

外旋流器旋流数对三级旋流流场特性的影响

赵自强¹, 何小民^{1,2}, 丁国玉¹, 江平¹, 李明玉¹, 黄卫东¹, 赵玉玲¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 采用二维粒子图像测速(2D-PIV)流场测试技术, 试验研究了相同进口条件下多种旋流数组组合旋流器出口冷态流场, 分析比较了外级旋流器旋流数对流场结构的影响. 研究表明: 外级旋流器旋流强弱并不是回流区形成的主要决定因素; 随着外级旋流器旋流数的增加, 涡心有向前及向外移动的趋势, 其回流区轴向长度逐渐变长, 最大回流速度逐渐减小; 回流区形状同时受外级旋流器旋流数及内级旋流器旋流数的影响, 当外级旋流器旋流数相对内级旋流器旋流数足够大时, 较易出现尾迹区; 在旋流器出口附近, 外级旋流器旋流数较小时旋流器组合流场的湍流强度峰值较大.

关 键 词: 旋流数; 外级旋流器; 三级旋流器; 湍流强度; 回流区

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of outer swirl number on flow characteristics of triple-swirlers

ZHAO Zi-qiang¹, HE Xiao-min^{1,2}, DING Guo-yu¹, JIANG Ping¹,

LI Ming-yu¹, HUANG Wei-dong¹, ZHAO Yu-ling¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The two-dimensional-particle image velocimetry (2D-PIV) planar structure was utilized to measure the flow field of different triple-swirlers under the same inlet condition, helping to analyze the effects of outer swirl number on flow characteristics. The experimental results show that: the swirl intensity of outer swirler is not the critical factor for the formation of central toroidal recirculation zone (CTRZ); the increment of CTRZ length, recirculated mass flowrate ratio, and the decrement of maximum recirculated velocity correspond to the increment of outer swirl number, as the cores of the vortexes move upward and outward; the shape of CTRZ is affected by both outer and inner swirl numbers, and an obvious CTRZ tail can be obtained for swirler with higher outer swirl number; a higher turbulence intensity of the flow generated by triple-swirlers with lower outer swirl number occurs near the swirler exit.

Key words: swirl number; outer swirler; triple-swirlers; turbulence intensity; central toroidal recirculation zone (CTRZ)

收稿日期: 2015-06-03

基金项目: 江苏省研究生培养创新工程(KYLX_0308)

作者简介: 赵自强(1989—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧理论和技术的研究.

引用格式: 赵自强, 何小民, 丁国玉, 等. 外旋流器旋流数对三级旋流流场特性的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 306-313.
ZHAO Ziqiang, HE Xiaomin, DING Guoyu, et al. Effects of outer swirl number on flow characteristics of triple-swirlers [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 306-313.

为了进一步满足对高性能飞机的发展要求,现代航空发动机将向着高温升、高推质比发展,并同时实现更低的耗油率及污染排放等目标。燃烧室作为航空发动机的三大部件之一,它的好坏将直接影响航空发动机的工作与性能。根据军用和民用的不同需求,燃气涡轮发动机燃烧室分别向着高油气比与低污染、低排放方向发展。民用低污染燃烧室方面,美国 GE 公司的双旋预混旋流燃烧室(TAPS)^[1],英国 R·R 公司 Lean-burn^[2] 燃烧方案等。国内北京航空航天大学^[3] 及中国科学院^[4] 均提出了相应的方案。虽然在结构及燃烧组织上有区别,但是这些燃烧方案均采用了多级旋流燃烧组织技术。而在高温升燃烧室方面,美国 GE 公司^[5] 在 2011 年公布了 3 个高温升燃烧室,温升分别为 1093,1315,1650 K,这 3 个高温升燃烧室同样采用了多级旋流燃烧组织技术,且燃烧室各项性能指标均达到了设计要求。袁怡祥等^[6-7] 对三旋流头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围进行了相关研究,获得了有价值的可供参考的相关结论。丁国玉等^[8-9] 采用三级旋流器作为小型发动机高温升燃烧室头部方案,并进行大量的试验研究,进一步证实三级旋流器作为高温升燃烧室头部方案的可行性。多级旋流器凭借其灵活多变的油气组织、更强的燃油雾化、油气掺混性能、高效的燃烧,使得其能较好的解决低污染燃烧室及高温升燃烧室关键技术难点。正因为此,多级旋流器组织技术已成为该领域的前沿技术,对多级旋流器燃烧室的研究正成为该领域的研究热点^[10-16]。

在燃烧室中,温度场主要是由油雾场,并最终由燃烧室流场决定,因此,燃烧室流场间接决定了燃烧性能,并已成为预估燃烧性能的重要依据。国外关于三级旋流器流场相关的研究,主要是针对低污染燃烧室进行的。辛辛那提大学针对工业低污染燃烧室头部 TARS 旋流器做了大量的相关研究^[17-20]。但是针对高温升燃烧室的相关流场研究公开的文献较少,可供参考的资料不多。国内也有关于三级旋流器流场的研究,但多为数值模拟研究^[8-9]。

综合来看,外级旋流器流量比例相对较大,从而使得外级气流对旋流流场的影响较为明显。另外,由于旋流数是体现旋转气流流动的关键参数之一,因此,有必要开展研究探讨外级旋流器旋流数对流场特性的影响。在相关研究中,文献^[12, 16-17]中均开展了外级旋流器角度对流场影响的研究,并获得了相关的结论。然而,相关结论均是

旋流数与流量分配变化共同作用的结果。其主要是由于三级旋流器结构复杂,各影响因素相互关联,旋流器叶片角度同时影响旋流数及该级旋流器流量分配。因此,无法区分旋流器叶片角度变化时,流场结构的变化是由旋流数变化引起的还是流量分配变化引起的。因此,如何将两者影响区分开,从而能单一分析流场的变化,是研究流场规律的关键,也是燃烧室设计的关键。

本文通过前期大量数值模拟,设计了旋流数不同但流量分配相同的内级、中间级和外级旋流器,为分析流场变化规律提供了基础。本文以高温升燃烧室应用为背景,以三级旋流高温升燃烧室头部的三级旋流器为研究对象,采用 2D-PIV 测试技术测量旋流器后流场,探讨外级旋流器旋流数对流场特性的影响,为三级旋流燃烧室头部三级旋流器方案设计提供重要的参考价值。

1 试验系统、试验件和研究参数

1.1 试验系统

图 1(a)为 PIV 冷态流场试验系统示意图。空气由一罗茨风机提供,经双阀门、流量计及整流管道进入试验模型(如图 1(b)所示)进行 PIV 拍摄测量,最后由排气段侧面通入排气罐中。流量计使用 DN40 涡街流量计,其满量程为 205 m³/h,能满足所需测量范围需求。测试段为 60 mm×60 mm 方形管道,其主要为金属框架,并且在三面使用有机玻璃,在密封同时方便了光学测试。示踪粒子采用癸二酸二异辛酯,由 La Vision 自带粒子发生器产生。供入粒子发生器中的空气由一玻璃转子流量计测量,并将其计入旋流器进口空气流量中。

PIV 系统是 La Vision 公司生产的 PIV 系统。激光器的工作频率为 15 Hz,两激光器脉冲间隔为 0.5 μ s 至 33.3 ms,典型的脉冲持续期为 8 ns,可以满足从低速流动到高速流动测量的需要。CCD (charge coupled device)相机分辨率为 2048 像素×2048 像素,激光为 200 mJ 双脉冲激光器(ND-YAG)。其余,像校准、关联及后处理等均由软件 La Vision DaVis 7.2 完成。为获得流场的三维速度,需从两个方向进行 PIV 拍摄,其中图 2(a)为纵向截面测量实物图($X/D=0$),图 2(b)为轴向截面测量实物图($Z/D=0.375$)。图中旋流器出口中心为坐标原点, D 为旋流器出口直径, Z 和 X 分别为截面方向位置。

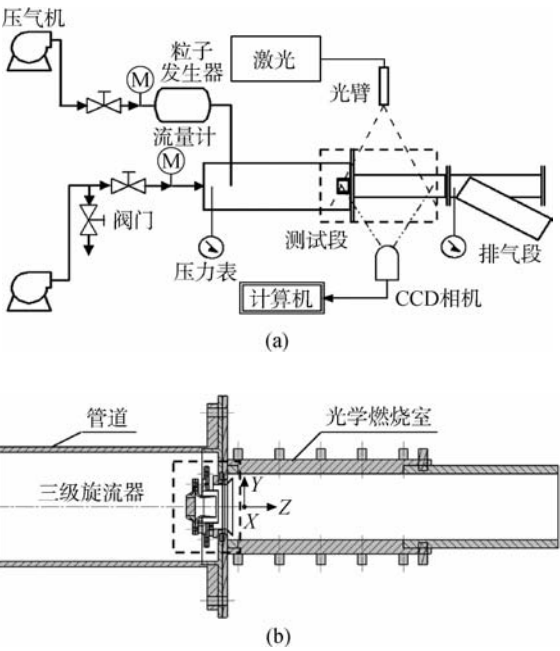
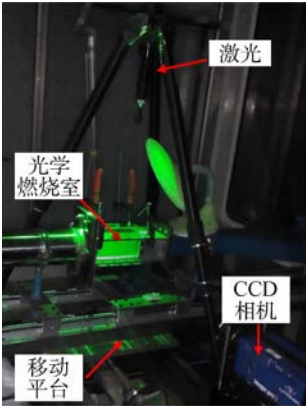
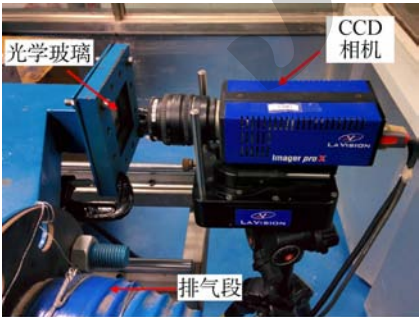


图 1 系统示意图
Fig. 1 Experimental facility



(a) 纵向截面测量实物图 ($X/D=0$)



(b) 轴向截面测量实物图 ($Z/D=0.375$)

图 2 PIV 系统
Fig. 2 PIV setup

1.2 试验模型

图 3 为三级旋流器模型,主要由三级气流通道构成,分别为内级、中间级及外级旋流器.内级旋流

器为斜切孔旋流器,中间级与外级旋流器为径向旋流器.各级旋流器之间通过螺栓孔连接,方便了各级旋流器试验件的更换,实现了不同旋流数的匹配,可以较全面地分析旋流器后流场变化规律.

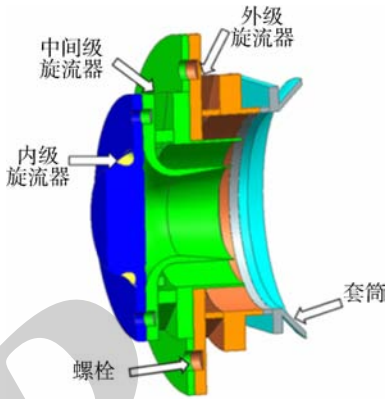


图 3 三级旋流器模型
Fig. 3 Triple-swirlers assembly

1.3 研究参数

研究针对旋向为顺时针-逆时针-逆时针(沿着来流方向)组合旋流器,开展了不同外级旋流器旋流数组合 PIV 冷态流场试验研究.试验在常温常压下进行,旋流器出口雷诺数固定为 34 500.本文中,内级旋流器旋流数分别为 $N_1=1.0, 0.6$;中间级旋流器旋流数为 $N_2=1.0$.外级旋流器旋流数共 3 个,分别为 $N_3=0.6, 1.0, 1.4$.本文中,斜切孔旋流器旋流数是根据文献[21]计算,通过改变斜切孔孔径来实现旋流器的设计,而径向旋流器旋流数则是根据文献[22]计算,通过改变径向旋流器角度与叶片高度来实现旋流器的设计.旋流数详细匹配如表 1 所示.表中,“C”表示顺时针方向,“CC”表示逆时针方向(沿流动方向看).

表 1 试验研究旋流器
Table 1 Triple-swirlers included in study

旋流器 编号	内级 旋流器	中间级 旋流器	外级 旋流器	进口 雷诺数
S1			0.6CC	34 500
S2	1.0C	1.0CC	1.0CC	
S3			1.4CC	
S4			0.6CC	
S5	0.6C	1.0CC	1.0CC	
S6			1.4CC	
流量/%				
	14	38	48	

2 试验结果

2.1 内级旋流数 $N_1=1.0$ 时,外级旋流数的影响

2.1.1 旋流流场流态与速度分布

图4~图8是内级旋流器旋流数为 $N_1=1.0$ 时,不同外级旋流器旋流数下冷态流场试验结果.其中,图4是不同外级旋流器旋流数旋流器出口流场的轴向速度云图与矢量图,图5是各旋流器流场回流区零轴向速度线图,图6是各旋流器中心轴线处轴向速度分布,图7是各旋流器不同轴向位置处轴向速度分布,图8是各旋流器轴向截面 $Z/D=0.375$ 处切向速度分布及矢量图.综合各图结果可以看出:

1) 各外级旋流器旋流数条件下,流场均能形成一较明显回流区.回流区均位于燃烧室中间,且以 $Y/D=0$ 为轴呈对称分布.

2) 由图4和图5可见,随着外级旋流器旋流数的增大:①从涡心位置来看,涡心位置有逐渐向前、向外移动的趋势.同时,回流区最大直径所对应轴向位置向前移动,即随着外级旋流器旋流数的增大,回流区直径在靠近旋流器出口处更大.②从回流区尺寸来看,回流区轴向方向长度逐渐变长,最大轴向位置分别为 $Z/D=1.9, 2.0, 2.3$; 回流区径向方向最大宽度逐渐变大,回流区最大宽度分别为 $0.6D, 0.8D, 0.9D$.③从回流区形状来看,随着外级旋流器旋流数的增大,尾部区域逐渐“变尖”,回流区出现较明显“尾迹区”.

3) 由图6可知,随着外级旋流器旋流数的增大,最大回流速度逐渐减小,中心轴线处最大回流速度分别为 $8.4, 7.7, 6.3 \text{ m/s}$.从不同轴向位置轴向速度分布来看(图7所示),在靠近旋流器出口 ($Z/D=0.375$),外级旋流器(S1)旋流数较小时,回流速度最大,但宽度最窄,随着气流向下游流动,在 $Z/D=1.0$ 处,其回流速度逐渐小于外级旋流器旋流数较大旋流器(S2, S3),至 $Z/D=2.0$ 处,回流区结束.对于旋流器S3,虽然在 $Z/D=0.375$ 处回流速度较低,但其回流速度衰减缓慢,回流区反而变长.

4) 图8中圆实线分别代表内级、中间级、外级旋流器出口外径,分别为 D_1, D_2, D_3 .从图中可以看出:①截面中心处,气流旋向均为顺时针,即内级气流已被中间级气流掺混同化.同时可以看出,随着外级旋流器旋流数的增大,该低速区域逐渐减小.②当外级旋流器旋流数较小时,该截面

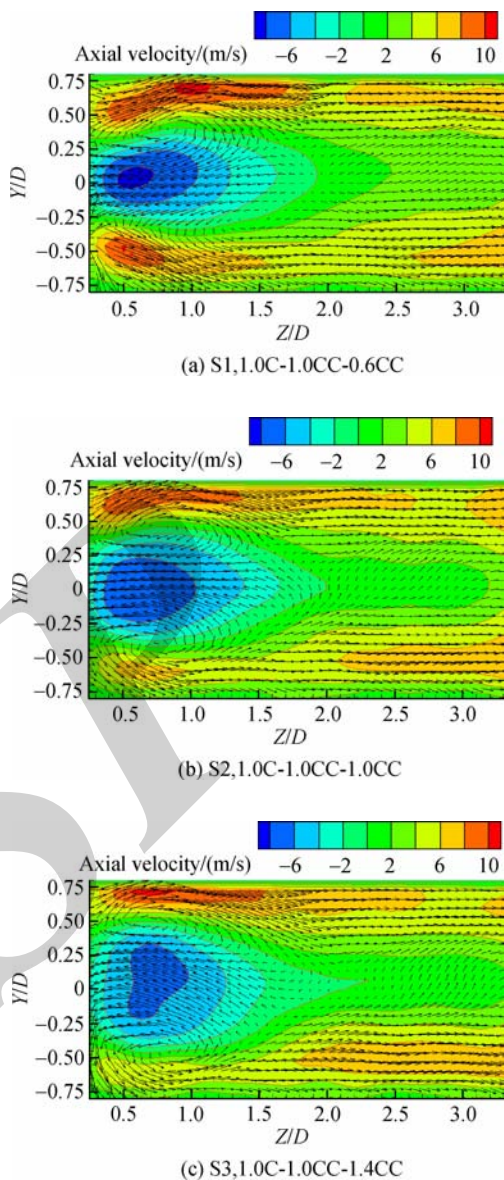


图4 流场矢量图及轴向速度云图($N_1=1.0$)

Fig. 4 Velocity vector and axial velocity contour of different triple-swirlers ($N_1=1.0$)

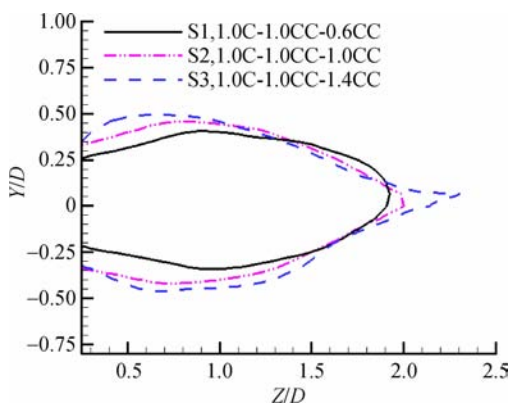


图5 回流区图($N_1=1.0$)

Fig. 5 Shape and size of the CTRZs ($N_1=1.0$)

切向速度峰值区域位于外级旋流器出口外径(D_3)处;当外级旋流器旋流数较大时,切向速度峰值区域逐渐靠近壁面,即随着外级旋流器旋流数的增大,切向速度峰值区域逐渐向外扩张。

造成轴向截面 $Z/D=0.375$ 切向速度分布的主要原因是:①内级气流初始为逆时针旋向,但由于气流角动量相对较小,被顺时针旋转的中间级气流掺混同化,并最终沿着顺时针方向流动。②由于中间级旋流器与外级旋流器旋向相同,当外级旋流器旋流数较大时,外级气流对中间级气流有一定的促进作用,强化了中间级气流的旋转能力,加速了中间级气流与内级气流的掺混,致使截面中心处内级旋转气流衰减较快,切向速度较低区域逐渐减小。③当外级旋流器旋流数较小时,外级气流限制了内级、中间级气流的扩张,导致在轴向位置 $Z/D=0.375$ 处切向速度峰值出现在 D_3 附近。随着外级旋流器旋流数的增大,离心力变大,

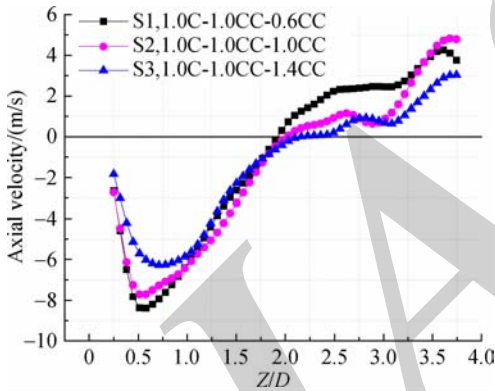


图 6 中心轴线处轴向速度分布 ($N_1=1.0$)
Fig. 6 Axial velocity distribution at centerline ($N_1=1.0$)

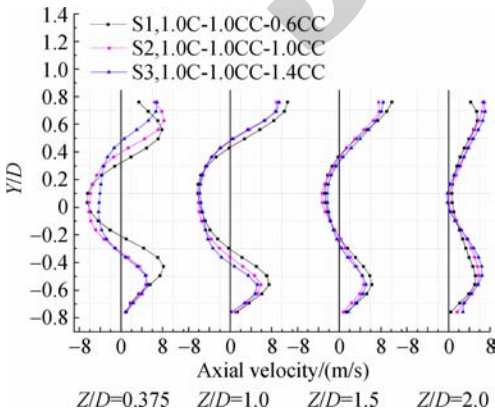
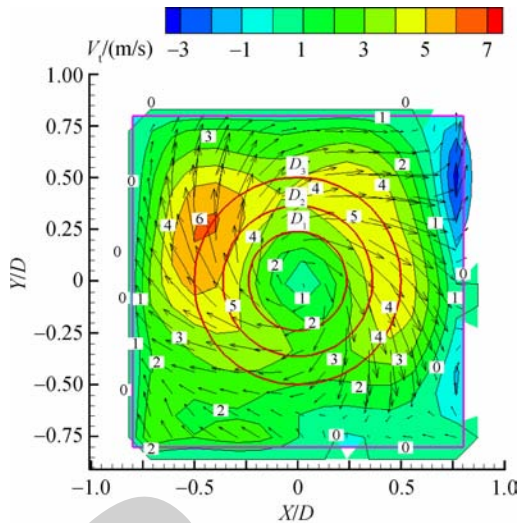
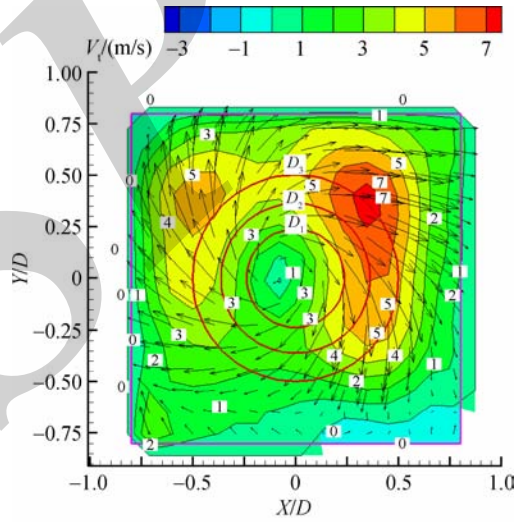


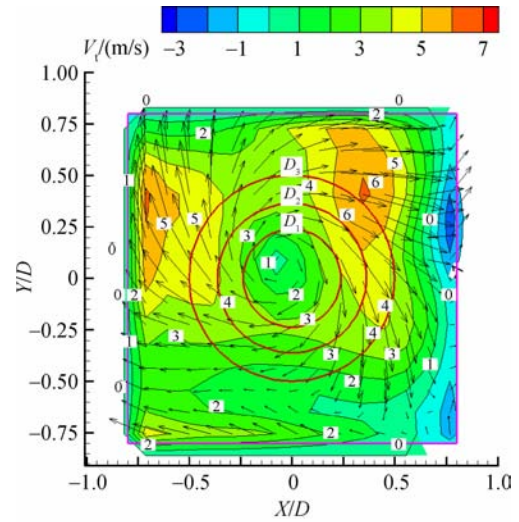
图 7 不同轴向位置轴向速度分布 ($N_1=1.0$)
Fig. 7 Axial velocity distribution at different locations ($N_1=1.0$)



(a) S1,1.0C-1.0CC-0.6CC



(b) S2,1.0C-1.0CC-1.0CC



(c) S3,1.0C-1.0CC-1.4CC

图 8 切向速度分布 ($Z/D=0.375$, $N_1=1.0$)
Fig. 8 Tangential velocity distribution ($Z/D=0.375$, $N_1=1.0$)

外级旋转射流对内级、中间级气流扩张的限制作用减弱,甚至促进了内级、中间级气流的扩张,致使切向速度峰值出现在壁面附近。

进一步的,结合轴向截面 $Z/D=0.375$ 切向速度分布结果,可以分析纵向截面 $X/D=0$ 处,3 级旋流器流场受外级旋流器旋流数的影响。其主要是由于该截面逆压力梯度分布造成的:

1) 在旋流器出口 $Z/D=0.375$ 处,当外级旋流器旋流数较小时,根据图 8(a),气流最大切向速度区域在 D_3 附近;而在中心处,其切向速度最小,因此该旋流器在 D_3 区域内切向速度径向梯度较大。这样的切向速度分布导致了流场在该中心区域较大的轴向逆压力梯度^[23],因此,可能导致轴中心处回流速度最大,但由于气流最大切向速度区域限制在 D_3 附近,因此回流区宽度较窄。当外级旋流器旋流数较大时,结果相反,根据图 8(c),气流最大切向速度扩张至壁面附近,径向距离的增加使得该区域内切向速度径向梯度较小,并最终导致旋流器流场在该截面的轴向逆压力梯度相对较小,因此,其轴中心处回流速度相对较小。由于外级气流的限制作用减弱,使得回流区的宽度较大。

2) 在离旋流器出口较远处,当外级旋流器旋流数较大时,外级气流角动量相对较大,在气流向下游流动过程中不易被内级、中间级的掺混而衰减,即气流在下游较远处仍然维持较大角动量,切向速度相对较大。较大的切向速度意味着较大的切向速度径向梯度,从而导致中心处较大的逆压力梯度。当气流轴向动量不足以克服该逆压力梯度时,气流产生回流,即回流区长度变长。而对于旋流器(S1),由于外级旋流器旋流数较小,外级角动量也小,与内级、中间级掺混过程中衰减较快,最终使得其回流区长度较短。

2.1.2 外级旋流器旋流数对湍流强度分布的影响

湍流强度是影响燃烧性能的重要参数,较大湍流强度意味着强烈的湍流脉动,有利于物质与能量的交换,这对油雾场分布、燃烧组织有重要的影响。本文进一步的比较分析比较了外级旋流器旋流数对流场湍流强度分布的影响,湍流强度的计算公式如下:

$$I = \sqrt{\frac{U'^2 + V'^2}{\bar{U}^2 + \bar{V}^2}}$$

式中 $\bar{U}, \bar{V}$ 分别为轴向速度、径向速度平均值; U', V' 分别为轴向、径向的脉动速度。

图 9 给出了不同内级旋流器旋流强度时,外级旋流器旋流数对轴向位置 0.5 处湍流强度分布的影响,从图中可以看出,湍流强度峰值沿中心轴大致呈对称分布,径向位置与回流区边界对应。进一步比较可以发现:外级旋流器旋流数较小 ($N_3=0.6$) 时湍流强度峰值相对较大。这是由于在旋流器出口附近,外级气流限制内级、中间级气流径向扩张,导致在狭小的空间内,相同质量流量的内级、中间级气流出现强烈的脉动速度。因此,该处的湍流强度值相对较高。

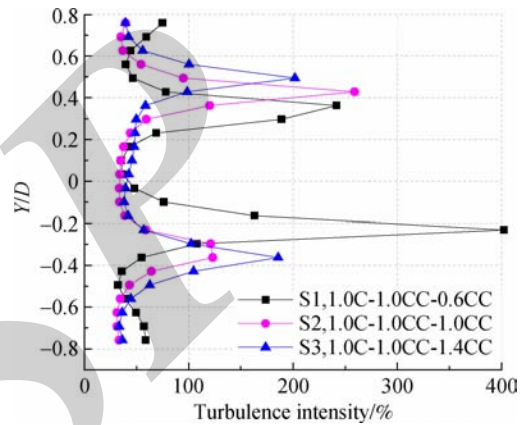


图 9 湍流强度分布 ($N_1=1.0$)
Fig. 9 Distribution of turbulence intensity
($N_1=1.0$)

2.2 内级旋流数 $N_1=0.6$ 时,外级旋流数的影响

为充分了解外级旋流器旋流数对流场的影响,在分析了内级旋流器旋流数为 $N_1=1.0$ 时,外级旋流器旋流数对流场的影响结果基础上,变化内级旋流器旋流强度,进一步考察外级旋流器旋流数对流场的影响规律。本文中,进一步测量比较了内级旋流器旋流强度较弱 ($N_1=0.6$) 时的流场结果。

图 10 为内级旋流器旋流数 $N_1=0.6$ 时外级旋流器旋流数对回流区的影响,结合图 5 可以看出:流场回流区随外级旋流器旋流数的变化关系与 $N_1=1.0$ 时是类似的,即回流区长度随着外级旋流器旋流数的增加,其回流区的轴向长度变长,回流区在旋流器出口附近径向宽度更宽。综合图 10 和图 5 来看,当外级旋流器旋流数相较内级旋流器旋流数足够大时,回流区尾迹区更加明显。该流场回流区的结果,进一步验证了 $N_1=1.0$ 外级旋流器旋流数对流场特性的影响。

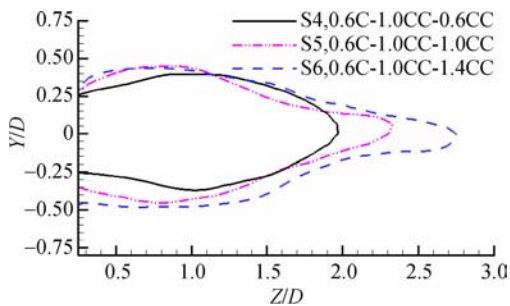


图10 回流区形状和尺寸 ($N_1 = 0.6$)

Fig. 10 Shape and size of the CTRZs ($N_1 = 0.6$)

3 结 论

以旋向为顺时针-逆时针-逆时针旋向组合的3级旋流器为研究对象,采用2D-PIV 流场测试技术,试验研究了相同进口条件下多种旋流数组合旋流器出口流场,分析比较了外级旋流器旋流数对流场特性的影响。在所研究试验参数内,主要获得了以下结论:

1) 各旋流器组合均能形成较明显的回流区结构,外级旋流器旋流强弱并不是回流区形成的主要决定因素。

2) 随着外级旋流器旋流数的增加,涡心有向前、向外移动的趋势;回流区轴向长度逐渐变长,径向宽度变大,最大回流速度变小。

3) 回流区形状同时受外级旋流器旋流数及内级旋流器旋流数的影响。当外级旋流器旋流数相对内级旋流器旋流数足够大时,较易出现尾迹区;当外级旋流器旋流数相对内级旋流器旋流数较小时,回流区尾迹区不再明显。

4) 当外级旋流器旋流数较小时,在旋流器出口附近,其湍流强度相对较大。

参考文献:

- [1] Mongia H C. TAPS-A 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA-2003-2657, 2003.
- [2] Lazik W, Doerr T, Bake S. Low NOx combustor development for the engine 3E core engine demonstrator[R]. ISA-BE 2007-1190, 2007.
- [3] Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor[R]. ASME Paper 2011-GT-45786, 2011.
- [4] Liu F Q, Mua Y, Liu C X, et al. Effect of fuel staged proportion in NOx emission performance of centrally staged combustor[R]. ASME Paper 2013-GT-94299, 2013.
- [5] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers; Part I high ΔT [R]. AIAA-2011-107, 2011.

- [6] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 332-336.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 332-336. (in Chinese)
- [7] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 142-147.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Combustor dome design with three swirlers for widening the operation stability range[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 142-147. (in Chinese)
- [8] DING Guoyu, HE Xiaomin, ZHAO Ziqiang, et al. Effect of dilution holes on the performance of a triple swirler combustor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(6): 1421-1429.
- [9] 丁国玉, 何小民, 赵自强, 等. 三级轴向旋流器影响燃烧室性能的试验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 686-693.
DING Guoyu, HE Xiaomin, ZHAO Ziqiang, et al. Experiment on effect of triple axial swirler on combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 686-693. (in Chinese)
- [10] Yamamoto T, Shimodaira K, et al. Research and development of staging fuel nozzle for aeroengine[R]. ASME Paper 2009-GT-59852, 2009.
- [11] 颜应文, 李红红, 赵坚行, 等. 双环预混旋流低污染燃烧室数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 1923-1929.
YAN Yingwen, LI Honghong, ZHAO Jianxing, et al. Numerical study of low emissions for twin annular premixing swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 1923-1929. (in Chinese)
- [12] 刘殿春, 董玉玺, 尚守堂. 单环腔中心分级燃烧室流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1251-1257.
LIU Dianchun, DONG Yuxi, SHANG Shoutang, et al. Numerical simulation of the flow field in a single annular concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1251-1257. (in Chinese)
- [13] 吴治永, 林宇震, 刘高恩, 等. 基于CFD分析改进三旋流燃烧室头部设计[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 533-537.
WU Zhiyong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Dome structure modification of a high temperature rise combustor based on CFD simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 533-537. (in Chinese)
- [14] Dhanuka S K, Driscoll J F, Mongia H C. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[R]. AIAA-2008-4683, 2008.
- [15] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F. Unsteady aspects of lean premixed-prevaporized (LPP) gas turbine combustor; flame-flame interactions[R]. AIAA-2010-1148, 2010.
- [16] 吴振宇, 王成军, 王丹丹. 三级旋流器的设计及其流场模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2010, 27(5): 38-41.

WU Zhenyu, WANG Chengjun, WANG Dandan. Triple swirler design and fluid numerical simulation[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(5):38-41. (in Chinese)

[17] Li G Q, Gutmark E J. Flow field measurement of triple swirler spray combustor[R]. AIAA-2002-4010, 2002.

[18] Li G Q, Angier S, Lambolez O, et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor [R]. AIAA-2002-0618, 2002.

[19] Li G Q, Gutmark E J. Experimental and numerical studies of the velocity field of a triple annular swirler[R]. ASME Paper GT-2002-30069, 2002.

[20] Li G Q, Gutmark E J. Combustion characteristics of a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2003-0489, 2003.

[21] 齐海帆. 燃烧室头部设计对燃烧室性能影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.

QI Haifan. Research on the influence of combustor dome design on the combustion performance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[22] 黄勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009.

[23] Krause E. A contribution to the problem of vortex breakdown[J]. Computers and Fluids, 1985, 13(3):375-381.

(编辑:叶 青)