

不同进口雷诺数下双旋流杯下游
回流区特征

于博文, 张 弛, 杨 谦, 许全宏, 林宇震
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了分析旋流杯下游流场结构对航空燃气轮机燃烧室性能影响的作用, 利用 PIV(激光粒子测速仪)技术, 在常温常压下对双旋流杯下游冷态流场进行测试, 研究进口雷诺数对双旋流杯下游回流区的影响. 试验结果表明: 当进口雷诺数较低时, 下游流场结构为收扩型; 当进口雷诺数增大到 25 000 后, 流场结构变为扩张型; 之后继续增加进口雷诺数, 回流区流场结构不再改变, 但回流区内的无量纲回流速度会随之增加.

关 键 词: 航空燃气轮机; 燃烧室; 旋流杯; 回流区; 雷诺数

中图分类号: V231.2 文献标志码: A

Characteristics of the recirculation zone downstream a
dual-swirl cup at varied inlet Reynolds numbers

YU Bo-wen, ZHANG Chi, YANG Qian,
XU Quan-hong, LIN Yu-zhen
(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To analyze the role of the flow structure downstream the swirl cup on the performance of aero gas turbine combustors, PIV (particle image velocimetry) was used to measure the non-reacting flow field downstream a dual-swirl cup under ambient pressure and temperature, and the effect of the inlet Reynolds number on the recirculation zone downstream a dual-swirl cup was studied. The experimental results indicate that the flow structure downstream is a converge-diverge type when the inlet Reynolds number is low. As the inlet Reynolds number increases to 25 000, the flow structure turns to a diverge type. Then the flow structure of recirculation zone remains unchanged with increasing inlet Reynolds number, but the normalized velocities in the recirculation zone would increase accordingly.

Key words: aero gas turbine; combustor; swirl cup; recirculation zone; Reynolds number

旋流器是航空燃气轮机燃烧室的重要部件, 在很大程度上决定了燃烧室的燃烧性能. 而双旋流杯的旋流器结构由于其良好的综合燃烧性能和较低的污染排放, 已得到广泛应用^[1]. 旋流杯下游流动具有强三维特征, 采用侵入式测量方法会对局部流动产生干扰, 而数值模拟

技术对这类问题已经有大量应用,但对于复杂的流场结构仍然缺乏高精度的验证^[2].随着近几十年光学测试技术的发展,出现了许多先进的光学非接触式测试方法,如 LDV(激光多普勒测速仪)和 PIV(激光粒子测速仪)等,在旋流杯结构和气动参数对流场的影响研究中发挥了重要作用^[3-6].PIV 技术可以在同一时刻获得整个流场的流动信息,经过后处理可以获得时均流场、瞬态流场、涡量场等细节信息,因此在旋流杯流场测量中广泛使用^[7].

对于航空发动机的点火起动过程,包括地面点火和高空再点火,燃烧室进口压力和流量与压气机瞬时转速密切相关.为了研究燃烧室内流动,通常采用无量纲压力降和雷诺数作为相似准则^[8-10],本文亦是如此.已有文献中,关于进口雷诺数对旋流杯下游流场或者燃烧室流场影响的研究并不多,但有不少关于进口雷诺数对雾化、点火等性能的影响.文献[8]的研究表明,进口雷诺数增加会降低点火性能对燃油雾化的依赖性.对于反向双旋流杯,空气压降的提高,即进口雷诺数增加,会使出口燃油雾化的 SMD(索太尔平均直径)减小^[10].Cheng 等^[9]使用 PIV 技术研究了常温常压下进口雷诺数对 LSI(弱旋流喷嘴)流场的影响,发现当该雷诺数超过92571后,下游流动将出现颠覆性的转变,出现回流区.

本文利用 PIV 技术测试双旋流杯下游流场,探索不同的进口雷诺数下旋流杯下游回流区的特征,总结出进口雷诺数的影响规律,为分析双旋流杯燃烧室的点火性能提供支持.

1 研究对象

本文研究的双旋流杯主要由一级旋流器、二级旋流器、喷嘴、文氏管和套筒等 5 部分组成.从喷嘴喷出的燃油以一定的角度打到文氏管上成膜,在内、外旋流空气的剪切作用下破碎成粒径很小的油滴,并与空气混合,再进入燃烧室燃烧^[1].本文试验研究对象为反向双旋流杯,主要由一级旋流器、二级旋流器、喷嘴、文氏管和套筒等构成.第 1 级为斜切孔旋流器,旋向为右旋(从上游看),第 2 级为径向叶片旋流器,旋向为左旋(从上游看).反向双旋流杯结构示意图如图 1,图中 R_o 为旋流杯出口半径, R_t 为文氏管喉道半径, L 为旋流杯总长度, α 为文氏管张角, β 为套筒张角.

通常用旋流数 $S^{[11]}$ 来表征旋流的旋流强度,其定义为

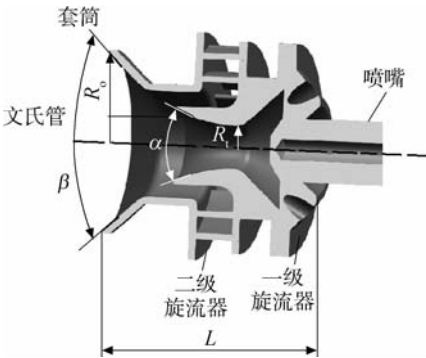


图 1 双旋流杯结构图

Fig. 1 Schematic of the dual-swirl cup

$$S = G_m / (R F_t)$$
 (1)

$$G_m = \int_0^{R_t} 2\pi r (W r) \rho U dr$$
 (2)

$$F_t = \int_0^{R_t} 2\pi r \rho U^2 dr + \int_0^{R_t} 2\pi r \rho dr$$
 (3)

式中 R 为特征半径; r 为积分变量; ρ 为气体密度; U 为旋流器射流轴向速度; W 为旋流器射流切向速度; G_m 为切向动量的轴向通量; F_t 为轴向推力.

所有试验研究均采用同一个双旋流杯结构,具体参数见表 1, S_1 代表文氏管喉道处的一级旋流数, S_2 代表文氏管出口截面处的二级旋流数.

表 1 旋流杯结构和气动关键参数
Table 1 Key parameters of configuration and aerodynamics of swirl cup

参数	数值
S_1	0.77
S_2	1.38
R_o/mm	12.1
R_t/mm	4.5
L/mm	27
$\alpha/(\text{^\circ})$	30
$\beta/(\text{^\circ})$	85

2 试验方法及系统

在实际航空发动机上,旋流杯下游的限制域是指由火焰筒和相邻头部间距所形成的区域,该区域对旋流杯下游流场有很大的影响^[12].为了与实际的流动情况更加接近,本研究采用了横截面尺寸为 56 mm×56 mm、长度为 300 mm 的矩形通道作为限制域,研究旋流杯下游在这个限制域内的流动信息,如图 2 所示.而旋流杯出口直径为 24.2 mm(见表 1),因此研究了横向高度比为

2.314、轴向长度比为 12.397 限制域下的流动.同时,为减少限制域出口气流扰动对旋流杯下游流场的影响,在限制域之后接与矩形限制域横截面尺寸相同,长度为 500 mm 的排气段.为消除重力的干扰,旋流杯出口竖直向下放置.以旋流杯套筒出口中心为坐标原点,水平向右为 x 轴正向,竖直向下为 y 轴正向. PIV 试验测试段及其坐标系如图 2.

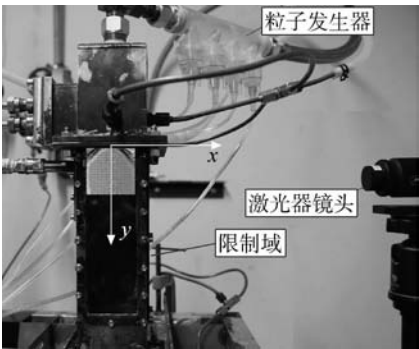


图 2 PIV 试验测试段照片及坐标系
Fig. 2 PIV test section photo and coordinate system

PIV 测试试验台由供气系统和测量采集系统组成.供气系统为高压气源,采用 ALICAT 气体质量流量计控制流量,其误差为 1.5%,以旋流器集气箱中的静压作为旋流杯的进口总压.

流场测试采用 Lavision 公司的 PIV 系统,该系统使用分辨率为 2048 像素×2048 像素的 Imager Pro X 4M CCD(charge-coupled device)相机作为粒子图像采集相机,装有波长带通为 532 ± 10 nm 窄带滤波镜.激光发生装置为单脉冲能量为 135 MJ 的 Nd-YAG 双腔脉冲激光器,工作波长为 532 nm,测量区域的激光面厚度约为 1 mm.示踪粒子采用 $D_{10}=4\text{ }\mu\text{m}$ 液态煤油颗粒(D_{10} 为算术平均直径),其响应频率理论值约为 1 kHz,具有良好的流动跟随性^[12].

参考文献[6,10,13]定义旋流杯进口雷诺数为 $Re=\rho V_j D_i/\mu$,其中 V_j 为旋流杯射流速度, D_i 为文氏管喉道直径.

试验在常温常压下进行,试验时旋流杯进口雷诺数见表 2 所示,表中 T_0 为空气温度, p_1 为旋流杯进口总压, p_0 为限制域静压, $\Delta p/p_1$ 为进出口压降.本试验所用的双旋流杯地面启动点火时的进口雷诺数约为 20 000~45 000^[14].

粒子图像采集范围为 50 mm×50 mm,之后通过 Lavision 公司提供的 Davis 软件完成粒子图像的处理,粒子图像后处理查询域尺寸为 32 像

素×32 像素,并采用了 50%重叠计算,从而得到的速度场空间分辨率为 0.39 mm.

表 2 试验工况
Table 2 Experimental conditions

参数	工况			
	A	B	C	D
T_0/K	298	298	295	295
p_1/Pa	101 378	101 858	103 916	106 201
p_0/Pa	100 800	100 800	100 800	100 800
$(\Delta p/p_1)/\%$	0.57	1.03	3.00	5.09
$V_j/(\text{m/s})$	31	42	71	93
Re	18 000	25 000	43 000	57 000

针对旋流流动,一般可以采用 200 张至 400 张的瞬态流场数据进行时均处理得到时均流场^[9,15],可以确保其拥有较高的精度^[16].本文对 300 张的连续瞬态流场数据进行处理,获得相应的旋流杯下游时均流场信息,进而分析回流区特征.

3 试验结果及分析

3.1 流场结构和涡量分布

黏性流体运动总是有旋的,而旋流杯下游的旋流流动中更是具有复杂的旋涡结构.流体力学中用涡量 ω 作为流体涡旋运动的量度,它等于速度的旋度

$$\omega = \text{rot } u = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}$$

(4)

式中 u, v 是速度在二维平面 x, y 轴方向的分量.

实际流动中,涡量沿空间的分布往往很不均匀,形成一些局部集中的强涡量区,这些区域对整个流场的运动学和动力学性质有很大影响^[17].

各工况的时均流场结构如图 3 所示,包括速度矢量和涡量 ω 分布.从图中可以看出,旋流杯出口的高速射流区附近的时均涡量最大,回流区外侧均存在着较大的时均涡量,并且该涡量随进口雷诺数的增加而增大.各工况下,旋流杯下游回流区内的时均涡量均较小,并以旋流杯轴线为分界,回流区内两侧涡量方向相反.

旋流下游的湍流强度会影响点火过程中核心火焰传播的热量损失,从而对点火性能造成影响^[18].从图 3 可以发现,进口雷诺数的增加使得旋流杯出口的涡量明显增加,而涡量增加意味着湍流强度增加,因此进口雷诺数的增加会造成核

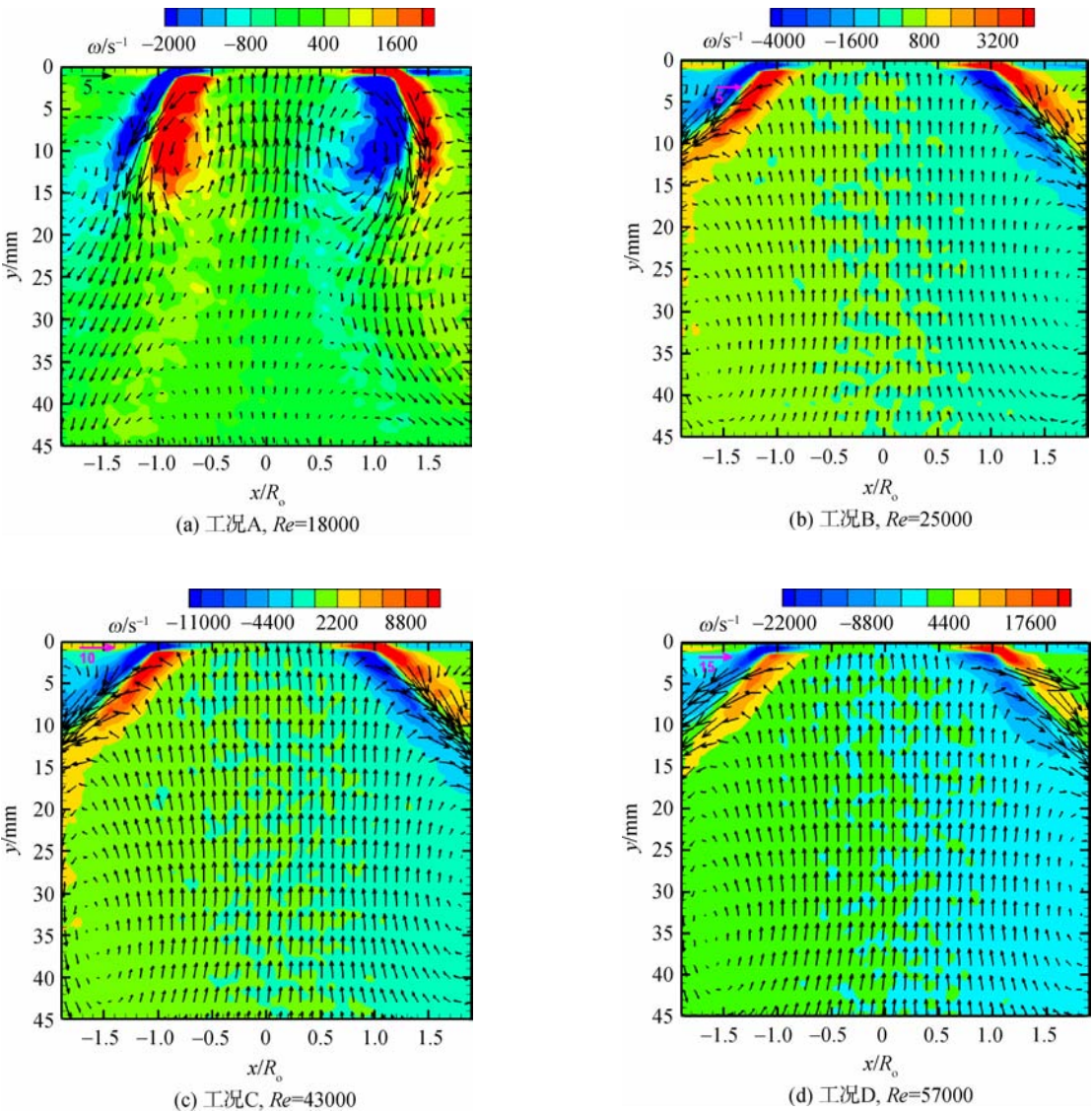


图 3 不同进口雷诺数下双旋流杯下游速度矢量和涡量分布

Fig. 3 Velocity vector and vorticity distribution downstream the dual-swirl cup at varied inlet Reynolds numbers

心火焰传播过程中的热量损失增大,这对核心火焰的传播是不利的.

工况 A 的流场结构与其他工况之间存在很大差异,呈收扩型,回流区在距离旋流杯出口 17 mm 处出现了收缩,并在距离旋流杯出口 22 mm 处再次扩张.工况 B、工况 C 和工况 D 的流场结构相似,回流区均呈现扩张型.这种情况在减小下游限制域尺寸时也会出现^[17].

这种流场结构的变化与旋流杯下游的逆压梯度有关.进口雷诺数较小时(工况 A),通过旋流杯进入限制域的旋转射流切向动能较弱,其耗散效应显著,切向速度和径向速度均快速衰减,因此旋流杯出口回流区很快便开始收缩.随着流动距离的增加,掺混使得旋转射流与周围空气的相对速度变小,湍流强度变弱,因此旋流杯出口下游 17

mm 后的涡量明显减小.同时,反向旋流的掺混使得下游流场切向速度提高,便出现了二次扩张,但此时较小的切向速度产生的逆压梯度很小,回流区内的回流速度较低.

3.2 不同截面速度分布

在不同的进口雷诺数下,旋流杯出口下游 $y=5, 10, 20, 30$ mm 处的无量纲轴向速度 (V_y/U_0) 分布见图 4, 其中 U_0 为 0.5 倍的射流速度, V_y 为流场速度的 y 向分量.

从图 4 可以看出,在旋流杯出口下游 $y=5, 10, 20$ mm 截面上,回流速度(即 y 轴负向速度的绝对值)均在轴线处($x=0$)出现最大值,而在 $y=30$ mm 截面上由于与出口气流及排气段的耦合作用造成无量纲轴向速度分布出现了偏移.此外,工况 A 与其余 3 个工况在各截面的无量纲轴向速

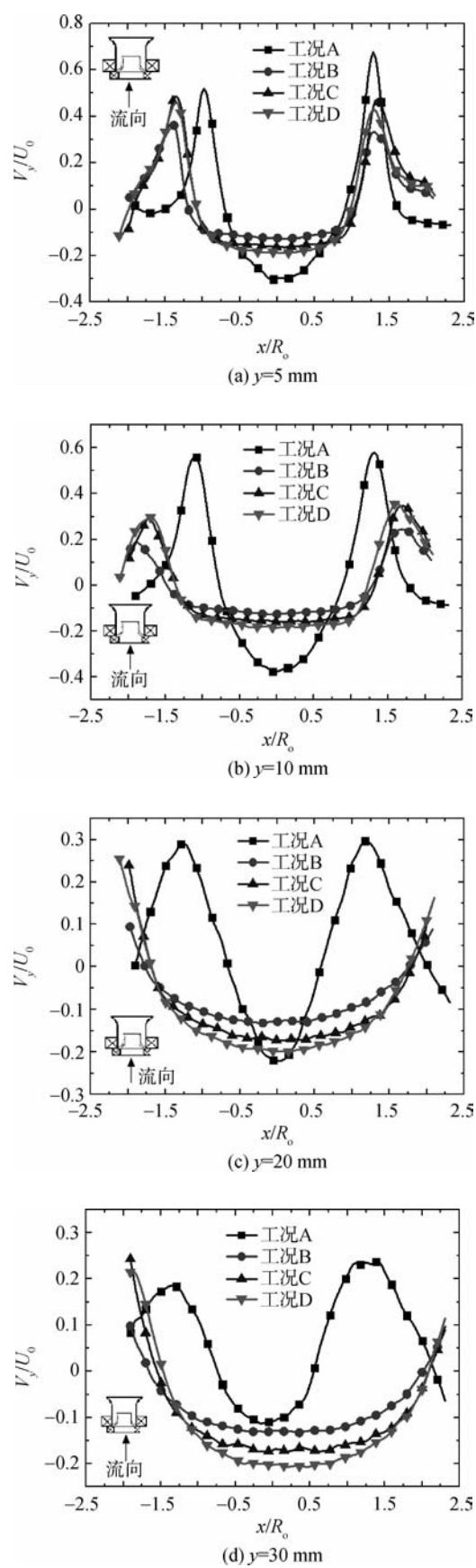


图 4 轴向不同截面上无量纲轴向速度分布

Fig. 4 Normalized axial velocity distribution of different axial cross-sections

度分布具有差别,工况 A 不同截面处的旋流杯回流区的径向尺寸均小于工况 B、工况 C 和工况 D,但是其最大无量纲回流速度在 $y=20\text{ mm}$ 截面之前均高于工况 B、工况 C 和工况 D,这说明虽然较小的进口雷诺数会使回流区尺寸偏小,但其回流区内的相对回流强度却更高.因此,仅从流场结构上看,较小的进口雷诺数下,旋流杯下游流场结构更有利于核心火焰的存活和传播.

工况 B、工况 C 和工况 D 的流场结构尽管相似,但通过各截面速度分布的比较可以发现,工况 B 与其他两个工况的无量纲轴向速度分布略有不同,工况 C 和工况 D 在旋流杯下游 $y=20\text{ mm}$ 截面之前的无量纲轴向速度相似度很高,增加进口雷诺数仅使得 $|x/R_0| < 1$ 范围内的无量纲回流速度增加.

可以说,在进口雷诺数为 $25\,000$ 时,虽然形成了基本的回流结构,但此时旋流杯下游流场并未达到稳定.进口雷诺数超过 $43\,000$ 后,流场结构才达到稳定状态,继续增加进口雷诺数只会增加回流区内的无量纲回流速度和涡量,不会对流场结构产生较大影响.从燃烧室点火角度考虑,当旋流杯下游流场结构稳定后,继续增加进口雷诺数将使核心火焰因湍流散热过大,造成核心火焰存活率低,尽管燃油雾化质量更好^[8],但燃烧室点火困难.

3.3 中心轴线上的速度分布

图 5 展示了不同进口雷诺数工况下旋流杯下游轴线处的无量纲轴向速度分布.

从图 5 可以看出,工况 A 的无量纲轴向速度沿轴线的分布与其余 3 个工况具有很大差异.工况 A 时,旋流杯出口的无量纲回流速度最大,随

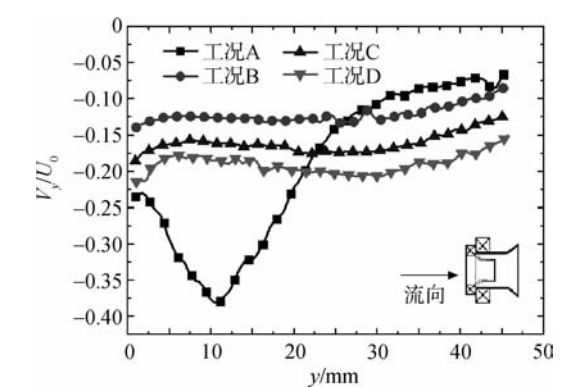


图 5 无量纲轴向速度沿轴线的分布

Fig. 5 Normalized axial velocity distribution on centerline

着距离的增加,其回流区内速度先增加,在下游 11 mm 左右达到最大,之后减小。

由于工况 A 的进口雷诺数较小,造成旋转射流因耗散产生的切向速度衰减较快,因此与其余 3 个工况相比,其下游相同轴向位置处的压力恢复高,产生了较大的轴向逆压梯度增加,因此其无量纲回流速度最大。但随着下游距离的增加,旋流切向速度不断衰减,造成逆压梯度减小,回流速度降低。

对于扩张型流场结构的工况 B、工况 C 和工况 D,随进口雷诺数的增加,旋流杯出口回流速度也会相应增加,且 3 个工况在轴线处的速度分布趋势具有高度相似性。在旋流杯下游近场区域 ($y < 8 \text{ mm}$),回流速度随距离的增加有一定衰减,其绝对值略微减小,之后缓慢增加,在远场区域 ($y > 33 \text{ mm}$),回流速度出现较快衰减,其绝对值减小明显。出现这种现象的原因是:随着进口雷诺数的增加,旋流杯出口处的逆压梯度增大,回流强度增加;旋转射流在出口附近与周围空气存在较大的相对速度,掺混强烈,出口附近处射流出现了较大涡量,使切向速度快速衰减,因此轴线上的逆压梯度减小,导致回流速度在出口处略微减小;当 $y > 33 \text{ mm}$ 之后,限制域内的旋流因不断耗散造成切向速度明显减小,因此回流速度也随之减小。

4 结 论

本文在常温常压条件下,采用 PIV 技术,研究了 18000~57000 范围不同的进口雷诺数对反向双旋流杯下游回流区特征的影响,得到以下结论:

1) 较小的进口雷诺数下,旋流杯出口下游流场结构为收扩型。

2) 当进口雷诺数达到 25 000,旋流杯出口下游流场结构会由收扩型转变为扩张型。

3) 当旋流杯出口下游流场结构稳定后,增加进口雷诺数仅会提高无量纲轴向速度和涡量。

实际上,除了进口雷诺数这样的气动参数外,旋流杯的结构以及相应的一、二级旋流器流量分配和旋流数变化等也会影响下游的流场结构和回流区,将来需要开展更多的研究,才能更好地支持先进航空发动机燃烧室的发展。

参考文献:

[1] 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)

[2] Weigand P, Meier W, Duan X R, et al. Investigations of swirl flames in a gas turbine model combustor: I flow field, structures, temperature, and species distributions[J]. Combustion and Flame, 2006, 144(1):205-224.

[3] 党新宪,赵坚行,徐榕,等. 试验研究旋流数对燃烧室气动性能的影响[J]. 航空动力学报,2011,26(1):21-27.

DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, XU Rong, et al. Experimental investigation on effects of swirl number on aerodynamic characteristics of combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1):21-27. (in Chinese)

[4] Fureby C, Grinstein F F, Li G, et al. An experimental and computational study of a multi-swirl gas turbine combustor[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2):3107-3114.

[5] 韩启祥,许铁军,黄健. 双旋流器单头模型燃烧室冷态流场试验[J]. 航空动力学报,2008,23(8):1370-1374.

HAN Qixiang, XU Tiejun, HUANG Jian. Experimental study of flow field of a model combustor with two swirlers[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8):1370-1374. (in Chinese)

[6] Mehta J M, Shin H W, Wisler D C. Mean velocity and turbulent flow field characteristics inside an advanced combustor swirl cup[R]. AIAA 89-0215, 1989.

[7] Reddy A P, Sujith R I, Chakravarthy S R. Swirler flow field characteristics in a sudden expansion combustor geometry using PIV[R]. AIAA-2005-217, 2005.

[8] 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.

[9] Cheng R K, Littlejohn D, Nazeer W A, et al. Laboratory studies of the flow field characteristics of low-swirl injectors for adaptation to fuel-flexible turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(2):277-285.

[10] 张弛,张荣伟,徐国强,等. 直射式双旋流空气雾化喷嘴的雾化效果[J]. 航空动力学报,2006,21(5):805-809.

ZHANG Chi, ZHANG Rongwei, XU Guoqiang, et al. Experimental investigation on atomization of an air-blast atomizer with plain-orifice nozzle and dual-swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5):805-809. (in Chinese)

[11] Melling A. Tracer particles and seeding for particle image velocimetry[J]. Measurement Science and Technology, 1997, 8(12):1406-1416.

[12] Fu Y, Cai J, Jeng S M, et al. Confinement effects on the swirling flow of a counter-rotating swirl cup[R]. ASME Paper 2005 GT-68622, 2005.

[13] Wicksall D M, Agrawal A K, Schefer R W, et al. The interaction of flame and flow field in a lean premixed swirl-stabilized combustor operated on $\text{H}_2/\text{CH}_4/\text{air}$ [J]. Proceedings

of the Combustion Institute,2005,30(2):2875-2883.

[14] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册第 9 册 主燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社,2000.

[15] Johnson M R,Littlejohn D,Nazeer W A,et al. A comparison of the flowfields and emissions of high-swirl injectors and low-swirl injectors for lean premixed gas turbines[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30 (2): 2867-2874.

[16] Wernert P,Favier D. Considerations about the phase averaging method with application to ELDV and PIV measurements over pitching airfoils[J]. Experiments in Fluids, 1999,27(6):473-483.

[17] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京:高等教育出版社,2002.

[18] Lefebvre A H,Ballal D R. Gas turbine combustion-alternative fuels and emissions[M]. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press,2010.

(编辑:陈 越)