文章编号:1001-2060(2023)05-0126-11

旋流角度和压降对分级燃烧室流场和雾化的 影响研究

杨晓丽^{1,2},刘富强³,穆 勇³,徐 纲^{1,2}

(1.中国科学院工程热物理研究所 轻型动力实验室,北京 100190; 2.中国科学院大学 航空宇航学院,北京 101408;3.青岛航空技术研究院,山东 青岛 266400)

摘 要:为了得到不同结构参数及气动参数下的油气掺混特性,采用粒子图像测速与平面激光散射方法研究副模 旋流器旋流角度、旋流器压降对中心分级燃烧室头部流场与燃油分布的影响。结果表明:在常温常压状态,随着副 模旋流角度的增大,副模燃油喷雾锥角增加,台阶回流区减小,中心回流区增大,主副模射流在喷嘴下游轴向位置 更近处发生融合;随着旋流器压降的增加,主副模射流增强,中心回流区最大宽度增大,副模燃油喷雾锥角微弱减 小,但主模燃油的分散特性得到明显改善;副模与主模燃油在场内浓度峰值位置受耦合影响较小,主模射流轨迹附 近的破碎状态在主副模燃油单开的叠加场中与耦合场中的结果差别较大。

关键 词:分级燃烧室;旋流器;流场;燃油分布;平面激光散射

中图分类号: V231.2+3 文献标识码: A DOI: 10.16146/j. cnki. mdlgc. 2023.05.016

[**引用本文格式**]杨晓丽,刘富强,穆 勇,等. 旋流角度和压降对分级燃烧室流场和雾化的影响研究[J]. 热能动力工程,2023,38 (5):126-136. YANG Xiao-li,LIU Fu-qiang,MU Yong, et al. Study on the effect of swirl angle and pressure drop on flow field and atomization in staged combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2023,38(5):126-136.

Study on the Effect of Swirl Angle and Pressure Drop on Flow Field and Atomization in Staged Combustor

YANG Xiao-li^{1,2}, LIU Fu-qiang³, MU Yong³, XU Gang^{1,2}

(1. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190; 2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 101408; 3. Qingdao Institute Aeronautical Technology, Qingdao, China, Post Code: 266400)

Abstract: In order to obtain the oil-gas mixing characteristics under different structural and aerodynamic parameters, particle image velocimetry and planar laser scattering technique were used to study the effects of swirl angle of the secondary mode and pressure drop on the flow field and fuel oil distribution at the dome of the center staged combustor. Research results show that under normal temperature and pressure, with the increase of the swirl angle of the secondary mode, the fuel spray cone angle increases, the lip recirculation zone decreases, the primary recirculation zone increases, and the main and secondary mode jet flow mixes closer to the downstream axial position of the nozzle; with the increase of pressure drop of swirler, the jet flow of main and secondary modes is enhanced, the maximum width of primary recircula-

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (2017 – III – 0002 – 0026, J2019 – III – 0006 – 0049); Youth Innovation Promotion Association of CAS (2019147); National Natural Science Foundation of China (52276141)

作者简介:杨晓丽(1997-),女,中国科学院工程热物理研究所硕士研究生.

收稿日期:2023-02-10; 修订日期:2023-03-01

基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0002-0026,J2019-III-0006-0049);中国科学院青年创新促进会(2019147);国家自然科学 基金(52276141)

通讯作者:刘富强(1984 -),男,青岛航空技术研究院高级工程师.

tion zone increases, the flue spray cone angle of secondary mode decreases slightly, but the dispersion characteristics of main mode fuel are improved obviously; the peak concentration of the fuel in the main and secondary modes is less affected by coupling in the field, and the results of the crushing state near the jet trajectory of the main mode in the superposition field are different from those in the coupling field. **Key words**: staged combustor, cyclone, flow field, fuel distribution, planar laser scattering technique

引 言

随着航空发动机追求更高的性能,燃烧室正朝 着高温升和高油气比方向发展,多旋流分级方案逐 渐代替传统的旋流杯方案。分级燃烧方案有径向分 级^[1]、轴向分级^[2-3]和中心分级等多种形式。其中, 基于分层分区和多点直接喷射的中心分级直接混合 燃烧方案,利用合适的空气动力学设计,采用同轴双 燃烧区,能获得较好的雾化质量和燃油分布,可降低 主燃区对预燃区的淬熄影响,改善慢车贫油熄火问 题^[4],在低污染^[5]和高温升^[6]燃烧室中均表现出突 出的优势。

Dhanuka^[7]发现在中心分级双旋流流场中,无 论冷态还是热态,均存在中心回流区(Primary Recirculation Zone, PRZ)和台阶回流区(Lip Recirculation Zone, LRZ),且热态中心回流区明显小于冷态^[8]。 Yamamoto^[9]发现预燃级旋流强度越大,气流扩张角 越大,燃油雾化越好,点火更容易。Lazik^[10]发现不 同主预燃级旋流强度下燃烧室流场和温度场区别 较大。

付镇柏^[11]发现台阶高度太大会使中心回流区 被主燃级气流压缩。刘威等人^[12]发现不同的叶片 安装角与旋向会通过旋流强度影响燃烧室流场,进 而影响燃烧性能。索建秦等人^[13-15]发现回流区形 成的关键在于建立轴向逆压梯度,逆压梯度越大回 流区越大。颜应文等人^[16]通过数值和光学诊断方 法分析主预燃级相互作用对流场的影响。杨金虎等 人^[17]通过试验发现,预燃级两级旋流反旋、适当减 小内级旋流强度和增大外级旋流强度有利于改善点 熄火特性。王泽^[18]通过数值研究主燃级叶片偏转角 等参数对低排放中心分级燃烧室流场特性的影响。 鄂亚佳等人^[19]发现中心分级燃烧室级间距变化对燃 口旋流数增大会使中心分级贫油直喷燃烧室主回流 区最大宽度增大。

可以看出,中心分级燃烧室的流场与燃油雾化 场会受到燃烧室结构与进气参数的影响,需要针对 燃烧室流动特性、燃油喷射雾化特性以及油气混合 特性开展研究。前人的研究较多直接关注主、预燃 级燃油在燃烧室中的雾化特性,很少关注预燃级燃 油喷嘴在单开叠加后与双开的耦合气动雾化场的对 比。且预燃级与主燃级都由1到多级旋流器构成, 不同旋流器的旋向、旋流角度匹配组合起来研究变 量较多,很难进行全面的参数化分析,不便于分离与 叠加处理,本文将中心分级的主、预燃级简化,各由 1级轴向旋流器构成,便于分离主燃级与预燃级的 气动雾化场,研究其流场和燃油分布特性。

本文基于中心分级直混燃烧室,分别针对不同结构参数及气动参数对喷嘴下游燃油分布和油气 掺混特性开展研究,分析结构及气动参数对破碎及 雾化过程的作用,获得燃油分散特性及油气掺混 特性。

1 研究对象与试验方法

1.1 研究对象

中心分级燃烧室头部结构如图 1,包含同轴布 置的内层与外层 2 级。内层为预燃级(也称值班 级、副模),包含1个离心喷嘴和1个旋流器;外层为 主燃级(也称主模),包含9个空气雾化喷嘴和1个 旋流器。小工况时预燃级供油,采用离心喷嘴,在较 低油压下即可喷出,即使气量不足也可形成稳定雾 锥,用于保证起动点火性能、贫油稳定燃烧边界、高 空再点火性能等;慢车以上的大工况时,主燃级和预 燃级同时工作,两级燃油按一定比例分配,通常预燃 级被供给少量的燃油,以加强燃烧稳定性并为主燃 级提供稳定的点火源,大部分燃油进入主燃级喷嘴, 以达到提高稳定工作范围、降低污染物排放以及提 高油气比和燃烧室温升等。本文研究旋流器结构对 流场及雾化场的影响时,主要研究副模旋流器旋流 角度的影响,分为 32°、38°和 44°3 种方案。



single dome

1.2 试验方法

采用粒子图像测速仪(Particle Image Velocimetry, PIV)和平面激光散射方法(Planar Laser Scattering Technique, PLS)分别测量燃烧室下游二维流场与燃 油雾化场,相机拍摄与激光发射方向如图2所示。 PIV 系统由激光、图像采集、控制及图像处理系统组 成,使用直径3~5 µm 二氧化钛做示踪粒子。激光器 使用 Nd: YAG 双腔激光器,最大发射频率 15 Hz,脉冲 宽度 6~8 ns, PIV 实验选用激光强度为 200 mJ, 波长 为532 nm。导光臂和片状光学器件可以将激光器发 射的圆柱形激光转换为厚度1 mm 的片激光,照亮 燃烧室中心截面。使用 CCD 高速相机记录粒子位 置变化,进而计算速度。相机最大拍摄频率 10 Hz, PIV 测试时以双曝光模式运行,帧频 5 Hz,镜头前用 532 ±10 nm 带通滤光片滤除自然光等噪声。实验前 对测量区域进行尺寸标定与背景采样,每次实验拍摄 200 组双帧照片以避免数据随机性,拍摄后通过设备 自带 Davis 软件去除背景并进行处理,得到流场。

PLS 系统与 PIV 系统组成基本一致,不同在于, PLS 系统仅发射一束激光,经燃油雾化颗粒散射,以 帧频 10 Hz 单次曝光拍摄一帧图像,后基于 Lorenz-Mie 散射理论计算燃油雾化分布。



图 2 PIV 与 PLS 测量系统原理图 Fig. 2 Schematic diagram of PIV and PLS measurement system

1.3 试验内容

针对中心分级高油气比直混燃烧室单头部试验 件,研究副模旋流角度、旋流器压降对油气掺混特性 的影响,采用 PIV 对不同旋流器结构及气动参数下 的流场结构进行研究,获取各参数对流场结构的作 用机制。采用 PLS 技术对不同工况下的燃油雾化 进行研究,获取不同参数对燃油分布特性的影响,综 合分析获取旋流器结构及气动参数对油气匹配的影 响规律。

研究旋流器结构的影响时,保持进气温度与压 力不变,改变副模旋流角,在基准角度 32°下,添加 38°与44°两种副模旋流角度方案,3 种方案通过更 换副模旋流器完成。研究旋流器压降的影响时,保 持进气与压力,旋流器结构不变,改变旋流器前后压 降,包含1%、2%和3%3种压降,对应空气流量分 别为94.4、136.1与169.4g/s。其他试验条件分别 为:进气温度 288 K,进气压力 101.3 kPa,主模油量 15.6g/s,副模油量 10.3g/s。 第5期

2 试验结果与分析

2.1 速度场分析

受湍流与旋流影响,瞬时流场具有随机性,所以 利用时均方法对瞬时 PIV 结果进行处理。图 3 为副 模旋流角度 44°、38°和 32°以及不同压降下的冷态 流场云图与矢量图,每组上侧为绝对速度叠加矢量 图,下侧为轴向速度叠加矢量图。为表示燃烧室回 流区,将轴向速度为零的等值线在云图中使用曲线 表示,曲线包围的区域是回流区。从图中可以看出, 3种副模旋流角度下流场中均存在副模旋流射流区 与主模旋流射流区,副模射流区内部与主副模射流 包围区域均存在低速区。



Fig. 3 Contrast cloud image of flow field under different swirl angles and pressure drops

在旋流器压降相同时,随着副模旋流角度的增 大,副模射流区内部的低速区域增大,且在副模旋流 角度 38°、44°时出现中心回流区,回流区面积也在 副模旋流角度较大时更大。在主模出口固定的收敛 角度下,主模气流在喷嘴下游产生逆压梯度,有形成 回流区的趋势。但副模射流存在一定的轴向速度, 会削弱主模形成的逆压梯度。副模旋流器的旋流角 度逐渐增大时,相同参数的进口气流在通过副模后 会产生更大的切向速度与更小的轴向速度,更大的 切向速度使主模的气流张开角度增大,回流区的最 大宽度更大。更小的轴向速度使副模对主模形成回 流区的削弱作用减弱,回流区可以维持到喷嘴下游 更远的地方,而在副模旋流角度为 32°时,副模射流 以形成回流区。对于主副模包围区内的台阶回流 区,随着副模旋流角度的增大,其面积在逐渐减小。 因为在旋流角度增大时气流在旋流器出口位置会产 生更大的切向速度,更大的切向速度使其与主模掺 混作用加速,速度耗散更快,因此台阶回流区更小。

在副模旋流角度相同时,随着旋流器压降的增 大,流场云图相似,但旋流器下游的气流速度逐渐增 加。保持进气温度,进气压力和旋流器主副模旋向 不变时,要达到更高的压降,空气流量就要增大,保 持结构参数不变时,气流速度也会随着压降的增加 而增加。在压降更大时,中心回流区的最大宽度逐 渐增大,因为此时气流速度增加,气流的离心速度更 大,更大的离心速度加强了中心回流区的径向膨胀, 形成更大宽度的中心回流区。











图4为38°副模旋流角度下,旋流器出口下游 10,20,30,40 和 50 mm 位置处,不同压降对应轴向 速度沿径向位置的变化。旋流器下游 10 mm 处,3 种压降下轴向速度均存在2个速度峰值,靠近径向位 置0 mm 处的2 个速度峰值对应副模旋流气流(内侧 圈内),远离径向位置0处的两个速度峰值对应主模 旋流气流(外侧圈内),说明该处位于3种压降下的独 立射流区内。不同压降下副模射流宽度为28 mm,主 模射流宽度为86 mm,在径向位置-28,0及28 mm 处存在负轴向速度,压降增大使相同轴向位置对应 的速度峰值增大。副模中心与主副模射流环绕区域 均存在低速回流区,压降增大虽使中心回流区与台 阶回流区负速度绝对值增大,但是差别并不明显。 随着气流向下到 20 mm 处,副模速度峰值逐渐衰 减, 目副模射流宽度从 28 mm 向外移至33 mm, 主模 射流宽度保持86 mm 不变,说明此时主副模气流正 在融合,副模与主模形成的速度峰值依旧明显,说 明该轴向位置主副模气流掺混仍未完成。径向位置 ±28 mm 处负速度消失,径向位置 0 mm 处的负速 度依然存在,说明此处中心回流区存在而台阶回流 区消失。在轴向位置 30 mm,不同旋流器压降下副 模射流逐渐减弱并且与主模合并,4处速度峰值变 为2处,主模射流宽度从86 mm 向内移至81 mm,说 明主副模射流在此处融合,基本达到气流掺混区。 在轴向40 mm 处,不同旋流器压降下副模射流与主 模射流完全融合,轴向速度呈现双峰结构。可以看 出,当旋流器结构相同时,不同旋流器压降下的流场 结构相似,随着旋流器压降的增加,主副模射流强度 逐渐增强,中心回流区与台阶回流区的回流强度虽 增强但是差距不大。

图 5 为 3% 压降下,旋流器出口下游 10、20、30、 40 和 50 mm 位置处,不同副模旋流角度对应轴向速 度沿径向位置的变化。旋流器下游 10 mm 处,3 种 旋流角度流场结构相似,轴向速度均存在副模与主 模形成的速度峰值,副模中心与主副模射流环绕区 域均存在低速回流区。副模旋流角度增大时,主模 射流宽度在独立射流区变化不大,在气流掺混区逐 渐增大;副模射流宽度在独立射流区逐渐增大,射流 强度逐渐减小。从速度峰值由 4 处变为 2 处可得副 模旋流角度 32°时在轴向位置 40 mm 处已到气流掺 混区;副模旋流角度 38°时在轴向位置 30 mm 处已 到气流掺混区;副模旋流角度 44°时在轴向位置 20 mm 处已到气流掺混区。随着副模旋流角度的增 大,主副模射流在喷嘴下游轴向位置更近处发生融 合,到达气流掺混区。

2.2 主副模燃油雾化分析

雾化场试验时预燃级与主燃级质量流量为 10.3 与15.6 g/s,相机采集信号后利用时均方法处 理瞬时结果。为了定量评价喷雾性能,使用 MAT-LAB 软件对光强数据进行后处理,确定喷雾锥角。 分析光强数据发现喷雾边界亮暗差值为 170 左右, 在 MATLAB 软件中对每个点与其相邻点的光强数 据求差,以光强差值 170 为界限进行二值化处理,差 值较大的点留下,将所得散点的上下界限进行直线 拟合,然后利用反正切函数求出拟合直线的锥角值, 即为喷雾锥角值。图 6 为旋流角度 38°时,不同压 降下主、副模单开的燃油空间分布云图与燃油喷射 锥角分布。

测试副模燃油雾化场时,关闭主模油路,仅对副 模供油,测试主模雾化场时,关闭副模油路,仅对主 模供油。从图中可以看出,在旋流角度为38°时,压 降从1%增加到3%,信号强度呈现增加的趋势,这 与空气动力的加强改善了雾化有关。液滴的平均直 径减小,总表面积增加,最终导致信号强度增强。旋 流器压降从1%逐渐增加到3%,燃油雾化分布结构 发生微弱的变化:对于副模雾化,随压降的增加,喷 嘴出口下游信号强度逐渐增加。喷雾锥角变化受旋 流器压降影响不大,随着压降的增加分别为78.9°、 74.1°和72.9°,即副模旋流强度的增加阻碍了燃油 向外侧运动,使得锥角减小,副模燃油雾化和空间分 布受旋流空气的抑制作用。对于主模雾化,随压降 增加,燃油由细线分布逐渐转化为具有一定宽度的 线状分布,即主模燃油分散特性改善,说明气流速度 的增加改善了主模燃油雾化。综上可得,随着旋流 器压降的增加,旋流强度增加,阻碍了副模燃油向外 扩散的能力,副模燃油喷雾锥角微弱减小,但主模燃 油的分散特性得到明显改善。

图 7 为 2% 压降下,改变旋流角度时主副模单 开的燃油空间分布云图与燃油喷射锥角分布。主副 模供油状态和油量与研究不同压降对燃油分布的影 响时相同。从图中可以看出,随着旋流器副模旋流 角度从 32°增加到 44°,副模燃油雾化的喷雾锥角逐 渐增加,这是由于旋流器副模旋流角度的增加使通 过副模气流的径向速度增加,轴向速度减小,对副模 燃油向外侧运动的阻碍作用减小,使得离心喷嘴的 喷雾锥角增大,在副模旋流角度为 32°时,喷雾锥角 最小,燃烧室中心燃油浓度较高,燃油分散性较差。 而对于主模雾化,随着副模旋流角度的增加,燃油分 散特性接近。综上可得,随着副模旋流角度的增加, 副模气流径向速度增加,轴向速度减小,削弱副模燃 油向外扩散的能力减弱,副模燃油喷雾锥角增加,主 模燃油的分散特性受副模旋流角度的增加影响不 大,从燃油分散均匀性方面考虑,3种方案中副模旋 流角度更大的44°更合适。



图 6 不同压降下主、副模燃油分布

Fig. 6 Spatial distribution of fuel oil in main and secondary modes under different pressure drops

图8显示了副模旋流角度 32°,燃烧室旋流器 压降为 2%时,喷嘴供油单供主燃级喷嘴(8(b)预燃 级油量 0 g/s 主燃级流量 15.6 g/s(在图中表示为预 0;注 15.6),单供预燃级喷嘴(8(a)预燃级流量 10.3 g/s 主燃级油量 0 g/s),同时供两级喷嘴(8(c) 预燃级油量 10.3 g/s 主燃级油量 15.6 g/s)的云图。 由图中可以看出,主、副模同时供油的云图中既有副 模单独供油时的特征,又有主模单独供油时的特征。 为研究主、副模同开时的燃油雾化场是主、副模单开 时流场的直接叠加还是主、副模雾化场耦合后的结 果,将主副模单独供油时的图像叠加后得到新的图 像(8(d)预燃级流量 10.3 g/s 主燃级油量 0 g/s + 预燃级油量 0 g/s 主燃级油量 15.6 g/s)画出。发现 叠加图像8(d)与主副模同时供油的图像8(c)燃油 雾化场云图相似,但强度有差别,绘制图9表示不同 轴向位置燃油分布图像对比不同供油方式的图像。 可以看出,在径向±20 mm位置内为副模燃油分布, 而在±20 mm径向位置外为主模燃油分布。同时, 开主、副模时的雾化场与主、副模单开雾化叠加场 时,峰值位置近似,变化趋势近似,峰值差别较大。 因此判断在主副模同开时,副模与主模燃油在场内 浓度峰值位置受耦合影响较小。若仅定性分析峰值 结构,可将单开结果叠加分析,但若要分析峰值或要 求得到精确的峰值位置,则无法通过叠加单开主燃 级与单开预燃级的方法得到主副模同开云图。





Fig. 7 Spatial distribution of fuel oil in main and secondary modes under different swirl angles



图 8 不同供油方式燃油雾化场比较 Fig. 8 Comparison of fuel oil atomization fields in different fuel supply modes



图 9 不同供油方式下不同轴向位置的燃油分布特性 Fig. 9 Fuel oil distribution characteristics at different axial positions in different fuel supply modes

图 10 为不同主副模供油方式(a)、(b)、(c)以 及单主副模供油的叠加云图(d)求得的喷射锥角。 对于副模喷雾锥角,(a)与(c),(d)的副模燃油雾锥 的喷雾锥角差别不大(1°~1.2°),(c)与(d)的锥角 差距更小(0.2°);对于主模的射流轨迹,对比(b)与 (c)可看出,主模射流轨迹方向及附近的破碎状态 在主副模同开耦合场与单开主模场中差别不大,但 附近的破碎状态差别较大,无法叠加分析。由此判 断主副模单开与主副模同开时,副模与主模燃油雾 化特性受耦合场影响较小,主模射流轨迹附近的破 碎状态在叠加场中与耦合场中的结果差别较大。为 分离出主副模各自的雾化特性,可单独分析副模与 主模的燃油雾化场受到旋流角度以及旋流器压降的 影响,但是无法使用单开主副模的燃油雾化叠加场 分析主模射流轨迹附近的雾化破碎状态。



图 10 不同供油方式下主副模雾化情况及喷雾锥角



3 结 论

在常温常压下试验研究了旋流器副模旋流角度 (32°、38°、44°)和旋流器压降(1%、2%、3%)对中 心分级直接混合高油气比燃烧室的头部流场与燃油 分布的影响,主要结论如下:

(1)随着副模旋流角度的增大,主副模包围区内的台阶回流区面积减小,副模射流区内的低速区域增大,副模旋流角度38°、44°时出现中心回流区,回流区最大宽度与面积更大;副模射流宽度在独立

射流区增大,射流强度减小,主模射流宽度在独立射 流区变化不大,在气流掺混区增大,主副模射流在 喷嘴下游轴向位置更近处发生融合,到达气流掺 混区。

(2)不同旋流器压降下的流场结构相似,随着 旋流器压降的增大,副模射流、主模射流逐渐增强, 存在中心回流区时其最大宽度逐渐增大,中心回流 区与台阶回流区的回流强度虽增强但是差距不大。

(3)随着旋流器压降的增加,旋流作用增加,阻碍了副模燃油向外扩散的能力,副模燃油喷雾锥角微弱减小,但主模燃油的分散特性得到明显改善。

(4)随着副模旋流角度的增加,副模燃油喷雾 锥角增加,主模燃油的分散特性受副模旋流角度的 增加影响不大,从燃油分散均匀性方面考虑,3种方 案中副模旋流角度更大的44°是更合适的方案。

(5)在主副模同开时,副模与主模燃油在场内 浓度峰值位置受耦合影响较小,主模射流轨迹附近 的破碎状态在主副模燃油单开的叠加场中与主副模 同开的耦合场中的结果差别较大。

参考文献:

- [1] 刘 凯,李之予,曾 文,等. 径向分级低污染燃烧室燃烧性能试验[J]. 热力发电,2019,48(8):22-26.
 LIU Kai,LI Zhi-yu,ZENG Wen, et al. Experimental study on combustion performance of radial-staged low emissions natural gas combustor[J]. Thermal Power Generation,2019,48(8):22-26.
- [2] GUELLOUH N, SZAMOSI Z, SIMÉNFALVI Z. Combustors with low emission levels for aero gas turbine engines [J]. International Journal of Engineering and Management Sciences, 2019, 4 (1): 503 – 514.
- [3] MCKINNEY R, CHEUNG A, SOWA W, et al. The pratt & whitney TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionary technology [C]// Reno, Nevada: AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2007.
- [4] 邹博文,许全宏,曹文字,等.中心分级燃烧室耦合回流区贫油 熄火机理[J].航空动力学报,2013,28(8):1759-1763.
 ZOU Bo-wen, XU Quan-hong, CAO Wen-yu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric stage combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8):1759-1763.
- [5] LIU Y, SUN X, SETHI V, et al. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 94:12-45.

- [6] MONGIA H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers, part I : high delta-T[C]// Orlando, Florida: AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [7] DHANUKA S K, TEMME J E, DRISCOLL J F, et al. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2):2901-2908.
- [8] DHANUKA S, DRISCOLL J, MONGIA H. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor [C]// Hartford, CT: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [9] YAMAMOTO T, SHIMODAIRA K, KUROSAWA Y, et al. Research and development of staging fuel nozzle for aeroengine [C]//Orlando, Florida: ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air, 2009.
- [10] LAZIK W, DOERR T, BAKE S, et al. Development of lean-burn low-NO_x combustion technology at Rolls-Royce Deutschland
 [C]// Berlin, Germany: ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, 2008.
- [11] 付镇柏,林宇震,傅奇慧,等.不同台阶高度对中心分级燃烧 室点火熄火性能的影响[J].航空动力学报,2014,29(5): 1062-1070.

FU Zhen-bai, LIN Yu-zhen, FU Qi-hui, et al. Effects of different step heights on ignition and blowout performance of internallystaged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1062 - 1070.

- [12] 刘 威,王成军,于 雷,等.中心分级燃烧室燃烧性能试验 研究[J].中国测试,2019,45(9):149-155.
 LIU Wei, WANG Cheng-jun, YU Lei, et al. Experimental investigation on combustion performance of centrally-staged combustor
 [J]. China Measurement & Test,2019,45(9):149-155.
- [13] 李 乐,索建秦,郑龙席.旋向对中心分级燃烧室流场及温度场影响研究[J].西北工业大学学报,2020,38(6):1198-1209.

LI Le, SUO Jian-qin, ZHENG Long-xi. Study on the influence of rotation direction on the flow field and temperature field of center graded combustion chamber [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6):1198 – 1209.

- [14] 李 乐,索建秦,于 涵,等. 中心分级多点直喷燃烧室冷态流动特性研究[J]. 推进技术,2021,42(6):1339-1350.
 LI Le,SUO Jian-qin,YU Han, et al. Non-reaction flow characteristic of concentric staged multi-point direct injection combustor
 [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42(6):1339-1350.
- [15] 谢 岩,梁红侠,索建秦,等.旋流角度对燃料掺混特性影响

研究[J]. 热能动力工程,2021,36(10):48-54.

XIE Yan, LIANG Hong-xia, SUO Jian-qin, et al. Study on effect of swirl angle on fuel mixing characteristics [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10):48-54.

- [16] YAN Y W, LIU Y P, LIU Y C, et al. Experimental and computational investigations of flow dynamics in LPP combustor[J]. Aeronautical Journal, 2017, 121 (1240):790-802.
- [17] 杨金虎,刘存喜,刘富强,等.分级燃烧室预燃级旋流组织对 点熄火性能影响的试验研究[J].推进技术,2019,40(9):
 2050-2059.

YANG Jin-hu, LIU Cun-xi, LIU Fu-qiang, et al. Experimental investigation of effects of pilot swirl flow organization on ignition and LBO performance for a staged combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 2050 – 2059.

[18] 王 泽.中心分级燃烧室流场特性研究[D].哈尔滨:哈尔滨 工业大学,2020.

(上接第125页)

- [13] 张善军,郑龙席,朱 涛,等. 空气分配对双旋流燃烧室性能影响的试验研究[J]. 推进技术,2022,43(1):190-194.
 ZHANG Shan-jun, ZHENG Long-xi, ZHU Tao, et al. Experimental investigation of effects of air flow distribution on double swirler combustor performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022,43(1):190-194.
- [14] 杨金虎. 多级旋流分级燃烧室点火/熄火特性、机理和预测方 法研究[D]. 北京:中国科学院大学,2020.

YANG Jin-hu. Performance mechanism and prediction of ignition and LBO for multi-swirl staged injector[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020.

- [15] MI X, ZHANG C, WANG B, et al. Influence of main stage air splits on the ignition performance of TeLESS-II combustor[C]// Charlotte; ASME Turbo Expo, 2017.
- [16] SMITH G P, GOLDEN D M, FRENKLACH M, et al. GRI 3.0

WANG Ze. Study on flow field characteristics of center graded combustion chamber[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology, 2020.

- [19] 鄂亚佳,陈 伟,何 沛,等.中心分级燃烧室主燃级设计参数的试验研究[J].推进技术,2022,43(8):291-297.
 E Ya-jia, CHEN Wei, HE Pei, et al. Experimental study on main mixer design parameters for central staged combustor [J]. Journal of Propulsion Technology,2022,43(8):291-297.
- [20] 周 韬,李 锋,赵 凯,等.两级旋流数对中心分级贫油直 喷燃烧室流动特性的影响[J].航空动力学报,2022,37(11):
 2488-2500.

ZHOU Tao, LI Feng, ZHAO Kai, et al. Effect of swirl numbers on flow characteristics of a concentric staged lean direct injection combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37 (11): 2488 - 2500.

(金圣迪 编辑)

Mechanism [EB/OL]. [2013 - 11 - 20]. http://www.me. berkeley.edu/gri_mech,1999.

- [17] ANSYS INC. ANSYS FLUENT Theory Guide V19.3.
- [18] SWEENEY M S, HOCHGREB S, DUNN M J, et al. The structure of turbulent stratified and premixed methane/air flames I: nonswirling flows[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(9):2896 – 2911.
- [19] SWEENEY M S, HOCHGREB S, DUNN M J, et al. The structure of turbulent stratified and premixed methane/air flames II: swirling flows [J]. Combustion and Flame, 2012, 159 (9): 2912 – 2929.
- [20] RAO K V L N, PRASAD B, BABU C H K. Investigations of combustor inlet swirl on the liner wall temperature in an aero engine combustor[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2019,39(1):89-102.

(姜雪梅 编辑)