

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.03.009

文氏管长度对双级涡流器出口流场影响的试验研究

彭剑勇¹ 李建中² 郑剑文¹ 翟维阔¹ 刘涛¹

(1. 中航工业航空动力机械研究所, 株洲, 412002;

2. 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)

摘要:采用粒子图像测速仪(Particle image velocimetry, PIV)测量双级涡流器出口流场,改变文氏管长度,探讨文氏管长度对双级涡流器出口流场的影响,揭示了涡流器下游流场特征,获得了沿轴向不同位置的轴向速度和径向速度分布规律。研究表明:随着文氏管长度的增加,涡心发生径向位移,上下涡心的中心距离从 22.2 mm 增加到了 29.2 mm,中心回流区的面积增加,轴向速度和径向速度分布特征有利于燃烧组织。

关键词:双级涡流器;文氏管;流场;粒子图像测速仪

中图分类号:V235.22 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2016)03-0352-07

Experimental Investigation on Effect of Venturi Length on Outlet Flow Field of Double-Stage Swirler

Peng Jianyong¹, Li Jianzhong², Zheng Jianwen¹, Zhai Weikuo¹, Liu Tao¹

(1. AVIC Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, 412002, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The outlet flow fields of the double-stage swirler with different Venturi length are measured with particle image velocimetry (PIV) and the effect of Venturi length on outlet flow fields is investigated and discussed. The downstream flow field characteristics of swirler are displayed, and the distributions of axial velocity and radial velocity are gained. The results indicated that the radial movement of Vortex core away from center line results in the increase of radial distance from 22.2 mm, to 29.2 mm, and the area of central circulation zone becomes larger with the increase of Venturi length. The characteristics of axial velocity and radial velocity are in favour of combustion organization.

Key words: double-stage swirler; Venturi; flow field; particle image velocimetry (PIV)

涡流器是航空发动机燃烧室的重要部件之一,其性能直接影响着燃烧室的性能。由离心喷嘴和双级涡流器相匹配构成的旋流杯式雾化装置,由于

具有优良的雾化和流场特性,在航空发动机燃烧室上得到广泛应用^[1-5]。

文氏管是控制涡流器下游流场和两相油雾场

基金项目:国家自然科学基金(51476077)资助项目。

收稿日期:2015-09-07;**修订日期:**2016-01-08

通信作者:彭剑勇,男,高级工程师,E-mail:pjy_lmf@tom.com。

引用格式:彭剑勇,李建中,郑剑文,等. 文氏管长度对双级涡流器出口流场影响的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(3):352-358. Peng Jianyong, Li Jianzhong, Zheng Jianwen, et al. Experimental investigation on effect of venturi length on outlet flow field of double-stage swirler[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016,48(3):352-358.

的重要结构。Ateshkadi^[6-7]研究发现,文氏管的存在对涡流器下游流场和燃油分布影响明显,文氏管将气流限制在靠近中心线的位置,并起到了燃油预膜的作用,能限制流动和控制内外旋流的混合程度,缩小油雾分布范围,使燃油集中在回流区中,明显改善油雾分布的均匀性及总体雾化质量,促进燃油雾化。Ateshkadi 还采用平面激光诱导荧光仪(Planar laser induced fluorescence, PLLIF)技术对某涡流器有无文氏管的下游喷雾场进行了研究,结果表明,文氏管的存在能控制燃油分布的区域,形成典型的锥状分布,而无文氏管时,油雾分布区域宽,分布不规则。在防积碳方面,文氏管能有效限制流场中的回流区向文氏管上游发展,从而也就限制了火焰向上游发展,避免了燃油喷嘴和文氏管积碳甚至烧蚀的发生。李井华^[8]等在任意曲线坐标系下数值模拟了包括扩压器、双级涡流器及火焰筒在内的环形燃烧室三维两相燃烧整体流场,采用偏微分方程法和整体分区结合法生成环形燃烧室整体网络,数学模型包括: $k-\epsilon$ 紊流模型、EBU-Arrhenius 紊流燃烧模型、六通量热辐射模型以及颗粒群轨道模型等。在非交错网格系下,气相采用 SIMPLE 算法求解,液相采用 PSIC 算法求解,研究了不同燃烧室进口气流参数以及涡流器几何尺寸对燃烧室流场的影响,并将计算结果与试验数据进行了比较。彭云晖等^[9]认为 CFM56 涡流器的喷嘴、文氏管不发生积碳的机理在于文氏管的存在限制了回流区及火焰向文氏管喉道上游发展。许全宏等^[10]通过一种新型的燃烧室头部组织燃烧方案,拓宽高温升燃烧室贫油熄火范围及改善高空燃烧不稳定和冒烟等问题,将两级涡流器和双油路离心喷嘴方案作为基准,在外界条件一致的前提下,采用三级涡流器组合式雾化喷嘴后雾化性能可以改善高温升燃烧室的燃烧稳定性。胡好生等^[11]对环形燃烧室三维冷态流场进行数值模拟,数值分析两种紊流模型对火焰筒内气流流动的影响,并与试验结果相比较,与标准 $k-\epsilon$ 模型相比,RNG $k-\epsilon$ 模型更适用于模拟紊流流动。Mongia 等^[12]对涡流器有无文氏管下游喷雾场进行研究,试验结果表明文氏管可控制及形成锥状出口燃油浓度分布。Jeng 等^[13]利用 PDPA 测量反旋的 CFM56 旋流杯下游水雾流场,研究空气温度对水雾特性的影响,试验结果表明较高空气温度时所得的水雾平均速度和脉动速度均方根值都稍微大于较低空气温度

情况,尤其在旋流器出口处较为明显。国内外主要是对涡流器有无文氏管的下游流场、喷雾场及其防积碳机理进行了研究,并未对文氏管的结构进行量化研究,对工程应用的实际意义有限。本文采用粒子图像测速仪(Particle image velocimetry, PIV)测量双级涡流器出口流场,改变文氏管的长度,探讨文氏管长度对双级涡流器出口流场的影响。

1 试验件及测试系统

1.1 试验件及试验参数

涡流器试验组件包括双级径向涡流器、离心喷嘴、文氏管、吹除积碳进气孔、试验件夹具,见图 1。坐标系规定:采用笛卡尔坐标系,满足右手准则,坐标原点设置在涡流器出口平面中心。其中,双级径向涡流器包括 I 级和 II 级涡流器,I 级涡流器是由均布斜孔构成,II 级涡流器由径向叶片组成。试验方案及试验参数见表 1,试验件的出口与大气环境相连。每个试验件测量过中心线的 X-Z 纵截面。 D 为涡流器出口外直径, L 为文氏管长度。

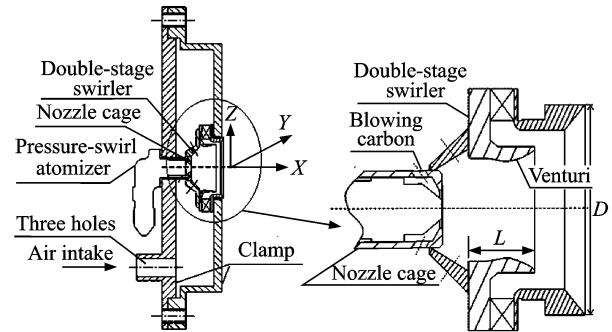


图 1 涡流器试验组件

Fig. 1 Schematic diagram of test assembly for swirler

表 1 试验方案和参数

Tab. 1 Some scheme and parameters for flow field test

Case	Length of Venturi/mm	Inlet total temperature	Inlet difference pressure, Pa	Inlet pressure volatility/Pa
1	L			
2	$L+0.5$			
3	$L+1.0$			
4	$L+1.5$	室温	3 000	$< \pm 20$
5	$L+2.0$			
6	$L+2.5$			
7	$L+3.0$			

1.2 PIV 测试系统

采用德国 LaVision 公司的 PIV 测量仪,主要包括激光发生器、相机、同步控制系统、计算机等组

成,见图2,其中YAG激光器的功率为200 mJ,频率为15 Hz,相机分辨率为2 048像素×2 048像素,曝光时间间隔为3 μs,速度测量精度为3%。

试验时需要配置示踪粒子发生器,本试验采用植物油作为示踪粒子,示踪粒子粒径1~5 μm。

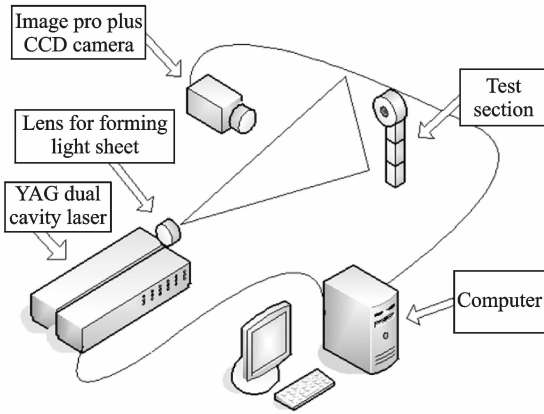


图2 PIV测试系统图

Fig. 2 Schematic diagram of PIV experiment system

2 试验结果与分析

在常温条件下,采用皮托管监测试验段进口和出口压差,保持为3 000 Pa(约300 mm水柱,U型管最小刻度为1 mm),改变文氏管长度,利用粒子图像测速仪(PIV)测量涡流器下游流场,图3给出了纵截面轴向速度云图及速度矢量图(图中黑线为轴向零速度线),其中Case-1~Case-7分别指表1中方案1~方案7,从图上可以看到,对于Case-1~Case-6的情况,在涡流器下游形成了较好的回流区,速度场的分布相似,随着文氏管长度的增加,涡心(椭圆形漩涡核心,核心处速度为零)的轴向位置基本不变(距离涡流器出口 $0.35X/D$),涡心仅发生径向位移,上下涡心的中心距离从22.2 mm增加到了29.2 mm(如图4所示),中心回流区的面积随着文氏管长度的增加而增加。对于Case-7情况,当文氏管长度增加3 mm时,涡流器出口气流贴壁,观察区出现大面积低速回流,涡心消失。研究表明,文氏管长度决定了涡流器一二级旋流在涡流器内部相互掺混的长度,当文氏管长度逐渐增加时,一二级旋流间的相互掺混长度减小,一级旋流切向动量对二级旋流切向动量的削弱减小,此时旋流切向动量衰减速度变缓,下游逆压梯度恢复变慢,使得对应位置的轴向逆压更小。

图5给出了Case-1、Case-3、Case-5、Case-7四种方案涡流器下游纵截面上不同轴向位置横截面

上轴向速度分布,不同轴向位置分别为距离涡流器出口 $0.2X/D$ 、 $0.4X/D$ 、 $0.6X/D$ 、 $0.8X/D$ 、 $1.0X/D$,从图上可以看出,对于Case-7方案,沿径向高度的轴向速度变化不大,只有在 $0.2X/D$ 位置,略有跳跃,其他位置均保持在 -2.5 m/s左右,也验证了该状态下,逆流区过大,但逆压梯度较小,逆流速度比较均匀。对于Case-1、Case-3、Case-5三种情况,对于 $0.2X/D$ 位置,在径向高度 $0\sim\pm 0.4Z/D$ 处,轴向速度均为负值,表明为逆流区,最大逆流速度为12 m/s,Case-1、Case-3、Case-5都在径向高度 $\pm 0.6Z/D$ 处的轴向速度最大(近20 m/s),是顺流区最大速度处。随着气流向后运动,对于 $0.4X/D$ 、 $0.6X/D$ 、 $0.8X/D$ 、 $1.0X/D$ 位置,Case-1、Case-3、Case-5的轴向最大速度值均逐渐降低,最大值对应径向高度位置也不同,从外向内依次为Case-5、Case-3、Case-1,逆流区速度逐渐降低,在 $1.0X/D$ 位置,Case-1情况下逆流消失,Case-3和Case-5依然存在低速逆流。总的来说,火焰筒内轴向速度存在较大的梯度,有利于在火焰筒内形成较宽范围的油气分布,保证燃烧室具有较宽工作范围。

图6给出了纵截面径向速度云图及速度矢量图,随着文氏管长度的增加,径向速度逐渐增大,气流扩张角逐渐变大,当 ΔL 达到3.0 mm时,旋流贴壁,气流扩张角突变为 180° 。这是因为文氏管长度增加后,一二级旋流间的相互削弱的程度减小,由旋转引起的离心力增加,径向速度增大,气流扩张角变大,当角度增加到一定程度时,射流对壁面附近空气的引射作用增强,在近壁处形成低压区,导致气流贴壁。

图7给出了Case-1、Case-3、Case-5、Case-7四种方案涡流器下游不同轴向位置横截面上径向速度分布,从图上可以看到,在 $0.2X/D$ 位置,Case-7的径向速度峰值相对靠外,并且上部的径向速度峰值大于下部,径向速度场不对称,对于 $0.4X/D$ 、 $0.6X/D$ 、 $0.8X/D$ 、 $1.0X/D$ 位置,Case-7的径向速度趋于零,这是由于出现贴壁流动导致。对于Case-1、Case-3、Case-5情况,在 $0.2X/D$ 位置,径向速度存在明显的峰值,在 $0.4X/D$ 位置,Case-3、Case-5依然存在峰值,Case-1出现波动,向上流动和向下流动的边界显著下移,对于 $0.6X/D$ 、 $0.8X/D$ 、 $1.0X/D$ 位置,由于处在涡心轴向位置之后,为回流区后部流动,上部和下部径向速度均转为向中轴线运动。涡心轴向位置之前的远离中轴

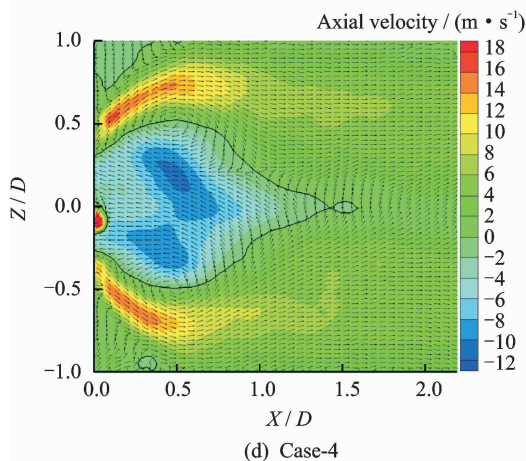
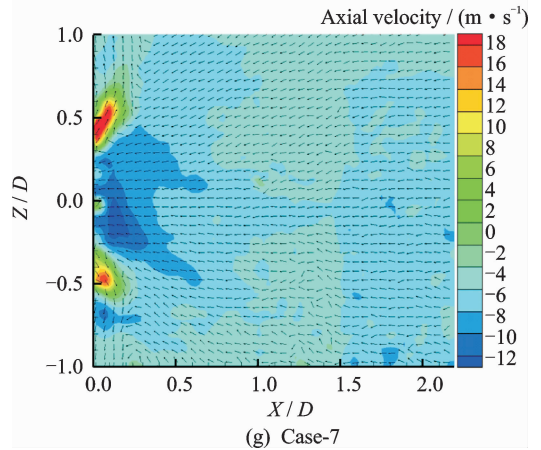
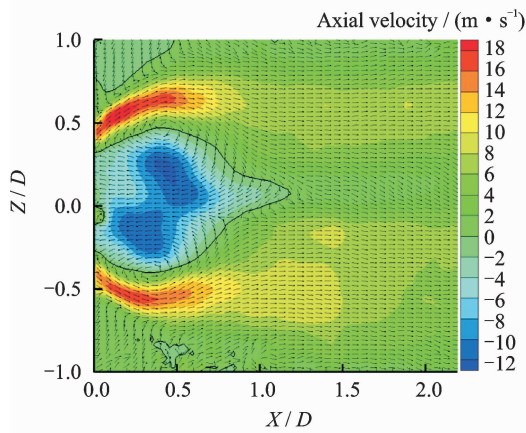
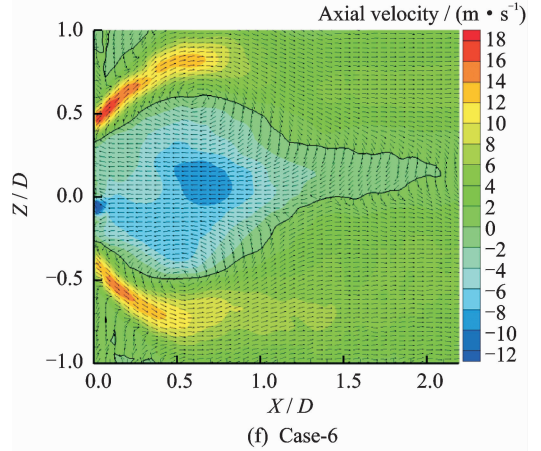
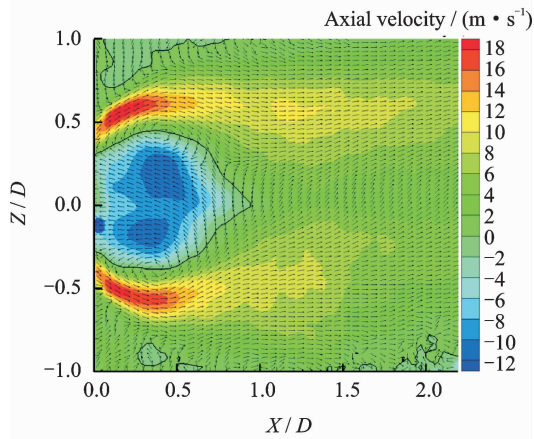
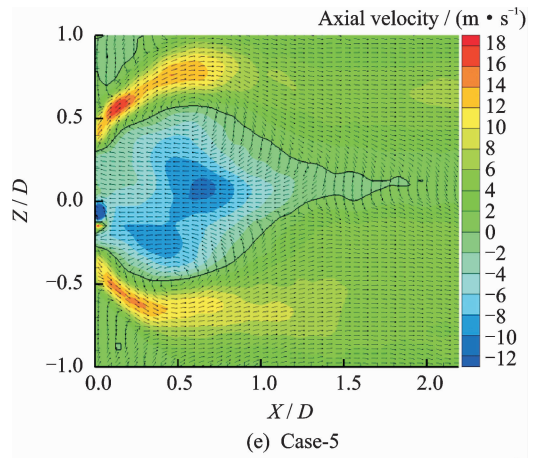
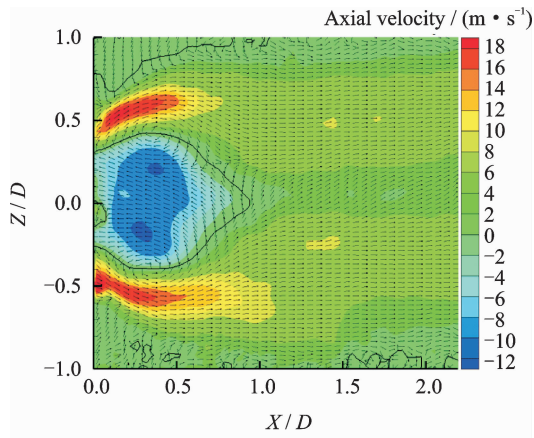


图 3 纵截面轴向速度矢量及分布云图

Fig. 3 Axial velocity vector and contours of longitudinal section through swirler center

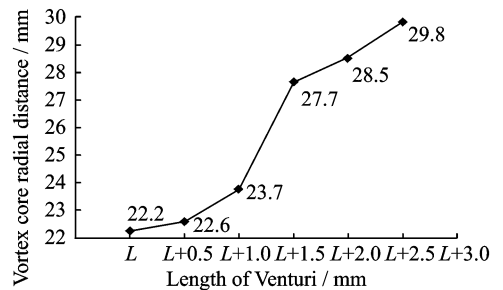


图 4 漩涡中心径向距离随文氏管长度变化规律

Fig. 4 Correlation of vortex core radial distance and length of Venturi

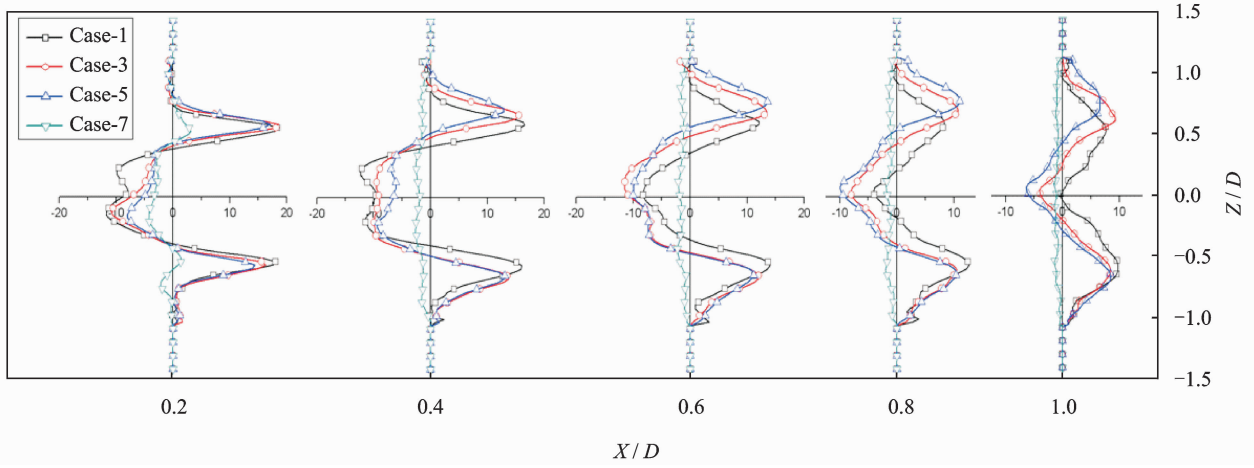


图5 涡流器出口纵截面上不同轴向位置的轴向速度分布

Fig. 5 Axial velocity distribution of different axial cross planes at longitudinal section through swirler center

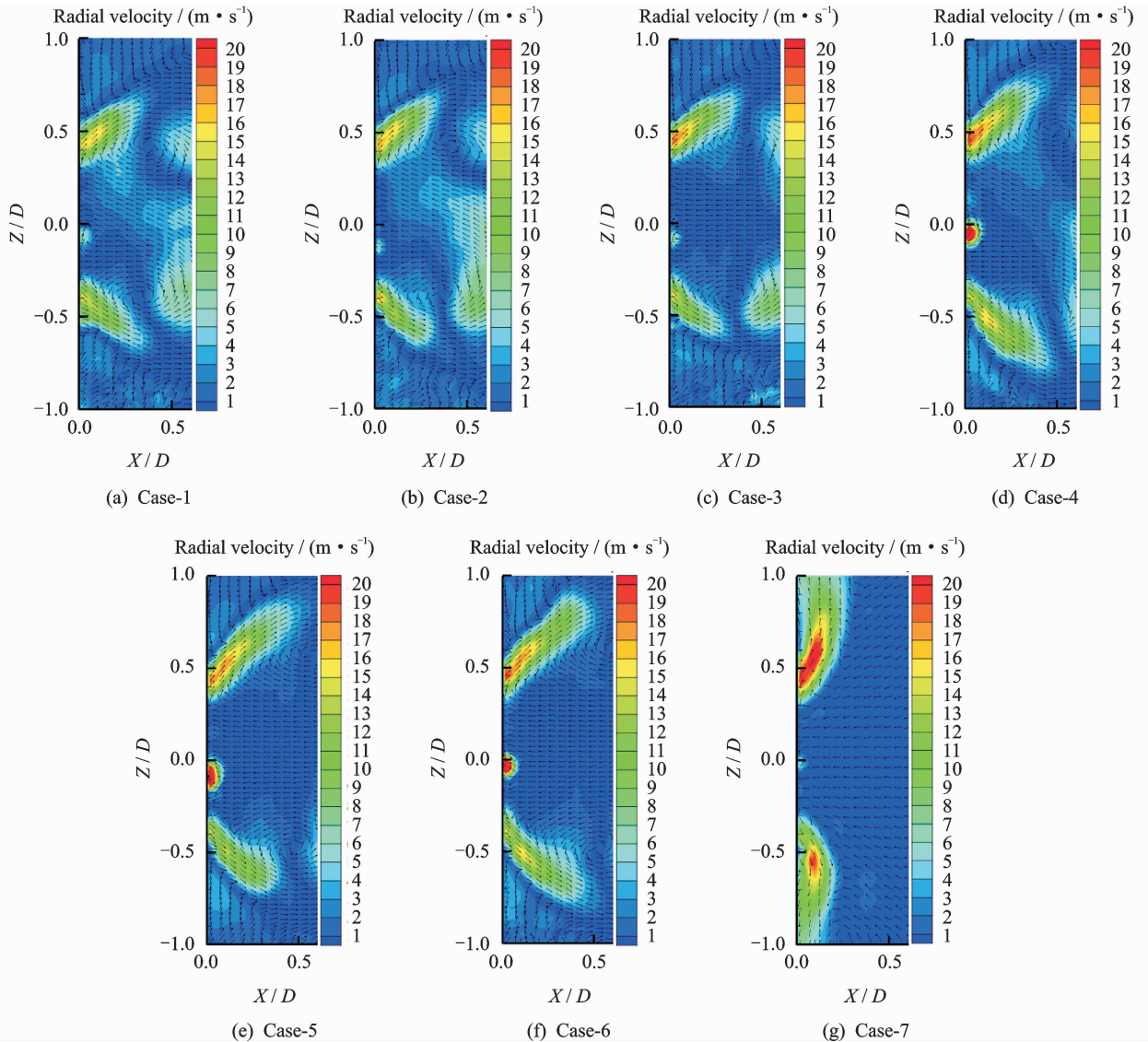


图6 纵截面径向速度矢量及分布云图

Fig. 6 Radial velocity vector and contours of longitudinal section through swirler center

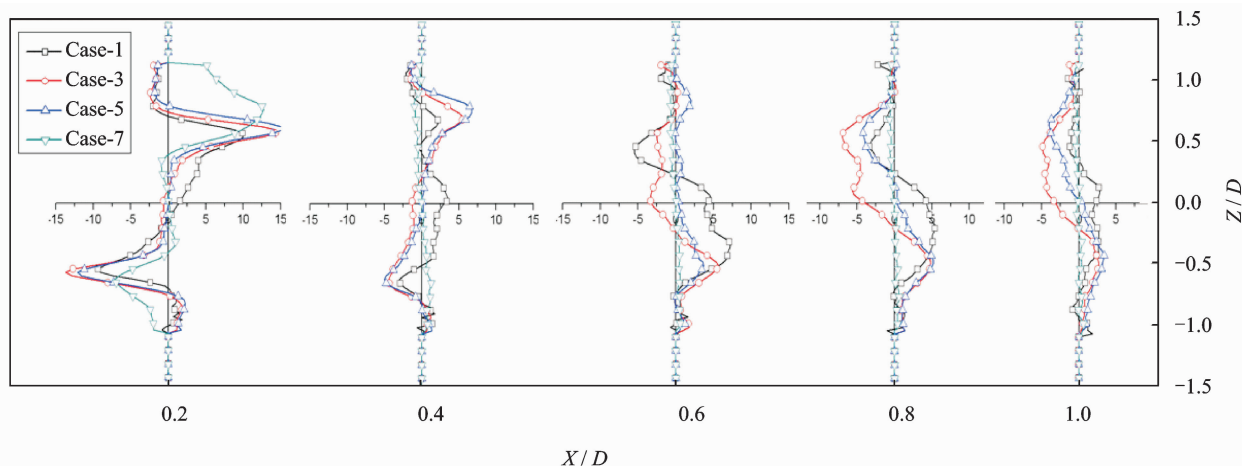


图7 涡流器出口不同轴向位置的轴向速度分布

Fig.7 Radial velocity distribution of different axial cross planes at downstream of swirler

线的径向流动,有利于回流区的高温燃气向燃油及顺流区迁移能量,有助于燃油雾化、蒸发、掺混和加热并点燃混气,涡心轴向位置之后的移近中轴线的径向流动,有利于燃烧后的部分高温燃气进入回流区,保证回流区的能量,同时有利于火焰筒掺混区和燃烧室出口的温度分布。

3 结 论

本文采用PIV测量带不同长度文氏管的双级涡流器出口流场,开展文氏管长度对双级涡流器出口流场的影响试验研究,获得结论如下:

(1)随着文氏管长度的增加,涡心的轴向位置基本不变,涡心仅发生径向位移,上下涡心的中心距离从22.2 mm增加到了29.2 mm,中心回流区的面积随着文氏管长度的增加而增加。当 ΔL 达到3 mm时,中心回流区面积达到最大,出口气流贴壁。

(2)随着文氏管长度的增加,相同轴向位置的轴向速度峰值的径向高度增加,轴向速度峰值随着远离涡流器出口距离而减小。火焰筒内轴向速度存在较大的梯度,有利于在火焰筒内形成较宽范围的油气分布,保证燃烧室具有较宽工作范围。

(3)随着文氏管长度的增加,双级涡流器出口气流径向速度逐渐增大,气流扩张角逐渐变大,当 ΔL 达到3.0 mm时,气流扩张角突变为 180° 。火焰筒内的径向流动,有助于燃油雾化、蒸发、掺混和热交换,有利于高温燃气进入回流区,保证回流区的能量,以及调节火焰筒掺混区和燃烧室出口的温度分布。

参考文献:

- [1] Mongia H C, Al-Roub M, Danis A, et al. Swirl cup modeling: Part I[R]. AIAA-2001-3576, 2001.
- [2] Merkle K, Bichner H, Zarzalis N, et al. Influence of co and counter swirl on lean stability limits of an airblast nozzle[R]. ASME GT2003-38004, 2003.
- [3] Mehta J, Shin H, Wisler D. Mean velocity and turbulent flow-field characteristics inside an advanced combustor swirl cup[R]. AIAA-1989-0215, 1989;1-9.
- [4] 林宇震,邢玉明,王华芳,等. 矩形燃烧室试验件中双旋流空气雾化喷嘴燃油分布实验研究[J]. 航空学报, 1996, 17(2):162-168.
Lin Yuzhen, Xing Yuming, Wang Huafang, et al. An experimental investigation of fuel distribution of double-swirler airblaster atomizer fitted in a rectangular testing combustor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(2):162-168.
- [5] 雷雨冰,赵坚行. 三级涡流器环形燃烧室化学反应流场的数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(3):215-218.
Lei Yubing, Zhao Jianxing. Numerical study of reacting flow field in the annular combustor with the triple swirler[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(3):215-218.
- [6] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Effect of hardware geometry on gas and drop behavior in a radial mixer spray[J]. Symposium on Combustion, 1998, 27(2):1985-1992.
- [7] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Effect of mixer geometry on fuel spray distribution, emission and stability[R]. AIAA-98-0247, 1998.

- [8] 李井华,赵坚行,常海萍. 双级涡流器环形燃烧室整体流场数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报,2007,39(6):781-785.
Li Jinghua, Zhao Jianxing, Chang Haiping. Numerical simulation of gas turbine annular combustor with two-stage swirler[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(6): 781-785.
- [9] 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.
- [10] 许全宏,林宇震,刘高恩,等. 航空发动机高温升燃烧室贫油熄火及冒烟性能研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 636-640.
Xu Quanhong, Lin Yuzhen, Liu Gaoen, et al. Research on the high-temperature rise combustor lean blow-out and smoke emission characteristics [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 636-640.
- [11] 胡好生,蔡文祥,赵坚行. 燃烧室冷态流场的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报,2005,37(6):704-708.
Hu Haosheng, Cai Wenxiang, Zhao Jianxing. Numerical study of cold flow field in gas turbine combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2005, 37(6): 704-708.
- [12] Mongia H C, Gore J P. Combustion research needs for helping development of next generation advanced combustors[R]. AIAA 2001-3853, 2001.
- [13] Jeng S M, Flohre N M, Mongia H C. Swirl cup modeling atomization[R]. AIAA 2004-137, 2004.