃级布置16个叶片,叶片安装角为 38°。旋流器中心剖面图如图2(b)所示,旋流器每个 叶片上有3个甲烷燃料喷孔,甲烷分3路供给,分别称 为中心级、预燃级和主燃级。中心级甲烷燃料从中



图1 燃烧室模型 Fig.1 Combustion chamber model





(a) 旋流器正视图

(b) 旋流器中心剖面图

图2 中心分级旋流燃烧室头部旋流器几何模型 Fig.2 Geometric model of swirler for centrally staged swirl combustor head 心喷孔喷出,起点火作用,中心级进行扩散燃烧;预 燃级和主燃级甲烷燃料从叶片上的小孔喷出与来流 空气进行预混,形成预混气,预混气进入燃烧室进行 贫油预混燃烧,降低燃烧温度,从而减少热力型NO 生成。

#### 2.2 单头部模型燃烧室试验系统

单头部模型燃烧室燃烧性能试验在常温常压下 进行,试验系统如图3所示,主要由燃料供应系统、空 气供应系统、核心段和测量段组成。试验采用纯度 为99.9%的甲烷作为燃料,甲烷气瓶出口连接减压 阀、甲烷流经3路供气管路,中心级甲烷气从中心喷 孔喷出,预燃级和主燃级甲烷气从两级旋流器叶片 孔喷出,甲烷流量通过七星D07-60G型甲烷质量流 量计测量,准确度±2%,流量大小通过减压阀控制。 由压气机产生的空气经转接段进入矩形流道的前测 量段,空气流经旋流器与旋流器叶片孔喷出的甲烷 进行混合,进入火焰筒内参与燃烧,空气质量流量由 孔板流量计测量。核心段为单头部模型燃烧室,燃 烧室火焰筒两侧采用石英玻璃以便于观察燃烧形 态,火焰筒上、下壁面则采用2套不同结构,分别为有 气膜冷却板和无气膜冷却板的火焰筒(图4),研究有 无气膜冷却时火焰筒近壁面燃烧反应淬熄(主要研 究近壁面淬熄对污染物CO生成的影响)对燃烧室出 口CO排放的影响。有气膜冷却板的火焰筒如图4 (b)所示,气膜冷却孔沿流向方向呈菱形排布,与水 平方向成30°角。





#### 2.3 测量系统

对模型燃烧室出口温度和火焰筒空间燃烧温度 进行了测量。前者主要评价燃烧室出口温度分布情况,后者主要评价不同油气比和供气方案对火焰筒 空间燃烧温度的影响,从而分析对污染物热力型NO 生成的影响。



图4 火焰筒上壁面 Fig.4 Flame tube upper wall

#### 2.3.1 出口温度测量

燃烧室出口温度测量系统如图5所示。图5(a) 为测温耙结构,由于燃烧室出口总温不高,因此采用 直径为1 mm的K型热电偶进行测温。温度耙沿高 度方向上有5个测点,在出口宽度方向横向移动3个 不同测量位置,共计15个测点。出口截面测点位置 分布如图5(b)所示,其中x表示燃烧室的周向宽度, y表示燃烧室的径向高度。后续对15个测点温度进 行平均,用出口平均温度开展定量分析。K型热电 偶使用温度为-200~1300 ℃。K型热电偶的不稳定 性、不均匀性、参考端温度变化以及热传导所引起的 测量误差,一般是由于加工制造过程中的不确定因 素所致,另外是测量系统及仪器本身存在误差或人 为因素造成。试验进行多次测量取平均值,尽量减 小误差,其测量结果具有较好的重复性。

#### 2.3.2 空间温度测量

试验使用可调谐半导体激光吸收光谱(Tunable diode laser absorption spectroscopy,TDLAS)系统对 模型燃烧室火焰筒内空间燃烧温度进行测量。 TDLAS技术采用波长可调谐、窄线宽的半导体激光 器作为光源,实现对气体组分的高分辨率光谱测量, 包括温度、浓度和流速等参数。其高光谱分辨率使 其能够通过选择特定的谱线,避开其他气体吸收光 谱的干扰,从而在实际测量中不受环境气氛变化的 影响。

TDLAS的空间温度测点在火焰筒头部燃烧区域,如图1和图6所示。图6中z为燃烧室的轴向尺寸,Point 1和Point 2沿高度对称布置,Point 3和Point 4沿高度对称布置,Point 5处于中间截面上。温度测







图6 空间温度测点图 Fig.6 Space temperature measuring point diagram

量结果为光穿过对应点之间的光线上所有燃气温 度的平均值。TDLAS流速范围为马赫数小于0.3, 温度测量范围为500~2 000 K(在流场速度范围内, 均能实现该温度测量范围,并且保证相应测量误 差),与高精度热电偶温度传感器相比温度测量误 差<5%。

#### 2.3.3 燃气分析

在火焰筒出口测量段布置采样耙,对出口燃气 进行采样,并按照国际民航组织航空环境保护委员 会(CAEP)标准送至气体分析仪。气体分析仪基于 非分散红外(NDIR)原理进行浓度检测

燃气组分浓度的测量值影响因素较多,主要包括取样器结构、过程温度控制和仪器精度等。通过 电伴热保温管基本可以实现样气温度的精确控制, 高性能的分析仪器可以保证仪器线性偏差、24 h内 漂移偏差和输出信号波动偏差在1%以内,满足CO 与NO测量精度的要求。

#### 2.4 试验工况

所有试验工况来流空气均为常温常压空气。定 义油气比FAR为甲烷质量流量与空气质量流量之 比。主要分析了不同油气比和有无气膜冷却对火焰 筒内空间燃烧温度、出口污染物排放的影响。试验 各工况的具体参数如表1所示。为了保证增加气膜 冷却后,燃烧室总压损失不变,根据调试经验,控制 冷却气流量为18 g/s。此时总的空气流量为168 g/s, 尽管比无气膜冷却工况下的空气流量增加了12%, 但是2种条件下燃烧室压损相同。

表1 试验工况表 Table 1 Test conditions table

<b>会与</b> 求良,必 把与冻		甲烷流量/(g/s)			油气比		
Case	空气沉重/ (g/s)	禄如飞流 量/(g/s)	中心级	预燃级	主燃级	无气膜 冷却	有气膜 冷却
1	150	18	0.1	1.76	0	0.012	0.011
2	150	18	0.1	1.76	1.84	0.025	0.022
3	150	18	0.1	1.38	1.84	0.022	0.020
4	150	18	0.1	1.38	2.24	0.025	0.022

#### 3 试验结果分析

#### 3.1 火焰筒空间燃烧温度分布

利用TDLAS测得的火焰筒内空间燃烧温度分布如图7所示。由于Point 1和Point 2、Point 3和Point 4均沿中心轴线上下对称分布,因此4种工况下Point 1和Point 2温度较为接近,Point 3和Point 4温度也较



为接近;从Point 1(Point 2)、Point 3(Point 4)到Point 5温度呈下降趋势,其中Case 1下降趋势非常明显。 这是由于Case 1当量比小,且全部为预燃级供气,红 外光源在Point 1和Point 2处穿过了火焰面,导致光 程下平均温度较高。另外3个工况下温度也有较为 明显的下降。Case 2到Case 4增加了2级当量比,空 间温度上升明显,在靠近燃烧区域由于燃料供给方 式不同温度分布较为复杂,但整体上温度空间分布 仍然与当量比有较强的相关性。Point 5靠近出口位 置,在此位置燃料燃烧较为充分,此位置处Case 2温 度高于Case 4温度, Case 2和Case 4总当量比相同, Case 2主燃级当量比更大。说明相同当量比下的不 同燃料供给方式对空间温度分布影响较大,预燃级 当量比较大时,靠近中间区域温度更高。

#### 3.2 出口温度分布

中心分级旋流模型燃烧室火焰筒在无气膜冷却 下Case 2的燃烧火焰如图8所示。甲烷在燃烧室火

焰筒中贫油预混燃烧,火焰通体呈蓝色。这是由于 主燃级预混燃烧,燃烧效率很高,导致整体火焰筒内 空间火焰温度较低。火焰锥角约为120°,火焰前沿 略有波动,但整体相对稳定。蓝色火焰集中于燃烧 室前半部分,此处是涡流器所形成的中心回流区,为 主要反应区。后续将从平均出口温度以及出口温度 分布系数(Outlet temperature distribution factor, OTDF)来分析燃烧室出口温度场。OTDF计算公 式为:

$$OTDF = \frac{T_{4\text{max}} - T_{4\text{ave}}}{T_{4\text{ave}} - T_{3\text{ave}}} \tag{1}$$

式中: $T_{4max}$ 和 $T_{4ave}$ 分别为燃烧室出口的最高温度和 平均温度,由试验测得;T3ave为燃烧室进口平均温 度,为常温。

有无气膜冷却时,各工况下燃烧室出口温度分 布如图9所示。在无气膜冷却模型中,各工况的 OTDF均在0.2以内,出口温度场分布较为均匀。对 比4种工况可以发现,预燃级和主燃级当量比对出口 温度有一定的影响,得出的规律和由TDLAS测得的 规律一致,Case 2较Case 1大量增加了主燃级燃料供 给,出口温度大幅度提升:Case 3较Case 2降低了预



图8 燃烧火焰

Fig.8 Combustion flame



图9 出口温度和出口温度分布系数 Fig.9 Outlet temperature and OTDF

燃级燃料供给,出口温度有所下降;Case 4较Case 3 增加了主燃级燃料供给,出口温度升高。从出口温 度图看,总当量比是影响出口温度的主要因素,4种 工况中Case 1当量比最小,温度最低,Case 3当量比 次之,Case 2与Case 4当量比最大,但区别在于预燃 级与主燃级的燃油流量分配,Case 2的出口温度略 高于Case 4。

在有气膜冷却的模型中,4种工况下OTDF均有 所增加,出口温度均匀性变差,此时出口温度显著降 低300 K左右。这是由于冷却气使总的空气流量增 加了12%,达到168 g/s,增加的冷却气对主燃区温度 影响很小,但对出口平均温度影响很大。冷却气随 着高温气流向后流动,逐渐掺混,吸收一部分高温气 流的热量,一定程度上恶化了出口温度场的均匀性, 且使得出口温度有所降低。

#### 3.3 出口污染排放性能

#### 3.3.1 出口CO排放规律

4种工况下出口平均CO浓度如图10所示。低当量比状态下,与主燃区燃烧温度负相关,温度越低, 化学反应速率越低。反应不够充分,是CO大量产生的原因,此时CO排放会随着当量比的增加而降低。



图10 出口平均CO排放 Fig.10 Average CO emission at the outlet

在无气膜冷却的模型试验中,TDLAS与热电偶 测得的燃烧温度和出口温度与CO排放趋势恰好相 反。Case 2的CO排放最低,其次是Case 4,随后是 Case 3,Case 1的CO排放最高。Case 2在Case 1的基 础上大幅度增加了主燃级的甲烷流量,使主燃区燃 烧温度大幅度增加,导致更多的CO参与反应生成 CO<sub>2</sub>,故出口CO浓度大幅度降低;Case 3较Case 2降 低了预燃级甲烷流量,使得预燃级局部燃烧温度下 降,出口CO浓度上升;Case 4较Case 3增加了主燃级 甲烷流量,因此出口CO浓度小幅度降低。对比Case 1到Case 4的燃料供给变化可以发现,Case 1到Case 2主燃级从不供给燃料到供给1.84 g/s的甲烷,出口 CO浓度下降0.136 6%,而Case 2到Case 3预燃级只 是小幅度下降,从1.76 g/s降低到1.38 g/s,出口CO浓 度上升了0.130 6%,由此可见,预燃级局部当量比变 化对出口CO浓度的影响相比于主燃级局部当量比 变化对出口CO浓度的影响更大,但影响规律相同, CO出口浓度均随着当量比的增加而降低。

有气膜冷却时CO平均浓度均大于无气膜冷却 时CO平均浓度。影响CO生成的另一个重要因素是 火焰筒壁面附近火焰淬熄<sup>[19]</sup>,有气膜冷却时,火焰 筒壁面附近冷却气与燃烧火焰接触时,火焰发生淬 熄,CO生成CO<sub>2</sub>的化学反应被冻结,导致大量CO产 生。在Case 1时,有无气膜冷却对出口CO浓度差别 很小,这是由于Case 1只有预燃级供给甲烷气,火焰 靠近中心预燃级,火焰筒壁面附近几乎没有火焰,火 焰筒冷却气导致的淬熄作用很弱,因此出口CO排放 相差不大。Case 2相较于Case 1大大增加了主燃级 燃料的供给,有无气膜冷却的出口CO浓度差异明显 增大,由于主燃级燃料的供给,靠近火焰筒壁面附近 产生火焰,冷却气使得壁面附近火焰淬熄,产生大量 CO,说明火焰筒壁面淬熄对出口CO影响很大。 Case 3相较于Case 2降低了预燃级燃料的供给,有无 气膜冷却时出口CO浓度差和Case 2时基本相似,这 是因为Case 2和Case 3主燃级燃料供给保持不变, 说明由于主燃级供给引发的靠近火焰筒壁面淬熄作 用对CO生成基本相同。Case 4相较于Case 3又增加 了主燃级燃料量,有无气膜冷却时对出口CO浓度差 异继续增加,说明随着主燃级油气比的增大,火焰筒 壁面淬熄作用更加明显,出口CO排放也更多。

综上所述,火焰筒壁面淬熄现象会使壁面生成 大量CO,且主要受主燃级油气比的影响,预燃级油 气比对壁面淬熄CO生成基本无影响。

#### 3.3.2 出口NO排放规律

4种工况下燃烧室出口平均NO浓度如图11所示。氮氧化物的生成主要包括3个途径:热力型NO、瞬时型NO和燃料型NO<sup>[20]</sup>。热力型NO主要受燃烧温度影响,且产量和生成速度随燃烧温度的升高呈指数增长。瞬时型NO主要产生于碳氢化合物含量较高、氧浓度较低的富燃料区,由于本模型燃烧室主

燃级采用贫油预混燃烧的形式,故瞬时型NO不考虑。燃料型NO的产生是由于燃料中的氮氧化物在燃烧过程中发生氧化反应而生成NO,本试验燃料为甲烷,故不考虑燃料型NO。因此NO生成主要考虑热力型NO,而热力型NO与燃烧温度正相关。

由TDLAS和热电偶分别测得的燃烧区温度和 出口温度,均有T<sub>Case 2</sub>>T<sub>Case 4</sub>>T<sub>Case 3</sub>>T<sub>Case 1</sub>。温 度变化规律与图11所示的NO排放规律一致,如图12 所示。无气膜冷却工况下,出口平均温度与NO排放 变化规律一致;有气膜冷却时,也满足这一规律。



图11 出口平均NO排放 Fig.11 Average NO emission at outlet



图12 无气膜冷却工况下出口平均温度与NO排放 Fig. 12 Average outlet temperature and NO emission under no film cooling condition

在无气膜冷却工况下,对比Case 1到Case 4的燃料供给变化可以发现,Case 1到Case 2主燃级从不供给燃料到供给1.84 g/s的甲烷,NO浓度升高了0.001 42%,而Case 2到Case 3预燃级甲烷只是小幅度下降(从1.76 g/s降低到1.38 g/s),出口NO浓度下降了0.000 87%,Case 3到Case 4主燃级从供给1.84 g/s的甲烷增加到供给2.24 g/s的甲烷,而出口NO的

增长很小。究其原因,一方面甲烷流量增大不是太 多,另一方面主燃级是贫油预混燃烧模式,少量增大 主燃级甲烷流量对温度的提升有限。因此,预燃级 局部当量比变化对出口NO浓度的影响,相比于主燃 级局部当量比变化对出口NO浓度的影响要更大,但 影响规律相同,出口NO浓度均随着当量比的增加而 逐渐增加,且有气膜冷却时,也满足此规律。

对比有无气膜冷却时出口NO排放量发现,有气 膜冷却时出口NO排放均小于无气膜冷却时。这主 要是一方面通入冷却气后总油气比相应降低,导致 火焰筒中燃烧温度相应降低,热力型NO生成量降 低;另一方面,由于冷却气使总的空气流量增加 12%,即使火焰筒中NO生成量保持不变,出口NO浓 度也会随之降低。

#### 4 结论

对燃气轮机中心分级旋流燃烧室燃烧性能进行 了试验研究,主要分析了油气比、供气方式和有无气 膜冷却对火焰筒内燃烧温度、出口温度分布、出口污 染(CO、NO)排放的影响。主要结论如下:

(1) 气膜冷却处理可显著降低出口平均温度,恶化出口温度分布。

(2)油气比变化和供气方式都对火焰筒中空间 燃烧温度分布产生较强影响,当预燃级当量比较大时,靠近中间区域燃烧温度更高。

(3)相比于主燃级,预燃级局部当量比变化对 出口NO以及CO浓度的影响更大。

(4) 相较于无气膜冷却,有气膜冷却时CO排放 显著增加,NO排放降低。

#### 参考文献:

- [1] 文 蹈. 燃气轮机:从走马灯到工业明珠[J]. 装备制造,2013,(11):52-55.
- [2] 尉曙明,索建秦. 航空衍生工业燃气轮机双燃料贫燃
   预混低污染燃烧技术[J]. 航空动力学报,2015,30
   (9):2049-2057.
- [3] 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,2009:333-350.
- [4] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(4): 554-558.
- [5] 林宏军,尚守堂,程 明,等. 高油气比燃烧技术工程应 用与发展分析[J]. 航空发动机,2021,47(4):72-81.

- [6] 肖茹洁. 双环预混旋流燃烧室燃烧特性研究[D]. 辽 宁 大连:大连海事大学,2020.
- [7] 李美烨,程 明,林宏军,等. 主燃级旋流数对中心分级燃烧室流场的影响[J]. 航空发动机,2018,44(6): 50-53.
- [8] 林宏军,常 峰,程 明. 中心分级燃烧室技术和工程 应用研究[J]. 航空动力,2018,(3):41-44.
- [9] 王 多,李 锋,赵 凯. 3级旋流器各级气量变化 对燃烧性能的影响[J]. 航空发动机,2024,50(2): 65-76.
- [10] 王智辉,张 弛,甘志超,等.中心分级环形燃烧室液 雾点熄火边界研究[J].北京航空航天大学学报, 2023,1-11.DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0352.
- [11] 金 明,陆羽笛,李原森,等.中心分级燃烧器流-热-声 动态特性实验研究[J].清华大学学报(自然科学版), 2024,64(1):99-108.
- [12] 史 挺,金 明,葛 冰,等. 燃气轮机中心分级燃烧器天然气掺氢燃烧的受迫振荡特性[J]. 上海交通大学学报,2024,58(3):304-311.
- [13] CHANG C T,LEE Chiming,HERBON J T, et al. NASA environmentally responsible aviation project develops next-generation low-emissions combustor technologies (phase I)[J]. Journal of Aeronautics &

Aerospace Engineering, 2013, 2(4): 1000116.

- [14] MONGIA H C. TAPS: A fourth generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA 2003-2657,2003.
- [15] International Civil Aviation Organization, ICAO Engine Emissions Databank[DB]. 2015.
- [16] FOUST M J, MONGIA H C. Method and apparatus for controlling combustor emissions[P]. US Patent, US6418726B1,2002-07-16.
- [17] FOUST M J, MONGIA H C. Methods and apparatus for mixing fuel to decrease combustor emissions[P]. US Patent, US006484489B1, 2002-09-26.
- [18] HSIEH S Y, HSIAO G C C, LI S C, et al. Air-assisted fuel injector for mixer assembly of a gas turbine engine combustor[P]. US Patent, US20070028617A1, 2007-02-08.
- [19] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2):179–186.
- [20] SCHÜTZ H, LÜCKERATH R, KRETSCHMER T, et al. Analysis of the pollutant formation in the FLOX® combustion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(1):011503.





**摘** 要:针对新设计的一种双涡控径向分级燃烧室流场特性,采用粒子图像测速仪试验的方式,获得不同压降 (1.5%~5.5%)下该型燃烧室不同展向截面和流向截面上流场结构、流线、流速分布和回流区特性。试验结果表明,燃 烧室在凹腔内形成了耦合展向涡与流向涡的三维涡系;主燃级旋流器后外旋螺旋流场与中心回流区共同构成三维 涡球结构;凹腔与主燃级流场在主燃孔进气作用下相互耦合。随着压降变化,燃烧室冷态流场存在2种流态,压降小 于3.5%时,旋流器旋转气流明显强于凹腔气流,凹腔气流被压至外壁流出,与主流掺混较为困难,在火焰筒下游与主 流相互作用;压降大于3.5%时,旋流器旋转气流减弱,凹腔气流一同与旋转气流流出并相互作用,凹腔气流往主流掺 混相对较为容易。

关键词: 径向分级燃烧室;双涡控;流场特征;涡系结构;粒子图像测速仪;航空发动机 中图分类号:V231.2 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)03-0018-09 DOI:10.3724/j.GTER.20240024

# Characteristics of flow field in dual-vortex-controlled radial staged combustor

HE Xiaomin<sup>1</sup>, GUI Tao<sup>2</sup>, MAO Xiangchen<sup>1\*</sup>, TANG Jun<sup>2</sup>, ZHANG Wei<sup>2</sup>, ZHANG Jingyu<sup>1</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

**Abstract:** In order to study the flow field characteristics of a newly designed dual-vortex-controlled radially graded combustion chamber, a combination of PIV tests was used to obtain the flow field structures, streamlines, flow velocity distributions and return zone characteristics of different spreading and streaming cross-sections of this type of combustion chamber at different pressure drops (1.5%~5.5%). The results show that the combustion chamber forms a three-dimensional vortex coupling the spreading vortex and the flow vortex in the concave cavity; the externally rotating helical flow field after the cyclone of the main combustion stage forms a three-dimensional vortex sphere structure together with the center return zone; the concave cavity and the flow field of the main combustion stage couple with each other under the action of the main combustion orifice inlet. At the same time, under different pressure drops, there are two flow regimes in the cold flow field of the combustion chamber. When the pressure drops is less than 3.5%, the cyclone rotating airflow is significantly stronger than the concave cavity airflow, and the concave cavity airflow is pressed to the outer wall and outflow, which is difficult to mix with the main stream, and interacts with the main stream in the downstream of the flame tube; when the pressure drop is more than 3.5%, the cyclone rotating airflow is weakened, and the concave cavity airflow flows with the rotating airflow and interacts with each other, which is relatively easier to mix with the main stream.

Key words: radial staged combustor; dual-vortex-controlled; flow field characteristics; vortex structure; particle imaging velocimetry (PIV); aero-engine

收稿日期:2024-04-15

作者简介:何小民(1971-),男,浙江义乌人,教授,博士,研究方向为航空航天推进系统先进燃烧技术。

通信作者:毛向臣, xcm123@nuaa.edu.cn。

# 1 引言

结合下一代空优战机更远航程、更快速度、更高 机动、更高巡航效率和更高空域的性能需求,以及目 前我国在加快先进航空动力研发方面面临的迫切要 求,有必要开展新型高温升组织燃烧技术研究,以期 在超高温升燃烧室设计技术方面取得突破,燃烧室 温升得到显著提升,稳定工作范围得到大幅拓宽,为 下一代先进航空发动机研制提供技术支撑。采用分 级分区燃烧组织的驻涡燃烧室(Trapped vortex combustor,TVC)是高推重比航空发动机的一个重 要方向,对其进行研究具有重要意义。

驻涡燃烧室在20世纪90年代被提出,之前的研 究结果表明,TVC的点熄火稳定燃烧边界比常规燃 烧室拓宽50%,并将常规燃烧室工作范围拓宽40%, 有着更低的NO<sub>x</sub>等污染物排放。近年来,国内外学 者发展了不同构型的驻涡燃烧室,并对其流场结构 与流场特性展开了大量的试验测试与数值计算研 究。何小民和王家骅<sup>[1]</sup>以第一代驻涡燃烧室为对 象,采用数值模拟与试验方法开展了驻涡燃烧室流 动特性研究,为后续驻涡燃烧室油气组织方面的研 究提供了流动组织层面的基础。CHEN等<sup>[2-4]</sup>使用 大涡模拟对第一代驻涡燃烧室在静止和旋流条件下 的流场结构进行了数值仿真研究,结果表明,由于凹 腔所带来的稳定效果,涡结构依然被捕获在凹腔中, 证明了凹腔结构在旋流条件下的有效性。甘志 文<sup>[5]</sup>采用大涡模拟对驻涡燃烧室开展了瞬态流动 特性研究。樊未军等<sup>[6-8]</sup>采用数值模拟及粒子图像 测速(Particle imaging velocimetry, PIV)技术对驻涡 燃烧室的涡系结构、涡系发展,以及涡系结构对驻涡 燃烧室的性能影响进行了研究。邢菲<sup>[9]</sup>、李瑞 明<sup>[10-12]</sup>等针对凹腔后壁射流速度、主流射流速度及 凹腔内供油位置对驻涡燃烧室的流场影响进行了研 究。结果表明:在凹腔底部及主流射流速度一定的 条件下,存在一个凹腔后壁最佳的射流速度使得凹 腔内部产生稳定的回流区并作为稳定的点火源。在 高温升燃烧室方面,金义等<sup>[13-16]</sup>设计了油气比为 0.04的高温升驻涡燃烧室油气组织方案,测得了该 驻涡燃烧室在不同工况下的点熄火边界和燃烧效 率,验证了高温升驻涡燃烧室方案的可行性。李明 玉<sup>[17]</sup>对一种双凹腔驻涡主燃烧室进行了完整的研 究,详细分析了凹腔和主流的流动、雾化和燃烧 特性。

总体而言,国内外针对凹腔燃烧室开展了大量 的研究工作,成果显著。但对于凹腔耦合旋流的径 向分级驻涡燃烧室的流场特性试验研究相对较少, 尚未掌握凹腔涡系与旋流涡系的变化情况和驻涡区 向旋流主流区过渡的过程。本文针对一种双涡控径 向分级的新型TVC燃烧室,采用粒子图像测速试验 的方法,研究不同压降下该型燃烧室不同展向截面 和流向截面上流场结构、流线、流速分布和回流区特 性,获得了该种燃烧室的冷态流场特性,为后续设计 和应用提供了基础。

#### 2 研究对象

研究的双涡控径向分级燃烧室是一种新型分级 分区单头部矩形燃烧室,其结构如图1所示,主要包 括燃烧室机匣、点火电嘴、帽罩、火焰筒和头部等。 其中,燃烧室头部采用径向分级组织燃烧布局,包括 位于中心的中心主燃级,以及位于双旋流杯上、下两 侧径向对称布局的外凹腔预燃级和内凹腔主燃级 (图中红色方框区域)。燃烧室采用一种新型的高温 升组织燃烧方案。该方案利用上下中心对称的凹腔 结构本身的空气动力学特性,通过独特的气动设计, 形成双涡结构,增强油气的均匀混合,有利于燃烧室 高空点火、低工况燃烧稳定性及提高燃烧效率,而位 于中心的主燃级也可以起到稳焰和联焰作用。



图1 双涡控径向分级燃烧室示意图 Fig.1 Schematic view of the dual-vortex-controlled radial staged combustor

试验件机匣主要由前/后法兰、上/下机匣、机匣 侧壁及各安装座等组成。机匣侧壁上设计有观察窗 安装座。观察视窗采用有机玻璃,且视窗内壁面与 机匣侧壁面平齐,避免示踪粒子在视窗面上堆积,影 响测量。上机匣上设置有一处喷嘴座,用于中心级 主流喷嘴的装配;另设置有两处电嘴座,分别用作在 不同试验方案下的电嘴点火,以验证不同喷嘴供油 方式条件下的点火性能。

外环凹腔结构如图2所示,凹腔射流孔进气与前 进气缝气流相互作用,在凹腔区域形成低速回流区, 有利于燃烧室的点火及在燃烧过程中维持火焰稳 定。凹腔采用斜切孔冷却,为了让内外环凹腔形成 良好的低速回流区,圆弧凹板上的斜进气孔沿周向 按等间距叉排设计,在考虑可加工性的前提下最大 限度地使得气流连续贴壁。



图2 凹腔流动结构示意图 Fig.2 Schematic view of the cavity flow structure

#### 3 试验系统与测量方法

#### 3.1 试验系统

试验系统如图3所示。整个试验系统由供气系统、数据采集系统、双涡控径向分级燃烧室试验段、

供粉系统、点火系统及PIV测试系统等组成。

空气经过双螺杆压气机1后形成高压高速气流, 通过调节阀2、3控制进入管道的空气,并在孔板流量 计4处测量具体进气流量,随后空气视工况要求在电 加温器5处进行加热,经过整流管路,进入试验管道。 在试验段前端布有进口压力/温度测量耙6、7,采集 进入双涡控径向分级燃烧室试验段的进口参数,并 在试验段出口9、10处采集其压力/温度参数。其中 压气机可提供最高压力0.8 MPa,最大流量1.2 kg/s 的来流气流,通过调节进气与放气阀门可控制进入 管道的气流流量。采用孔板流量计测量流入试验件 中的流量,误差精度为0.94%;采用K型热电偶测量 进口温度,测量误差为0.40%。

供粉系统由空压机15、球阀16、粒子发生器17及 流量计18组成,向燃烧室内供给示踪粒子。为防止 由于帽罩的遮挡使得凹腔内部供粉不均匀,在内外 环凹腔前侧各单独设置有供粉杆。

#### 3.2 测量方法

采用PIV技术对燃烧室的冷态流场特性进行测试。PIV测试系统主要由激光发生器、片光源、CCD 相机、同步控制器和计算机组成。PIV测速技术基 本原理是在流场中加入示踪粒子,并用脉冲激光片 光源入射到所测流场区域中,通过连续多次曝光, 粒子的图像被记录在CCD相机上,再采用相应的数 学方法逐点处理记录的图像,最终获得流场分布。 图4为PIV拍摄试验图。试验过程中,对调红色箭 头两端的CCD相机与激光发生器,实现变截面的 拍摄。



图3 试验系统示意图 Fig.3 Schematic view of the experimental facility system

定义燃烧室进口流动方向为x方向,燃烧室径向 高度方向为y方向,燃烧室周向为z方向,坐标原点 位于凹腔前壁面与底壁交点。PIV测量截面包括展 向截面(x-y平面)和流向截面(z-y平面),如图5所 示。试验选取了3组展向截面(x-y平面),如图5所 示。试验选取了3组展向截面(x-y平面)——中心 对称截面A、主燃孔截面B、凹腔射流孔截面C(图5 (a)),6组流向截面(z-y平面)——凹腔前壁面D、 凹腔进气孔中心截面E、凹腔后壁面F、垂直流向 10 mm截面G、垂直流向20 mm截面H、垂直流向 40 mm截面I(图5(b),图中蓝色透明区域为CCD相 机拍摄区域)。

#### 4 试验结果与分析

在不同压降工况条件下对双涡控径向分级燃烧 室的冷态流场特性进行试验测试,试验工况如表1 所示。

#### 4.1 凹腔流场结构特性

为分析双涡控径向分级燃烧室凹腔内部流场结

构,考虑到燃烧室内外环凹腔气动设计的一致性及 结构设计的对称性,仅对外环凹腔不同截面流场特 性进行测试,得到燃烧室内外环凹腔的流场特征。

图6是燃烧室压降为2.5%工况,外环凹腔不同 展向截面(x-y平面)速度矢量图上叠加流线,并对x 方向速度u进行无量纲化处理u/uavg,其中红色虚线 方框区域为外环凹腔区域。由A截面(图6(a))可以 看出,凹腔射流气进入外环凹腔后形成了稳定的展 向涡,受主流气流的影响,展向涡涡心位置相对靠 后,紧贴凹腔射流气。由B截面(图6(b))可以看出, 凹腔涡心上移贴近火焰筒外环上壁面,B截面介于 凹腔两射流孔截面之间,气流速度小,相比A截面, 展向涡的涡量较小。由C截面(图6(c))可以看出, 凹腔内形成了稳定并充满整个区域的展向涡,涡心 位置相对后移。

图7是燃烧室压降为2.5%工况,外环凹腔不同 流向截面(z-y平面)速度矢量图上叠加流线,并对y 方向速度v进行无量纲化处理v/vavg。从D壁面(图7



图4 试验台架照片 Fig.4 Photograph of the test rig



图5 试验拍摄截面示意图 Fig.5 Schematic diagram of test shot section

表1 燃烧室流场特性试验测试工况				
Table 1 Combustion chamber flow field characteristics test				
conditions				

Case	p₃/kPa	$T_3/K$	压降/%
1	113	300	1.5
2	113	300	2.5
3	113	300	3.5
4	113	300	4.5
5	113	300	5.5

(a))看,气流向下移动,与展向截面对应位置处流动 方向一致;由于壁面效应,在凹腔两侧形成了2个相 对稳定的角涡。从E截面(图7(b))可以发现,凹腔 内存在2个明显的对称流向涡,且涡的流向相反。从 F壁面(图7(c))可以看出,气流向上移动,表明凹腔 内气流从凹腔壁面流向主流,在凹腔侧壁面,壁面效 应诱导的角涡依旧存在。

结合前述燃烧室展向与流向不同截面凹腔内的 流场特点可以发现,凹腔内不仅存在稳定并充满整 个凹腔区域的展向涡,还存在对称的流向涡,两者相 互作用,在凹腔内形成了耦合展向涡与流向涡的三 维涡系,从而更有效地稳定火焰。

#### 4.2 凹腔与主燃级流场耦合分析

为了分析双涡控径向分级燃烧室主燃级流场及 凹腔与主燃级耦合流场特性,对燃烧室不同截面流 场特性进行测试。

图6中绿色虚线椭圆区域为主燃级区域,红色实 线椭圆区域为凹腔与主燃级流场耦合区域。由A截 面可以看出,在主燃级旋流杯下游形成了较为对称 的中心回流区,旋流气流动量较大,向内、外环扩张, 外环凹腔气流被旋流气压至外壁,呈贴壁向下游流 动。由B截面可以看出,主燃级流场旋流杯下游对 称回流区消失,旋流强度减弱,对凹腔气流的扩张减 弱;凹腔气流穿透深度小于凹腔射流孔截面,相较于 A截面,凹腔与主燃级流场耦合区域向主燃级靠近; 在主燃孔射流作用下,凹腔气流往中间流动并与主 流气流掺混。由C截面可以看出,相较于A截面主燃 级流场旋流杯下游对称回流区消失,旋流强度减弱, 对凹腔气流的扩张减弱;相较于B截面,凹腔气流穿 透深度增大,凹腔与主燃级流场耦合区域向外环 靠近。

图8是燃烧室压降为2.5%工况,主燃级不同流



图6 外环凹腔不同展向截面上的流场结构、流线与速度分布 Fig.6 Structures of flow field, streamlines and velocity distributions in different spreading cross sections of the outer ring concave cavity



图7 外环凹腔不同流向截面上的流场结构、流线与速度分布

Fig.7 Structures of flow field, streamlines and velocity distributions in different flow direction cross sections of the outer ring concave cavity



图8 主燃级不同流向截面上的流场结构、流线与速度分布

Fig.8 Structures of flow field, streamlines and velocity distributions in different flow cross sections of the main combustion stage

向截面(z-y平面)速度矢量图上叠加流线,其中红 色虚线为外环凹腔与主燃级分界线。由G截面(图8 (a))可以看出,主燃级存在一个螺旋流场,旋流器的 外旋气流较强,并向外流动,使得凹腔气流贴壁而无 法往下传;燃烧室壁面存在一个角涡,流动方向与凹 腔流场的角涡流动方向一致。由H截面(图8(b))可 以看出,主旋流器螺旋涡仍然存在,中心区螺旋流动 较强,涡心位置相较于截面G向下移动;在主燃孔强 射流作用下,外壁部分气流有向下的趋势,与主流相 互作用掺混,并在凹腔与主燃区之间耦合生成一个 角涡。由I截面(图8(c))可以看出,中心区的螺旋流 场仍存在,螺旋涡顺时针流动,燃烧室右侧气流速度 较大,相较于截面H,涡心向右侧移动;凹腔气流全 部向中间流动,凹腔与主燃区耦合涡向下移动,凹腔 与主流完全相互作用,向燃烧室下游流动。

结合前述展向与流向不同截面凹腔与主燃级耦 合流场内的流场特点可以发现,主燃级旋流器后外 旋螺旋流场与中心回流区共同构成三维涡球结构; 旋流器旋转气流向外流出,与凹腔气流相互掺混,在 主燃孔射流作用下,凹腔与主燃级流场耦合,实现外 环凹腔值班向主流的稳定联焰。

#### 4.3 压降对流场特性的影响

双涡控径向分级燃烧室压降变化,进口参数就 会发生变化,燃烧室流场形态也有所变化。图9示出 了展向截面压降对流动特性的影响。由图可见,在 A截面,随着燃烧室压降的增大,旋流气流动量相对 减弱,凹腔射流动量增强。当压降达到3.5%,外环 凹腔气流不再被旋流气流压至外壁贴壁流动,凹腔 气流与主流气流在主燃孔之前相互作用、掺混。同时,随着压降增大,马赫数逐渐上升,促进了凹腔涡结构的形成。在B截面,相较于工况1,其余工况压降增大,凹腔射流动量增大,涡的强度增大,主燃孔射流的引射作用相对变弱,在燃烧室外环凹腔处存在一个较小的回流涡。

图10示出了流向截面压降对凹腔流动特性的影响。由图可见,随着燃烧室压降变化,凹腔流向截面内流向涡依旧稳定存在,凹腔整体流场结构基本保持不变。从E截面、F壁面速度矢量可以看出,与展向截面对应位置处流动方向一致,压降为1.5%时,凹腔出口速度高速区被压至凹腔外壁,压降增大至3.5%,凹腔出口高速区位置向下移动,且凹腔与主流耦合涡位置也向下移动,凹腔气流与主流气流提前相互作用。

图11示出了流向截面压降对主流流动特性的影响。可见,燃烧室压降变化,主燃级旋流器后外旋螺旋流场依旧稳定存在,流场形态及涡心位置保持一致,与中心回流区共同构成三维涡球结构;主燃级整体流场结构基本保持不变。从G、H、I截面速度矢量可以看出,压降为1.5%时,旋流器旋转气流明显强于凹腔气流,凹腔气流被压至外壁流出,与主流掺混较为困难,在火焰筒下游与主流相互作用。压降增大至3.5%,旋流器旋转气流减弱,凹腔气流一同与旋转气流流出并相互作用,凹腔气流向主流掺混

综合上述分析,随着压降的增大,燃烧室冷态流 场存在2种流态:①压降小于3.5%时,在凹腔内形成



图9 展向截面压降对流动特性的影响 Fig.9 Effect of pressure drop in the spreading section on flow characteristics

了耦合展向涡与流向涡的三维涡;旋流器后外旋螺 旋流场与中心回流区共同构成三维涡球结构;旋流 器旋转气流明显强于凹腔气流,凹腔气流被压至外 壁流出,与主流掺混较为困难,在火焰筒下游与主流 相互作用。②压降大于3.5%时,凹腔及主燃级流态 保持一致,旋流器旋转气流减弱,凹腔气流一同与旋 转气流流出并相互作用,凹腔气流向主流掺混相对 较为容易。

#### 5 结论

针对双涡控径向分级燃烧室流场特性,通过试验方法研究了压降对流场特性的影响规律,得到如





Fig.10 Influence of pressure drop in the flow cross-section on the flow characteristics of a concave cavity



图11 流向截面压降对主流流动特性的影响 Fig.11 Influence of pressure drop in the flow cross-section on the flow characteristics of a main stream

下结论:

(1)燃烧室在凹腔内形成了耦合展向涡与流向 涡的三维涡;旋流器后外旋螺旋流场与中心回流区 共同构成三维涡球结构。

(2)凹腔与主燃级流场在主燃孔作用下相互耦合,凹腔与主燃级流场耦合区域,流向介于旋流器出口与主燃孔之间,径向介于凹腔内壁面与旋流器外环之间。

(3) 压降变化,燃烧室冷态流场存在2种流态。 压降小于3.5%时,旋流器旋转气流明显强于凹腔气 流,凹腔气流被压至外壁流出,与主流掺混较为困难, 在火焰筒下游与主流相互作用;压降大于3.5%时,旋 流器旋转气流减弱,凹腔气流一同与旋转气流流出 并相互作用,凹腔气流向主流掺混相对较为容易。

#### 参考文献:

- [1] 何小民,王家骅. 驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J]. 航空动力学报,2002,17(5):567-571.
- [2] CHEN Song, CHUE R S M, YU S C M, et al. Spinning effects on a trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(5):1133–1145.
- [3] CHEN Song, CHUE R S M, SCHLÜTER J U, et al. Effects of spinning motion on the trapped vortex combustors[R]. AIAA 2015-3299, 2015.
- [4] CHEN Song, ZHAO Dan. Numerical study of nonreacting flowfields of a swirling trapped vortex ramjet combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 74:81–92.
- [5] 甘志文. 凹腔驻涡燃烧室的瞬态流场研究[D]. 北京: 北京航空航天大学,2004.
- [6] 樊未军,易 琪,严 明,等. 驻涡燃烧室凹腔双涡结 构研究[J]. 中国电机工程学报,2006,26(9):66-70.
- [7] 樊未军,孔昭健,邢 菲,等. 凹腔驻涡模型燃烧室内 涡的演化发展[J]. 航空动力学报,2007,22(6): 888-892.
- [8] ZHANG Rongchun, FAN Weijun. Flow field measurements in the cavity of a trapped vortex combustor using PIV[J]. Journal of Thermal Science, 2012, 21(4): 359–367.
- [9] 邢 菲,孟祥泰,李继保,等. 凹腔双驻涡稳焰冷态流 场初步研究[J]. 推进技术,2008,29(2):135-138.

- [10] 李瑞明,刘玉英,刘河霞,等. 驻涡燃烧室主流对凹 腔涡流动的影响[J]. 航空动力学报,2009,24(7): 1482-1487.
- [11] 刘河霞,刘玉英,李瑞明,等. 驻涡燃烧室凹腔供油位 置对流场影响的PIV实验[J]. 航空动力学报,2009,24
   (10):2272-2276.
- [12] 刘玉英,李瑞明,杨茂林,等. 驻涡燃烧室凹腔流场结 构实验[J]. 推进技术,2010,31(1):29-33.
- [13] 金 义. 高油气比驻涡燃烧室流动与燃烧性能研究 [D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
- [14] JIN Yi, HE Xiaomin, JIANG Bo, et al. Effect of cavityinjector/radial-strut relative position on performance of a

trapped vortex combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 32(1):10–18.

- [15] JIN Yi, HE Xiaomin, ZHANG Jingyu, et al. Numerical investigation on flow structures of a laboratory-scale trapped vortex combustor[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 66(1-2): 318-327.
- [16] JIN Yi,LI Yefang,HE Xiaomin, et al. Experimental investigations on flow field and combustion characteristics of a model trapped vortex combustor[J]. Applied Energy, 2014, 134:257-269.
- [17] 李明玉. 驻涡燃烧室油气组织方法研究[D]. 南京:南 京航空航天大学,2019.

27



摘 要:为探究甲醇水溶液喷入对航空发动机主燃烧室燃烧性能的影响,通过迭代理论计算,得到喷入不同甲醇水 溶液后的主燃烧室进口条件;再利用FLUENT软件,研究了不同甲醇水溶液参数对航空发动机主燃烧室燃烧性能的 影响。结果表明:甲醇水溶液喷入会降低整体燃烧温度,且随着甲醇替代率和含水量的增加,燃烧室中最高燃烧温 度、出口平均温度和燃烧效率均逐步降低,NO排放量显著降低;在保证甲醇和航空煤油的燃烧总热值相等的条件 下,主燃烧室温升总体差距较小。

关键词:涡轮基组合循环发动机;燃烧室;甲醇水溶液;煤油;燃烧性能;数值研究 中图分类号:V231.2 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)03-0027-10 DOI:10.3724/j.GTER.20240026

# Effect of methanol injection on the combustion performance of the main combustor

#### LIU Darui, YAN Yingwen

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

Abstract: In order to explore the effect of methanol aqueous solution injection on the combustion performance of the aero gas turbine main combustor, the inlet conditions of the combustor after injection of different methanol aqueous solutions were calculated by iterative theory, and then the influence of different methanol aqueous solution parameters on the combustion performance of the aero gas turbine main combustor was numerically calculated by FLUENT software. The results show that the injection of methanol aqueous solution will reduce the overall combustion temperature, and with the increase of methanol substitution rate and water content, the maximum combustion temperature, average outlet temperature, and combustion efficiency in the combustor will gradually decrease, and the NO emission will be significantly reduced. Because the total calorific value of methanol and aviation kerosene is guaranteed to be equal, the overall difference between the temperature rise of the main combustor is small.

Key words: turbine-based combined cycle engine; combustor; methanol solution; kerosene; combustion performance; numerical research

# 1 引言

航空发动机主燃烧室引入甲醇燃料的研究思路 来源于涡轮基组合循环(TBCC)发动机。TBCC发 动机是能够实现飞行器0~5.0马赫水平起降的理想 推进系统<sup>[1]</sup>。一般当马赫数增大到2.5时,涡扇发动 机逐渐停止工作,冲压发动机逐渐开始工作。在这 个模态转换<sup>[2]</sup>过程中,随着马赫数逐渐增大,涡扇 发动机压气机进口滞止温度因大幅提高而超过叶片 承受能力,为此考虑在涡扇发动机进口处喷入甲醇 水溶液。这一考虑的原因是:甲醇水溶液具有较高 的汽化潜热,能大幅降低叶片滞止温度;同时,甲醇 作为燃料进入到主燃烧室火焰筒中燃烧能提供部分 推力,从而减少TBCC发动机煤油携带量。

此前,国内外学者对含甲醇混合燃料燃烧的性

收稿日期:2024-04-01

作者简介:刘大瑞(2002-),男,四川成都人,博士研究生,主要从事航空发动机燃烧技术研究。

能进行了大量研究。在地面燃机领域,甲醇常与柴 油相混合,AN等<sup>[3]</sup>对柴油机燃用生物柴油-甲醇混 合燃料进行了数值模拟,结果表明,甲醇部分替代生 物柴油后,特定工况下缸内压力明显改善,指示的 CO和煤烟排放减少。SHOJAE和MAHDAVIAN<sup>[4]</sup> 研究表明,甲醇与柴油混合燃烧后,NO、Soot、CO和 CO<sub>2</sub>等废气排放量显著降低。CUNG等<sup>[5]</sup>研究表 明,提高甲醇替代率可有效降低NO<sub>x</sub>排放,同时提 高发动机热效率。TEMUR等<sup>[6]</sup>研究得出,随着甲 醇含量的增加,NO<sub>x</sub>和CO<sub>2</sub>排放量显著改善,而碳氢 化合物和氧气排放量也有所增加。李解<sup>[7]</sup>研究表 明,随着甲醇掺混比的升高,燃烧始点滞后且预混 燃烧峰值显著上升,NO<sub>x</sub>排放减少,但Soot、HC及CO 排放显著增加。刘宗宽等<sup>[8]</sup>研究得到,随着甲醇掺 混比的增长,燃烧始点推迟,油气混合时间延长, 预混放热峰值和反应最高爆发压力都有所增高。 除了柴油内燃机,甲醇也常加入到汽油内燃机中。 SHARMA等<sup>[9]</sup>试验表明,甲醇-汽油混合燃料的缸 内压力、压力上升率和累积放热率均较高,对发动机 的噪声和振动特性有显著影响。闫海等<sup>[10]</sup>研究表 明,在燃用甲醇汽油混合燃料时,可适当增加压缩 比,以提高动力性,降低油耗,减少未燃碳氢和一氧 化碳等有害物质的排放。曾永豪<sup>[11]</sup>研究表明,随着 甲醇掺混比例的提高,转子发动机缸内峰值压力逐 渐降低。除了柴油、汽油,甲醇也能与其他燃料混合 燃烧。ARIEMMA等<sup>[12]</sup>研究了甲醇、乙醇和正丁醇 二元混合燃料与氨的低氧温和燃烧性能,结果表明, 氨/醇类混合燃料的NO<sub>x</sub>排放显著降低。WANG 等[13]研究了不同氨/甲醇比例对发动机的影响,结 果表明,随着甲醇掺混比的增加,尾气中未燃氨浓度 逐渐降低,动力性能大幅提升,解决了氨逃逸和N2O 排放高的问题。董兆晨等<sup>[14]</sup>进行了二甲醚/甲醇混 合燃料燃烧数值模拟研究,发现甲醇掺混度较低时, 发动机工作粗暴,热负荷和机械载荷增加;掺混比较 高时,放热率曲线峰值非常低,燃烧反应很不明显。 WANG等<sup>[15]</sup>开展了在高速发动机上进行甲醇掺水 对柴油-甲醇扩散燃烧性能影响的试验研究,结果 表明,水的引入会降低氮氧化物排放,但导致更高的 CO和UHC排放。

甲醇具有热值低、沸点低、汽化潜热高、辛烷值 高、含氧量高等特点,在作为燃料燃烧时有极佳的冷 却作用,可以降低发动机温度,还有极高的抗爆能 力<sup>[16]</sup>。但含甲醇混合燃料的研究目前基本局限于 地面燃机,在航空领域中的研究很少,缺少甲醇与航 空煤油混合燃烧的相关研究。为此,本文研究甲醇 喷入含量对航空发动机主燃烧室燃烧性能的影响规 律,以期为TBCC发动机利用甲醇水溶液喷入降低 涡扇发动机进口温度、减少航空煤油携带量等提供 一定的参考,助力TBCC发动机的研发与优化。

#### 2 研究对象及数值模型验证

#### 2.1 研究对象

研究对象为一种典型的航空发动机高温升燃烧 室(图1),主要由扩压器、双级轴向旋流器、帽罩、火 焰筒等组成。该燃烧室为单头部燃烧室,结构简单, 常用于主燃烧室燃烧性能的研究。双级轴向旋流器 可以提供较好的油雾场雾化性能。



图1 燃烧室简图 Fig.1 Diagram of the combustor

#### 2.2 网格无关性验证

通过逐步细化网格,比较不同数量网格条件下的计算结果,判断数值计算结果与计算网格的无关性。分别计算了106万、170万、226万、358万和431万 网格的冷态流场,计算稳定后,得到主燃孔前缘附近 径向速度分布。图2为不同网格数下径向速度分布 对比,图中v为径向速度,y为燃烧室径向几何尺寸。 由图可知,随着网格数的增加,主燃孔前缘附近径向



图2 网格无关性计算结果 Fig.2 Grid-independent computation results

速度分布大致相同;106万和170万网格数结果相近, 226万、358万和431万网格数结果相近,且从226万网 格数开始速度分布不再有大的变化。综合考虑计算 准确度以及计算量,采用226万计算网格进行后续数 值模拟。

#### 2.3 数值计算方法验证

数值计算模型为:湍流模型采用Realizable k-ε 模型,近壁面处采用增强壁面函数处理,燃烧模型采 用有限速率/涡耗散模型,反应速率作为源项,在组 分运输方程中通过阿伦尼乌斯方程或涡耗散模型得 到。该模型简单结合了阿伦尼乌斯方程和涡耗散方 程,避免了涡耗散模型出现的提前燃烧问题。计算 方法采用SIMPLE算法,压力方程、动量方程、湍流 动能、湍流耗散、能量方程、平均混合分数方程、混合 分数均方值方程均采用二阶精度进行离散,收敛准 则依照FLUENT的收敛准则。利用文献[17]中的试 验结果进行对比验证,分别对比分析了燃烧室出口 径向温度分布和出口径向氧气质量分数分布,结果 如图3所示。

由图3可以看出,数值计算获得的出口径向氧气 质量分数分布与试验数据基本吻合,但数值计算的 出口径向温度分布与试验数据有一定差异。其原因 主要是数值计算为整个出口截面宽度方向所有温度 的平均值,而试验测量仅为出口截面宽度方向所有温度 的平均值;且测量温度耙上有水冷系统,导致测 量得到的温度与真实燃气温度之间存在一定差异。 综合来看,本文采用的数值计算方法能够较好地模 拟航空发动机主燃烧室内部燃烧情况,可用于后续 甲醇喷入对主燃烧室燃烧性能数值仿真。

# 3 喷入甲醇水溶液后主燃烧室进口参数理论 计算

甲醇水溶液喷入后,会与高温空气换热、蒸发, 导致主燃烧室进口截面参数(进口温度、流量等)发 生变化,为此需要理论计算相同设计点工况下不同 甲醇水溶液条件下的主燃烧室进口参数,为后续数 值仿真提供进口边界条件。

#### 3.1 计算条件

纯航空煤油燃烧设计点工况见表1。由于甲醇 是在涡扇发动机前面就喷入,因此计算时可认为,主 燃烧室进口由甲醇、水、空气掺混好的均匀混气在扩 压器进口处均匀进入,如图1所示。

#### 3.2 计算过程

在计算工况下,航空煤油和甲醇的占比不同,但 保证总热值相等。

定义甲醇替代率为甲醇质量流量占甲醇和煤油 总质量流量的比例,其计算公式如下:

$$R_{\rm fm} = \frac{\dot{m}_{\rm fm}}{\dot{m}_{\rm fm} + \dot{m}_{\rm fk}} \tag{1}$$

式中:*R*<sub>fm</sub>为甲醇替代率;*m*为质量流量;下标fm指双燃料中甲醇,fk指双燃料中煤油。

通过调整甲醇、煤油比例,由式(2)可计算得到 甲醇替代率分别为5%、10%、15%、20%、25%、30%时 的甲醇质量流量。

 $\dot{m}_{\rm f} \times LHV_{\rm f} = \dot{m}_{\rm fm} \times LHV_{\rm fm} + \dot{m}_{\rm fk} \times LHV_{\rm fk}$  (2) 式中:*LHV*为燃烧热值;下标f指纯航空煤油。

不同甲醇替代率时,取50%含水量的甲醇水溶 液;同一甲醇替代率时,分别设置含水量为25%、





表1 设订点工优				
Table 1 Design operating conditions				
8 1 8				
空气流量/(kg/s)	燃油流量/(kg/s)	进口温度/K	进口压力/kPa	
0.4	0.011	773 15	500	

10.1

50%、75%的甲醇水溶液。本文取15%甲醇替代率时,研究不同含水量的甲醇水溶液对航空发动机主燃烧室燃烧性能的影响。

由于甲醇水溶液是在涡扇发动机之前喷入,因 此其与压气机压缩后的高温空气已充分混合、蒸发、 换热(图4),变成掺混均匀的混气。与没有喷入甲醇 水溶液时相比,喷入甲醇水溶液后进口混气温度有 相应的降低,为此需要理论计算主燃烧室进口温度。



图4 甲醇水溶液与高温空气混合换热示意 Fig.4 Heat transfer between methanol aqueous solution and high temperature air

通过迭代计算得到扩压器进口处的混气温度。 计算公式为:

$$\dot{m}_{\rm mix}c_{\rm p,mix}(T_{\rm mix} - T_0) = \dot{m}_{\rm a}c_{\rm p,a}(T_{\rm a} - T_0) + \dot{m}_{\rm fm}H_{\rm r,fm} + \dot{m}_{\rm water}H_{\rm r,water}$$
(3)

式中:cp为比定压热容;Hr为汽化潜热;T0为标准态

Table

温度;下标mix指甲醇、水、空气混合气体,a指空气, water指水。 $c_{p,mix} = n_{fm}c_{p,fm} + n_{water}c_{p,water} + n_ac_{p,a},n为$ 物质的量分数,甲醇、水、空气的比定压热容查《化 工物性数据简明手册》<sup>[18]</sup>可得。

不同甲醇替代率、喷入含水量50%的甲醇水溶 液时主燃烧室的进口参数如表2所示。甲醇替代率 为15%、喷入不同含水量的甲醇水溶液时的进口参 数如表3所示。

# 4 喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧性能 分析

#### 4.1 燃烧温度影响分析

由于水的比热容很大,1.0 kg的水,温度每升高 或降低1℃,会吸收或放出4.2 kJ的热量。相较于纯 航空煤油燃烧,甲醇水溶液的喷入,由于水在燃烧室 内会吸收大量热量,使得进口温度降低,导致化学反 应速率降低,同时燃烧产生的热量一部分还要用于 加热水蒸气,因此燃烧温度整体降低。为方便结果 分析,定义本章节中含水量0%为不喷入甲醇水溶液 情况下的纯航空煤油工况。图5为不同含水量工况 主燃区距离旋流器出口68 mm截面处的温度分布云 图对比。可见,随着含水量的增加,主燃区中心高温 区域明显缩小,周围低温区域明显扩大,近壁面处的 高温区逐渐变薄,含水量75%时降低最为明显。

图6为喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧时温 度随火焰筒内中心轴线(z=0,y=0)轴向距离的变化

表2 喷入含水量为50%的甲醇水溶液,不同甲醇替代率时的进口参数

甲醇替代率/%	甲醇流量/(kg/s)	水流量/(kg/s)	煤油流量/(kg/s)	空气流量/(kg/s)	混气温度/K	混合溶液占空气比例
0	0	0	0.011	0.4	773.15	0
5	0.000 564 2	0.000 564 2	0.010 721 5	0.4	766.15	0.002 82
10	0.001 158 6	0.001 158 6	0.010 428 2	0.4	759.15	0.005 79
15	0.001 785 6	0.001 785 6	0.010 118 0	0.4	751.50	0.008 93
20	0.002 447 9	0.002 447 9	0.009 792 0	0.4	743.19	0.012 24
25	0.003 148 7	0.003 148 7	0.009 446 1	0.4	736.15	0.015 74
30	0.003 891 3	0.003 891 3	0.009 079 7	0.4	727.50	0.019 46

表3 甲醇替代率为15%,喷入不同含水量的甲醇水溶液时的进口参数

Table 3 Inlet parameters of methanol solution with 15% methanol substitution rate and different water contents

含水量/%	甲醇流量/(kg/s)	水流量/(kg/s)	空气流量/(kg/s)	煤油流量/(kg/s)	混气温度/K	混合溶液占空气比例
25	0.001 785 6	0.000 595 2	0.4	0.010 118 0	760.4	0.005 95
50	0.001 785 6	0.001 785 6	0.4	0.010 118 0	751.5	0.008 93
75	0.001 785 6	0.005 357 0	0.4	0.010 118 0	726.4	0.017 86



图5 不同含水量时主燃区x = 68 mm截面处的温度云图对比

Fig.5 Comparison of temperature contour maps at x = 68 mm section of the main combustion zone with different water contents



图6 不同含水量时中心轴线的温度曲线 Fig.6 Temperature curves of the central axis of different water contents

曲线,图中x为中心轴线几何尺寸。由图可知,随着 含水量的增加,主燃区、中间段以及掺混段高温区缩 短且温度逐渐降低。

图7示出了喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧 时燃烧最高温度相对值。燃烧最高温度相对值定义





为,不同含水量或者甲醇替代率工况下燃烧最高温 度与纯航空煤油工况燃烧最高温度的比值:

$$R_{t,\max} = T_{mk,\max} / T_{f,\max}$$
(4)

由图7可知,不同含水量工况下燃烧最高温度均低于纯航空煤油燃烧时的最高温度,且随着含水量的增多,燃烧最高温度逐步降低,且降低幅度也逐渐增大。

图8为喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧时的 燃烧温升对比。由于保证总热值相同,燃烧温升仅 小幅降低,降温释热用于水蒸气温升的增加。



图9为喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧时的 出口平均温度对比。由于甲醇水溶液的喷入,总气 量有一定增加。随着含水量的增多,燃烧室进口温 度降低(表3),同时燃烧温升也有所降低(图8),因此 出口平均温度逐步降低,且降低幅度逐渐增大。

图10为喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧时的 出口温度分布系数(Outlet temperature distribution







图10 不同含水量时的OTDF Fig.10 OTDF with different water contents

factor,OTDF)对比,图11为出口温度云图对比。由于燃烧温升基本不变,而出口平均温度有所降低,因此含水量50%工况的OTDF低于含水量25%工况的OTDF;含水量75%工况由于燃烧温升降低幅度较大,其OTDF有所升高。但总体上,喷入甲醇水溶液燃烧时的OTDF均低于纯航空煤油燃烧时的OTDF。

#### 4.2 燃烧效率影响分析

图12为喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧时的

燃烧效率对比图。相比于纯航空煤油燃烧时,喷入 甲醇水溶液燃烧时的燃烧效率有所降低,且随着含 水量的逐步增加,燃烧效率持续降低。这主要是由 于水在燃烧室内的强换热作用,使得燃烧室进口温 度降低,燃烧反应速率下降,燃烧效率呈下降趋势。

#### 4.3 NO排放量影响分析

图13为喷入不同含水量的甲醇水溶液燃烧时的 NO排放量对比。相比于纯航空煤油燃烧,喷入甲醇 水溶液燃烧时的NO排放量有所降低,且随着含水量 的逐步增加,NO排放量持续降低。这主要是由于水 的喷入,使得燃烧区最高温度降低,且高温区域面积 变小,根据热力型NO生成原理可知,由于热力型NO 对温度极为敏感,燃烧区温度降低,使得NO排放量 大幅下降。

# 5 喷入不同甲醇替代率的甲醇水溶液燃烧性 能分析

#### 5.1 燃烧温度影响分析

相较于纯航空煤油,甲醇具有热值低、沸点低、 汽化潜热高、辛烷值高、含氧量高等特点,因此喷入 甲醇水溶液后,高温空气和甲醇水溶液混合换热,使 得工况中的温度条件降低,在发生燃烧反应时火焰 筒内部环境温度降低。在保证总热值不变的情况 下,随着甲醇替代率的增加,煤油消耗量降低,燃烧 温度整体下降。图14为不同甲醇替代率时距离旋流 器出口90 mm主燃孔截面处的温度云图对比。可 见,喷入甲醇后,甲醇汽化吸收大量热,使得燃烧室 进口温度降低,同时水蒸气也相应吸收一定热量,因 此燃烧区域温度相应降低。随着甲醇替代率的增 加,中心低温区逐渐扩大,低温区外围环状高温区逐 渐缩小,甲醇替代率为30%时变化最为明显。



Fig.11 Outlet temperature contour maps with different water contents



图12 不同含水量时的燃烧效率 Fig.12 Combustion efficiency with different water contents

图15为喷入不同甲醇替代率的甲醇水溶液燃烧 时火焰筒内中心轴线(z=0,y=0)处的温度曲线。由 图可知,由于甲醇的喷入,甲醇汽化吸收大量热量, 使得燃烧室进口温度降低,随着甲醇替代率的增加, 主燃区、中间段以及掺混段高温燃烧区缩短,且温度 逐渐降低。

图16为喷入不同甲醇替代率的甲醇水溶液燃烧时的燃烧最高温度相对值。可见,甲醇喷入使得在发生燃烧反应时,火焰筒内部环境温度降低,化学反





应速率受到抑制,燃烧整体温度降低。随着甲醇替 代率的增加,煤油量减少,具有低热值的甲醇占比增 大,温度抑制效果增加。因此,燃烧最高温度随着甲 醇替代率的增加逐渐降低。

图17为喷入不同甲醇替代率的甲醇水溶液燃烧时的温升对比。由于保证总热值相同,燃烧温升仅小幅降低,主要是用于喷入的溶液总量自身温度的升高。

图18为喷入不同甲醇替代率的甲醇水溶液燃烧



图14 不同甲醇替代率时距离旋流器出口90 mm主燃孔截面处的温度云图对比

Fig.14 Temperature distribution at the cross-section of x = 90 mm main combustion hole with different methanol substitution rates











图17 不同甲醇替代率时的燃烧温升 Fig.17 Combustion temperature rise with different methanol substitution rates

时的出口平均温度对比。甲醇和水汽化吸收大量热量,使得燃烧室内进口温度降低。同时,甲醇水溶液的喷入也提高了进气流量,这部分流量也需要吸收一定的热量。因此,随着甲醇替代率的增加,出口平均温度逐渐降低。图19为喷入不同甲醇替代率的甲



图18 不同甲醇替代率时的出口平均温度

Fig.18 Average outlet temperatures with different methanol substitution rates



图19 不同甲醇替代率时的OTDF Fig.19 OTDF with different methanol substitution rates

醇水溶液燃烧时的OTDF对比,图20为出口温度分 布云图。可见,随着甲醇替代率的增加,OTDF整体 呈下降趋势。

#### 5.2 燃烧效率影响分析

图21为喷入不同甲醇替代率的甲醇水溶液燃烧 时的燃烧效率对比。由于甲醇与水在进入燃烧室前 已经充分汽化吸收大量热量,且水在火焰筒内部换 热吸收燃烧产生的热量,使得燃烧整体温度降低,燃 烧反应速率降低,从而导致燃烧效率总体呈下降趋 势。从甲醇替代率25%开始,再增大甲醇替代率,燃 烧效率急剧降低,这是由于甲醇水溶液占比过大,燃 烧温度大幅降低,影响了燃烧反应速率,导致燃烧不 完全。

#### 5.3 NO排放量影响分析

图22为喷入不同甲醇替代率的甲醇水溶液燃烧时的NO排放量对比。随着甲醇替代率的增加,燃烧过程反应温度降低,使得热力型NO生成量急剧减少。且随着甲醇替代率的增加,NO排放量降低的幅







图21 不同甲醇替代率时的燃烧效率 Fig.21 Combustion efficiency with different methanol substitution rates



图22 不同甲醇替代率时的NO排放量 Fig.22 NO emissions at different methanol substitution rates

度越来越小。

#### 6 结论

针对一种典型的带双级轴向旋流器的主燃烧室 进行数值模拟,研究了在涡扇发动机进口喷入同一 甲醇替代率、不同含水量和同一含水量、不同甲醇替 代率的甲醇水溶液对主燃烧室燃烧性能的影响规 律。得到以下主要结论:

(1)相较于纯航空煤油燃烧,喷入甲醇水溶液后,燃烧温度、出口平均温度、OTDF、燃烧效率以及 NO排放量都有所降低。在保证总热值不变的条件 下,燃烧室温升相对变化很小。

(2)喷入同一甲醇替代率、不同含水量的甲醇 水溶液燃烧时,随着含水量的增加,燃烧局部高温区 缩短,燃烧最高温度、出口平均温度、燃烧效率均呈 下降趋势。在保证总热值不变的条件下,燃烧温升 降低幅度较小。由于燃烧温度的降低,NO排放量也 呈下降趋势。

(3)喷入同一含水量、不同甲醇替代率的甲醇 水溶液燃烧时,随着甲醇替代率的增加,燃烧局部高 温区缩短,燃烧最高温度、出口平均温度、OTDF、燃 烧效率、NO排放量均呈下降趋势。在保证总热值不 变的条件下,燃烧温升降低幅度较小。当甲醇替代 率超过25%时,燃烧性能恶化,为此甲醇替代率不宜 超过20%。

#### 参考文献:

- [1] 王巍巍,郭 琦,曾 军,等. 国外TBCC发动机发展研 究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012,25(3):58-62.
- [2] 李 茜,桂 丰. 国外TBCC发动机进气道设计和试验 研究综述[J]. 燃气涡轮试验与研究,2019,32(3): 58-62.
- [3] AN Hui, YANG Wenming, LI Jing. Numerical modeling on a diesel engine fueled by biodiesel-methanol blends
   [J]. Energy Conversion and Management, 2015, 93: 100-108.
- [4] SHOJAE K, MAHDAVIAN M. Environmental effects of using Methanol as a biofuel into the combustion chamber of a heavy-duty diesel engine[J]. Advances in Environmental Technology, 2016, 2(1):1-10.
- [5] CUNG K D, WALLACE J, KALASKAR V, et al. Experimental study on engine and emissions performance of renewable diesel methanol dual fuel (RMDF) combustion[J]. Fuel, 2024, 357:129664.
- [6] TEMUR M, SAYIN C, YILMAZ I T. The experimental investigation of the effects on the combustion, performance, and emission characteristics of an RCCI engine using methanol/diesel fuel[J]. Energies, 2024, 17(6):1436.
- [7] 李 解. PODE/甲醇混合燃料对柴油机PPCI燃烧和排 放特性的影响[D]. 江苏镇江:江苏大学,2022.
- [8] 刘宗宽,龚世华,车胜楠,等. 湍流射流点火预燃室射流孔对甲醇发动机性能及排放影响的研究[J]. 天津 大学学报(自然科学与工程技术版),2023,56(10): 1031-1042.
- [9] SHARMA N, PATEL C, TIWARI N, et al. Experimental investigations of noise and vibration characteristics of

gasoline-methanol blend fuelled gasoline direct injection engine and their relationship with combustion characteristics[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 158: 113754.

- [10] 闫 海,刘 婷,朱兵强. 燃用甲醇汽油混合燃料对发 动机性能的影响[J]. 汽车实用技术,2017,(13): 140-143.
- [11] 曾永豪. 甲醇/汽油射流点火转子发动机着火燃烧过 程的研究[D]. 江苏 镇江:江苏大学,2022.
- [12] ARIEMMA G B, SORRENTINO G, SABIA P, et al. MILD combustion of methanol, ethanol and 1-butanol binary blends with ammonia[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2023, 39(4):4509-4517.
- [13] WANG Binbin, WANG Hechun, YANG Chuanlei, et al. Effect of different ammonia/methanol ratios on engine combustion and emission performance[J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 236:121519.
- [14] 董兆晨,王柏超,田 敏. 二甲醚/甲醇混合燃料燃烧数值模拟研究[J]. 汽车实用技术,2021,46(5): 107-109.
- [15] WANG Qianming, WANG Yang, XIAO Ge, et al. Experimental study on the effects of water addition in methanol on the performance of diesel-methanol diffusion combustion on a high-speed engine[J]. Journal of Cleaner Production, 2024, 446:141436.
- [16] 王玉玲. 缸内EGR分布对甲醇发动机性能影响的模拟 研究[D]. 长春:吉林大学,2014.
- [17] 刘杰才. 双级旋流器结构对燃烧室燃烧性能影响规律 研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- [18] 马沛生,夏淑倩,夏 清.化工物性数据简明手册[M]. 北京:化学工业出版社,2013.

37



摘 要:航空发动机加力燃烧室由于能量密度大、进口速度大、进口温度高,燃料和空气掺混不均匀等,易发生燃烧 不稳定现象。加力燃烧室为多喷嘴结构,喷嘴布局会影响燃烧室内的释热率分布,进而影响火焰响应。以模型加力 燃烧室为研究对象,对不同喷嘴数量和喷嘴直径的钝体非预混火焰的释热率响应特性进行研究。利用扬声器对火 焰施加声激励,通过双麦克风法测量速度脉动,光电倍增管结合CH\*滤光片测量释热率脉动。研究表明,喷嘴布局的 改变对燃烧室内的释热率分布会产生显著影响,火焰传递函数(FTF)增益呈现典型的双峰特征。随着喷嘴数量增 加,增益峰值先减小后增大,增益峰值对应的频率有向高频移动的趋势,系统时滞并未发生明显变化;随着喷嘴直径 增加,FTF增益先减小后增大,系统时滞明显增大。

关键词: 航空发动机;加力燃烧室;燃烧不稳定;钝体火焰稳定器;喷嘴布局;火焰响应;火焰传递函数 中图分类号:V231.2 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)03-0037-09 DOI:10.3724/j.GTER.20240029

# Experimental study on effects of nozzle layout on response of bluff-body non-premixed flames

ZHAO Yan, LIU Yong, ZHAO Hang, ZHANG Xiang

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

Abstract: Due to the high energy density, inlet velocity and temperature, and uneven mixing of fuel and air, the aero-engine afterburner is prone to combustion instability. The afterburner features a multi-nozzle configuration, where the nozzle arrangement can influence the heat release rate distribution within the combustion chamber, thereby affecting flame response. A model afterburner was taken as the research object to study the heat release rate response characteristics of bluff-body non-premixed flames with different nozzle numbers and nozzle diameters. Acoustic excitation was applied to the flame using two loudspeakers, and the velocity fluctuation was measured using the two-microphone method. Heat release rate fluctuation was measured using a photomultiplier tube combined with the CH\* filter. The experimental results show that the change of nozzle layout has a significant effect on the heat release distribution within the combustion chamber. The flame transfer function (FTF) gain shows a typical double-peak feature. As the number of nozzles increases, the peak gain initially decreases and then increases. The frequency corresponding to the peak has a tendency to move to a high frequency. However, the system time delay remains largely unchanged. With the increase of nozzle diameter, the FTF gain initially decreases and then increases and then increases.

**Key words:** aero-engine; afterburner; combustion instability; bluff-body flame stabilizer; nozzle layout; flame response; flame transfer function

收稿日期:2024-04-09

基金项目:航空发动机及燃气轮机基础研究项目(J2022-III-0007-0016)

作者简介:赵 妍(2000-),女,吉林四平人,硕士研究生,研究方向为发动机燃烧不稳定。

### 1 引言

航空发动机加力燃烧室由于能量密度大、进口 速度大、进口温度高、燃料和空气掺混不均匀、同时 在工作状态下其进口和尾喷管喉道通常达到临界状 态,流动速度等于或大于声速,声波被反射而不是被 耗散,易发生燃烧不稳定性现象<sup>[1]</sup>。燃烧不稳定性 被认为是燃烧室中的声场扰动、流动扰动和不稳定 的热释放率相互耦合引起的,伴随着强烈的压力振 荡,可能会对发动机造成危险损坏和燃烧噪声,而这 一直是制约航空航天发动机推进的主要问题<sup>[2-3]</sup>。

研究火焰动力学,即火焰的形态和位置,特别是 火焰热释放率对声场扰动和流动扰动的动态响应, 对燃烧系统不稳定性的分析和预测及进一步在设计 阶段优化燃烧室结构至关重要<sup>[4]</sup>。火焰传递函数 (Flame transfer function, FTF)是定量描述火焰动态 响应的工具,不仅表征了火焰对不同频率和幅度扰 动的响应,还可将其作为非稳态热释放源项,引入到 低阶热声网络模型或亥姆霍兹求解器中,以预测燃 烧不稳定性[5-7]。国内外学者已通过大量的试验和 数值模拟对火焰传递函数展开深入研究。试验研究 方面,LIU等<sup>[8]</sup>通过试验测量了不同喷嘴距离和喷 射角度下双丙烷/空气层流预混火焰的FTF,发现双 火焰传递函数存在一个临界分布距离,使FTF峰值 增益最大,且双火焰传递函数随喷射角度的增加表 现为非线性。PAN等<sup>[9]</sup>通过试验测量了甲烷/空气 非预混钝体火焰的FTF,结果表明,FTF的局部增益 峰和谷与不同火焰Strouhal数下释热率的空间分布 波数有关。王明晓等<sup>[10]</sup>通过试验测量了燃料组分 对甲烷/氢预混钝体火焰的FTF的影响,结果表明, 随着速度脉动的增加,火焰逐步形成涡环结构,而随 氢体积分数的增加,涡环对火焰的影响增强,火焰更 不稳定,FTF增益增加。数值模拟研究方面, HERMETH等<sup>[11]</sup>采用大涡模拟研究了甲烷/空气预 混旋流火焰,发现气流在附着状态下会稳定在回流 区上游,而在分离状态下火焰会脱离稳定区,由一个 强的旋进涡主导,导致分离状态下的FTF的增益和 相位发生显著变化。MEJIA等<sup>[12]</sup>研究了钝体温度 对甲烷/空气预混火焰的影响,发现钝体温度使火焰 根部位置以及流动发生改变,是驱动FTF受到钝体 温度影响较大的原因。一些学者[13-14]通过大涡模 拟结合系统辨识(System identification,SI)的方法获 取FTF,采用SI方法一次运行就能获得整个频率范 围内的FTF,有效节省了计算量。此外,还有一些学者<sup>[15-16]</sup>从理论上对火焰响应建模,从而了解FTF对不同操作条件或其他因素的灵敏度。

燃烧不稳定的诱因涉及各种物理和化学过 程[17],包括燃料与空气的掺混和燃烧过程,火焰与 火焰之间的相互作用,火焰与涡结构之间的相互作 用等。任何一个过程产生的扰动,都可能耦合到燃 烧不稳定的反馈回路中,导致热释放率和声场耦合, 进而引发燃烧不稳定。钝体火焰稳定器是加力燃烧 室中最常用的稳定火焰的结构,钝体后方形成的稳 定脱落的旋涡会影响燃烧涉及的物理和化学过程, 最终对火焰形状和温度分布等产生影响。目前研究 普遍认为[18],钝体火焰发生燃烧不稳定的驱动机制 主要是钝体尾流产生的旋涡引起的火焰卷起,以及 燃料输运不稳定过程中引起的局部当量比脉动。加 力燃烧室中采用多喷嘴结构,喷嘴布局的改变不但 会改变燃料和空气的混合程度,而且也会改变不同 股气流之间的相互干扰程度。通过调整喷嘴布局, 可以改变燃烧室的火焰结构和温度分布,实现高效 稳定燃烧<sup>[19-20]</sup>。同时,不同喷嘴布局的火焰响应也 会随之发生相应改变,燃烧稳定性不同。

目前国内外关于喷嘴布局对火焰响应特性影响 的研究不多,且多是针对燃气轮机,以旋流火焰为研 究对象,鲜有针对钝体非预混火焰。为此,本文针对 不同喷嘴布局(包括喷嘴数量和喷嘴直径)下的钝体 非预混火焰的非稳态热释放响应特性开展试验研 究。在试验中,保持每种喷嘴布局的总燃料量不变, 通过测量不同燃料/空气分布下的火焰传递函数,并 结合CH\*火焰图像,探究喷嘴布局对钝体非预混火 焰燃烧不稳定的影响,以期为燃烧器设计提供一定 的参考。

#### 2 试验系统及测量布局

#### 2.1 试验系统

图1为试验系统的整体布局。该试验系统主要 由进气管道、供油管路、燃烧室以及同步测量系统组 成。试验在常温、常压条件下进行。空气流向从左 向右,来流空气通过宽为60 mm、高为45 mm的管道 进入燃烧室,通过钝体稳定器稳燃。在距离燃烧室 钝体尾缘上游193 mm位置处布置了2个声压传感器 测点,轴向间距为30 mm,用于测量速度脉动。钝体 稳定器与喷嘴一体化设计,采用丙烷为燃料,具有良



图1 模型加力燃烧室试验系统示意图 Fig.1 Schematic diagram of model afterburner experimental system

好的可控性和稳定性,能够很好地反映释热信息和 利于图像拍摄,便于研究机理。燃料丙烷从钝体下 方直径为4 mm的供油管路进入钝体内部后,从钝体 侧面布置的n排喷嘴进入燃烧室,钝体尾缘到燃烧 室出口的轴向长度为191 mm。燃烧室布置了3个压 力测量点,分别位于燃烧室后面正对着钝体尾缘处 以及上、下游55 mm处。燃烧室前面和上面设置有 石英玻璃观察窗,用于测量释热率和拍摄动态火焰 图像。高温燃气经处理后排出,出口压力为环境压 力。进气管路上游相对布置了一对扬声器,以向来 流中添加特定幅值和频率的声学激励,声波通过其 压力波动引起相应的火焰脉动。

图2示出了试验采用的钝体结构。该钝体为加力燃烧室中常用的V型钝体,主要参数:钝体顶角为 12.6°,顶角半径为6.5 mm,钝体尾缘槽宽为20.0 mm, 钝体尾缘柱宽度为2.0 mm,钝体高度为45.0 mm。 在钝体的两个侧面以钝体高度方向对称轴为中心线 向两侧均匀设置n排喷嘴,喷嘴孔径为D,喷嘴间的



图2 钝体结构示意图 Fig.2 Structural diagram of bluff-body

距离为L。

#### 2.2 测试系统

来流空气由上游气泵提供,通过变频器调节气 泵转速控制进气量。燃料丙烷通过高压气瓶供应, 流量由质量流量控制器控制,型号为AST10-HB,量 程为50 SLM,不确定度≤0.35% F.S.。

通过动态压力传感器测量燃烧室内压力脉动, 传感器型号为PCB 113B28,灵敏度为15 mV/kPa,量 程为34.47 kPa,不确定度≤0.3% F.S.。为保证测量 精度,动态压力测量采用半无限长法,以消除管道内 声波反射的影响。

为测量模型燃烧室的火焰传递函数,需要通过 试验同步采集速度脉动和释热率脉动信息。速度脉 动通过双麦克风法测量,采用直接测量法,两声压传 感器与管道内壁平齐安装,型号为MPA416,灵敏度 为50 mV/Pa,量程为127 dB,不确定度≤1% F.S.,进 气平均速度通过热敏式风速仪进行测量。释热率脉 动可以通过测量火焰CH\*或OH\*化学光强间接测 量,用于OH\*测量的光电倍增管(PMT)配备有310 ±10 nm滤光片,用于CH\*测量的光电倍增管配备有 435±5 nm滤光片,所用PMT型号为HAMAMATSU CH 253,灵敏度为250 µA/lm,不确定度≤1% F.S.。 采用AMETEK公司的PHANTOM VEO 1010高速摄 影仪拍摄CH\*发光图像,配备435±5 nm窄带滤光 片。为增强CH\*化学发光图像的亮度,采用Photonis Cricket图像增强器放大火焰的CH\*信号。相机工作 时的曝光时间为9 ms,帧率为10 kHz。

以上动态测试信号均接入NI公司的NI PXle-1092数据采集机箱以实现同步采集,该设备搭配了 PXle-8267数据存储模块和PXle-8861控制器,采集 模块为PXle-4497,本次试验动态信号采样频率为 10 kHz。

相关研究表明,CH\*和OH\*化学发光可以作为 丙烷火焰中的释热率标记,特别是OH\*<sup>[21]</sup>。图3示 出了对高速图像亮度进行积分得到CH\*光强脉动与 PMT获取的OH\*、CH\*光强脉动的对比,图中光强脉 动信号进行了归一化处理。可以看出,不同激励频 率下,PMT获取的归一化的全局OH\*、CH\*光强脉动 完全吻合,说明CH\*化学发光信号可以准确地反映 火焰的释热率脉动特征。此外,在不同的时间, PMT获取的光强与CCD获取的CH\*光强相位和幅 值吻合较好,说明PMT能够收集到较完整的火焰化 学发光,测量结果较为准确,CH\*化学发光图像也可 以准确地反映火焰的释热率空间分布。



图3 不同激励频率下各释热信号归一化对比 Fig.3 Time variations of normalized heat release signals at different excitation frequencies

#### 2.3 测试方法和试验工况

火焰传递函数描述了火焰释热脉动对上游气流 速度脉动的响应,其定义式为:

$$FTF(\omega) = \frac{q'(\omega)/\overline{q}}{u'(\omega)/\overline{u}}$$
(1)

式中: $\omega$ 为角频率, $\omega = 2\pi f$ , f为脉动频率;q'为火焰 释热率的脉动值, $\overline{q}$ 为火焰释热率的时均值,通过带 有CH\*滤光片的光电倍增管测量全局值;u'为燃烧 室进口的速度脉动值, $\overline{u}$ 为燃烧室进口速度的时均 值,通过双麦克风法测量。

双麦克风法测量速度脉动的原理<sup>[22]</sup>如下,布置 在上游的声压传感器可以测量本地的声压扰动,如 下式所示:

$$\widehat{p}\left(x\right) = A^{+}\exp(-k_{+}x) + A^{-}\exp(ik_{-}x)$$
(2)

式中:k为波数, $k_{\pm} = \omega/(\bar{c} \pm \bar{u}), \bar{c} \setminus \bar{u}$ 分别为声速和气流速度的平均值; $A^+ \pi A^-$ 分别为声波在下游和上游传播的振幅,其计算公式见式(3);x为麦克风的轴向位置。

$$\widehat{u} = \frac{A^+ - A^-}{\overline{\rho} \, \overline{c}} \tag{4}$$

式中: 声为气流的平均密度。

利用快速傅里叶变换处理释热率和速度的时间 序列,从而得到频域上的FTF增益和相位。试验采 用的扬声器激振频率范围为50~450 Hz,步长为10 Hz,幅值范围为0~2.3 W,完整的FTF使用高阶多项 式传递函数拟合得到,如式(5)所示。

$$FTF\left(f\right) = \frac{b_{1}f^{n-1} + b_{2}f^{n-2} + \dots + b_{n-1}f + b_{n}}{a_{1}f^{m-1} + a_{2}f^{m-2} + \dots + a_{m-1}f + a_{m}}$$
(5)

式中:a为分母系数;b为分子系数;m为分母项数;n 为分子项数。

为探究喷嘴布局对钝体非预混火焰释热率响应 特性的影响,对4种喷嘴数量和3种喷嘴直径的钝体 设计试验工况,如表1所示。进气为常温、常压,来流 空气速度均为10 m/s,控制总燃料流量4.4 SLM(当 量比0.068)不变。

#### 3 结果与讨论

#### 3.1 喷嘴数量的影响

图4为无激励时3排喷嘴下的火焰时均结构。图 4(a)为火焰时均图像,上方为钝体俯视图方向,下方 表1 试验工况表

41

Table 1 Operating parameters of the experiment									
工况	喷嘴数量n/排	喷嘴直径D/mm	燃烧室进口平均速度v/(m·s <sup>-1</sup> )	当量比φ	激励频率 $f/Hz$	激励幅值A/W			
1	3	1.5							
2	4	1.5	_						
3	5	1.5		0.079	50 450(问厘10)	0.22			
4	6	1.5	10	0.068	50~450(间闸10)	0~2.3			
5	4	1.0	_						
6	4	2.0							



图4 无激励时3排喷嘴下的火焰时均结构 Fig.4 Flame temporal average structure under three rows of nozzles without excitation

为钝体侧视图方向,在此结构参数下,3个火焰之间 没有明显边界。钝体尾缘附近区域的光强较弱。钝 体尾缘与火焰起始位置之间的轴向距离定义为火焰 托举长度(*l*<sub>1</sub>),而火焰长度(*l*)定义为火焰起始位置 与火焰结束位置之间的轴向距离。图4(b)和图4(c) 分别为时均火焰无量纲CH\*光强的纵向和轴向分 布。本文中,火焰参数的计算根据钝体侧视图方向 的火焰图像,以火焰前端达到20%最大光强位置作为结 束位置,得到3排喷嘴时的火焰长度为71.57 mm,火 焰托举长度为6.16 mm。火焰高度(*h*)则定义为火 焰上、下两端达到20%最大光强位置之间的纵向距 离,3排喷嘴时的火焰高度为25.04 mm。

图5给出了不同喷嘴数量下的火焰长度、托举长 度和高度的变化。可以看出,随着喷嘴数量的增加,

火焰长度逐渐减小,依次为71.57、59.92、57.64、 49.94 mm。在总燃料量一定的情况下,喷嘴数量的 增加会导致单喷嘴的当量比降低,高度方向上燃料 与空气掺混得更均匀(图5(b)),火焰高度随喷嘴数 量增多而增大,在钝体尾缘附近区域会消耗更多的 可燃物质,从而使火焰长度减小。托举长度随喷嘴 数量的增加表现为先减小后增大的趋势,说明喷嘴 数量对火焰根部的位置有明显的影响,较少或者较 多的喷嘴数量在相同工况参数下都会使火焰根部远 离钝体。当喷嘴数量较少时,单个喷嘴当量比较大, 导致喷射速度提高,从而增加火焰的湍流强度,这使 得火焰根部难以在钝体尾缘附近保持稳定。相反. 当喷嘴数量较多时,单个喷嘴的当量比减小,燃料喷 射速度降低,导致火焰的动量不足以抵抗周围气流 的干扰。此外,多喷嘴系统会增强气流的剪切效应, 使火焰根部更容易受到周围气流的推动,从而进一 步远离钝体。

图6为喷嘴数量为3排、激励频率为150 Hz、激励 幅值u<sup>'</sup>/ <del>ū</del>为0.02时,燃烧室压力、火焰释热率和激励 信号随时间的变化以及快速傅里叶变换后的频谱对 比。由图6(a)可知,在给定正弦激励下,燃烧室内压 力和释热率均产生了脉动,且存在一定的延迟响应; 受湍流噪声、燃烧噪声等的影响,燃烧室响应信号并 不是规则的正弦信号,分布着许多毛刺。由图6(b) 可知,各信号均存在明显的150 Hz主频,此外激励信 号存在微弱的倍频,能量相对较小,可以忽略;释热 率脉动受湍流、燃烧噪声的影响,在低频上分配了一 部分脉动能量,导致能量没有完全集中在主频上。

调整功率放大器的输出功率,使扬声器以相同激励强度对气流施加不同频率激励。图7为速度扰动u<sup>'</sup>/ū=0.02时,不同喷嘴数量下的火焰传递函数。

图7(a)为火焰传递函数增益,表示火焰释热脉动q<sup>'</sup>/q̄对给定速度扰动的放大程度。图中,点代表









Fig.6 Time and frequency domain comparison of combustion chamber pressure, flame heat release rate and excitation signal



图7 不同喷嘴数量下的火焰传递函数 Fig.7 Flame transfer functions under different nozzle numbers

试验测量结果,曲线由高阶多项式拟合得到。可见, FTF测量结果呈现典型的双峰及低通特性。增益分 别在70~120 Hz区间和210~300 Hz区间存在2个较高 的极大值,在150~220 Hz区间存在1个极小值,与之 对应的频率与喷嘴数量相关。在高于350 Hz的扰动 频率下,增益逐渐趋近于0,火焰起到了低通滤波的

43

效果。当喷嘴数量逐渐增加,FTF增益先减小后增 大,说明燃烧稳定性随喷嘴数量的增加先提高后降 低,与火焰托举长度的变化趋势一致。

图7(b)为火焰传递函数相位,与u'和q'之间的延 迟时间有关,相位差(相位的斜率)对应于该延迟时 间。可见,相位随激励频率总体呈线性变化趋势,在 150~220 Hz区间略有上升,然后降低。与异常相位变 化相对应的频率(3排喷嘴时为160 Hz,4排喷嘴时为 210 Hz、5排喷嘴时为210 Hz,6排喷嘴时为220 Hz) 接近于增益极小值频率,其形成原因需要进一步结 合火焰的动态变化来阐明。不同喷嘴数量的相位曲 线斜率较为接近,说明喷嘴数量的改变对系统时滞 影响较小。喷嘴数量增多,虽然会导致单个喷嘴的 燃料喷射速度减小,但是喷嘴与空气的混合区域也增 加。相反,喷嘴数量减少,单个喷嘴的燃料喷射速度 增加,喷嘴与空气的混合区域较少,燃料与空气的全 局混合过程比较稳定,对燃烧系统的时滞影响有限。

图8为不同喷嘴数量下增益峰(P1和P3)和谷 (P2)对应的频率和幅值对比,图中不同形状的点代 表不同喷嘴数量。可见,随着喷嘴数量增加,增益峰 和谷对应的频率大都呈向高频移动的趋势,6排喷嘴 时的谷值频率甚至高于3排喷嘴时的第2个响应峰峰 值频率。这与燃烧室内的释热率分布有关,6排喷嘴 的火焰短而集中,可能需要在更高的频率下产生相 同的增益幅值。随喷嘴数量增加,增益峰和谷对应 的幅值都呈先减小后增加的趋势。

#### 3.2 喷嘴直径的影响

图9给出了不同喷嘴直径的火焰长度、托举长度



图8 不同喷嘴数量下的增益峰和谷对比 Fig.8 Peak and valley of gain curve under different nozzle numbers

和高度的变化。可以看到,火焰长度随喷嘴直径增加而增大,火焰托举长度则是随喷嘴直径增加呈先减小后增大的趋势。当总燃料量一定时,喷嘴直径增加,燃料喷射速度降低,钝体尾缘附近燃料与空气掺混得更加均匀,火焰根部更稳定,火焰的托举长度减小,火焰长度也会减小。但当喷嘴直径增加到一定程度时,相邻喷嘴之间的氧气含量不足,大部分仅发生在最外侧的2排喷嘴边缘,火焰的托举长度又变大,随着燃料向下游与空气边掺混边燃烧,火焰反而会更长。从火焰高度上看,喷嘴直径增加,火焰高度增加得并不明显。说明喷嘴直径的增加对火焰高度的影响并不大,因为喷嘴分布位置并未发生改变,只是稍有增大。

图10为 $u'/\bar{u} = 0.02$ 时,不同喷嘴直径下的火焰 传递函数。从图10(a)中可以看出,增益随喷嘴直径







图10 不同喷嘴直径下的火焰传递函数 Fig.10 Flame transfer functions under different nozzle diameters

的增加呈现先减小后增加的趋势,喷嘴直径较小时, 燃料喷射速度高,在钝体尾缘火焰之间的相互作用 弱,近似为4个独立火焰,火焰根部不能稳定在钝体 尾缘。喷嘴直径较大时,相邻喷嘴间的氧气含量不 足,燃烧反应微弱,近似为单个火焰,火焰稳定性又 变差。说明存在一个临界直径,使得FTF增益值最 小。从图10(b)中可以看出,相位与频率总体呈线性 关系,除在增益曲线局部极小值对应的频率上会有 小幅度上升。且随着喷嘴直径的增加,相位曲线的 斜率绝对值越大,表明火焰释热率脉动的相位逐渐 落后,说明喷嘴直径对系统时滞影响明显;随着喷嘴 直径的增加,系统时滞增加。喷嘴直径增加,单个喷 嘴的喷射速度减小,如前所述,喷嘴直径增加到一定 程度时,相邻喷嘴之间的氧气含量不足,燃料/空气 混合的不充分,会显著增加系统时滞。

图11为不同喷嘴直径下增益峰(P1和P3)和谷 (P2)对应的频率和幅值对比。从频率上看,1 mm直 径对应的峰值频率明显较高;从幅值上看,无论是增 益峰还是谷,1.5 mm直径对应的幅值都最小,稳定 性最好。

#### 4 结论

以钝体非预混火焰为研究对象,采用试验方法 研究了喷嘴数量和喷嘴直径对火焰释热响应特性的 影响,得到以下结论:

(1)随着喷嘴数量增加,火焰长度逐渐减小,火焰托举长度先减小后增大,火焰高度逐渐增大。在 文中研究的喷嘴直径下,随着喷嘴直径增加,火焰长



图11 不同喷嘴直径下的增益峰和谷对比 Fig.11 Peak and valley of gain curve under different nozzle diameters

度增大,火焰托举长度先减小后增大,而火焰高度增 大得不明显。

(2) 喷嘴布局会显著影响钝体火焰的火焰传递 函数分布。FTF增益曲线呈现典型的双峰特征,响 应峰频率随喷嘴数量的增加有向高频移动的趋势, 幅值随喷嘴数量增加先减小后增大。喷嘴数量增加 对系统时滞的影响不明显。

(3) 燃烧稳定性随着喷嘴直径增加先减小后增 大,存在临界直径使FTF增益最小。系统时滞受喷 嘴直径影响大,随喷嘴直径的增加而增大。

#### 参考文献:

- [1] 李 享. 加力燃烧室振荡燃烧的影响因素与抑制技术 研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- [2] 张澄宇. 航空发动机加力燃烧室不稳定燃烧机理与控

制方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2010.

- [3] 徐智康. 主动扰动对非预混燃烧的时频特性和稳定性 影响的基础研究[D]. 杭州:浙江大学,2022.
- POLIFKE W. Modeling and analysis of premixed flame dynamics by means of distributed time delays[J].
   Progress in Energy and Combustion Science, 2020, 79:100845.
- [5] PREETHAM, SANTOSH H, LIEUWEN T. Dynamics of laminar premixed flames forced by harmonic velocity disturbances[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(6):1390–1402.
- [6] KIM T, AHN M, LIM D, et al. Flame describing function and combustion instability analysis of nonpremixed coaxial jet flames[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2022, 136:110642.
- [7] NI F,NICOUD F,MÉRY Y,et al. Including flowacoustic interactions in the Helmholtz computations of industrial combustors[J]. AIAA Journal, 2018, 56(12): 4815-4829.
- [8] LIU Tengyu, WANG Pengcheng, LI Jingxuan, et al. Experimental investigation on the effects of transverse injection distribution scheme on dual flame dynamics subjected to flow disturbances[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 147:109003.
- [9] PAN Deng, JI Chenzhen, ZHU Tong. Characterization of nonlinear responses of non-premixed flames to lowfrequency acoustic excitations[J]. Applied Sciences, 2023, 13(10):6237.
- [10] 王明晓,邓 凯,王炜豪,等. 氢体积分数对甲烷-氢贫 燃预混钝体火焰燃烧不稳定性影响[J]. 热力发电, 2018,47(10):44-50.
- [11] HERMETH S, STAFFELBACH G, GICQUEL L Y M, et al. Bistable swirled flames and influence on flame transfer functions[J]. Combustion and Flame, 2014, 161 (1):184–196.
- [12] MEJIA D, MIGUEL-BREBION M, GHANI A, et al. Influence of flame-holder temperature on the acoustic flame transfer functions of a laminar flame[J]. Combus-

tion and Flame, 2018, 188: 5-12.

- [13] MERK M, JAENSCH S, SILVA C, et al. Simultaneous identification of transfer functions and combustion noise of a turbulent flame[J]. Journal of Sound and Vibration, 2018, 422:432–452.
- [14] 柯恩雷,季晨振,潘 登,等.结合系统辨识方法的旋流部分预混燃烧不稳定预测及控制研究[J]. 工程热物理学报,2023,44(8):2319-2329.
- [15] ÆSØY E, AGUILAR J G, WISEMAN S, et al. Scaling and prediction of transfer functions in lean premixed H2/CH4-flames[J]. Combustion and Flame, 2020, 215: 269–282.
- [16] ORCHINI A, JUNIPER M P. Linear stability and adjoint sensitivity analysis of thermoacoustic networks with premixed flames[J]. Combustion and Flame, 2016, 165:97–108.
- [17] RUAN Can, CHEN Feier, CAI Weiwei, et al. Principles of non-intrusive diagnostic techniques and their applications for fundamental studies of combustion instabilities in gas turbine combustors: A brief review [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84:585–603.
- [18] MANIKANDAN S, SUJITH R I. Rate dependent transition to thermoacoustic instability via intermittency in a turbulent afterburner[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2020, 114:110046.
- [19] 付 垚,朱 健,高 源,等.喷嘴布局对加力燃烧室燃 烧性能的影响[J]. 热科学与技术,2023,22(1):13-20.
- [20] 徐琼辉,詹杰民. 非预混燃烧中喷嘴结构布局影响火 焰长度的变化[J]. 热能动力工程,2009,24(2): 216-221.
- [21] 周 莹,白永辉,宋旭东,等. 自由基的化学发光特性 在火焰光谱诊断的应用综述[J]. 光谱学与光谱分析, 2020,40(11):3358-3364.
- [22] KIM K T,LEE J G,QUAY B D,et al. Spatially distributed flame transfer functions for predicting combustion dynamics in lean premixed gas turbine combustors[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1718–1730.



**摘 要:**为了在回流型内燃波转子进气过渡段内形成高质量的燃料分布,提出一种新型液态燃料喷注结构。采用 数值模拟方法,模拟了不同喷油孔喷射位置与射流角度下液态燃料的填充效果,并结合液滴驻留时间、索太尔平均 直径以及燃料分布不均匀度,分析了喷油孔喷射位置和射流角度对过渡段与燃料填充段耦合特性的影响规律。研 究结果表明,喷射位置为40mm和60mm时,在进气过渡段出口截面可以形成相对均匀的燃料分布;增大射流角度 后,弯管掺混区形成了较大尺度和较强强度的涡流,使得出口截面燃料分布更加均匀。 关键词:回流型内燃波转子;液态燃料喷注;燃料填充;燃料分布;索太尔平均直径;航空发动机

中图分类号:V232.1 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)03-0046-07 DOI:10.3724/j.GTER.20240030

# Coupling characteristics between transition duct and fuel filling duct in a reverse-flow combustor wave rotor

HE Zhijun, LI Jianzhong, GONG Erlei, JIN Wu, YAO Qian, ZHENG Renchuan, FENG Zhan

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

**Abstract:** In order to achieve high-quality fuel distribution in the intake transition duct of a reverse-flow wave rotor combustor, a novel liquid fuel injection structure was proposed. Numerical simulation was used to model the liquid fuel filling effect under different injection hole positions and jet angles. The coupling characteristics between the transition duct and fuel filling duct were analyzed by combining parameters such as droplet residence time, Sauter mean diameter and fuel distribution non-uniformity. The results show that when the injection positions are at 40 mm and 60 mm, a relatively uniform fuel distribution can be achieved at the outlet cross-section of the intake transition duct. With the increase in jet angle, larger scale and stronger intensity vortices are formed in the mixing zone of the bent duct, which further improves the uniformity of fuel distribution at the outlet cross-section.

Key words: reverse-flow combustor wave rotor; liquid fuel injection; fuel filling; fuel distribution; Sauter mean diameter; aero-engine

# 1 引言

近年来,基于传统定压循环的航空发动机设计 已经取得显著进展,但要在现有基础上实现推进系 统性能的显著提升仍然十分困难,必须深入探索具 有更高循环热效率的先进推进技术<sup>[1]</sup>。波转子是 利用压力波来实现气体压缩和膨胀的装置。目前, 波转子技术的用途已扩展到多个领域,如制冷、发 电、增压器、燃气涡轮发动机的顶层循环以及取代传 统发动机燃烧室的内燃波转子等。内燃波转子是一 种基于高效等容燃烧并充分利用非定常波实现能量 快速交换的新型燃烧装置,主要包括进气过渡段、密 封盘、波转子通道、排气段及点火器等结构。进气过

收稿日期:2024-05-20

基金项目:国防科技基础研究项目(1002TJA21007);江苏省自然科学基金(BK20210278)

作者简介:何志军(1998-),男,安徽安庆人,硕士研究生,主要研究方向为内燃波转子增压燃烧技术。

渡段采用分层进气,分别为新鲜空气段和燃料填充 段,空气起到对通道扫气的作用,燃料和空气在燃料 填充段充分混合之后进入波转子通道,电机带动通 道高速旋转,实现燃料的填充、点火、定容燃烧及排 气。理论研究表明,相同压比和涡轮进口温度下,等 容燃烧模式的热力循环效率高于定压燃烧模式<sup>[2]</sup>, 并且能够降低NO<sub>x</sub>的排放量<sup>[3]</sup>。将内燃波转子集成 到传统燃气涡轮发动机中,可以使发动机热效率提 高30%~50%,燃油消耗率降低25%~30%<sup>[4]</sup>。

来源于压气机的新鲜空气与内燃波转子进气过 渡段内喷注的燃料预混后,形成可燃混气进入波转 子通道,相较于传统燃烧室,没有类似旋流器的液态 燃料雾化掺混装置,因此在波转子通道内获得良好 的燃料填充是目前亟待解决的难题。研究表明,进 气过渡段内的燃料分布对内燃波转子通道内的点火 及火焰传播过程存在显著影响<sup>[5-7]</sup>,为了在有限长 度通道内成功点火并维持火焰传播,需要在进气过 渡段内设计一种合理的燃料掺混结构。目前,国内 外学者对波转子过渡管段的优化设计及混气形成与 分布问题进行了大量研究。WELCH等<sup>[8]</sup>采用DOE-CFD方法,设计了从波转子排气端口到下游高压涡 轮进口的过渡段,研究发现在较低的排气端口流速 下,过渡段性能在可接受范围,出口截面监测值与预 期值基本一致。NALIM<sup>[6]</sup>提出了内燃波转子进气 端口燃料分层策略,实现了燃料分布的可控操作。 郑仁传等<sup>[9]</sup>设计了5种不同的内燃波转子气态燃料 混气形成方案,并通过数值模拟,研究了不同燃料喷 注方案的混气形成特性。李建中等[10]利用试验比 较了壁面单孔喷射、单孔逆喷、双孔逆喷以及多孔侧 喷4种燃料喷注方案的混气掺混情况。KHALID 等[11]采用数值模拟的方法,研究了波转子的非定 常流动及混气形成特性。结果表明,当波转子通 道旋转到进气口时,高压环境会延迟燃料进入通 道的时间。WIJEYAKULASURIYA和NALIM<sup>[3]</sup>研 究了壁面式燃料喷射和支管式燃料喷射方案,发现 对于下游混合情况,支管式侧喷优于壁面式喷注。 AKBARI等<sup>[12-13]</sup>将进气端口划分为5个区域,并采 用一维代码模拟了燃料分层的影响。PEKKAN 和NALIM<sup>[7]</sup>通过在进气端口内设置周向隔板,将 燃料与空气分层,实现了通道内部的可控燃烧。 MATSUTOMI等<sup>[14]</sup>搭建了内燃波转子试验台,并采 用在进气端口布置支管的方式供气,研究了支管数 量对混气形成质量的影响。

国内外关于混气形成的研究,均是针对匹配于 轴流式发动机的内燃波转子,没有涉及集成至涡轴 发动机的回流型内燃波转子,且主要针对气态燃料 的喷注,对于液态燃料的喷注鲜有研究。为此,本文 针对回流型内燃波转子,提出一种燃油喷射与雾化 一体化的液态燃料喷注装置,并通过数值模拟的方 法,对波转子过渡段与燃料填充段耦合特性开展 研究。

#### 2 物理模型与数值方法

#### 2.1 物理模型及燃油填充方案

燃料的预混在进气过渡段内进行,随后预混气 进入波转子通道,当通道旋转至两端封闭时,位于端 板后方的射流点火器引燃预混气,从而实现定容燃 烧。因此,进气过渡段的设计对下游通道能否实现 较为理想的定容燃烧存在决定性的影响。

为了满足低压比条件下小型涡轴发动机的匹配 要求,且能够在很短的轴向距离内将波转子嵌入到 涡轴发动机中,回流型内燃波转子与压气机需要通 过180°弯折的过渡段连接。采用商业软件UG建立 三维模型,如图1所示。图中,*u*和ν为流道内燃油喷 注方向,其与水平方向*z*的夹角均为θ。燃油经过壁 面直射式小孔喷射后撞击喉道壁面形成油膜,压气 机出口高速气流撞击喉道壁面,在气流和燃油工质 剪切力的相互作用下,油膜破碎成细小的液滴,达到 良好的雾化效果。

基于与某型涡轴发动机相当的工况,进气过渡 段的进口压力为1.317 MPa,流道进口总温为689 K。 考虑到喷油孔射流角度(用夹角θ表征)以及喷射位 置(用喉道中心线与进气过渡段出口截面的轴向距 离L表征)可能对燃油液滴破碎效果和燃料/空气掺 混特性产生影响,设计了12组燃油雾化喷注方案,如 表1所示。

#### 2.2 网格划分与求解方法

利用ICEM进行非结构化网格划分,并对液态燃料喷注结构以及转弯处进行局部加密。为消除网格 大小对计算结果的影响,对表2所示的3种不同节点数的网格(G1、G2和G3)进行网格无关性验证。均 匀选取计算模型喉道中心轴线上的20个样点,并对 各样点的轴向速度进行监测,结果如图2所示。可 见,3种网格的计算结果误差小于5%,验证了网格无



图1 回流型内燃波转子燃料填充装置 Fig.1 Fuel filling device for reverse-flow combustor wave rotor

表1 燃油雾化喷注方案 Table 1 Fuel atomization injection scheme

Case	<i>L</i> /mm	$\theta/(\circ)$	Case	<i>L</i> /mm	$\theta/(\circ)$
1	20	30	7	60	30
2	20	50	8	60	50
3	20	70	9	60	70
4	40	30	10	80	30
5	40	50	11	80	50
6	40	70	12	80	70

关性。综合计算精度、计算成本以及稳定性等因素, 最终选取G2作为本文的计算网格。

计算过程采用Realizable *k* - *e*湍流模型,液态燃料为航空煤油,其喷注雾化过程采用DPM离散模型<sup>[15]</sup>,压力修正采用Couple算法,压力及其他项均采用二阶迎风差分格式。计算域入口平面为质量流入口边界,出口平面为压力出口边界,壁面设为无滑移壁面。

为验证计算模型,将数值模拟得到的入口速度 和入口质量流量与基准发动机的实测数据进行比较,结果如表3所示。可见,模拟数据与基准发动机 实测数据吻合良好。

#### 3 结果分析与讨论

#### 3.1 不同喷注方案的燃料分布

进气过渡段出口截面的燃料分布,在很大程度 上决定了波转子出口温度场分布是否满足涡轮进口 温度要求。图3为不同喷射位置和射流角度对应的 进气过渡段出口截面燃料分布云图。从图中可以发 现,Case 5和Case 9的燃料分布相对均匀,其他喷注 方案中的出口截面燃料分布则存在一定面积的低浓

表2 3种网格的详细信息 Table 2 Detailed information of three types of grids

网格名	网格数
G1	2 534 162
G2	3 125 759
G3	3 887 042



图2 网格无关性验证 Fig.2 Mesh independence verification

表3 入口速度和质量流量对比

Table 3 Comparison of intake velocity and mass flow rate

参数	试验	计算	误差/%
入口速度/(m/s)	40.00	39.34	1.65
入口质量流量/(kg/s)	3.731	3.720	0.29

度区,极大地影响波转子通道内部的燃料填充,从而 影响通道内的点火及火焰的快速传播。为了探究喷 油孔喷射位置和射流角度对进气过渡段出口截面燃 料分布的影响,以液滴驻留时间、索太尔平均直径 (Sauter mean diameter,SMD)以及燃料分布不均匀



图3 不同方案对应的进气过渡段出口截面燃料分布 Fig.3 Fuel distribution at the exit section of the intake transition duct corresponding to different schemes

# 度作为燃料雾化掺混过程的评定准则。

# 3.2 喷射位置对燃料雾化掺混特性的影响

液滴驻留时间由液滴在空间内部的输送速度及 扩散性所决定,在一定程度上反映了燃油雾化掺混 质量的好坏,驻留时间越短,雾化掺混效果越好<sup>[16]</sup>。 图4给出了不同喷注方案对应的液滴平均驻留时间 (*T*avg)及喉道出口位置的液雾SMD(*D*32)。可以发 现,*L*=20 mm时液滴平均驻留时间较长,说明其雾化 掺混效果较其他喷注方案差。这是因为*L*=20 mm对 应的喷注方案掺混距离短,在弯管处燃油液滴占比 仍较大,液滴在弯管处受到惯性效应的作用,在外侧 壁面富集,影响了其扩散性及输送速度,液滴驻留时 间增加。从图中还可以看出,喷射位置的改变对液



图4 不同方案的液滴驻留时间和喉道出口位置的液雾SMD Fig.4 Residence time of droplets and SMD of the liquid mist at the throat outlet for different schemes

#### 雾SMD并没有明显影响。

图5给出了射流角度30°对应的过渡段内部燃料 液滴粒子分布。可以发现,不同喷射位置方案对应 的粒子分布基本一致。此外,12种喷注方案的燃油 液滴在进气过渡段出口之前均已完全蒸发,这时需 要制定适用于燃油蒸汽/空气的混合气形成质量评 定指标。混合气在空间的分布不均匀度*S*<sup>[17-18]</sup>可 以很好地表征进气过渡段出口截面的混气形成质 量,其值越小,代表掺混越均匀。国内使用较为广泛 的*S*计算公式为:

$$S = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} (f - \overline{f})^2 / (N - 1)} / \overline{f}$$

式中:N为取样点个数;f为燃料体积分数;f为所有 取样点燃料体积分数的算术平均值。

图6为3种射流角度下不同喷射位置对应的进气 过渡段出口截面混气分布不均匀度。可以看出,在



图5 射流角度为30°时过渡段内部的燃料粒子分布 Fig.5 Fuel particle distribution within the transition duct at a jet angle of 30°





保持喷油孔射流角度不变的条件下,喷射位置对出口截面混气分布不均匀度有明显影响,随着喷射位置的改变,不均匀度表现出相同的变化规律。L=40 mm和L=60 mm对应的喷注方案出口截面混气较为均匀,这是由于喉道壁面附近剪切力变化对燃料掺混产生了影响。

高速来流气流撞击喉道壁面会对燃油进行剪 切,因此进气过程中的剪切力变化,在一定程度上影 响了进气过渡段的燃料掺混。为分析剪切力变化对 燃料掺混的影响,监测了射流角度为50°时4种方案 喉道附近的剪切力。监测线位置如图7所示,以喉道 为中心,监测线全长为70 mm。图8给出了4个不同 喷射位置对应的剪切力变化,其中横坐标0 mm处为 喉道位置。由图可知,所有方案表现出一致的变化 趋势,剪切力在气流流经喷油孔附近时达到峰值。 其中,喷射位置为40 mm和60 mm对应的方案在喷 油孔位置的剪切力最大,对燃料冲击作用最明显;喷 射位置为20 mm和80 mm时的剪切力在全域范围均 处于较低的水平,不利于燃料的雾化掺混。从图3和 图6中也可以看到,喷射位置为40 mm时的Case 5及 60 mm时的Case 9,其燃料分布更加均匀。

#### 3.3 喷油孔射流角度对燃料雾化掺混特性的影响

进气过渡段内部的燃料掺混状况决定了波转子 通道内部的燃料填充效果。为进一步分析射流角度 对进气过渡段内部燃料雾化掺混特性的影响,在保 持L=60 mm条件下,获得了3种射流角度方案的燃料 分布不均匀度随掺混距离的变化规律,如图9所示。



图7 监测线位置示意图 Fig.7 Positions of monitoring lines



图8 不同喷射位置对应的剪切力变化 Fig.8 Variations in shear stress corresponding to different injection positions





图中,掺混距离以喉道位置为起点,沿来流空气方向 测量。从图中可以发现,在喉道位置和弯管入口之 间,3种方案的燃料分布不均匀度均沿气流方向呈现 下降的趋势,其中射流角度为30°时燃料分布最均 匀,50°时其次,70°时较差。但是根据图3和图6得到 的结果,射流角度为70°的进气过渡段出口截面燃料 分布反而最理想,50°时其次,30°时存在较大面积的 燃料低浓度区。这说明不同射流角度导致喷射燃料 在弯管掺混区中受到的影响不同,从而使得射流角 度为30°的出口截面燃料分布比70°的差。由图4可 以看出,*L*=60 mm时,射流角度为30°的液雾SMD比 其他方案的大,大直径液滴进入弯管后受到的惯性 效应作用更大,使得管道中心处的燃料浓度低于壁 面处的浓度,从而导致燃料分布较不均匀。

图10为3种射流角度方案在弯管掺混区的速度 矢量图。在此区域,由于燃料与来流空气之间存在 速度差,导致互相剪切卷吸形成涡流。涡流促使局 部的燃料液滴向整个弯管掺混区域扩散输运,在一 定程度上改善了燃料分布的均匀性。从图中可以发 现,射流角度为30°时的涡流尺度较小、强度较弱,只 能使燃料在有限范围内均匀掺混,不能提高整个截 面的掺混均匀度。射流角度为50°和70°时,弯管截 面形成了较大尺度和较强强度的涡流,使得下游的 进气过渡段出口截面燃料分布更加均匀。



图10 3种射流角度下弯管掺混区的截面速度矢量 Fig.10 Cross-sectional velocity vector of the mixing zone in the elbow duct for three different jet angles

#### 4 结论

运用计算流体力学方法,探究了喷油孔射流角 度和喷射位置对回流型内燃波转子进气过渡段与燃 料填充段耦合特性的影响,主要得出以下结论:

(1)喷射位置越接近弯管入口,液滴平均停留时间越长。液滴在弯管处受到惯性效应的影响,在外侧壁面富集,从而影响液滴的扩散性和输送速度。

(2)在喷射位置为20~80 mm研究区间内,40 mm和60 mm对应的方案在喷油孔位置的剪切力较 大,对燃料冲击作用较为显著;喷射位置太大或太小 时,其剪切力在全域范围均处于较低水平,这可能会 限制燃料的有效雾化和混合。

(3) 不同射流角度导致喷射燃料在弯管掺混区

中受到的影响不同,使得小射流角度的液雾SMD较 大。大直径液滴进入弯管后受到惯性作用更强烈, 使得管道中心处的燃料浓度低于壁面处,导致其燃 料分布不均匀。

(4)当射流角度较小时,弯管掺混区的涡流尺 度较小、强度较弱,导致下游出口截面的燃料分布不 够均匀;随着射流角度的增加,弯管截面形成了较大 尺度和较强强度的涡流,这有助于出口截面燃料分 布更加均匀。

#### 参考文献:

- [1] 刘大响,金 捷,彭友梅,等.大型飞机发动机的发展
   现状和关键技术分析[J]. 航空动力学报,2008,23
   (6):976-980.
- [2] MCCLEARN M J, POLANKA M D, MATACZYNSKI M R, et al. The design of a small-scale wave rotor for use as a modified brayton-cycle engine[R]. AIAA 2016-0901,2016.
- [3] WIJEYAKULASURIYA S, NALIM M R. Gas injection strategies in confined subsonic cross-flow for wave rotor fueling[R]. AIAA 2008-4867,2008.
- [4] AKBARI P,KHARAZI A A,MÜLLER N. Utilizing wave rotor technology to enhance the turbo compression in power and refrigeration cycles[R]. ASME IM-ECE2003-44222,2003.
- [5] LI Jianzhong, GONG Erlei, YUAN Li, et al. Experimental investigation on pressure rise characteristics in an ethylene fuelled wave rotor combustor[J]. Energy & Fuels, 2017, 31(9):10165–10177.
- [6] NALIM M R. Longitudinally stratified combustion in wave rotors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(6):1060–1068.
- [7] PEKKAN K, NALIM M R. Two-dimensional flow and NOx emissions in deflagrative internal combustion wave rotor configurations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(3):720–733.
- [8] WELCH G, SLATER J, WILSON J. Wave-rotor transition duct experiment[R]. AIAA 2007-1249,2007.
- [9] 郑仁传,李建中,秦琼瑶,等.内燃波转子气态燃料混 气形成特性研究[C]//.第一届先进航空动力创新大 赛及未来航空动力创新发展论坛.北京:2023.
- [10] 李建中,巩二磊,袁 丽,等.内燃波转子燃料填充方 案研究[J]. 推进技术,2016,37(11):2120-2125.
- [11] KHALID S, BANERJEE A, AKBARI P, et al. Twodimensional numerical modeling of mixture inflow in a combustion wave rotor[R]. AIAA 2006-4125,2006.

- [12] AKBARI P, NALIM M R. Analysis of flow processes in detonative wave rotors and pulse detonation engines[R]. AIAA 2006-1236,2006.
- [13] AKBARI P, NALIM M R, SNYDER P. Numerical simulation and design of a combustion wave rotor for deflagrative and detonative propagation[R]. AIAA 2006-5134,2006.
- [14] MATSUTOMI Y, MEYER S, WIJEYAKULASURIYA S, et al. Experimental investigation on the wave rotor constant volume combustor[R]. AIAA 2010-7043,2010.
- [15] HUANG Xixuan, LIN Zhiyong. Analysis of coupledwaves structure and propagation characteristics in

hydrogen-assisted kerosene-air two-phase rotating detonation wave[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2022, 47(7):4868–4884.

- [16] RONG Song, SHEN Shiquan, WANG Tianyou, et al. Reduced residence time of droplet impact on heated surfaces[J/OL]. https://arxiv.org/pdf/1901.06471v1.
- [17] DANCKWERTS P V. The definition and measurement of some characteristics of mixtures[J]. Applied Scientific Research, Section A, 1952, 3:279–296.
- [18] FRIC T F. Effects of fuel-air unmixedness on NO(x) emissions[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9 (5):708-713.

53



摘 要:为实现神经网络对火焰面模型数据库的高精度替代,以残差神经网络为主体,采用多任务学习方法进行训练,并结合fmFoam求解器以Sandia D扩散火焰为对象,对该方法训练出的神经网络模型精度进行了验证。结果表明:采用多任务学习方法可有效提高神经网络对火焰面数据库的预测精度。相比于仅使用残差神经网络方法,采用 多任务学习方法训练的神经网络可将各物理量预测结果的皮尔森系数由0.999 0提升至0.999 9,对质量占比前10组 分预测结果的平均相对误差至少可降低81.1%;基于OpenFOAM对Sandia D火焰进行数值模拟,其计算结果在中心 轴线以及各轴向位置的径向线上与传统方法基本一致,仅在反应进度变量源项上存在小范围差异;以传统查表方法 为基准,FGM-MTL计算的温度及主要燃烧产物在中心轴线上的峰值相对误差最大为0.98%,峰值位置相对误差最大 为2.37%。

关键词:火焰面生成流形;多任务学习;残差神经网络;火焰面模型;机器学习;数值模拟 中图分类号:231.2;Q643.2<sup>+</sup>1 文献标识码:A 文章编号:1672-2620(2024)03-0053-10 DOI:10.3724/j.GTER.20240025

# Application of multi-task learning method in replacing flamelet database with neural networks

HU Changsong, ZHANG Teng, XI Yuru, LI Jinghua, YAN Yingwen

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

**Abstract:** To achieve high-precision substitution of flamelet model databases using neural networks, residual neural networks trained by multi-task learning (MTL) method were taken as the subject. Integrated with the fmFoam solver and targeting the Sandia D diffusion flame, the precision of the trained neural network model was validated. The results indicate that the MTL approach significantly improves the prediction accuracy of the neural network for flamelet database. Compared to residual neural networks alone, the MTL-trained neural network increases the Pearson correlation coefficient of predicted physical quantities from 0.999 0 to 0.999 9, and reduces the average relative error for the top 10 components by mass fraction at least 81.1%. In numerical simulations of the Sandia D flame using OpenFOAM, the results of MTL-trained neural network along the centerline and various radial positions matches those of traditional methods, with only minor differences in the reaction progress variable source term. Using traditional lookup methods as a baseline, the maximum relative error for the peak temperature and main combustion products along the centerline calculated by the FGM-MTL method is 0.98%, with the maximum relative error in the peak position being 2.37%.

Key words: flamelet generated manifold; multi-task learning; residual neural network; flamelet model; machine learning; numerical simulation

收稿日期:2024-03-22

基金项目:航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-B-II-019-001)

作者简介:胡昌松(1999-),男,湖南慈利人,硕士研究生,主要从事航空发动机燃烧室数值计算研究。

# 1 引言

火焰面方法是在湍流燃烧系统的实际模拟中包 含详细化学效应的唯一经济可行的方法<sup>[1-2]</sup>。然 而,每当涉及到这类方法时总是需要在火焰面数据库 精度与内存需求之间进行折中,这就导致在有限的 内存下无法将火焰面数据库的精度进一步提升<sup>[3]</sup>。

近年来,随着人工智能的飞速发展,深度学习和 人工神经网络(Artificial neural network, ANN)引起 众多学科的兴趣<sup>[4-5]</sup>。为更好地解决高精度火焰面 数据库内存占用大这一问题,神经网络被引入到火 焰面数据库的研究中。2005年,FLEMMING等<sup>[6]</sup>在 对Sandia D火焰<sup>[7-8]</sup>进行数值模拟时,首次将神经网 络应用到了火焰面数据库的替代研究中,最后确定 了火焰面数据库内存的需求大约是神经网络需求的 1 300倍。随后IHME等<sup>[9]</sup>也采用神经网络对火焰面 数据库进行了替换,且替换方法与FLEMMING等<sup>[6]</sup> 的相似,采用单个神经网络预测单个组分质量分数 的形式。不同的是,IHME等<sup>[10]</sup>在训练神经网络时 使用了最优人工神经网络(OANNs)的方法,主要讨 论了在数值模拟过程中ANN预测误差的累积对最 后结果的影响。当组分数量过多时,若每个组分都 单独用一个神经网络进行预测,这会使得神经网络 的训练时间和训练难度大大增加。为解决这一问 题,OWOYELE等<sup>[11]</sup>提出了一种分组多目标的神经 网络训练方法,根据组分之间的相关性对组分进行 分组,将相关性强的组分放在一组进行训练。与 OWOYELE等<sup>[11]</sup>直接对组分进行分组训练不同, FRANKE等<sup>[12]</sup>则采用自组织映射的方法识别组成 空间中相似的数据簇,并以此将组成空间划分成不 同的部分。采用一种类似于有限元模型中局部基 函数的方法,用一组ANN回归模型,每个模型专门 针对组成空间的一部分进行训练。分组的方法在 一定程度上降低了神经网络的训练难度,但在实际 过程中往往很难找到一种合理的划分方式。最近. HANSINGER等<sup>[13]</sup>提出了一种利用残差神经网络 (Residual neural network, ResNet)<sup>[14]</sup>来预测所有组 分的方法,主要是基于残差神经网络中由于残差块 结构的存在,网络层数增加不会使神经网络产生退 化现象,从而能使一个神经网络对所有组分进行预 测。但该研究中只包含了Gri-Mech3.0机理中的12 种主要组分,并未真正意义上实现对机理中所有组 分的预测。当组分数量增多,神经网络所需要学习样本特征的数量和难度会大大增加,单纯地通过使用残差神经网络并不能保证对每个组分的预测精度。

为了在保证精度的同时实现单个神经网络对所 有组分的预测,本文结合残差神经网络,引入一种多 任务学习(Multi-task learning,MTL)<sup>[15]</sup>的训练方 法,并对采用MTL方法训练的神经网络替代火焰面 数据库的数值模拟结果精度进行研究。以甲烷/空 气为实验对象,以Gri-Mech3.0作为反应机理,生成 火焰面生成流形(Flamelet generated manifolds, FGM)模型的火焰面数据库。将生成的火焰面数据 库作为数据集,使用MTL方法训练神经网络,并与 未使用MTL方法训练的神经网络预测精度进行对 比,最后选取Sandia D火焰对MTL方法训练的神经 网络模型替代FGM火焰面数据库进行数值计算精 度验证。

#### 2 基于FGM燃烧模型的数据集建立方式

#### 2.1 FGM燃烧模型

FGM模型的基本思想与层流火焰面模型的类 似,将复杂化学反应的多维空间投影到有限个特征 标量描述的低维空间,由此可用有限个特征标量描 述化学反应过程,降低计算量。

对于扩散燃烧,通常采用混合分数Z和归一化的反应进度变量C作为特征变量来构建FGM层流火焰面数据库,对混合分数和归一化的反应进度变量的分布函数采用假定概率密度函数(Probability density function,PDF)的方法来考虑湍流的统计特性。假定Z的分布为 $\beta$ 分布,C的分布为 $\delta$ 分布,对层流火焰面数据库积分,可得到

 $\overline{\phi} = \iint \phi(Z, C) P(Z, C) dZ dC$ (1)
最终得到由混合分数、混合分数均方差 $Z^{"2}$ 、归一化
的反应进度变量组成的三维PDF数据表:

 $\overline{\phi} = \overline{\phi}(Z, Z''^2, C) \tag{2}$ 

在数值计算中,只需求解混合分数 $\overline{Z}$ 、混合分数 均方差 $\overline{Z''^2}$ 、未归一化的反应进度变量 $\overline{Y_c}$ 的输运 方程:

$$\frac{\partial \left[\overline{\rho \ \overline{u_j} Z}\right]}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left[\overline{\rho \ D} + \frac{\mu_t}{Sc_t}\right] \frac{\partial \overline{Z}}{\partial x_j} \right]$$
(3)

$$\frac{\partial \left[\overline{\rho} \,\overline{u_j} Z^{"^2}\right]}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left[\overline{\rho} \,D + \frac{\mu_t}{Sc_t}\right] \frac{\partial \overline{Z^{"^2}}}{\partial x_j} \right) + 2 \left[\overline{\rho} \,D + \frac{\mu_t}{Sc_t}\right] \left(\frac{\partial \overline{Z}}{\partial x_j}\right)^2 - \overline{\rho} \,\overline{x_t}$$
(4)

$$\left[ \left( \begin{array}{c} Sc_{t} \\ \overline{\rho} \\ \overline{Y_{c}} \overline{u_{j}} \\ \overline{u_{j}} \\ \overline{\rho} \\ \overline{Y_{c}} \overline{u_{j}} \\ \overline{\rho} \\ \overline{Y_{c}} \overline{u_{j}} \\ \overline{\rho} \\ \overline{Y_{c}} \\ \overline{v} \\ \overline{v$$

$$\frac{\partial \left[\rho T_{c} u_{j}\right]}{\partial x_{j}} = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[ \left(\overline{\rho} D + \frac{\mu_{t}}{Sc_{t}} \right) \frac{\partial Y_{c}}{\partial x_{j}} + \overline{\rho} \,\overline{\omega}_{Y_{c}} \right]$$
(5)

式中: $\overline{\rho}$ 为平均密度; $x_j$ 为第j个空间坐标轴, $\overline{u_j}$ 为速 度在该坐标轴上分量的平均值;D为分子扩散系数;  $\mu_t$ 为运动黏度; $Sc_t$ 为湍流施密特数; $\overline{o}_{Y_c}$ 为反应进度 变量的源项; $\overline{\chi_z}$ 为标量耗散率,在雷诺平均方程 (RANS)中由代数模型给出

$$\chi_Z = C_\chi \frac{\varepsilon}{k} \overline{Z''^2} \tag{6}$$

式中: $C_{\gamma}$  = 2.0为模型常数; $\varepsilon$ 为耗散率;k为湍动能。

#### 2.2 数据集构造

以甲烷/空气燃烧为对象,选用Gri-Mech3.0作为 反应机理。首先根据燃料流和氧化剂流边界条件, 通过FlameMaster求解火焰面方程得到FGM层流火焰 面数据库,再利用本课题组自编程序fm2Delta<sup>[16]</sup>, 对FGM层流火焰面数据库进行积分得到FGM湍流 火焰面数据库,并以此作为样本集。样本集中共包 含56个化学信息表,即:CH<sub>4</sub>、CH<sub>2</sub>O、CH<sub>3</sub>O、H、O<sub>2</sub>、 H<sub>2</sub>、O、OH、CH<sub>3</sub>、H<sub>2</sub>O、CO、CO<sub>2</sub>等53个组分,反应进 度变量源项,释热率(Heat release rate,*HRR*)和显焓 *he*。其中,在建表变量混合分数方向上离散了300个 点,在混合分数均方差方向上离散了150个点,在反 应进度变量方向上均匀离散了300个点,每个化学信 息表的大小均为300×150×300,最终样本集的数据 总量为7.425×10<sup>8</sup>个点。

对样本集进行进一步处理以得到用于训练神经 网络的数据集。首先,需要将样本集处理成输入特 征与标签对应的二维数据形式,即:

 $Y = \{Y_1, Y_2, \cdots, Y_i, \cdots, Y_{56}\}$ (7)

$$Y_i = X(Z, Z''^2, C)$$
 (8)

式中:*X*为输入特征,即混合分数、混合分数均方差、 反应进度变量;*Y*为标签,即各组分质量分数、反应 进度变量源项,释热率和显焓。

其次,由于各组分的质量分数、反应进度变量源 项、释热率和显焓之间存在较大的数量级差别,若直 接将数据放入到神经网络中进行训练,在反向传播 过程中可能会产生梯度消失或梯度爆炸的现象,导 致训练过程不稳定。归一化可清除数据的尺度差 异,提高ANN训练过程的稳定性,加速收敛。采用 下式对数据进行归一化处理:

$$Y_i^* = \frac{Y_i - Y_{i\min}}{Y_{i\max} - Y_{i\min}}$$
(9)

式中: $Y_i$ 表示标签Y中第i个数据表; $Y_i_{max}$ 表示 $Y_i$ 数据 表中的最大值; $Y_i_{min}$ 表示 $Y_i$ 数据表中的最小值; $Y_i$ \*表 示归一化后的 $Y_i$ 数据表。

#### 3 神经网络构建与训练

复杂特征学习需要更多的层数和神经元,为解 决深层网络中随层数增加而出现的梯度消失和梯度 爆炸问题,HE等<sup>[14]</sup>提出了ResNet。因需要同时预 测53种组分的质量分数、反应进度变量源项以及释 热率,且各预测量分布各异,为此本文神经网络主体 框架选用ResNet。

#### 3.1 多任务学习方法

在火焰面数据库中,各组分的质量分数、反应进 度变量的源项、释热率以及显焓之间存在紧密的关 系,多任务学习方法能够充分利用这些变量之间的 相互关联,从而提高各自的预测精度。

本研究分别将各组分的质量分数、反应进度变量的源项、释热率以及显焓看作不同的任务进行神经网络框架的构建,所构建的神经网络框架结构如图1所示,主要分为输入层、共享层、特定任务层以及输出层4部分。其中,输入层用于输入各组分以及反应进度变量和释热率的化学信息表的特征标量Z、Z<sup>"2</sup>和C,即每个任务各自的特征;共享层用于提取对所有任务都有用的通用特征;特定任务层用于将



Fig.1 Neural network architecture diagram for multi-task learning

这些特征转换为各自的输出;输出层用于输出每个 任务的预测值。图中,共享层以及特定任务层的网 络结构均采用残差块结构。共享层的残差块个数为 4,每个残差块中的权重层数为2,权重层中神经元的 个数为120。每个特定任务层的残差块个数为8,残 差块中权重层的数量和权重层中的神经元数量和共 享层相同。

#### 3.2 超参数设定与评价指标

本研究主要分析2种神经网络框架(ResNet, MTL-ResNet)对预测结果精度的影响,因此需要确 定2种神经网络框架结构的超参数。2种方法所用的 原始样本集相同,区别在于如何将原始数据集处理 成可用于训练神经网络的数据库。对于采用ResNet 训练的数据库,其特征为Z、Z<sup>"2</sup>和C3个建表变量,标 记为各组分质量分数、反应进度变量源项、释热率以 及显焓。对于采用MTL-ResNet训练的数据库,此方 法中每个任务都有属于自己的数据库,每个数据库 中的特征同样为Z、Z<sup>"2</sup>和C3个建表变量,标记为各 任务的变量值。

针对2种不同神经网络框架,保证其他变量相同,参考HANSINGER等<sup>[13]</sup>的研究,经过小样本试验后确定了2种结构下的超参数,如表1所示。对训练集和测试集进行划分,训练集占总数据集的95%,测试集占总数据集的5%;损失函数选用均方根误差函数(Mean-squared error,*MSE*);优化器选用Adam。

为全面评估训练所得模型,以平均相对误差 (Mean relative error, *MRE*)和皮尔森系数*R*来评价神 经网络模型的性能。平均相对误差和皮尔森系数的 定义如下:

$$MRE = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} \left( \frac{\left| Y_{\text{ANN},i} - Y_{\text{FGM},i} \right|}{Y_{\text{FGM},i}} \right)$$
(10)

$$R = \frac{\sum_{i=1}^{N} \left( Y_{\text{FGM},i} - \overline{Y_{\text{FGM}}} \right) \left( Y_{\text{ANN},i} - \overline{Y_{\text{ANN}}} \right)}{\sqrt{\sum_{i=1}^{N} \left( Y_{\text{FGM},i} - \overline{Y_{\text{FGM}}} \right)^2 \sum_{i=1}^{N} \left( Y_{\text{ANN},i} - \overline{Y_{\text{ANN}}} \right)^2}$$
(11)

式中: $Y_{ANN,i}$ 代表预测值; $Y_{FGM,i}$ 代表火焰面数据库中的真实值; $\overline{Y_{FGM}}$ 代表火焰面数据库中结果的平均值; $\overline{Y_{ANN}}$ 代表预测结果的平均值;N代表样本数量。

根据定义可知, MRE越小, R越接近于1, 表明模型的预测效果越好。

#### 4 结果分析与讨论

### 4.1 ResNet与MTL-ResNet预测火焰面数据库精度 分析

为对比2种方法的预测精度,重新生成大小为 100×50×100的火焰面数据库作为验证数据集。图2 为在验证数据集上ResNet与MTL-ResNet对归一化 的反应进度变量源项 $\overline{\omega_{Y_c}}$ 、释热率*HRR*以及显焓*he* 预测结果的线性回归图。图中,直线y = x为回归 线;点的横坐标为验证数据中结果;纵坐标为神经网 络预测结果;若预测结果与数据集中结果相等,点将 落在回归线上。由图可知,MTL-ResNet对归一化的 反应进度变量源项、释热率以及显焓的预测结果要 优于ResNet。其中,MTL-ResNet对归一化的反应进 度变量源项、释热率以及显焓的预测结果要

为对比MTL-ResNet和ResNet对各组分的预测 精度,选取53种组分中质量分数较大的前10种组分 的预测结果进行分析。表2为MTL-ResNet和ResNet 对这10种组分预测结果的皮尔森系数,表中组分按 质量分数从大到小排列(为便于观察,表中数值去掉 了前3位有效数字0.999,只显示后面的数字,如967 实际代表0.999 967)。可以发现,MTL-ResNet对各 组分预测结果的R均大于ResNet,且均在0.999 9 以上。

表3为MTL-ResNet和ResNet对前10种组分预测 结果的平均相对误差MRE。由表可知,MTL-ResNet 对各组分预测的平均相对误差远小于ResNet。前10 种组分中,平均相对误差至少可降低81.1%,表明

# 表1 神经网络超参数设定

Table	I	Neural	network	hyperparameter	settings
-------	---	--------	---------	----------------	----------

神经网络框架	训练集/验证集	损失函数	优化器	学习率	Block数量	权重层 神经元个数	共享层 Block数	特定任务层 Block数	数据 批次大小
ResNet	95%/5%	MSE	Adam	$10 \times 10^{-4}$	12	120	0	0	1 000
MTL-ResNet	95%/5%	MSE	Adam	10×10 <sup>-4</sup>	12	120	4	8	1 000



图2 ResNet与MTL-ResNet对 $\dot{\omega}_{r_c}$ 、HRR和he预测结果的回归图 Fig.2 Regression plots of the prediction results of ResNet and MTL-ResNet for  $\bar{\omega}_{r_c}$ , HRR, and he

	表2 前10种组分预测结果的皮尔森系数
Table 2	Pearson correlation coefficient of the prediction results
	for the top 10 components

组分	R <sub>MTL-ResNet</sub>	R <sub>ResNet</sub>
$N_2$	967	881
O <sub>2</sub>	956	836
$CH_4$	963	878
H <sub>2</sub> O	963	835
CO <sub>2</sub>	949	819
СО	954	803
C <sub>2</sub> H	925	832
H <sub>2</sub>	949	899
ОН	901	675
$C_2H_3$	907	819

表3 前10种组分预测结果的平均相对误差 Table 3 Mean relative error (*MRE*) of the prediction results for the top 10 components

		-	
组分	MRE MTL-ResNet	MRE <sub>ResNet</sub>	$\Delta MRE / MRE_{ResNet} / \%$
$N_2$	0.000 3	0.005 7	94.7
O <sub>2</sub>	0.000 6	0.007 6	92.1
$CH_4$	0.000 5	0.005 9	91.5
$H_2O$	0.000 5	0.008 1	93.8
$CO_2$	0.000 7	0.009 1	92.3
СО	0.000 7	0.009 7	92.8
$C_2H$	0.000 8	0.008 3	90.4
$H_2$	0.000 7	0.003 7	81.1
OH	0.001 0	0.020 9	95.2
$C_2H_3$	0.000 9	0.009 3	90.3

MTL-ResNet方法能有效提高结果的预测精度。

# **4.2** FGM-MTL与FGM-TAB对甲烷扩散火焰计算 结果对比

为对MTL-ResNet进行进一步验证,采用本课题 组开发的OpenFOAM求解器fmFoam<sup>[16]</sup>对Sandia D 火焰开展RANS数值模拟,在保证其他条件相同的 情况下仅改变燃烧模型。分别采用传统查表方法的 火焰面生成流形模型(FGM-TAB)和用MTL-ResNet 对FGM模型中的火焰面数据库替代后的火焰面模 型(FGM-MTL),对比FGM-MTL与FGM-TAB的计 算结果,研究FGM-MTL对计算结果精度的影响。

Sandia D火焰的实际燃烧图像与计算模型如图 3所示。火焰的中心射流由体积比为1:3的甲烷-空 气混合物组成,射流出口直径d为7.20 mm,平均速 度为49.6 m/s,平均温度为290 K。中心射流外围 为高温值班火焰,其目的是稳定火焰,出口内径为 18.20 mm,当量比为0.77,出口平均速度为11.4 m/s, 温度为1 880 K;空气伴流位于最外围区域,流速为 0.9 m/s,温度为291 K。

数值模拟中各输入变量的边界条件如表4所示。 为保证入口边界的速度、湍动能与湍动能耗散率与 试验相同,根据试验测量数据<sup>[17]</sup>,采用用户自定义



图3 计算模型(左)与Sandia D火焰实际燃烧图片(右) Fig.3 Computational model (left) and actual combustion image of Sandia D flame (right)

	表4	Sandia D	火焰数值过	力界	条作	ŧ		
Table 4	Numerical	boundary	conditions	for	the	Sandia	D	flame

参数	Fuel	Pilot	Coflow	Outlet	Wall
U	UDF	UDF	0.9	zeroGradient	noSlip
$k$ / $\varepsilon$	UDF	UDF	1/10	zeroGradient	kqRWallFunction
р	zeroGradient	zeroGradient	zeroGradient	100 000 Pa	zeroGradient
Ζ	1	0.271	0	zeroGradient	zeroGradient
$Z^{"^2}$	0	0	0	zeroGradient	zeroGradient
Y <sub>c</sub>	0	0.295	0	zeroGradient	zeroGradient

函数(User-defined function,UDF)给定。湍流模型 采用基于RANS的标准k-ε模型,梯度项、散度项、 拉普拉斯项分别采用cellLimited Gauss linear 1、 bounded Gauss limitedLinear 1、Gauss linear uncorrected差分格式进行离散,压力速度耦合求解 算法采用SIMPLE算法。

图4为采用FGM-MTL与FGM-TAB计算得到的 温度云图。其中,下方为采用FGM查表方法计算得 到的结果,上方为采用FGM-MTL计算得到的结果。 可以发现,采用2种方法计算得到的温度云图几乎一 致,无法发现其明显区别。

图5为中心轴线上轴向速度U、温度T、混合分数、反应进度变量源项以及中间产物OH、CO、CO<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>O、H<sub>2</sub>质量分数的沿程分布。可以发现,传统查表



图4 采用FGM-MTL与FGM-TAB方法计算得到的温度图 Fig.4 Temperature contour plots obtained using the FGM-MTL and FGM-TAB methods



图5 FGM-MTL与FGM-TAB方法计算得到的各物理量在中心轴线上的分布 Fig.5 Distributions of various physical quantities along the centerline calculated using the FGM-MTL and FGM-TAB methods

方法FGM-TAB计算结果中轴向速度、温度和试验值 对应较好,证明模型和边界条件的设置合理。FGM-TAB和FGM-MTL计算结果中仅有反应进度变量源 项有些许区别,其他量在轴向上重合度较高,表明2 种方法的计算结果在中心轴线上差异较小。

图6为不同轴向位置x/d=15,30,45上轴向速 度、温度、混合分数、未归一化的反应进度变量源项 以及中间产物OH质量分数沿径向上的分布。可以 发现,采用FGM-MTL所计算出的各截面上的轴向 速度,温度以及混合分数,与传统查表方法FGM-TAB所计算出的结果基本一致。2种方法计算所得 的未归一化的反应进度变量源项在x/d=45截面上 有明显的差别。相比传统查表方法,此时FGM-MTL会低估未归一化的反应进度变量源项,未归一 化的反应进度变量源项会直接影响未归一化的反应 进度变量的求解,进而影响反应进度变量的值。反 应进度变量作为神经网络模型的输入变量,其偏差 会造成整体预测结果产生偏差。图中在未归一化的 反应进度变量被低估的位置,FGM-MTL所计算得 到的OH质量分数与FGM-TAB方法的相比有少许差 别,但总体差别不大。这是因为此时未归一化的反 应进度变量源项相比于其他截面位置处于一个较小 的范围内(0~7),虽然此时的相对误差较大,但对于 整体而言其值非常小,因此并未对整体计算结果的 精度造成太大影响。

为直观对比FGM-MTL与FGM-TAB计算结果的 差别,以FGM-TAB结果为基准,对FGM-MTL计算 所得结果中温度以及主要产物(OH、CO、CO<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>O、 H<sub>2</sub>)的质量分数在中心轴线上的峰值大小和峰值位 置进行了误差分析,结果如表5所示。与FGM-TAB 方法相比,FGM-MTL方法对温度的峰值以及主要 产物质量分数的峰值计算的相对误差在±1.0%之



图6 采用FGM-MTL与FGM-TAB计算得到的各物理量在不同轴向位置上的径向分布 Fig.6 Radial distributions of various physical quantities at different axial positions calculated using the FGM-MTL and FGM-TAB methods

表5 FGM-MTL方法数值模拟误差分析 Table 5 Error analysis of numerical simulation using the FGM-MTL method

参数	FGM-TAB基准值	FGM-MTL值	相对误差/%
温度峰值	2 023.92 K	2 021.86 K	-0.10
火焰长度	43.34 <i>d</i>	43.88 <i>d</i>	1.24
Y <sub>OH</sub> 峰值	0.001 82	0.001 82	0.00
YOH峰值位置	47.35 <i>d</i>	47.63 <i>d</i>	0.59
Y <sub>H2O</sub> 峰值	0.122 03	0.121 92	-0.09
Y <sub>H,O</sub> 峰值位置	37.46d	37.46d	0.00
Y <sub>CO</sub> ,峰值	0.111 58	0.111 59	0.00
Y <sub>CO2</sub> 峰值位置	47.63 <i>d</i>	47.63 <i>d</i>	0.00
Y <sub>H2</sub> 峰值	0.004 09	0.004 05	-0.98
Y <sub>H</sub> 峰值位置	33.71 <i>d</i>	32.91 <i>d</i>	-2.37
Y <sub>CO</sub> 峰值	0.059 84	0.059 46	-0.64
Yco峰值位置	34.25 <i>d</i>	34.25d	0.00

内,峰值位置的相对误差在±2.5%之内。

#### 5 结论

为实现高精度的替代火焰面生成流形模型中的 火焰面数据库,以残差神经网络为主体,采用多任务 学习的方法训练神经网络,并对该方法训练出的神 经网络模型精度进行了验证,结果表明:

(1)提出的采用多任务学习方法训练的神经网络能有效提高预测精度。与只使用残差神经网络相比,采用多任务学习方法训练得到的神经网络对各物理量的预测结果的皮尔森系数可由原来的0.9990 提升到0.9999,对质量分数占比前10组分的平均相对误差降低至少80%。

(2)采用多任务学习方法训练的神经网络结合 OpenFOAM对Sandia D火焰进行数值模拟时具备较 高的预测精度。与传统查表方法相比,计算结果在 中心轴线以及各轴向位置的径向线上,除反应进度 变量源项在较小范围内有些微差异外,其他各物理 量的分布一致。

(3) 以传统查表方法计算的结果作为基准,采 用FGM-MTL方法计算得到的温度以及主要燃烧产 物在中心轴线上的峰值相对误差最大为0.98%,峰 值位置相对误差最大为2.37%。

#### 参考文献:

 PETERS N. Laminar diffusion flamelet models in nonpremixed turbulent combustion[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1984, 10(3):319–339.

- [2] FIORINA B. Accounting for complex chemistry in the simulations of future turbulent combustion systems[R]. AIAA 2019-0995,2019.
- [3] 张归华,吴玉新,吴家豪,等.火焰面方法进展及在燃 机燃烧室模拟中的挑战[J].清华大学学报(自然科学 版),2023,63(4):505-520.
- [4] RAO Chengping, SUN Hao, LIU Yang. Physics-informed deep learning for incompressible laminar flows
   [J]. Theoretical and Applied Mechanics Letters, 2020, 10(3):207-212.
- [5] GUO Mingming, CHEN Hao, TIAN Ye, et al. Flame reconstruction of hydrogen fueled-scramjet combustor based on multi-source information fusion[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2023, 48(80): 31350-31365.
- [6] FLEMMING F,SADIKI A,JANICKA J. LES using artificial neural networks for chemistry representation
   [J]. Progress in Computational Fluid Dynamics, An International Journal, 2005, 5(7):375.
- [7] DALLY B B, FLETCHER D F, MASRI A R. Flow and mixing fields of turbulent bluff-body jets and flames[J]. Combustion Theory and Modelling, 1998, 2(2): 193-219.
- [8] DALLY B B, MASRI A R, BARLOW R S, et al. Instantaneous and mean compositional structure of bluff-body stabilized nonpremixed flames[J]. Combustion and Flame, 1998, 114(1-2):119-148.
- [9] IHME M, SCHMITT C, PITSCH H. Optimal artificial neural networks and tabulation methods for chemistry representation in LES of a bluff-body swirl-stabilized flame[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009,32(1):1527–1535.
- [10] IHME M, MARSDEN A L, PITSCH H. Generation of optimal artificial neural networks using a pattern search algorithm: application to approximation of chemical systems[J]. Neural Computation, 2008, 20(2): 573-601.
- [11] OWOYELE O, KUNDU P, AMEEN M M, et al. Application of deep artificial neural networks to multidimensional flamelet libraries and spray flames[J]. International Journal of Engine Research, 2020, 21(1): 151–168.
- [12] FRANKE L L C, CHATZOPOULOS A K, RIGOPOU-LOS S. Tabulation of combustion chemistry via artificial neural networks (ANNs): Methodology and application to LES-PDF simulation of Sydney flame L[J]. Combustion and Flame, 2017, 185:245-260.
- [13] HANSINGER M, GE Yipeng, PFITZNER M. Deep residual networks for flamelet/progress variable tabula-

tion with application to a piloted flame with inhomogeneous inlet[J]. Combustion Science and Technology, 2022,194(8):1587–1613.

- HE Kaiming, ZHANG Xiangyu, REN Shaoqing, et al. Deep residual learning for image recognition [C]//. 2016
   IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Las Vegas, USA: 2016.
- [15] CARUANA R A. Multitask learning: a knowledgebased source of inductive bias[C]//. Machine Learning Proceedings of the Tenth International Conference.

Amherst, USA: 1993.

- [16] ZHANG Teng,LI Jinghua,YAN Yingwen, et al. Influence of LES inflow conditions on simulations of a piloted diffusion flame[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2023, 37(9-10): 776-790.
- HE Di, YU Yusong, KUANG Yucheng, et al. Model comparisons of flow and chemical kinetic mechanisms for methane-air combustion for engineering applications
   [J]. Applied Sciences, 2021, 11(9):4107.

# 征稿启事

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

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

#### 一、来稿要求和注意事项

1、稿件应突出创新成果,论点明确、论理清楚、数据可靠,文字精炼,图表规整。

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

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

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

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

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

7、稿件如获得某种研究基金或课题资助,请列出其名称及编号。

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

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

10、本刊不收版面费和审稿费;来稿一经刊登,本刊即付稿酬,并赠送当期样刊。

二、声明

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

#### 三、投稿方式

地

通过网站投送稿件。

投稿网站: www.sciengine.com/GTER/home

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: rqwl@cgte.com.cn; rqwlsy@163.com



# GTER 燃气涡轮试验与研究

双	月刊	1988年2月创刊	第37卷第3期	2024年6月		
主管单位:		中国航空发动机集团有限公司				
主办单位:		中国航发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 四川省成者	下新都区学府路9	99号		
电	话:	028-83017527				
电子邮箱:		rqwlsy@163.com				
发	行:	《燃气涡轮试验与	研究》编辑部			
印	刷:	四川省胜利印刷实	业有限公司			

封面设计: 顾鹏设计公司

#### Started in 1988, Vol.37 No.3 Jun. 2024, Bimonthly Authority: Aero Engine Corporation of China Sponsor: AECC Sichuan Gas Turbine Establishment Editor-in-Chief: LIU Zhi-you Editor and Publisher: Editorial Department of Gas Turbine Experiment and Research No.999, Xuefu Rd, Xindu D, Chengdu, Sichuan, PRC Postcode 610500

Tel: 028-83017527 E-mail: rqwlsy@163.com Distributor: Editorial Department of Gas Turbine Experiment and Research Printer: Sichuan Shengli Publishing Ltd. Designer: Gupeng.com

刊 号: <u>ISSN 1672-2620</u> CN 51-1453/V

国内定价: 10.00元/期, 60.00元/年 国外定价: 10.00美元/期, 60.00美元/年 ISSN 1672-2620

国内外公开发行