

三级轴向旋流燃烧室流场结构研究*

陈柳君^{1,2}, 乐嘉陵^{1,2}, 张俊³, 黄渊², 周瑜^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

3. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计及测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为深入了解燃烧室内流场, 研究不同来流状态对燃烧室流场结构的影响, 基于粒子成像速度仪 (PIV) 技术, 对采用三级轴向旋流器的航空发动机燃烧室进行流场测量, 分别在 Case 1 常温低压 (0.49MPa)、Case 2 常温中压 (0.98MPa)、Case 3 常温高压 (1.64MPa)、Case 4 全状态 (高温 813K 高压 2.78MPa) 来流条件下进行。研究表明, 同一燃烧室模型在不同速度、温度和压力来流下有基本相同的流场结构, 但在中心回流区尺寸、角落回流区尺寸、主燃孔和掺混孔射流等细节方面仍有明显差异, 来流压力较高的流场中心回流区向下游扩展更深入, 角落回流区被压缩, 主燃孔和掺混孔射流速度增加且进气比例增大。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 三级轴向旋流; 粒子成像速度仪; 全状态

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2018) 08-1821-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.08.017

Experimental Investigation of Flow Field in an Aero-Engine Combustor with Triple-Stage Axial-Rotating Swirling

CHEN Liu-jun^{1,2}, LE Jia-ling^{1,2}, ZHANG Jun³, HUANG Yuan², ZHOU Yu^{1,2}

(1. College of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamics Institute of CARDC, Mianyang 621000, China;

3. Facility Design and Instrumentation Institute of CARDC, Mianyang 621000, China)

Abstract: The effects of the different inlet conditions on flow structure were tested to investigate the flow field in combustor. Measurements of the flow field in a triple axial swirl combustor were performed by means of two-dimensional Particle Image Velocimetry (PIV), including four cases: Case 1 at normal temperature and low pressure (0.49MPa), Case 2 at normal temperature and middling pressure (0.98MPa), Case 3 at normal temperature and high pressure (1.64MPa), Case 4 at real operating condition (high temperature 813K and high pressure 2.78MPa). The PIV results show that the different inlet conditions (velocity, temperature, pressure) lead to similar flow field structures, but some differences present in the sizes of central recirculation zone, the sizes of corner recirculation zone and the details of both primary hole jets and dilution hole jets. About the present model at higher inlet pressure, the central recirculation zone expands downstream, the corner recirculation zone contracts, the jet mass flux ratios of the primary holes and dilution holes increase while the jet velocities increase.

Key words: Aeroengine; Combustor; Triple-stage axial swirling flow; Particle image velocimetry; Real operating condition

* 收稿日期: 2018-01-18; 修订日期: 2018-03-23。

基金项目: 国家自然科学基金 (91541203)。

通讯作者: 陈柳君, 女, 博士生, 研究领域为燃烧试验测量与燃烧数值仿真。E-mail: chenliujun_forever@163.com

1 引言

航空发动机燃烧室内有着非常复杂的气流流动,恰当的流场结构是油气混合、组织燃烧的基础,并最终决定性地影响了该燃烧室的性能:如点火性能、燃烧稳定性、燃烧室出口温度分布、燃烧效率、污染排放、部件寿命等。因此,开展燃烧室的设计和研

究时,应从流场结构研究开始。传统的燃烧室试验研究方法以接触式测量方法为主,对测量流场会产生一定干扰。随着光学领域科学技术的发展,出现了许多先进的非接触式测量方法,如粒子成像速度仪(Particle image velocimetry, PIV),激光多普勒测速仪(Laser doppler velocimeter, LDV),相干反斯托克斯喇曼光谱(Coherent anti-stokes raman scattering, CARS),可调谐二极管激光吸收光谱(Tunable diode laser absorption spectroscopy, TDLAS)和平面激光诱导荧光技术(Planar laser induced fluorescence, PLIF)等。利用这些非接触测量技术,国内外的许多研究团队对燃烧室流场开展了更深入的研究^[1~4]。其中,PIV技术在流场结构的测量中得到了广泛的应用。

目前,国内外已利用PIV方法对航空发动机燃烧室进行过大量的研究。Klaus等对流场压力分别为0.1MPa,0.3MPa,0.5MPa的以乙烯为燃料的单头部双级径向旋流结构的燃烧室流场进行了精细测量^[5]。Eggels等在对流场压力为0.2MPa的以甲烷为燃料的单头部轴向径向组合旋流结构的燃烧室流场进行试验研究时,分别应用了PIV,LDA,DGV进行流场速度场测量^[6]。Thoralf等采用了频率高达3kHz的高速PIV对来流预加热温度为620K的贫油预混燃烧室常压流场进行了研究^[7]。国内,党新宪、徐榕、赵坚行等应用PIV测量技术对常温常压燃烧室流场进行了深入细致的测量,研究了不同进气温度、冷热态、不同旋流器几何参数、主燃孔布置等对回流区流场的影响^[8~10]。赵自强、蒋波等针对采用三级旋流器的燃烧室常温常压流场,研究了旋流数对流场特性的影响^[11,12]。霍伟业等在常温常压试验条件下研究了边界条件对双级旋流器下游涡量的影响^[13]。彭云晖等在常温常压来流条件下研究了旋流器与喷嘴对高温升燃烧室主燃区流场的影响^[14]。

由于试验条件和试验难度限制,目前为止,上述关于燃烧室内流场的非接触测量试验研究多在常压或较低压力(0.1~0.5MPa)条件下进行。本文试验状态之一的真实燃烧室来流条件(来流加热约600~

900K,压力约2~3MPa)下的非接触测量试验则尚未见到相关研究工作。航空发动机燃烧室设计点压力较高,中低压模拟试验不能真实反映燃烧室在设计点的真实状况,燃烧室的工作压力达到一定值,其性能参数才相对稳定^[15]。因此开展中高压乃至全压的试验工作非常必要且迫切。

本文以三级轴向旋流燃烧室为研究对象,克服了高温高压来流条件下进行燃烧室非接触测量试验所遇到的各种困难,分别在常温低压(Case 1:300K,0.49MPa)、常温中压(Case 2:300K,0.98MPa)、常温高压(Case 3:300K,1.64MPa)、全状态(Case 4:813K,2.78MPa)来流条件下进行了燃烧室试验,利用PIV技术对其流场结构进行了探讨研究。

2 试验系统及试验件

2.1 试验系统组成

三级轴向旋流燃烧室的PIV试验是在自主设计的研究型风洞试验台(先进航空发动机测试与分析平台)上进行的,该试验台由供气系统、燃烧室试验件、粒子发生装置、光学测量系统构成。供气系统提供常温或加热的压缩空气来流,经燃烧室后水平向侧后方45°转向流入排气管路。管路转向是为了在正对燃烧室出口的方向设置石英玻璃窗,以供进行光学测量。根据光学测量需要,燃烧室的两侧和正后方均设置了石英玻璃窗。在Case 1,Case 2试验中,侧窗使用通光面积116mm×86mm的矩形窗口,尾窗使用通光面积98mm×72mm的矩形窗口;在Case 3,Case 4试验中,出于对石英玻璃强度的考虑,侧窗和尾窗均使用通光直径 $\Phi 60$ mm的圆形窗口,见图1。粒子发生装置产生的粒子在燃烧室上游管路中加注进入流场,加注位置距离燃烧室入口1.0m。试验系统如图2。

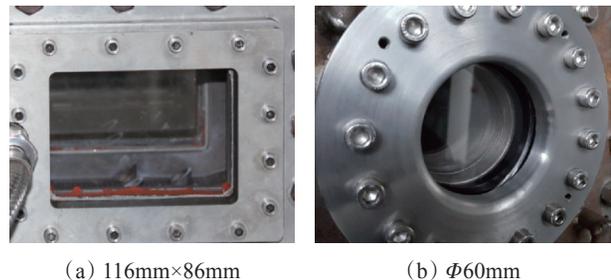


Fig. 1 Rectangular window and circular window

2.2 试验件

本文研究的试验模型,如图3,为单头部三级轴向旋流矩形燃烧室模型,火焰筒头部包含三个同向

逆时针(逆着来流方向)的轴向旋流器嵌套组合,火焰筒壁面分布了主燃孔、掺混孔和大量气膜冷却孔。主燃孔和掺混孔错落分布,相对位置如图4。

模型机匣、火焰筒部件和观测窗窗框使用高温合金材料,透光材料使用美国康宁7980号石英玻璃。

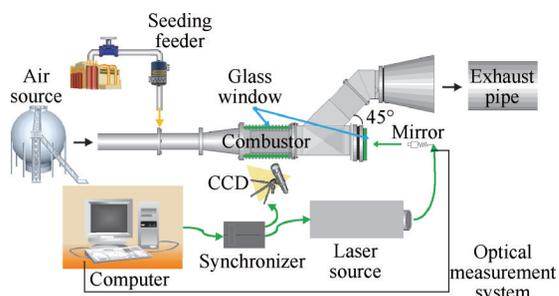


Fig. 2 Experiment scheme of flow field PIV measurement



Fig. 3 Combustor model for test

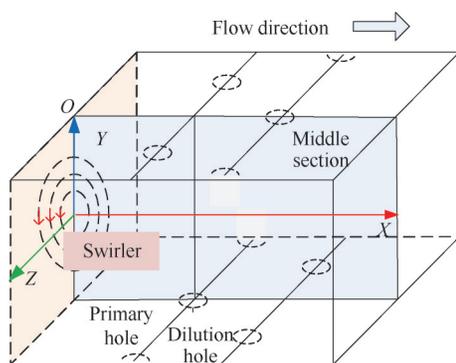


Fig. 4 Configuration of flame tube

对燃烧室流场定义XYZ坐标系,如图4,坐标原点位于一级旋流器出口圆心,X轴沿燃烧室轴向,Y轴垂直于燃烧室火焰筒上下壁,Z轴垂直于燃烧室观测窗。

3 试验内容与试验方法

3.1 试验内容

在先进航空发动机测试与分析平台上,采用二维PIV技术,分别在Case 1常温低压、Case 2常温中压、Case 3常温高压、Case 4全状态,如表1所示各试

验状态下,完成航空发动机三级轴向旋流燃烧室模型内流场结构及流场速度测量。

Case 1和Case 2为来流马赫数相同、速度相同、压力成两倍关系的两个常温来流工况。Case 3和Case 4为同一车次试验的来流加热前和来流加热后工况,来流流量不变,马赫数不变,流场温度、压力、流速都发生了变化。Case 4(全状态)试验参数与真实来流参数相同。

Table 1 Experiment parameters

Case	Inlet pressure/MPa	Inlet temperature/K	Inlet velocity/(m/s)	Ma
1	0.49	300	13	0.037
2	0.98	300	13	0.037
3	1.64	300	7.8	0.023
4	2.78	813	13	0.023

3.2 试验方法

本试验采用双脉冲式Nd:YAG激光器作为光源,激光器系统先后产生两个波长为532nm的激光脉冲,经过导光臂和片光系统后进入流场。示踪粒子从模型上游管路投放进入流场。片光所照射的截面上,示踪粒子颗粒会散射激光,在观测窗外用具有跨帧功能的相机对所照射截面进行拍摄,捕捉到两个激光脉冲到达流场时示踪粒子的空间分布图像,通过互相关算法计算得到该区域的流场速度和流场结构信息。

本试验测量的流场存在复杂、剧烈的三维旋转流动,且径向、周向的流动速度与轴向速度大致相当,强旋流流场给光学测量带来了很大的挑战:(1)流场径向、周向速度大导致示踪粒子污染玻璃的情况非常严重,遮挡了待测量截面。(2)复杂强旋流导致示踪粒子对流动的跟随变得困难,示踪粒子在流动复杂的区域分布较少,局部出现粒子“真空区”。(3)三维流动使得大量示踪粒子沿法向穿透待测量截面,无法被相邻两帧图像都捕捉到,成为无效粒子。

为了解决强旋流流场光学测量的困难,经过反复试验调整,采取了以下措施:(1)以流速不变为原则适当增加模型宽度和来流流量,使两侧观测窗位置稍微远离强旋流核心区域,减轻了示踪粒子遮蔽玻璃的程度。(2)将试验中使用的微米级氧化镁粒子更换为纳米级TiO₂颗粒,以进一步提高示踪粒子跟随性;粒径减小可改善粒子跟随性,但散射光更为微弱,图像变模糊,该问题通过增强入射光脉冲能量和

增强软件图像处理来弥补。(3)调整测量跨帧时间间隔,在不影响轴向位移可识别的前提下将跨帧时间间隔降到最小($\Delta t=4\sim 6\mu s$),同时适当增厚片光厚度(达到2mm),跨帧时间间隔的减小和片光厚度的增加使相邻图像捕捉到的共同粒子数量增加,提高了粒子有效率。

通过重复试验验证,本试验的各个状态的测量结果有良好的重复性,所采集图像帧数超过60帧后,图像时均结果趋向一致。本文的各试验结果为160~200帧测量图像平均。

3.2.1 纵截面(XY平面)测量方案

如图5所示,合束后的532nm激光从模型下游透光窗口进入燃烧室,照明区域为燃烧室流场纵截面(XY平面)。激光光臂和片光系统距离观测窗外50cm,模型内部片光宽度覆盖燃烧室纵截面,厚度约为2mm,观察区域约110mm×80mm,满足PIV测量需要。相机置于燃烧室侧面观测窗外,光轴垂直于片光平面,距离观测窗约50cm。纵截面光学窗口观测区域如图6所示。

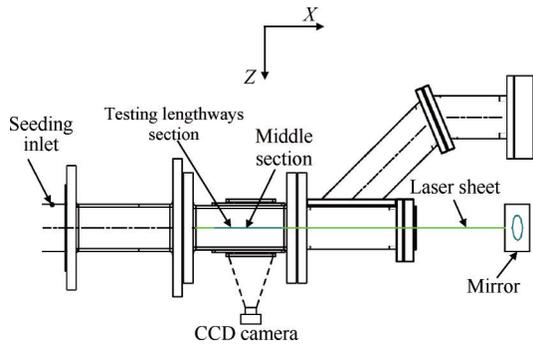


Fig. 5 Lengthways testing scheme

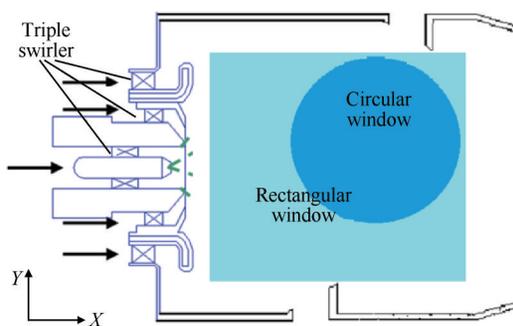


Fig. 6 Lengthways testing zone sketch map

3.2.2 横截面(YZ平面)测量方案

如图7所示,合束后的532nm激光从模型侧面透光窗口进入燃烧室,照明区域为燃烧室流场横截面(YZ平面)。激光光臂和片光系统距离观测窗外50cm,模型内部的片光宽度覆盖燃烧室内中心区域,

厚度约为2mm,观察区域约80mm×70mm,满足PIV测量需要。相机置于燃烧室下游观测窗外,光轴垂直于片光平面,距离观测窗约50cm。

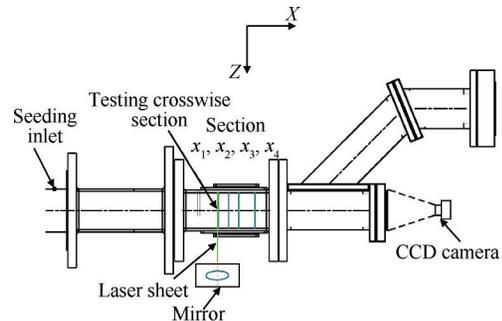


Fig. 7 Crosswise testing scheme

4 试验结果及分析

4.1 Case 1与Case 2试验结果及分析

Case 1: 燃烧室模型PIV测量,常温,燃烧室压0.49MPa,空气流速13m/s,横截面($X_1=29.7, X_2=44.7, X_3=59.7, X_4=94.1$ mm)测量,试验结果如图8,图9所示。中心纵截面($Z=0$)测量,试验结果如图10,图11所示。

Case 2: 燃烧室模型PIV测量,常温,燃烧室压0.98MPa,空气流速13m/s,中心纵截面($Z=0$)测量,试验结果如图12,图13所示。

为确保Case 1和Case 2的试验结果的可比较,将试验设备结构以及内型面等条件固化,仅控制来流压力,流量和燃烧室压降由流场自匹配,由此获得不同来流压力条件下流速相等的试验流场。

如图4,图6所示,试验中,火焰筒头部来流分别从一、二、三级旋流器流入火焰筒,由于三个旋流器为同向逆时针(逆着来流方向)的轴向旋流器嵌套组合,在整个流场范围内形成了逆时针旋流流动(逆着来流方向),并且由于三级旋流相互作用增强旋流、主燃孔掺混孔补充进气增强Y向流动,流场呈现沿流动方向(X向)旋流逐渐增强的变化,旋流情况如图8,图9。

经旋流器流入火焰筒的气流在火焰筒头部形成了轴向、径向和切向都具有较高速度的三维高速旋流,在高速旋流的离心作用下,旋流器出口中心形成了头部低压回流区,以头部大涡形式(头部大涡1-1, 1-2, 2)呈现,如图11,13。

本试验模型燃烧室上下壁面主燃孔的错位分布特点(如图4),两组头部大涡关于流场中轴线非对称分布,如图10~13。中轴线下方的头部大涡1-1、1-2

为一组,受下壁面主燃孔进气影响,涡心在旋流器与主燃孔之间;中轴线上方的头部大涡2,由于上壁面相应位置无主燃孔分布,涡心向下游偏移,受掺混孔进气影响,涡心在旋流器与掺混孔之间。

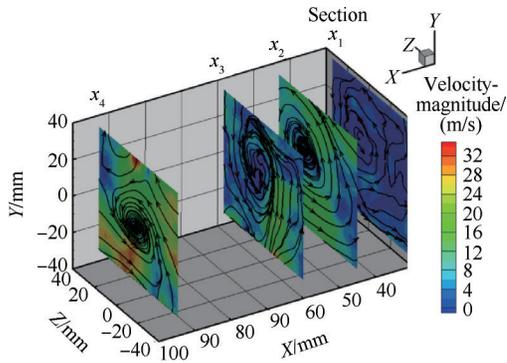


Fig. 8 Velocity streamline and contour of different crosswise sections (Case 1)

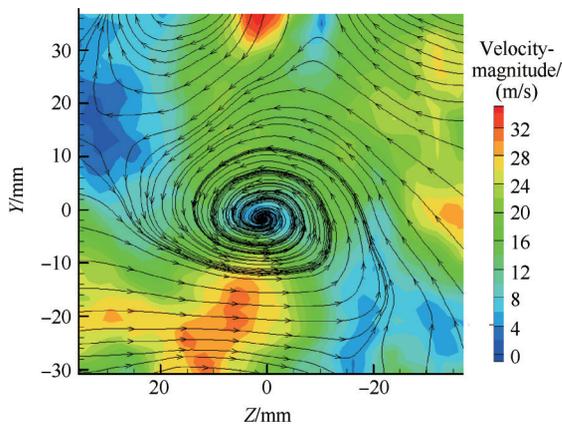


Fig. 9 Velocity streamline and contour of the dilution hole section ($X=X_4$, Case 1)

对比 Case 1 和 Case 2 的流线图(图 11,图 13),可以看到两工况下流场有基本相同的涡分布情况和流动走向,流场结构基本一致,在流线流型细节上则有一定差异。

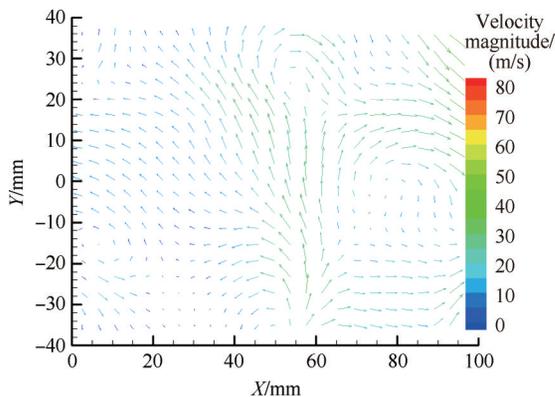


Fig. 10 Velocity vector of the middle lengthways section ($Z=0$, Case 1)

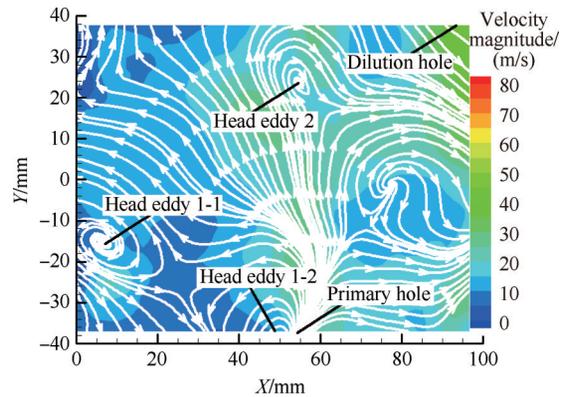


Fig. 11 Velocity streamline and contour of the middle lengthways section ($Z=0$, Case 1)

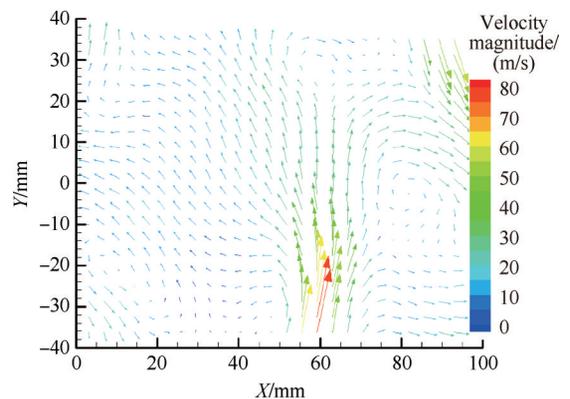


Fig. 12 Velocity vector of the middle lengthways section ($Z=0$, Case 2)

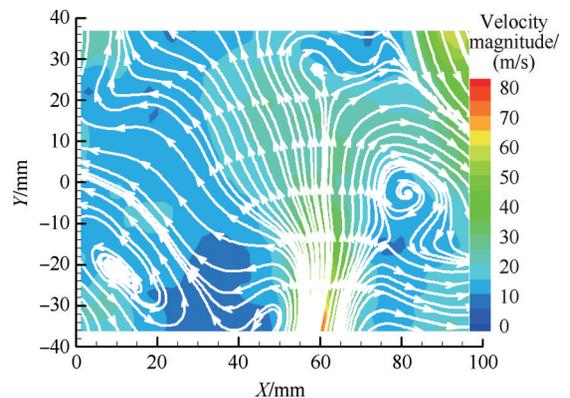


Fig. 13 Velocity streamline and contour of the middle lengthways section ($Z=0$, Case 2)

头部低压回流区受主燃孔、掺混孔进气影响在进气孔位置截止,这一由头部旋流、主燃孔进气、掺混孔进气共同影响决定的区域即中心回流区,通过绘制 $U=0$ 等值线可得到该区域轮廓,如图 14。对比 Case 1 和 Case 2 的测量结果,绘制不同工况下中心纵截面回流区比较图,如图 15。可以看到 Case 1 和 Case 2 有基本重合的回流区轮廓,但压力较高的 Case 2 的中心回流区向下游更深入。

流场在火焰筒头部与壁面相连处的角落形成角落回流区,从图 15 可以看到 Case 1, Case 2 的角落回流区的一部分,压力较高的 Case 2 的角落回流区较不明显,面积小于 Case 1。

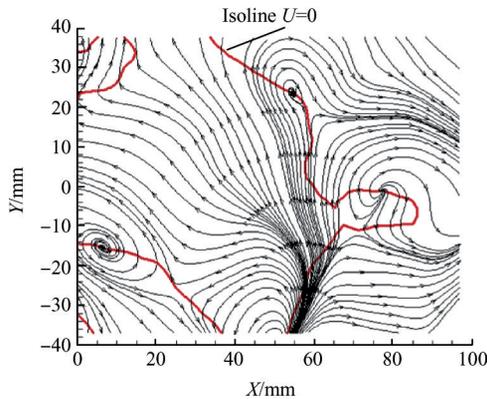


Fig. 14 Recirculation zone ($U=0$ velocity isoline) of the middle lengthways section (Case 1)

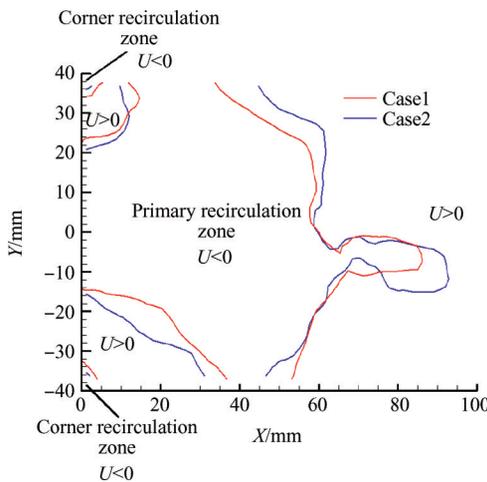


Fig. 15 Recirculation zones of different cases in the middle lengthways section

对不同径向位置 ($Y=-30, -20, -10, -5, 0, 5, 10, 20, 30\text{mm}$) 的轴向速度 U 沿轴向分布的情况绘制比较图,如图 16。对不同径向位置 ($Y=-30, -20, -10, -5, 0, 5, 10, 20, 30\text{mm}$) 的径向速度 V 沿轴向分布的情况绘制比较图,如图 17。

因为 Case 1, Case 2 有相同的来流速度,所以它们的速度场可以不需要进行无量纲化就可以直接进行速度值比较。由速度矢量图(图 10 和图 12),可以看到两流场中心区域流速相近,但在主燃孔和掺混孔射流情况上有较明显差别,Case 2 的流场主燃孔、掺混孔的进气速度大于 Case 1。由不同径向位置速度 U, V 轴向分布图(图 16 和 17)可以更直观地看到这一点,Case 1 和 Case 2 的轴向速度 U 值在流场各个位

置基本相同,而径向速度 V 值在流场大多数位置基本相同,但在主燃孔和掺混孔附近 Case 2 的径向速度大于 Case 1 的径向速度。在来流速度相同的情况下,局部进气速度较大意味着该位置进气比例较大,所以,Case 1 与 Case 2 的空气进气分配比例不同,来流压力较高的 Case 2 的主燃孔、掺混孔的进气量占火焰筒总进气量的比例大于来流压力较低的 Case 1。

通过 Case 1, Case 2 的试验结果对比,可以得到结论:同一燃烧室结构,来流速度相同而压力不同的流场:(1)有基本相同的燃烧室流场结构。(2)中心回流区长度、宽度尺寸上略有差异,来流压力较高的流场中心回流区向下游更深入。(3)在角落回流区尺寸上有一定影响,来流压力较高的流场角落回流区较小。(4)流场进气分配比例不同,来流压力较高的流场主燃孔和掺混孔射流速度较大且进气量占火焰筒总进气量比例较大。

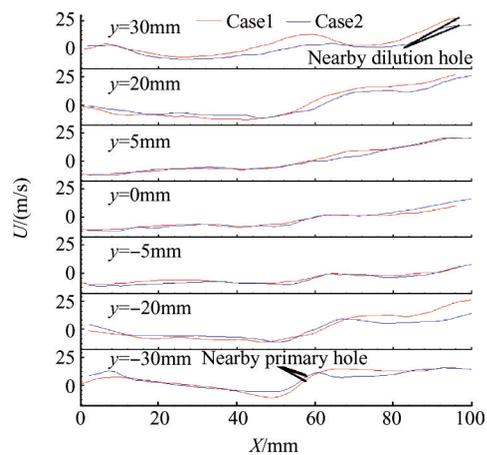


Fig. 16 Axial distribution of axial velocity at different radial locations

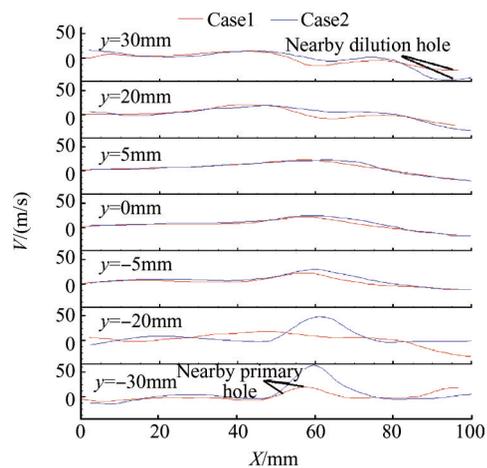


Fig. 17 Axial distribution of radial velocity at different radial locations

4.2 Case 3与Case 4试验结果及分析

Case 3和Case 4为同一车次试验的来流加热前和来流加热后,来流流量不变,流场温度、压力、流速都发生了变化。Case 4(全状态)试验参数与真实来流参数相同。试验进行燃烧室模型中心纵截面($Z=0$)PIV测量,来流未加热时,燃烧室入口温度300K,燃烧室压1.64MPa,空气流速7.8m/s;来流加热后,燃烧室入口温度813K,燃烧室压2.78MPa,空气流速13m/s。由于该状态下燃烧室压高达2.78MPa,为了设备及试验安全,采用通光直径为 $\Phi 60$ mm圆形石英玻璃观测窗,试验结果如图18所示。

由图18可以看到,来流加热前、加热后的流场结构基本相同,来流加热后流线拐点位置有一定偏移,流线流型发生了一些扭曲但不影响整体结构和流动走向;来流加热使流场速度平均值增大,但速度的相对高速区与相对低速区分布基本不变。

通过Case 3,Case 4的试验结果对比,可以得到结论:同一燃烧室结构,来流温度、压力、速度都不同的流场仍有基本相同的流场结构和相对速度分布,流线流型受来流参数影响发生一定程度的扭曲。

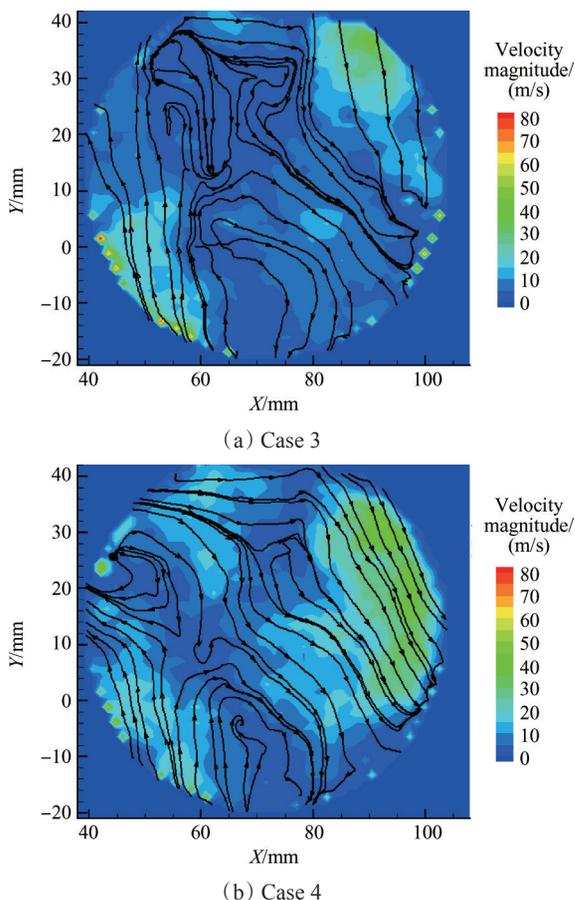


Fig. 18 Velocity streamline and contour of the middle lengthways section ($Z=0$)

5 结论

(1)同一物理结构,不同温度、不同压力、不同速度来流的燃烧室流场仍有基本相同的流场结构,不受来流条件影响。

(2)相同速度、不同压力来流的流场的二次进气(包括主燃孔、掺混孔)速度不同、占总进气比例不同,来流压力较高的流场其主燃孔、掺混孔的进气速度和进气比例大于来流压力较低的流场。

(3)相同速度、不同压力来流的流场在中心回流区尺寸、角落回流区尺寸的细节上有差异,对于本文试验的模型,压力较高的流场中心回流区向下游扩展更深入,角落回流区尺寸也较小。

参考文献:

- [1] Accornero D, Caruggi M, Nilberto A, et al. Numerical and Experimental Investigations of Combustion Instability Phenomena in Gas Turbine Burners for Heavy Duty and Aero-Engine Applications [R]. *ASME GT* 2011-46490.
- [2] Boxx I, Carter C D, Stöhr M, et al. Study of the Mechanisms for Flame Stabilization in Gas Turbine Model Combustors Using kHz Laser Diagnostics [J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(5): 1-17.
- [3] Behrendt T, Heinze J, Hassa C. Experimental Investigation of a New Lpp Injector Concept for Aero-Engines at Elevated Pressures [R]. *ASME GT* 2003-38444.
- [4] Klaus Peter Geigle, Jochen Zerbs, Markus Köhler, et al. Experimental Analysis of Soot Formation and Oxidation in a Gas Turbine Model Combustor Using Laser Diagnostics [R]. *ASME GT* 2011-45611.
- [5] Klaus Peter Geigle, Redjem Hadeif, Wolfgang Meier. Soot Formation and Flame Characterization of an Aero-Engine Model Combustor Burning Ethylene at Elevated Pressure [R]. *ASME GT* 2013-95316.
- [6] Eggels R L G M, Hassa C. Modelling of the Flow Field within a Generic Aero-Engine Combustor [R]. *AIAA* 2005-3970.
- [7] Thoralf G. Reichel, Steffen Terhaar, Oliver Paschereit. Increasing Flashback Resistance in Lean Premixed Swirl-Stabilized Hydrogen Combustion by Axial Air Injection [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2015, 137(7).
- [8] 党新宪, 赵坚行, 颜应文, 等. 主燃孔对模型燃烧室流场的影响 [J]. *推进技术*, 2010, 31(1): 24-28. (DANG Xin-xian, ZHAO Jian-xing, YAN Ying-wen, et al. Effects of Different Primary Holes on Flow Fields

- within the Model Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1): 24-28.)
- [9] 徐 榕, 程 明, 赵坚行, 等. 旋流杯燃烧室流场的数值与试验研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(4): 701-704.
- [10] 党新宪, 赵坚行, 张 欣, 等. 应用PIV技术测试模型环形燃烧室流场[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1470-1475.
- [11] 赵自强, 何小民, 丁国玉, 等. 旋流数组合对三级旋流流场的影响[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1909-1915. (ZHAO Zi-qiang, HE Xiao-min, DING Guo-yu, et al. Effects of Swirl Number Combinations on Flow Characteristics of Triple-Swirlers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1909-1915.)
- [12] 蒋 波, 赵自强, 何小民, 等. 内旋流器旋流数对三级旋流流场特性的影响[J]. 推进技术, 2016, 37(11): 2150-2156. (JIANG Bo, ZHAO Zi-qiang, HE Xiao-min, et al. Effects of Inner Swirl Number on Flow Characteristics of Triple-Swirlers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2150-2156.)
- [13] 霍伟业, 林宇震, 张 弛, 等. 边界条件对双级旋流器下游涡量的影响[J]. 推进技术, 2015, 36(3): 419-428. (HUO Wei-ye, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi, et al. Effects of Boundary Conditions on Downstream Vorticity from Twin-Stage Swirlers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(3): 419-428.)
- [14] 彭云晖, 刘 旦, 林宇震. 高温升燃烧室主燃区流场和燃烧性能[J]. 燃烧科学与技术, 2010, 16(5): 456-461.
- [15] 王明瑞, 王振华, 韩 冰, 等. 航空发动机主燃烧室高温测试技术[J]. 航空发动机, 2016, 42(5): 87-93.

(编辑: 史亚红)