

航空涡轮发动机燃烧室内流场的 PIV 测量

张俊¹, 陈柳君^{2,3}, 胥頔¹, 吴运刚¹, 张龙¹
(1. 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;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;
3. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力学研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 设计了一种基于旋风分离原理的高压粒子发生器,并成功应用于高压状态下的航空涡轮发动机燃烧室内流场的 PIV(粒子图像测速法)测量.在氢氧燃烧加热来流温度为 813 K、燃烧室压力为 2.78 MPa 条件下,应用 PIV 技术开展了航空涡轮发动机单头部燃烧室复杂内流场测量研究,实现了高温高压条件下强旋流、强扰流、宽速域流场的 PIV 测量,获得了接近燃烧室工作压力工况下的流场速度和流场精细结构.结果表明:该型燃烧室内流场存在多处旋涡结构,形成回流区;流场旋流作用强,横截面流场存在顺时针大涡;主燃孔射流和掺混孔射流作用明显,射流穿透深度较大,对流场结构影响显著;高温高压状态下,流场结构与常温中压状态类似.

关 键 词: 燃烧室; 3 级旋流器; 粒子发生器; 粒子图像测速法; 流场测量

中图分类号: V231.2 **文献标志码:** A

PIV measurement for inner flowfield in aero turbine engine combustor

ZHANG Jun¹, CHEN Liujun^{2,3}, XU Di¹, WU Yungang¹, ZHANG Long¹
(1. Facility Design and Instrumentation Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Hypersonic Aerodynamics Research Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A high pressure particle generator based on cyclone separation principle was designed, and applied for PIV (particle image velocimetry) measurement of inner flowfield of high pressure aero turbine engine combustor successfully. With the combustion flow of hydrogen and oxygen, the research of measurement for complicated inner flowfield in the single sector combustor of aero turbine engine was carried out by PIV at 813 K and 2.78 MPa. The strong rotational and turbulent inner flowfield with wide velocity range was measured under conditions of high temperature and pressure, and the flowfield velocity and microscopic structure close to real work pressure of combustor were obtained. The results show that there are multiple vortices in the inner flowfield of the studied combustor, accompanied with relevant recirculation zones. The effect of swirler is strong, and there is big vortex clockwise in cross section. The jet effect of main combustion holes and dilution holes is obvious, the jet

收稿日期:2016-06-12
作者简介:张俊(1982—),男,工程师,硕士,主要从事流场显示及测量研究.

引用格式:张俊,陈柳君,胥頔,等.航空涡轮发动机燃烧室内流场的 PIV 测量[J].航空动力学报,2017,32(6):1289-1295. ZHANG Jun, CHEN Liujun, XU Di, et al. PIV measurement for inner flowfield in aero turbine engine combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6):1289-1295.

flows have deep penetration, and have distinct effect on the flowfield structure. The flow field structure under high temperature and pressure condition is similar to that under normal temperature and moderate pressure.

Key words: combustor; triple-stage swirler; particle generator; particle image velocimetry; flowfield measurement

航空涡轮发动机是先进飞行器的核心部件,其燃烧室内复杂流场流动机理一直是各国竞相研究的重要内容.特别是燃烧室/加力燃烧室中燃料的喷射、掺混、点火、火焰稳定及燃烧组织等问题的研究,需要进行内流场结构、速度的全场精确测量^[1-3],以便为先进航空发动机设计提供参考.基于航空涡轮发动机对于火焰稳定性、燃气混合充分性的要求,燃烧室内大多配置了不同参数的旋流器、主燃孔、掺混孔等关键部件,从而使得燃烧室流场成为一强旋流、强扰流、宽速域的复杂流场,提高了流场诊断的难度^[1,4-6].而常规的接触性测试方法如热线风速仪、多孔方向压力探针等无法得到瞬态全场速度场,激光多普勒测速仪也仅能通过单点扫描方式获得离散点速度信息.因此,需要引入全新的非接触流场测量手段,实现航空涡轮发动机燃烧室复杂内流场的瞬态的、全视场的精确测量.

PIV 是一种基于粒子示踪和粒子图像处理算法的流场测量技术,主要用于各种流场的流场结构显示和流场速度测量,具有不干扰流场、瞬态、全场测量的优点^[7-8].基于航空涡轮发动机对燃烧室瞬态流场全场结构和速度测量的强烈需求,国内外广泛采用 PIV 技术对燃烧室复杂流场进行诊断,并得到了成功应用. Schrolli 等人应用 PIV 技术测量获得了煤油燃烧状态下单头部燃烧室内的旋流流场结构,压力达 0.7 MPa,来流温度为 800 K,解决了燃烧带来的 PIV 跨帧相机高亮过饱和问题^[9]. Ahmed 等人针对单级旋流结构燃烧室,采用 PIV 技术研究了不同主燃孔位置和油气比条件下的流场特点,并对 CO 和 NO_x 排放物产生的影响进行了分析^[10]. 顾蕴松等人对常规 PIV 技术进行了燃烧流场测量的适应性改进^[11],试验测得了燃烧室冷态、冷态喷油和雾化煤油燃烧状态下的速度场,分析了加力燃烧室内冷态和燃烧流场流态特征的差异. 颜应文、张欣、党新宪等人应用 PIV 技术研究了不同参数旋流器的航空发动机燃烧室旋流流场特性^[12-18],包括不同主燃孔尺寸与空间排布、进口空气温度、一级轴向旋流器旋流角度以及油气比对冷热态流场的影响,获得

了流场速度大小、脉动速度、雷诺应力及回流区长度等参数. 王成军等人设计了多种 3 级旋流器结构,针对不同叶片数和第 3 级旋流器叶片安装角,采用 PIV 技术对燃烧室流场特性进行了研究^[4].

基于 3 级旋流器在气动雾化方面的优点,近年来国内外加大了其研究力度^[4,6],但大多试验的燃烧室压力较低,离航空发动机真实工作状态有一定差距.为了探索先进实用的航空涡轮发动机燃烧室结构,设计了新型的 3 级旋流器结构燃烧室.在氢氧燃烧加热来流下,首次在燃烧室压力为 2.78 MPa 条件下,应用 PIV 技术开展了航空涡轮发动机单头部燃烧室复杂内流场测量研究,实现了高温高压条件下强旋流、强扰流、宽速域流场的 PIV 测量,获得了接近燃烧室工作压力工况下的流场速度和流场精细结构.

1 试验装置及试验件

该航空涡轮发动机单头部燃烧室 PIV 试验在中国空气动力研究与发展中心的氢氧燃烧加热来流试验台上开展,其系统如图 1 所示.试验气体可采用常温纯空气来流或氢氧燃烧加热来流.示踪粒子注入口在燃烧室入口上游 1 m 处,以确保燃烧室内粒子分布均匀.为了便于光学试验的开展,在燃烧室下游设置三通,并在尾端开设石英光学观察窗口.气流经燃烧室后,向上转 45°进入排气管路,并在出口设置示踪粒子收集筒,确保人员及设备安全.侧窗通光面积为 116 mm×86 mm,尾窗通光面积为 98 mm×72 mm.

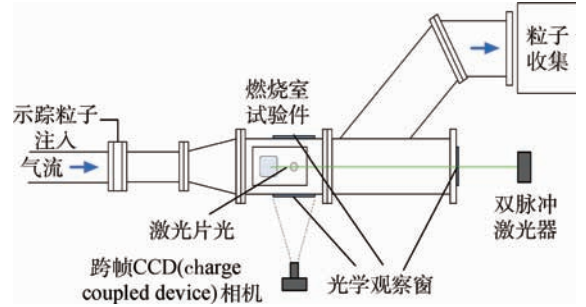


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of test system

燃烧室试验模型为一矩形燃烧室模型,如图 2 所示,是依据流速不变原则从某全环形燃烧室的单头部扇形区域折算而来. 矩形试验件包括燃油喷嘴、3 级旋流器、主燃孔、掺混孔、气膜冷却孔等特征,燃烧室内腔结构特征示意图如图 3 所示. 为了确保高温高压状态试验的安全开展,机匣、火焰筒部件和观测窗窗框均使用耐高温的合金材料,并配备大功率水冷系统.

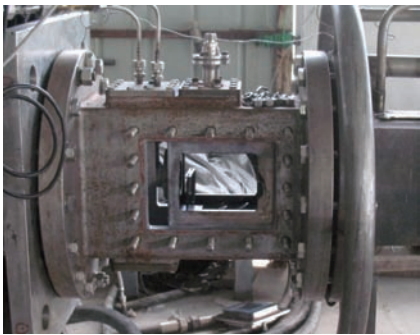


图 2 燃烧室试验模型
Fig. 2 Test model of combustor

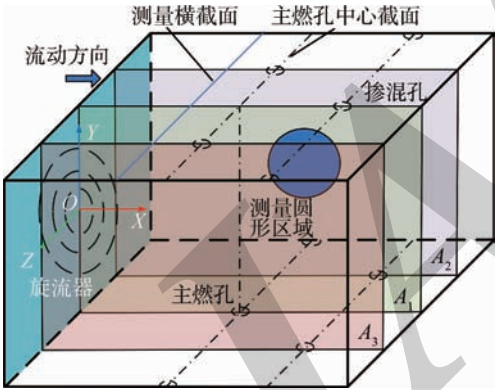


图 3 燃烧室特征示意图
Fig. 3 Schematic diagram of characteristics of combustor

2 测量原理及方法

2.1 PIV 工作原理及系统组成

PIV 技术的基本原理为,在流场中均匀散播一些适当的示踪粒子,用脉冲激光片光照射所测流场的切面区域,通过成像记录系统拍摄两次曝光的粒子图像,形成试验原始图像,再利用图像互相关方法来分析原始粒子图像,获得间隔时间 Δt 的示踪粒子位移,从而可得流场中一个切面内定量的速度分布,更进一步可获得流场结构及涡量场.

试验采用美国 TSI 公司的二维 PIV 系统,系统组成包括跨帧 CCD 相机、双脉冲激光器系统、同步控制器、片光光学组件、图像采集和数据处理

计算机,如图 4 所示. CCD 相机分辨率为 2048 像素 $\times$ 2048 像素,像元尺寸为 $7.4\mu\text{m}$,最小跨帧时间为 200 ns;激光器采用北京镭宝 Vilite500 双脉冲激光器,最大单脉冲能量为 500 mJ,脉宽为 6~8 ns,频率为 1~15 Hz. 激光器系统提供双脉冲激光光源,并经由片光组件产生厚度约为 2 mm 的激光片光. 片光照亮流场中的示踪粒子,通过跨帧相机获取间隔时间 Δt 的两帧粒子图像,而后由数据处理系统完成互相关分析及后续数据处理,得出流场速度. 整个系统时序由 TSI 630015 同步控制器控制,为双脉冲激光器照明和图像采集提供精确时序.

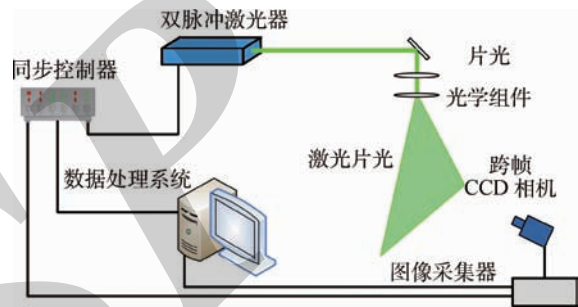


图 4 PIV 系统组成图
Fig. 4 Schematic diagram of PIV system

2.2 示踪粒子选择

作为流场测量的载体,示踪粒子选择必须遵循如下 3 个原则:①粒子必须具备良好的流体跟随性,以便准确反映流体运动;②粒子必须具备良好的光散射特性,以便跨帧 CCD 相机对粒子成像清晰;③粒子必须具备无毒无害、无腐蚀、化学性质稳定、无污染等特点. 实际选择时,要保证粒子良好的流动跟随性,就需要粒子密度尽可能与流体相同,并且粒径尽可能小;但是粒径太小,则会降低粒子的光散射特性,不利于成像. 因此在选取粒子的时候要综合考虑各方面因素,总的选取原则是:粒子密度要尽可能与流体密度相等;在保证成像的前提下,粒子直径要尽量地小. 根据上述选取原则,试验选择 TiO_2 颗粒作为示踪粒子,标称粒径为 $0.3\mu\text{m}$,密度为 4.26 g/cm^3 ,化学物理性质稳定,熔点为 1840°C .

2.3 示踪粒子播撒

为了确保流场中粒子布撒均匀,粒径适中,基于旋风分离原理设计了专门的高压粒子发生器,如图 5 所示. 试验时,在不同工况下,始终保持储粒罐压力高于流场静压约 2 MPa,以提供粒子顺利从注入口布撒进流场的压差. 在气流出口处,设

置示踪粒子收集装置,以避免粒子污染厂房以及给人员带来不适.



图 5 高压粒子发生器设计图
Fig. 5 Schematic diagram of high pressure particle generator

3 试验结果及分析

由于试验模型为 3 级旋流结构的航空涡轮发动机模型,具备旋流器强旋流、多个主燃孔及掺混孔强扰流的相互作用,整个燃烧室内为一宽速域、多旋涡、强旋流、强扰流的复杂三维流场.同时,为了获得更接近航空涡轮发动机真实工作状态下的试验参数,流场 PIV 测试试验在大流量常温中压和高温高压工况下开展,对 PIV 测量提出了更高要求的挑战,包括粒子均匀播撒、窗口污染、系统参数设置、数据处理等方面.研究对燃烧室内流场进行了 2C-2D (two coordinate-two-dimensional) PIV 测量,具体工况参数如表 1 所示.

表 1 单头部燃烧室试验工况参数

Table 1 Test condition parameters of single sector combustor

工况	进口压力/ MPa	进口温度/ K	进口速度/ (m/s)
常温中压	0.49	300	13
高温高压	2.78	813	13

3.1 常温中压试验结果

常温中压工况下,PIV 测量帧频为 2 Hz. 为了确保流场测量结果的有效性和可靠性,试验中对每个截面都进行了重复性试验验证,并对采用不同数量粒子图像对时的时均流场结果进行了对比.结果表明,试验具备很好的重复性;求得时均流场的粒子图像对超过 30 对时,流场结果具有良好一致性,能够表征所测的时均流场.因此,试验测量时各截面采集粒子图像为 80 对,以此求取时

均流场,确保了所得时均流场的有效性.

图像处理采用图 3 所示坐标系, X 轴正向为气流流动方向, Y 轴正向指向模型正上方, Z 轴正向沿旋流器径向水平指向模型侧面,与 X 轴、 Y 轴满足右手法则, A_1, A_2, A_3 各截面的 Z 值分别为 0, $-24.5, 24.5$ mm. 由于现场安装限制及旋流器反光,各截面实际测量区域尺寸略有差异.试验测得的 A_1 截面流场速度矢量和流线如图 6、图 7 所示.由图可知,在燃烧室中心截面 A_1 上,旋流器出口气流速度分布较为对称,从速度区域分布可清晰观察到 3 级旋流器带来的“八”字型旋转气流,在遭遇主燃孔回流之后形成两个对称的小型旋涡,出现两个小回流区域;主燃孔和掺混孔射流速度较大,气流具有较大的穿透深度;主燃孔射流与主旋流相互作用,在旋流器出口及下游偏下位置形成两个大涡,出现较大回流区域;在燃烧室出口位置,主燃孔与掺混孔射流相遇,形成涡结构,气流向下游流出.

常温中压工况下,试验测得的 A_2 截面流场速度矢量和流线如图 8、图 9 所示.由图可知,由

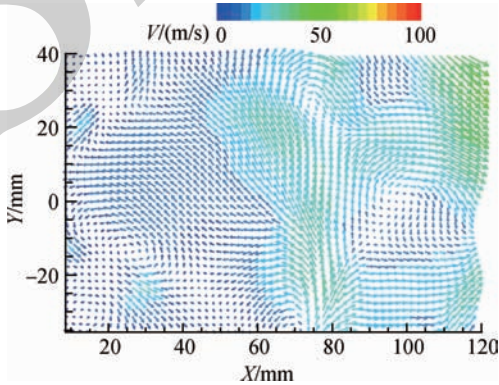


图 6 燃烧室 A_1 截面流场速度矢量图
Fig. 6 Diagram of combustor flowfield velocity vector on A_1 section

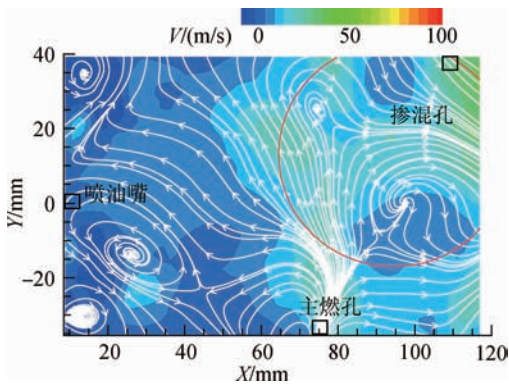


图 7 燃烧室 A_1 截面流场速度流线图
Fig. 7 Diagram of combustor flowfield velocity streamlines on A_1 section

于中心 A_1 截面下方主燃孔射流以及旋流作用的影响, A_2 截面中部位置出现了贯穿流场上下的“S”型气流;旋流器出口气流速度分布仍较为对称,遭遇“S”型气流阻挡之后,在旋流器上下角落形成小型旋涡;上方主燃孔射流与“S”气流相互作用,在靠近主燃孔位置处形成大涡结构;在燃烧室末端,主燃孔射流与掺混孔射流在中心线处汇合流出燃烧室.

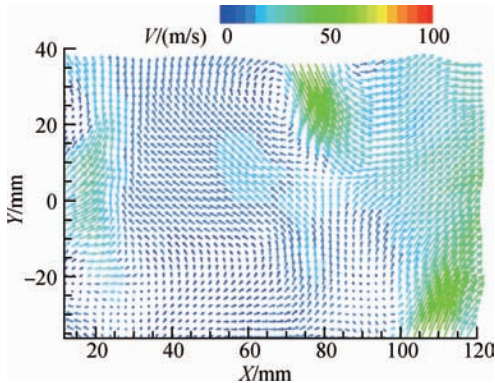


图 8 燃烧室 A_2 截面流场速度矢量图
Fig. 8 Diagram of combustor flowfield velocity vector on A_2 section

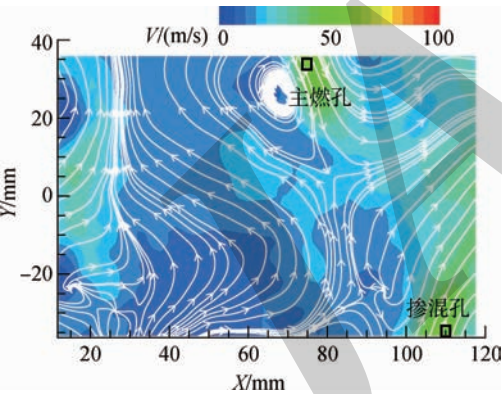


图 9 燃烧室 A_2 截面流场速度流线图
Fig. 9 Diagram of combustor flowfield velocity streamlines on A_2 section

常温中压工况下,试验测得的 A_3 截面流场速度矢量和流线如图 10、图 11 所示. 同样,由于 A_1 截面下方主燃孔射流以及旋流作用的影响, A_3 截面中部位置出现了贯穿流场上下的反“S”型气流;由于旋流器抛光面强反光影响,未能测得旋流器附近的有效流场数据;上方主燃孔射流、下方掺混孔射流与反“S”气流相互作用,在掺混孔上游位置处形成涡结构;在燃烧室末端,主燃孔射流与掺混孔射流在中部区域汇合流出燃烧室.

开展横截面 PIV 测量时,交换图 1 中 CCD 相机和激光器的位置. 所测横截面位置如图 3 所

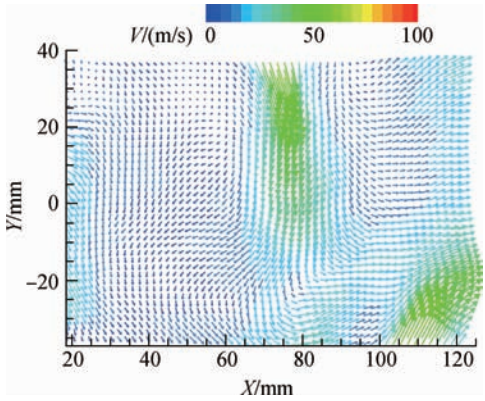


图 10 燃烧室 A_3 截面流场速度矢量图
Fig. 10 Diagram of combustor flowfield velocity vector on A_3 section

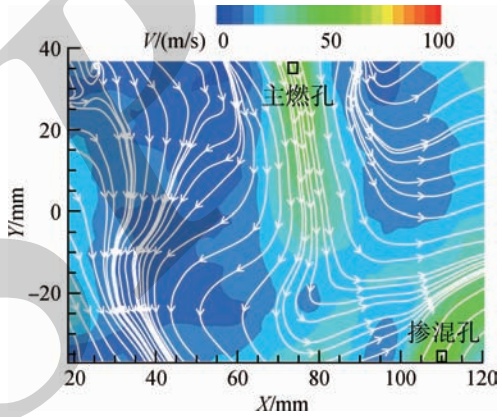


图 11 燃烧室 A_3 截面流场速度流线图
Fig. 11 Diagram of combustor flowfield velocity streamlines on A_3 section

示,截面处的 X 值为 35 mm,距离主燃孔中心截面约 32 mm. 常温中压工况下,试验测得的横截面流场速度矢量和流线如图 12、图 13 所示. 由于 3 级强旋流器的存在,横截面气流形成大涡结构,由涡中心沿径向速度逐渐增大;由于涡外围右侧气流由上而下,与 A_3 截面内该位置附近主燃孔射流流向一致,加大了该处速度量级,而涡外围左侧气流自下而上,与 A_2 截面内该位置附件主燃孔射流流向相反,减小了该处速度量级;涡外围下方速度显著增大,则是受下方中心截面主燃孔射流作用影响所致.

3.2 高温高压试验结果

由于高温高压条件下,对模型安装、光学玻璃及密封要求更为苛刻,经研究,采用 $\phi 60$ mm 圆形光学玻璃作为 PIV 观察窗口更为安全经济. 高温高压工况下,PIV 测量帧频为 2 Hz,由于模型在高温高压工况下运行承受能力受时间限制,该截面采集 6 对粒子图像. 试验测得的 A_1 截面圆形

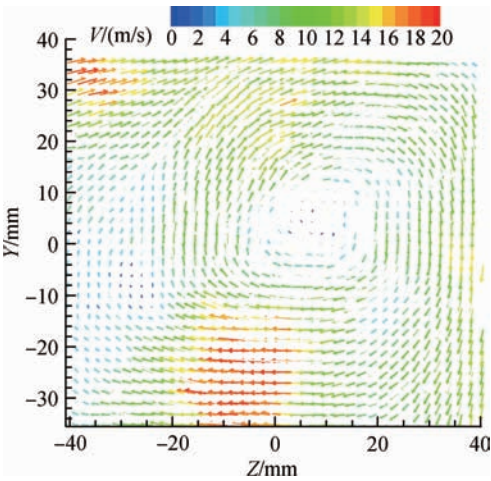


图 12 燃烧室横截面内流场速度矢量图
Fig. 12 Diagram of combustor flowfield velocity vector on cross section

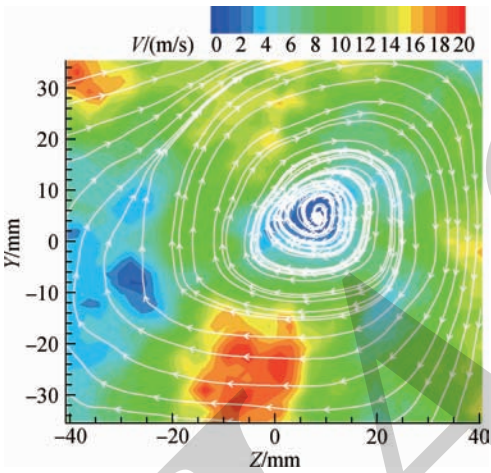


图 13 燃烧室横截面内流场速度流线图
Fig. 13 Diagram of combustor flowfield velocity streamlines on corss section

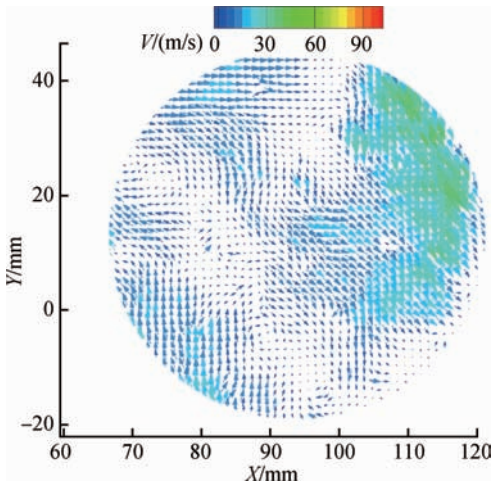


图 14 燃烧室 A_1 截面中圆形区域流场速度矢量图
Fig. 14 Diagram of combustor flowfield velocity vector in circular region of A_1 section

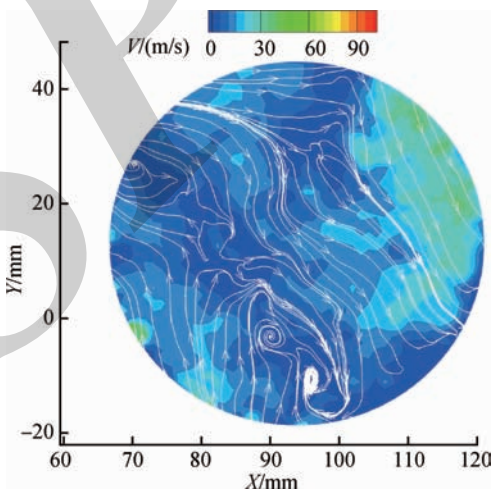


图 15 燃烧室 A_1 截面中圆形区域流场速度流线图
Fig. 15 Diagram of combustor flowfield velocity streamlines in circular region of A_1 section

区域内的流场速度矢量和流线如图 14、图 15 所示,圆形区域位于 A_1 截面内,位置关系如图 3 所示,圆心坐标为 $X = 94.5 \text{ mm}$, $Y = 13 \text{ mm}$, $Z = 0 \text{ mm}$. 前期通过数值仿真计算和试验测量,发现该处流场结构特征点多. 因此在测量时,特地选择了该处作为中压与高压对比点,以比较中压与高压条件下的流场结构变化. 在常温中压时,该圆形区域流场速度流线如图 7 中红色圆圈所示. 通过比较该区域常温中压与高温高压流场速度流线图,发现均存在两个涡结构. 左上方气流部分直接流向燃烧室下游,部分回流形成左上涡结构;下方气流部分围绕左上涡呈逆时针流动,部分围绕右下涡呈顺时针流动,并流向燃烧室下游. 比较两者的涡结构位置,存在少许偏移. 高压时,圆形区域右下边沿处,由于窗口污染严重,流线结果存在一定误差. 可见,该区域内两者流场结构大致相似,

说明燃烧室温度、压力变化对流场结构影响较小.

4 结 论

- 1) 设计了一种基于旋风分离原理的高压粒子发生器,采取合适的示踪粒子及播撒方法,并成功应用于高压状态下的航空涡轮发动机燃烧室内流场的 PIV 测量.
- 2) 在氢氧燃烧加热来流下,在燃烧室压力 2.78 MPa 条件下,应用 PIV 技术开展了航空发动机单头部燃烧室复杂内流场测量研究,实现了高温高压条件下强旋流、强扰流、宽速域流场的 PIV 测量,获得了接近燃烧室工作压力工况下的流场速度和流场精细结构.
- 3) 该型单头部燃烧室纵截面流场存在多处旋涡结构,形成回流区;流场旋流作用强,横截面

流场存在顺时针大涡;主燃孔射流和掺混孔射流作用明显,射流穿透深度较大,对流场结构影响显著;高温高压状态下,流场结构与中压状态类似.

参考文献:

[1] FUREBY C,GRINSTEIN F F,LI G,et al. An experimental and computational study of a multi-swirl gas turbine combustor[J]. Proceeding of the Combustion Institute, 2007,31(2):3107-3114.

[2] EBERLE C,GERLINGER P,GEIGLE K P,et al. Soot predictions in an aero-engine model combustor at elevated pressure using URANS and finite-rate chemistry [R]. AIAA-2014-3472,2014.

[3] SEKAR B,THORNBURG H J,BRIONES A M,et al. Effect of trapped vortex combustion with radial vane cavity arrangements on predicted inter-turbine burner performance[R]. AIAA-2009-4603,2009.

[4] 王成军,江平,辛欣,等. 基于 PIV 技术对三级旋流杯燃烧室流场的测量[J]. 航空动力学报,2015,30(5):1032-1039.

WANG Chengjun,JIANG Ping,XIN Xin,et al. Measurement of triple stage swirler cup combustor flow field based on PIV technology[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(5):1032-1039. (in Chinese)

[5] 《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.

[6] 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.

XU Rong,CHENG Ming,ZHAO Jianxing,et al. Numerical and experimental study of flow fields in a swirl cup gas turbine combustor [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2010,31(4):701-704. (in Chinese)

[7] RAFFEL M,WILLERT C,WERELEY S,et al. Particle image velocimetry[M]. 2nd. ed. Berlin:Springer,2007.

[8] 范洁川. 近代流动显示技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.

[9] SCHROLL M,KLINNER J,LANGE L,et al. Particle image velocimetry of highly luminescent, pressurized combustion flows of aero engine combustors[R]. Delft, Netherlands;10th International Symposium on Particle Image Velocimetry PIV13-A112,2013.

[10] AHMED M E,SAN-MOU J,HUKAM M. The influence of primary air jets on flow and pollutant emissions characteristics within a model gas turbine combustor[R]. AIAA-

2006-544,2006.

[11] 顾蕴松,张召明. 航空发动机燃烧室燃烧流场的 PIV 实验研究[C]//中国空气动力测控技术五届四次测控学术交流会议论文集. 江苏 无锡:中国空气动力学会,2008:198-202.

[12] YAN Yingwen,LI Jinghua,XU Rong,et al. PIV measurement for swirler flow field in gas turbine combustor[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012,29(4):307-317.

[13] 张欣,刘勇,党新宪,等. 单头部双级旋流器燃烧室流场 PIV 测量[J]. 工程热物理学报,2009,30(7):1253-1256.

ZHANG Xin,LIU Yong,DANG Xinxian,et al. Experimental study on flow field of single head combustor with dual stage swirler by PIV[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009,30(7):1253-1256. (in Chinese)

[14] 党新宪,赵坚行,刘勇,等. 模型燃烧室油雾特性试验[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(5):595-600.

DANG Xinxian,ZHAO Jianxing,LIU Yong,et al. Experiment on fuel spray characteristics in model combustor[J]. Journal of of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010,42(5):595-600. (in Chinese)

[15] 颜应文,徐榕,邓远灏,等. 贫油预混预蒸发低污染燃烧室头部流场研究[J]. 航空学报,2012,33(6):965-976.

YAN Yingwen,XU Rong,DENG Yuanhao,et al. Flow field study for head of lean premixed prevaporized low emission combustor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012,33(6):965-976. (in Chinese)

[16] 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.

DANG Xinxian,ZHAO Jianxing,ZHANG Xin,et al. Measurements of the flow fields in a model annular combustor using particle image velocimetry[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(7):1470-1475. (in Chinese)

[17] 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 Xinxian,ZHAO Jianxing,YAN Yingwen,et al. Effects of different primary holes on flow fields within the model combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010,31(1):24-28. (in Chinese)

[18] 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. Experiment investigation on effects of swirl number on aerodynamic characteristics of combustor[J]. Journl of Aerospace Power, 2011,26(1):21-27. (in Chinese)

(编辑:陈 越)