

文章编号: 1000-8055(2024)10-20240164-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20240164

旋流器套筒扩张角对燃烧室出口温度分布的影响

郑剑文, 江立军, 刘 涛, 唐 超, 文一帆

(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为研究旋流器套筒扩张角变化对燃烧室出口温度分布的影响, 针对配套套筒扩张角分别为 90° 、 80° 、 70° 和 60° 共 4 种方案双级旋流器的全环回流燃烧室开展了出口温度分布试验, 并结合三头部模型燃烧室粒子成像测速仪流场试验结果对其影响原因进行了分析。结果表明: 随着套筒扩张角由 90° 减小为 60° , 出口周向温度分布均匀性变差, 出口温度分布系数 (OTDF) 由 0.198 上升到 0.334。套筒扩张角变化对出口径向温度分布曲线的影响较小, 出口径向温度分布系数 (RTDF) 在 0.077 左右。在试验范围内, 燃烧室出口温度分布品质随套筒扩张角的减小而恶化。

关 键 词: 燃烧室; 双级旋流器; 套筒扩张角; 出口温度分布; 流场

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effects of swirler sleeve angle on combustor exit temperature distribution

ZHENG Jianwen, JIANG Lijun, LIU Tao, TANG Chao, WEN Yifan

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In order to understand the effects of swirler sleeve angle on the combustor exit temperature distribution, experimental investigations were conducted on the full annular reverse-flow combustor of dual swirler with sleeve angle of 90° , 80° , 70° and 60° . The flow field characteristics of three-sector model combustor obtained by PIV were used to analyzed the mechanism of sleeve angle effects. The experimental results indicated that when the sleeve angle decreased from 90° to 60° , the uniformity of exit circumferential temperature distribution was deteriorated and the overall temperature distribution factor (OTDF) increased from 0.198 to 0.334. The exit radial temperature distribution curve was less affected by sleeve angle variation, and the radial temperature distribution factor (RTDF) was maintained at about 0.077. Within the test range, the combustor exit temperature distribution property was deteriorated as the sleeve angle decreased.

Keywords: combustor; dual swirler; sleeve angle; exit temperature distribution; flow field

燃烧室出口温度分布品质直接影响航空发动机的安全性、可靠性、寿命及排放, 是燃烧室最重要的技术指标之一^[1], 通常采用出口温度分布系数 (OTDF) 和出口径向温度分布系数 (RTDF) 来表征^[2], 由于 RTDF 与具体发动机涡轮冷却需求密切相关, 所以其优劣更多通过 OTDF 来评定。目

前常规燃烧室 OTDF 指标在 0.25~0.35, 先进燃烧室的 OTDF 指标需求在 0.2 以下^[3]。

在燃烧室研制过程中发现影响出口温度分布品质的因素众多, 其中最重要的是燃烧室头部燃烧组织^[4-5]。而旋流器对燃烧室头部燃烧组织形成有重要影响, 其主要作用是在火焰筒头部形成

收稿日期: 2024-03-21

作者简介: 郑剑文(1989—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧室设计。E-mail: 263378217@qq.com

引用格式: 郑剑文, 江立军, 刘涛, 等. 旋流器套筒扩张角对燃烧室出口温度分布的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20240164. ZHENG Jianwen, JIANG Lijun, LIU Tao, et al. Effects of swirler sleeve angle on combustor exit temperature distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20240164.

回流区稳定火焰,改善燃油雾化,促进油气混合和控制燃油空间分布^[6-7]。

套筒是旋流器非常重要的结构组成^[7],其出口形状^[7-9]、长度^[10-11]和扩张角^[12-14]等控制了旋流器出口下游的流场和油雾场特性,进而影响燃烧室性能。在套筒出口形状研究方面,文献[8]采用粒子成像测速仪(PIV)对两种不同的旋流器出口套筒(收口和不收口)的主燃区流场进行了测量,发现套筒的收口与否对流场结构影响很大,指出收口套筒对旋转气流的收缩作用能改善油气混合。文献[9]基于单头部燃烧室试验平台对扩张出口和平滑出口套筒的点火性能进行了对比研究,发现扩张出口套筒的点火性能要大大优于平滑出口套筒。在套筒长度研究方面,文献[10]采用相位多普勒分析仪(PDA)研究了套筒长度对火焰筒头部流场和油雾场的影响,发现套筒长度存在一个临界值使得回流区的尺寸最大,而且套筒长度增加会导致油雾进入火焰筒的位置后延,喷雾锥角减小。文献[11]基于单头部燃烧室试验平台,研究了套筒混合段长度对点火性能的影响,发现过长的套筒混合段会使中心回流区减小,燃油雾化锥角变小、雾化性能变差,进而使燃烧室点火性能恶化。在套筒出口扩张角研究方面,文献[12]采用数值模拟方法研究了套筒扩张角对旋流器出口流场的影响,发现套筒扩张角越大,旋流强度提升越大,并且在一定范围内气流扩张角随着套筒扩张增加而增大。文献[13-14]采用PIV和激光粒度分析仪(LSA)研究了套筒扩张角对旋流杯出口流场、油雾场的影响,发现随套筒扩张角增大,回流区直径变大、回流量增大、回流速度下降,燃油粒径呈先减小后增大的变化趋势。在工程实践中,多采用点火性能较好的扩张出口套筒,又因长度增加会使其烧蚀风险上升,所以主要通过改变套筒扩张角来控制旋流器出口下游的流场和油雾场特性。对于中小型航空发动机双级旋流器,套筒扩张角通常在60°~90°之间,需要根据具体燃烧室的燃烧组织需求采用数值模拟或试验的方法确定。

随着航空发动机技术的发展,预计2030年前后燃烧室出口温度可达到2 000 K左右,届时燃烧室出口温度分布品质对涡轮部件和整机可靠性以及寿命的影响将更加显著^[1]。目前关于套筒扩张角的研究主要为数值模拟和冷态下的流场、油雾场等基础试验,尚未见关于其对燃烧室出口温

度分布影响的研究。因此,本文基于某型全环回流燃烧室试验平台,设计了4种套筒扩张角度的双级旋流器方案,通过进行三头部模型燃烧室PIV流场试验以及全尺寸真实工况燃烧室出口温度分布试验,获得旋流器套筒扩张角变化对燃烧室出口温度分布的影响规律,为提高燃烧室的出口温度分布品质提供参考。

1 研究对象和试验方法

1.1 研究对象

本文的研究对象为一种典型的双级旋流器,由一级斜切孔式旋流器、二级径向叶片式旋流器、文氏管和套筒组成,如图1所示,其中一、二级旋流器的旋向相反,套筒扩张角度用 α 表示,套筒出口直径用 D 表示。本文在单变量条件下设计了4种套筒扩张角度的旋流器方案开展对比研究,见表1。

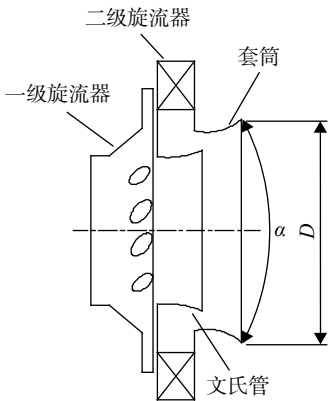


图1 双级旋流器示意图
Fig. 1 Schematic of dual swirler

表1 双级旋流器方案
Table 1 Cases of dual swirler

方案	$\alpha/(^{\circ})$
1	90
2	80
3	70
4	60

1.2 冷态流场试验

由于燃烧室结构复杂和内部空间狭小,使得其内部流场的测量极其困难,目前关于燃烧室内流场的研究基本是基于单头部或三头部模型燃烧室进行的^[15],又因本文只关注旋流器出口附近的流场情况,为避免主燃孔射流截断作用对回流区的分析产生干扰,所以选用不带主燃孔射流的

矩形三头部燃烧室光学试验件进行流场研究, 结构如图 2 所示。同一方案的 3 个旋流器线性排列, 根据某型回流燃烧室实际结构尺寸, 相邻旋流器间距为 $2D$, 两边旋流器与侧壁距离为 D , 出口限制域为横截面 $6D \times 2D$ 的透光有机玻璃。

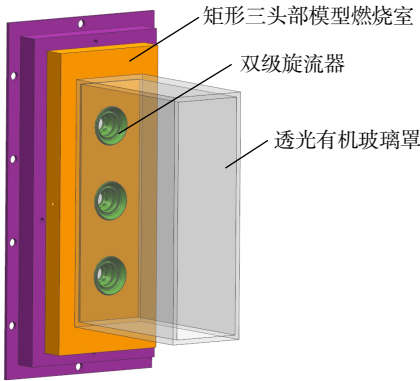


图 2 矩形三头部燃烧室光学试验件

Fig. 2 Optical test piece of rectangular three sector combustor

流场试验参数见表 2, 为模拟该型回流燃烧室在起飞状态下的总压损失, 试验件进出口空气压差为 $3\,000\text{ Pa}$, 试验件出口通大气。每个研究方案测量同时过 3 个旋流器出口中心的 XY 平面 ($Z=0$), 如图 3 所示。坐标系规定: 采用笛卡儿坐标系, 坐标原点 O 设置在中间旋流器的出口平面中心, 将旋流器的排列方向定为 X 轴方向 (也称径向), 将 Y 轴方向 (也称轴向) 定为顺气流且垂直于 X 轴的方向, Z 轴方向垂直 XY 平面满足右手准则。

表 2 流场试验参数

Table 2 Parameters of flow field experiment

参数	数值或说明
进口空气温度	室温
进出口空气压差/Pa	3 000
压力波动范围/Pa	± 20

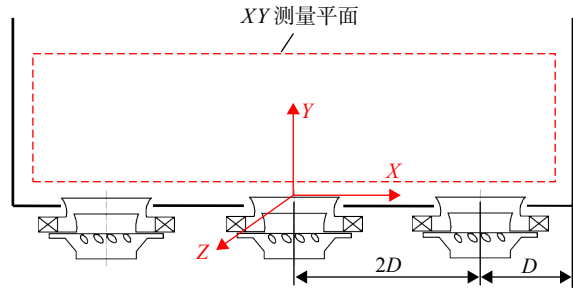


图 3 测量位置示意图

Fig. 3 Schematic of measurement region

采用 PIV 测量系统对不同研究方案的旋流器出口流场进行测量, 系统主要由计算机、同步控制器、激光器、照相机和示踪粒子发生器等组成, 如图 4 所示。激光器的功率为 200 mJ , 频率为 15 Hz , 相机分辨率为 $2\,048\text{ 像素} \times 2\,048\text{ 像素}$, 曝光时间间隔为 $3\text{ }\mu\text{s}$, 每个工况采集 300 帧。试验采用植物油作为示踪粒子, 示踪粒子粒径为 $1\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 。

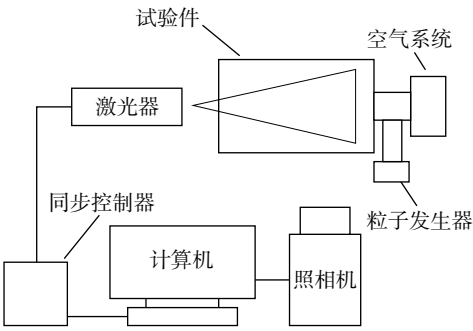


图 4 PIV 试验系统示意图

Fig. 4 Schematic of PIV experimental system

1.3 燃烧室出口温度分布试验

出口温度分布试验在某型全环回流燃烧室试验件上进行, 其结构如图 5 所示。该试验件由进气段、扩压器、火焰筒、机匣、旋转机构、探针以及出口段等组成, 其中火焰筒上周向均布装配有同一方案的 18 个双级旋流器。为了保证试验结果的可对比性, 每次试验只改变旋流器方案这一单一变量。试验工况为该型燃烧室全温、全压、全流量的起飞状态, 见表 3。

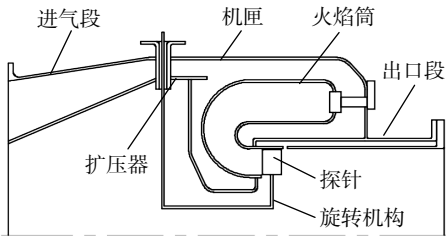


图 5 全环回流燃烧室试验件示意图

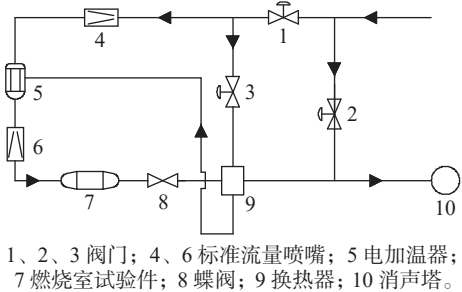
Fig. 5 Schematic of annual reverse-flow combustor test piece

表 3 出口温度分布试验参数

Table 3 Parameters of exit temperature distribution experiment

参数	数值
进口总压/MPa	1.3
进口总温/K	673
油气比	0.023

试验系统如图 6 所示^[16], 主要包括燃油系统、进气系统、排气系统、冷却气系统、循环水系统、电气系统、控制系统、测试系统和全环燃烧室试验件等。



1、2、3 阀门; 4、6 标准流量喷嘴; 5 电加温器;
7 燃烧室试验件; 8 蝶阀; 9 换热器; 10 消声塔。

图 6 燃烧室试验系统示意图

Fig. 6 Schematic of combustor experimental system

燃烧室进口空气流量采用标准流量喷嘴测量, 燃油流量采用质量流量计测量。进口总压采用 3 支单点梳状总压管测量、静压采用 3 个静压测点测量、总温采用 3 支单点梳状 K 型热电偶测量。出口压力采用 3 支沿周向均布的梳状压力耙进行测量(每支 3 点总压、1 点静压)。出口总温采用 3 支沿周向均布的梳状 B 型热电偶进行测量, 每支热电偶沿径向按等环面布置 5 个测点(径向位置从上到下分别用 $r_1 \sim r_5$ 表示)。出口梳状压力耙和梳状热电偶均安装在燃烧室出口的旋转机构上, 旋转机构旋转 120° 即可测取燃烧室出口全环的燃气总温、总压和静压。主要设备名称及其精度见表 4^[17]。

表 4 主要设备名称及精度

Table 4 Names and precisions of main instruments

序号	设备名称	精度
1	标准流量喷嘴	$\pm 1\%$
2	质量流量计	$\pm 0.5\%$
3	压力测量系统	$\pm 0.5\%$
4	K 型热电偶	$\pm 2\text{ K}$
5	B 型热电偶	$\pm 5\text{ K}$

燃烧室出口温度分布系数(OTDF, 量符号记为 F_{OTD})和出口径向温度分布系数(RTDF, 量符号记为 F_{RTD})计算公式如下:

$$F_{\text{OTD}} = \frac{T_{\text{t4max}} - T_{\text{t4}}}{T_{\text{t4}} - T_{\text{t3}}} \quad (1)$$

式中 T_{t4max} 为燃烧室出口总温最大值, T_{t4} 为燃烧室出口平均总温, T_{t3} 为燃烧室进口平均总温。

$$F_{\text{RTD}} = \frac{T_{\text{rt4max}} - T_{\text{t4}}}{T_{\text{t4}} - T_{\text{t3}}} \quad (2)$$

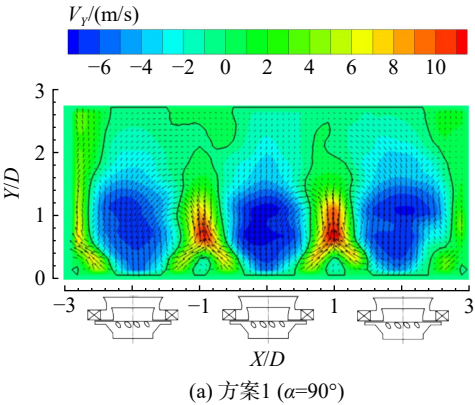
式中 T_{rt4max} 为燃烧室出口相同径向位置总温沿周向平均后的最大值。

2 试验结果分析

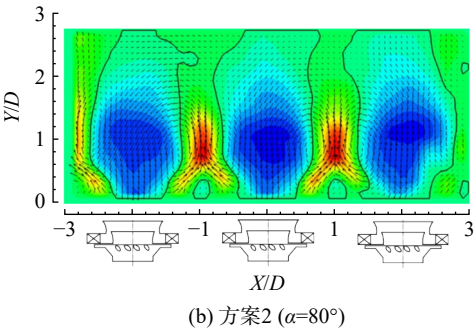
2.1 冷态流场试验结果分析

图 7 为旋流器出口 XY 平面上的 Y 向速度 V_y 云图及速度矢量图(图中黑线为 Y 方向零速度线, 所围区域为中心回流区), 可见在方案 1 和方案 2 中(α 分别为 90° 和 80°), 3 个旋流器的中心回流区尺寸基本一致、回流速度相当, 但随着 α 减小, 中间旋流器的中心回流区尺寸增大、回流速度减小, 两侧旋流器的中心回流区尺寸变小且往侧壁方向偏移; 当 α 减小到 60° (方案 4), 3 个旋流器的中心回流区差异明显, 中间旋流器的中心回流区尺寸最大、回流速度最小。

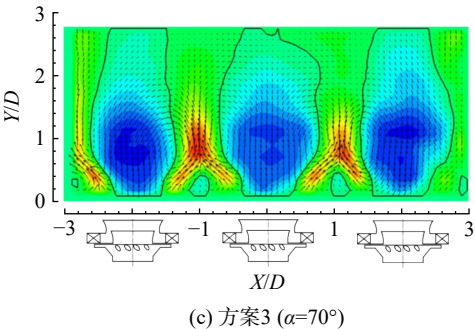
图 8 为旋流器出口 XY 平面 $Y/D=0.2$ 和 $Y/D=0.8$



(a) 方案1 ($\alpha=90^\circ$)



(b) 方案2 ($\alpha=80^\circ$)



(c) 方案3 ($\alpha=70^\circ$)

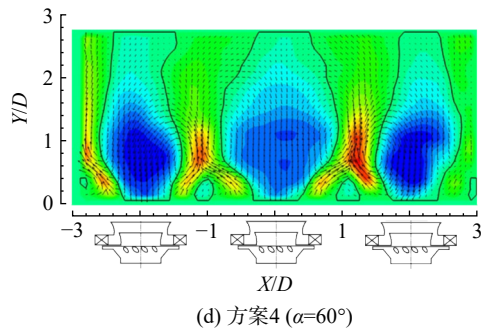


图 7 XY平面Y向速度云图及速度矢量图

Fig. 7 Y-direction velocity contours and velocity vectors of XY measurement plane

位置处的Y向速度分布曲线。由图可见: ① α 变化对旋流器出口附近($Y/D=0.2$)流场影响不明显, 各方案Y向速度分布曲线吻合较好。②在 $Y/D=0.8$ 处, α 变化对流场的影响明显, 方案1和方案2(α 分别为 90° 和 80°)中间旋流器的回流速度峰值与两侧旋流器的差值约为 0.5 m/s , 而当 α 减小到 60° (方案4), 中间旋流器的回流速度峰值与两

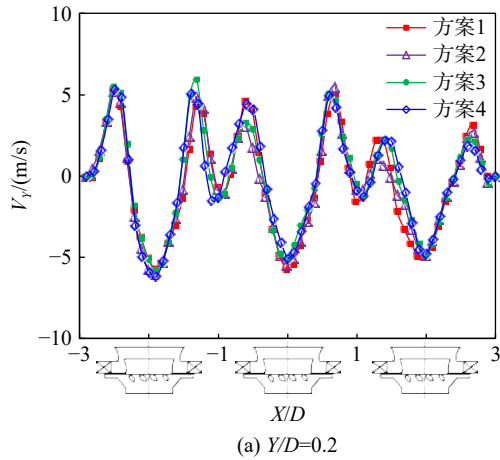
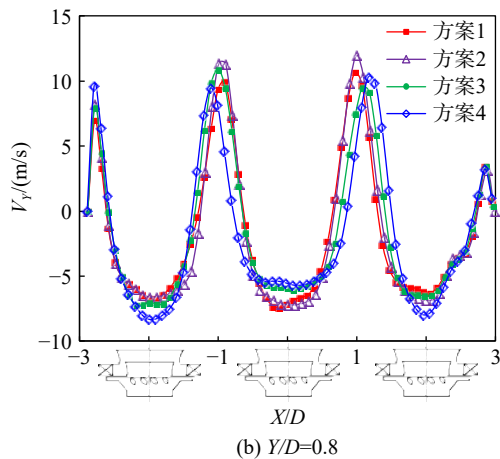
(a) $Y/D=0.2$ (b) $Y/D=0.8$

图 8 XY平面不同Y向位置处Y向速度速度分布

Fig. 8 Y-velocity profiles at different Y-direction positions of XY measurement plane

侧旋流器的差值增大到 2.7 m/s 。

综上,随着 α 减小,各旋流器出口中心回流区一致性变差。是因为 α 增大会诱使单个旋流器的出口流场径向尺寸增大^[18],所以方案4($\alpha=60^\circ$)的出口流场径向尺寸在各方案中应是最小的。在本文的相邻旋流器间距条件下,方案4($\alpha=60^\circ$)出口流场径向尺寸可能小于相邻旋流器间距,所以本应相互独立的各旋流器出口流场会在相邻射流引射作用下径向扩张交汇达到相对稳定^[19],而各旋流器的出口流场会因加工和装配因素存在细微区别^[20],导致其扩张程度不一致,显现为各旋流器出口中心回流区不一致。而随着 α 逐渐增大,出口流场径向尺寸增大,其在射流引射作用下的可扩张空间变小,所以方案1($\alpha=90^\circ$)各旋流器出口中心回流区的一致性保持得最好。

2.2 出口温度分布试验结果分析

图9为全环燃烧室试验件装配不同旋流器方案(α 分别为 90° 、 80° 、 70° 和 60°)的OTDF和RTDF值,可见随着 α 增大,OTDF值显著减小,从 0.334 减小为 0.198 ,而RTDF值未出现显著变化,保持在 0.077 左右。

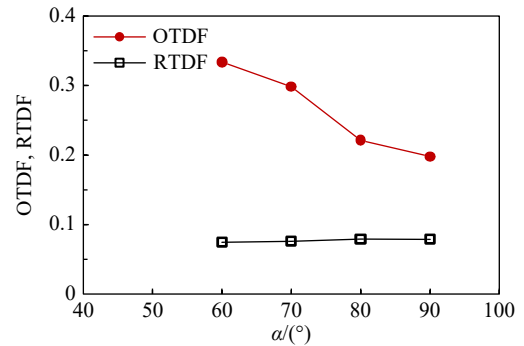
图 9 不同 α 下的OTDF和RTDFFig. 9 OTDF and RTDF with different α

图10为不同 α 下燃烧室出口径向5点无量纲总温沿圆周分布的展开曲线图, T_{t4i} 为燃烧室出口各测点总温,横坐标数字代表沿圆周方向上的18个旋流器编号。由图可见: ①方案1($\alpha=90^\circ$)的出口周向温度分布均匀,有18个温度值相当的温度峰,其数量与旋流器数量相同、位置与旋流器周向排布位置对应。②方案2($\alpha=80^\circ$)的16个温度峰出现在两个旋流器周向位置之间,7号和8号位置间、8号和9号位置间的温度峰值较其余位置的略高。③方案3($\alpha=70^\circ$)的出口周向温度分布较前两个方案发生明显变化,温度分布均匀性变差,在3号和11号位置出现两个无量纲温度

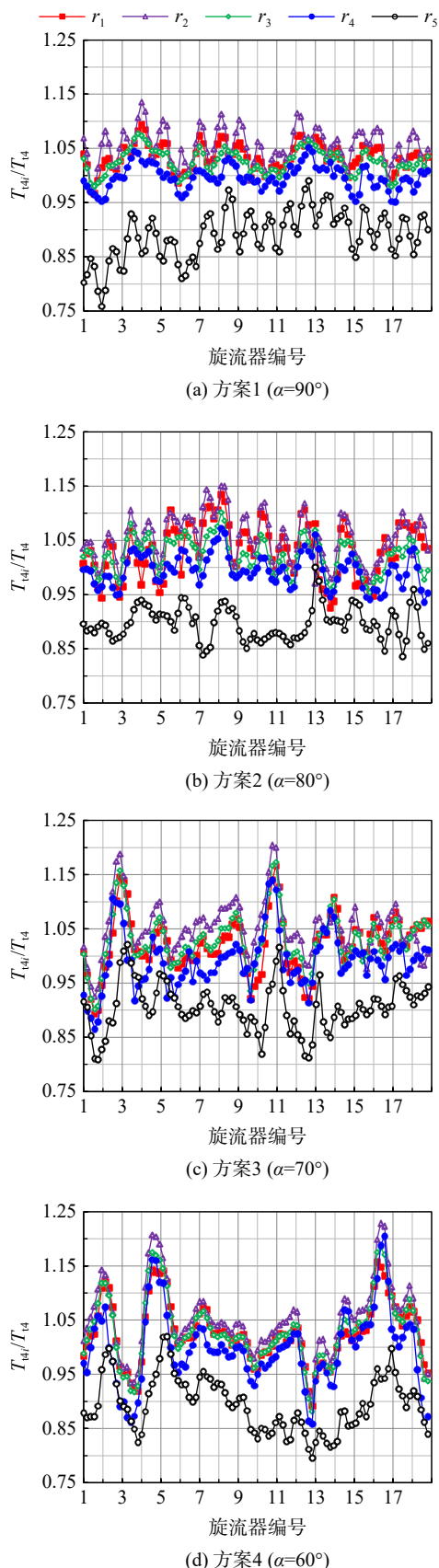


图 10 不同 α 下的出口周向无量纲温度分布曲线

Fig. 10 Exit circumferential normalized temperature distribution curve with different α

接近 1.2 的高温峰, 导致 OTDF 值较前两个方案明显升高, 同时在 1 号和 2 号位置间出现与高温峰无量纲温差接近 0.25 的低温谷, 并且温度峰的独立性变差, 6 号到 9 号位置间的温度峰接连成片, 不能一一分辨。④方案 4 ($\alpha=60^\circ$) 的出口周向温度分布与方案 3 ($\alpha=70^\circ$) 类似, 但均匀性进一步变差, 高温峰数量增加到 3 个, 无量纲温度超过 1.23, 导致 OTDF 值进一步升高, 3 个低温谷分别出现在 1 号位置、3 号和 4 号位置间以及 13 号位置, 与高温峰无量纲温差接近 0.3, 并且温度峰接连成片的区域也更大。

综上, 随着 α 由 90° 减小为 60° , 燃烧室出口温度分布品质恶化。根据前文, α 减小会使各旋流器出口回流区尺寸一致性变差, 因此推测全环燃烧室各头部的旋流器出口回流区尺寸一致性也随 α 减小而变差。又因为回流区内火焰形态和温度与回流区尺寸密切相关^[21], 所以 α 减小会造成个别头部主燃区温度偏高, 进而使燃烧室出口出现高温峰, 周向温度分布均匀性变差, OTDF 值上升, 出口温度分布品质恶化。

图 11 为不同 α 下燃烧室出口径向无量纲温度分布曲线, 纵坐标为无量纲径向高度 (由各径向高度与通道内环半径之差再除以通道高度所得), T_{t4} 为燃烧室出口相同径向位置总温沿周向的平均值。由图可见, 各方案出口径向无量纲温度分布曲线形状相似, 各径向高度处无量纲温差小于 0.015。 α 变化对出口径向温度分布曲线和 RTDF 值影响较小, 是因为计算两者所用到的出口径向温度参数是沿周向平均后的数值, 出口局部高温会因周向平均而被掩盖。

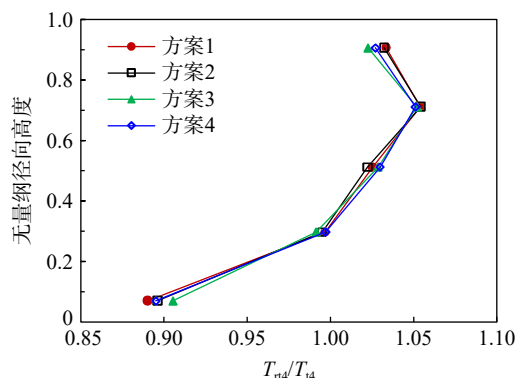


图 11 不同 α 下的出口径向无量纲温度分布曲线

Fig. 11 Exit radial normalized temperature distribution curve with different α

2.3 试验误差分析

通过在匀速转动的转盘上安装水磨砂纸, 构

建成一个标准速度场。采用 PIV 测量砂纸沙粒的线速度, 与根据转盘转速和沙粒径向位置计算得到的线速度进行对比, 可得到速度相对误差。本文选取了 5 个不同径向位置的沙粒, 采用 PIV 重复测量 10 次, 与计算值进行对比得到 PIV 测试系统的速度相对误差为 1.9%。

根据 HB7485-2012《航空燃气涡轮发动机燃烧室性能试验方法》对本文燃烧室出口温度分布试验测得的 OTDF 和 RTDF 值进行误差计算, 得到 OTDF 值相对误差为 3.1%, RTDF 值相对误差为 7.6%, 符合标准要求。

3 结 论

本文针对旋流器套筒扩张角 α 对燃烧室出口温度分布的影响开展了试验研究, 得到如下结论:

1) 随着 α 由 90° 减小为 60° , 各旋流器出口中心回流区一致性变差。

2) α 减小使燃烧室出口温度分布品质恶化。随着 α 由 90° 减小为 60° , 燃烧室出口出现无量纲温度超过 1.23 的高温峰, 周向温度分布均匀性变差, OTDF 值由 0.198 上升到 0.334。

3) α 变化对燃烧室出口径向温度分布曲线和 RTDF 值的影响较小。各方案在相同径向高度处无量纲温差小于 0.015, RTDF 值也均在 0.077 左右。

参考文献:

- [1] 吴施志, 曹俊. 涡轴涡轮发动机燃烧室先进技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2022.
- [2] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion alternative fuels and emissions[M]. New York, US: Taylor and Francis Group, 2010.
- [3] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [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.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [5] 江立军, 曹俊, 严明超, 等. 套筒配合间隙对燃烧室出口温度场品质的影响[J]. 推进技术, 2016, 37(6): 1015-1021.
JIANG Lijun, CAO Jun, YAN Mingchao, et al. Effects of gap height between sleeve and baffle on combustor exit temperature distribution[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6): 1015-1021. (in Chinese)
- [6] 何小民, 张净玉, 李建中. 航空发动机燃烧室原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [7] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)
- [8] 林阳, 林宇震, 刘高恩. 收口套筒主燃区流场的 PIV 测量[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 1989-1993.
LIN Yang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. PIV experimental study of primary zone flow field of convergent sleeve[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 1989-1993. (in Chinese)
- [9] 罗国良, 宋双文, 胡好生, 等. 旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1708-1712.
LUO Guoliang, SONG Shuangwen, HU Haosheng, et al. Influences of the swirl cup flares design on the small combustor ignition performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1708-1712. (in Chinese)
- [10] 于锦峰, 郭志辉, 张君锋, 等. 套筒长度对火焰筒流场和雾化特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2506-2513.
YU Jinfeng, GUO Zhihui, ZHANG Junfeng, et al. Experimental study the effect of flare sleeve length on the flowfield and spray characterization of a combustor swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2506-2513. (in Chinese)
- [11] 康尧, 林宇震, 蒋尧, 等. 旋流杯套筒混合段长度对点火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2095-2103.
KANG Yao, LIN Yuzhen, JIANG Yao, et al. Effects of sleeve mixing length of swirl cup on the ignition characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9): 2095-2103. (in Chinese)
- [12] 张群, 闫东博, 邢力, 等. 双级轴向旋流器性能评估方法(二): 旋流器下游几何结构的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1809-1814.
ZHANG Qun, YAN Dongbo, XING Li, et al. Performance evaluation methods of two-stage axial swirlers: II influence of swirler rear geometric structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1809-1814. (in Chinese)
- [13] 陈溯敏, 姜磊, 王博涵, 等. 旋流杯结构对火焰筒头部流场影响的试验研究[J]. 燃气轮机技术, 2020, 33(4): 7-16.
CHEN Sumin, JIANG Lei, WANG Bohan, et al. Effects of swirl cup structure on the flow field of combustor[J]. Gas Turbine Technology, 2020, 33(4): 7-16. (in Chinese)
- [14] 陈溯敏, 姜磊, 王彤, 等. 旋流杯结构对燃油雾化粒径的影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(12): 2568-2577.
CHEN Sumin, JIANG Lei, WANG Tong, et al. Effects of swirl cup structure on fuel atomization particle size of fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(12): 2568-2577. (in Chinese)
- [15] 刘涛, 窦彦超, 卢克乾, 等. 基于内窥式 PIV 的回流燃烧室冷态内流场测量[J]. 推进技术, 2022, 43(3): 43-49.
LIU Tao, DOU Yanchao, LU Keqian, et al. Measurement of non-reacting flow field in reverse-flow combustor based on endoscopic PIV[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(3): 43-49. (in Chinese)
- [16] 王志凯, 龚卡, 罗莲军, 等. 旋流器气量分配对全环燃烧室排放的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 17-23.
WANG Zhikai, GONG Ka, LUO Lianjun, et al. Effects of swirler airflow split on emissions of full annular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 17-23. (in Chinese)
- [17] 郎旭东, 李维, 戴金鑫, 等. 吞水对回流燃烧室部件性能影响的试验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1345-1351.
LANG Xudong, LI Wei, DAI Jinxin, et al. Test on effect of swallowing water on component performance of reverse-flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1345-1351. (in Chinese)

- [18] 刘松, 郑剑文. 燃烧室涡流器结构参数对出口流场的影响研究[C]//第十三届小型发动机学术研讨会论文集. 兰州: 中国航空学会, 2021: 387-393.
- LIU Song, ZHENG Jianwen. Investigation on the influence of combustion chamber swirler structural parameters on the outlet flow field[C]//Proceedings of 13th Small Aircraft Engine Academic Symposium. Lanzhou: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2021: 387-393. (in Chinese)
- [19] KAO Yihuan, TAMBE S B, JENG S M. Aerodynamics of linearly arranged rad-rad swirlers, effect of number of swirlers and alignment[R]. ASME-2013-94280, 2013.
- [20] 胡建, 郑婷婷, 胡好生, 等. 双级旋流器偏心对出口流场影响[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1447-1456.
- HU Jian, ZHENG Tingting, HU Haosheng, et al. Double-swirler misalignment effect on outlet flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1447-1456. (in Chinese)
- [21] KAO Yihuan, DENTON M, WANG Xionghui, et al. Experimental spray structure and combustion of a linearly-arranged 5-swirler array[R]. ASME-2015-42509, 2015.

(编辑: 秦理曼)