

文章编号:1000-8055(2015)10-2416-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2015.10.016

贫油预混预蒸发低污染燃烧室流场特性试验

邓远灏^{1,2}, 颜应文^{1,2}, 党龙飞¹, 戴超¹, 徐华胜²

(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. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 采用粒子图像测速(PIV)技术测量带双环旋流多点燃油直接喷射(TAMI)头部的贫油预混预蒸发(LPP)低污染燃烧室流场特性, 试验相同进口条件下冷态及喷雾燃烧时流场结构, 通过分析平均流场涡量、湍流强度及切应变率等特性参数来详细说明喷雾燃烧对贫油预混预蒸发(LPP)低污染燃烧室流场的影响, 并且研究了不同进口参数对其燃烧流场的影响. 试验结果表明: ①装有此头部的 LPP 低污染燃烧室喷雾燃烧流场回流区比冷态流场要小, 并且平均流场特性参数在燃烧前后变化比较大; ②随着进口油气比增加, 中心回流区变短变胖; ③随着进口空气量增加, 回流区变窄变长. 本试验所获得的流场特性结果可为低污染燃烧室的设计提供了一定的参考.

关 键 词: 粒子图像测速仪; 流场特性; 贫油预混预蒸发; 低污染燃烧室; 回流区

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experiment of flow field characteristics in a lean premixed prevaporized low emission combustor

DENG Yuan-hao^{1,2}, YAN Ying-wen^{1,2}, DANG Long-fei¹,

DAI Chao¹, XU Hua-sheng²

(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. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Particle image velocimetry (PIV) was applied to measure flow field characteristics in lean premixed prevaporized (LPP) low emission combustor with twin annular swirling multi-point direct injection (TAMI) dome. Influences on non-combustion and combustion of the mean parameters, such as vorticity, turbulent intensity and shear strain rate, were studied separately. And the influences of different inlet conditions on the combustion flow field were also investigated. The experimental results show that the recirculation zone dimension of combustion flow field is far less than that of non-combustion one, and the mean parameters change significantly. The recirculation zone is shorter and wider with the increase of inlet fuel-air ratio, but longer and narrower with the increase of inlet air mass. These

收稿日期: 2014-04-01

基金项目: 国家自然科学基金(50906040); 航空科学基金(2013ZB52017)

作者简介: 邓远灏(1979—), 男, 四川彭州人, 博士生, 主要从事民机低污染燃烧技术的研究.

通讯作者: 颜应文(1978—), 男, 湖南衡山人, 副教授, 博士, 主要从事低污染燃烧技术、燃烧数值仿真与燃烧试验的研究.

E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

experimental results contribute to the design of LPP low emission combustor.

Key words: particle image velocimetry (PIV); flow field characteristics;
lean premixed prevaporized (LPP); low emission combustor;
recirculation zone

正确认识航空发动机燃烧室内气流结构,特别是火焰筒内速度分布与变化规律对燃烧室火焰筒内燃油雾化、蒸发与掺混、燃烧火焰结构与温度分布以及燃烧性能有直接影响,是燃烧室燃油雾化与燃烧性能的基础。

贫油预混预蒸发(LPP)燃烧室内气流结构复杂,使得燃烧室火焰筒内冷态、燃烧流场试验测量极为困难。粒子图像测速仪(PIV)技术把计算机图像处理技术与光学技术融为一体,是一种非接触测量方式,可在同一时刻记录下整个测量平面的流场信息,获得流动的瞬时速度场、脉动速度及涡量场等,这使得 PIV 测试技术在燃烧室火焰筒内流场测量中被广泛使用。

国内外学者在利用 PIV 测试技术测量燃烧室流场方面做了大量的研究^[1-16]。如 Dhanuka 等^[3]应用 PIV 测量技术研究剪切层内涡脱落位置及强度,试验研究涡脱落对 LPP 燃烧室周期性回火的影响;文献^[6]对某 LPP 燃烧室进行了冷态和燃烧流场测量,比较了平均流场参数和瞬态流场参数的不同,分析了由于值班火焰的存在对燃烧室流场的影响;文献^[7]采用 PIV、旋转的百叶窗及滤光带对某燃烧室喷雾燃烧流场进行了测量,以消除由于火焰带来的测量误差,结果表明这种结构配合能够较好的应用于燃烧室的流场测量;文献^[8]通过 PIV 测量燃烧-淬熄-贫油(ROL)燃烧室冷态流场结构,研究了安装主燃区导流板与否对燃烧室流场的影响;邓远灏等^[15]采用 PIV 测试技术研究了不同进口空气流量对 LPP 燃烧室内冷态流场结构的影响;党新宪等^[16]通过 PIV 测试了燃烧室冷态、燃烧流场结构,并研究了不同进口空气温度对其冷态及燃烧流场的影响。这些研究均表明了 PIV 测试技术在对于燃烧室内复杂流场的应用已十分成熟,对于流场信息的捕捉是可信的。

为了研究本文所提出的 LPP 低污染燃烧室燃油雾化特性与燃烧性能,首先需要对该 LPP 单头部燃烧室流场进行试验测量,并研究不同的进口条件对燃烧室内流场的影响,从而为后续研究工作提供基础。

1 研究对象

本课题组提出了一种带双环旋流多点燃油直接喷射(TAMI)头部的贫油预混预蒸发低污染燃烧室。TAMI 燃烧室头部几何结构示意图如图 1 所示,由两级轴向值班旋流器、一级径向主混合器、文氏管、套筒及挡溅盘等部件组成^[14]。

带 TAMI 头部的 LPP 燃烧室试验件,如图 2 所示,由进口扩压段、进口测量段、LPP 燃烧室及出口 PIV 测量段等部件组成。LPP 燃烧室内火焰筒头部装有带双环旋流多点燃油直接喷射头部(以下简称 TAMI 头部);PIV 测量段是由夹层水冷段组成,可有效降低排气的温度,保护其端部的光学玻璃。

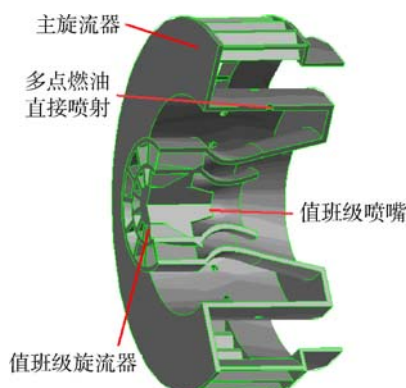


图 1 TAMI 头部几何机构示意图

Fig. 1 Configuration of the dome of TAMI

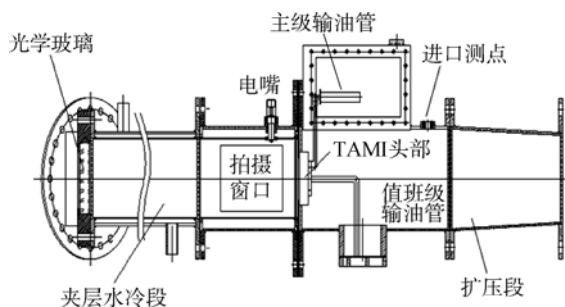


图 2 试验件结构图

Fig. 2 Configuration of LPP combustor

2 试验过程

试验时,由压气机提供的压缩空气流经扩压整流段后进入前测量段,经过进口总压总温测量后进入火焰筒,与值班级喷出的燃油进行掺混形成可燃混气,继而由电嘴点火使其在火焰筒内形成稳定燃烧.同时在燃烧室进口前段安装有示踪粒子发生器,对燃烧室投射示踪粒子,供 PIV 拍摄流场使用,试验系统示意图如图 3 所示.

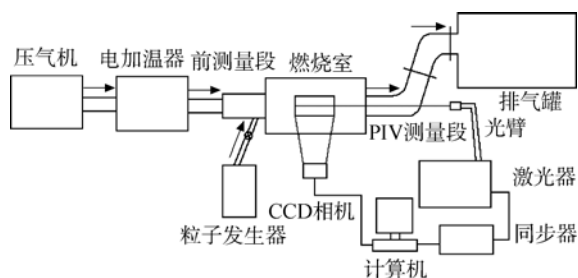


图3 PIV测量流场试验系统图

Fig. 3 Schematic diagram of flow field test system for PIV measuring

试验流场测量采用德国 LaVision 公司生产的 PIV 系统,主要由激光发生器系统、流动成像、图像拍摄及图像分析与显示系统组成,系统控制由同步器完成.流场成像由激光片光源系统构成,采用双谐振脉冲式 Nd:YAG 激光器作为光源,包括两台独立激光器,其最大工作频率为 15 Hz,每个脉冲最大能量为 200 mJ,输出光波长为 532 nm.图像拍摄采用分辨率为 1600 像素 $\times$ 1200 像素的电荷耦合器件(CCD)相机,以 12 bit 灰度方式识别示踪粒子,最大采集速度为 35 帧/s,最小跨帧时间为 200 ns.试验中示踪粒子为平均直径 10 μ m 的轻质 MgO,其表面积大而密度较小,具有良好的散射性与跟随性,能够较真实地反映燃烧室内部冷态、燃烧流场. PIV 拍摄流场截面为 TAMI 头部沿流向中心纵截面,称为 xOy 平面.示踪粒子由小型空气压缩机产生的压缩空气在粒子发生器内流化,产生连续均匀的示踪粒子流,这股带有示踪粒子的气流在燃烧室前与主流混合进入燃烧室内,经 PIV 测量后随燃气一起流入排气罐.

为防止燃烧火焰发光对测量结果的影响,采用通过频率为 532 nm,带宽为 5 nm 的红外截止滤光片对火焰强光进行屏蔽. PIV 片光源激光器由光臂产生的一束平面光从 PIV 测量段的夹层水冷段端部光学玻璃射入燃烧室流场内,在燃烧室

侧面布置与激光平面成 90°的高速相机记录散射粒子图像,如图 3 所示.

试验中冷态流场 PIV 测量范围为 TAMI 头部出口中心 xOy 截面 140 mm $\times$ 106.4 mm,其中 $y=0$ 时是燃烧室中心, $x=0$ 表示旋流器值班级出口截面;喷雾燃烧流场 PIV 测量时考虑到在高温下保护 CCD 相机,光学观测窗口采用热应力与机械应力分离的双层石英玻璃结构,因此缩小了 PIV 成像的拍摄范围,其流场拍摄范围为 TAMI 头部出口中心 xOy 截面 92.4 mm $\times$ 80.2 mm.

本文在进口温度为 432 K 条件下,分别进行了冷态流场与喷雾燃烧流场的比较,并研究了不同进口空气流量和油气比对燃烧流场的影响,试验所用燃料为 RP-3 航空煤油,试验工况如表 1 所示,其中燃烧试验中只有值班级喷嘴供油,主级喷嘴不供油.

表1 试验工况

Table 1 Experimental conditions

流场	测试 工况	进口总 压/Pa	环境压 力/Pa	进气流量/ (kg/s)	油气 比
冷态	0	106 863	101 300	0.126	
	1	107 065	101 500	0.122	0.020 0
	2	106 846	101 500	0.122	0.025 3
燃烧	3	106 532	101 500	0.118	0.029 6
	4	105 618	101 500	0.105	0.025 5
	5	107 385	101 500	0.153	0.024 7

3 试验结果

3.1 冷态和喷雾燃烧对时均流场的影响

图 4 和图 5 分别表示工况 0 和工况 2 时平均流场速度矢量和回流区图,中心粗实线部分为零轴向速度线,即表示回流区的大小,工况 0 和工况 2 其进口压力、流量和温度均相同.从图 5 中可以看出,气体从头部值班级和主级流出的两股反向气流经相互作用后,形成一股高速旋转气流,同时具有轴向、径向和切向速度,气流径向运动过程中,由于空气黏性,会把中心区域的空气带走,形成低压区,后面的气流会逆流进行补充,从而在火焰筒中心形成稳定的中心主回流区;并且其主回流区贯穿整个拍摄区域,主回流区沿流向长度大于 138 mm;另外从冷态流场(拍摄范围更靠近头部)可以看出在靠近头部出口处 $x, y=(20, 45)$

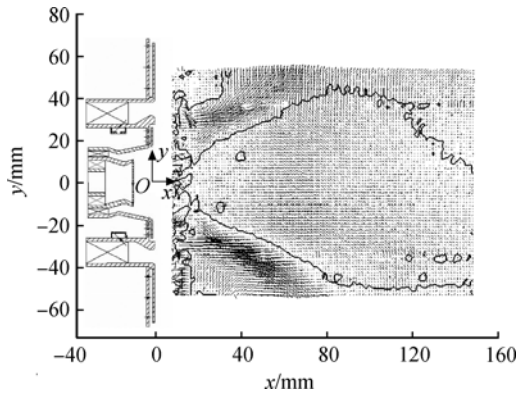


图 4 LPP 燃烧室内速度矢量分布及回流区(工况 0)

Fig. 4 Velocity vector distribution and recirculation zone of LPP combustor (case 0)

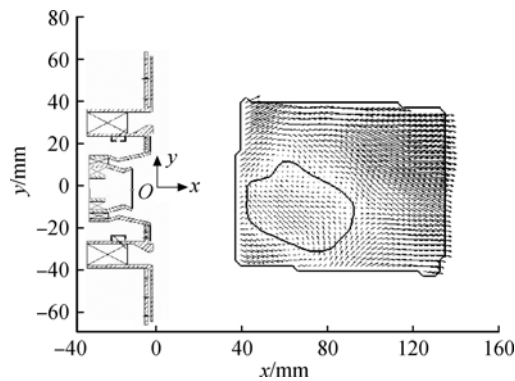


图 5 LPP 燃烧室内速度矢量分布及回流区(工况 2)

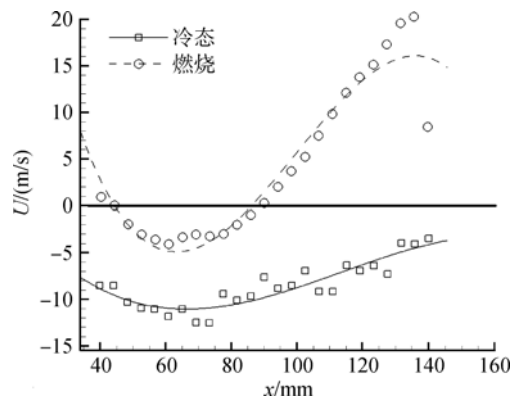
Fig. 5 Velocity vector distribution and recirculation zone of LPP combustor (case 2)

mm 及上下方具有明显角落旋涡,同时在靠近值班级与主级出口之间固体壁面后 $x, y = (10, \pm 18)$ mm 位置存在几对小的漩涡,称之为唇口回流区,这是由于值班级气流流经文氏管与外环主混合器的气流相互剪切形成.图 5 为 LPP 燃烧室喷雾燃烧流场,从图中可以看出,在火焰筒中心区域同样存在回流区,但从图中可以明显看出燃烧流场中心回流区远远小于冷态流场回流区;同时旋涡更为明显,对称性增强.这是由于燃烧流场释放热量及气相的扩散作用,导致压力梯度减小,回流区长度及宽度都相应减小^[17-18].

从图 5 中可以看出,在轴向 0~65 mm 范围存在上下对称呈一定锥角的速度矢量(其中 0~40 mm 范围没有光学窗口,因此没有拍摄),这其实是因为喷嘴喷出的油雾锥是由许多还未蒸发的大量的大尺度油滴(平均直径 40~50 μm)组成的,这些油滴比示踪粒子大得多,并且数目更多,对激光的散射能力也更强,因此 CCD 相机在靠近旋流器出口附近所捕捉到的大是油滴而非示踪粒

子,因此反映的是喷出的燃油油珠运动速度.而在开始出现回流区之后的所有区域捕捉到的都是示踪粒子,因此反映的是当地流场的速度.这也是喷雾燃烧流场与冷态流场最大的差别之一,更详细的解释见文献[19].

图 6 所示为冷态、燃烧时沿旋流器出口中心轴线上的轴向速度 U 沿轴向的分布图.由图可以看出,冷态中心回流区长度远比燃烧时中心回流区长度要长;同时在相同位置,由于燃烧使得主流气流膨胀加速,因此其气流沿轴向正向的速度也远大于冷态时的速度,而回流(负速度)比冷态小.

图 6 冷态、燃烧中心轴线上轴向速度 U 分布图Fig. 6 Axial distributions of U velocity at cold and combustion central line

3.2 冷态、燃烧平均流场特性参数分析

从平均流场相关量的云图分析能描述冷态和燃烧时流场的一些关键区别,有助于帮助了解燃烧对装有 TAMI 头部的 LPP 燃烧室内流场的影响.本文分别分析了冷态、燃烧流场的轴向速度 U 、涡量 $W_z = \partial V / \partial x - \partial U / \partial y$ 、湍流强度 $I = \sqrt{u'^2 + v'^2} / 2$ 以及切应变率 $\epsilon = \partial U / \partial y + \partial V / \partial x$ 来说明燃烧对流场的影响.

图 7 所示为冷态流场时平均流场特性参数等值线图,从其轴向速度等值线图 7(a)可以明显看出,主回流区靠近两级值班旋流器文氏管出口处,在旋转射流附近速度梯度最大,并且在主回流区内速度几乎不变;冷态流场主回流区中的涡量 W_z 和切应变率 ϵ 几乎全部为零,只有在旋流器出口唇口回流区边界和主回流区边界(即旋转射流附近)处,速度梯度较大处呈现较高数值,并且主回流区内湍流强度 I 基本保持在 9 m/s 左右,几乎保持为一常量.

图 8 所示为冷态流场时距旋流器出口不同轴向距离的各参数沿径向分布曲线,在其径向 $y =$

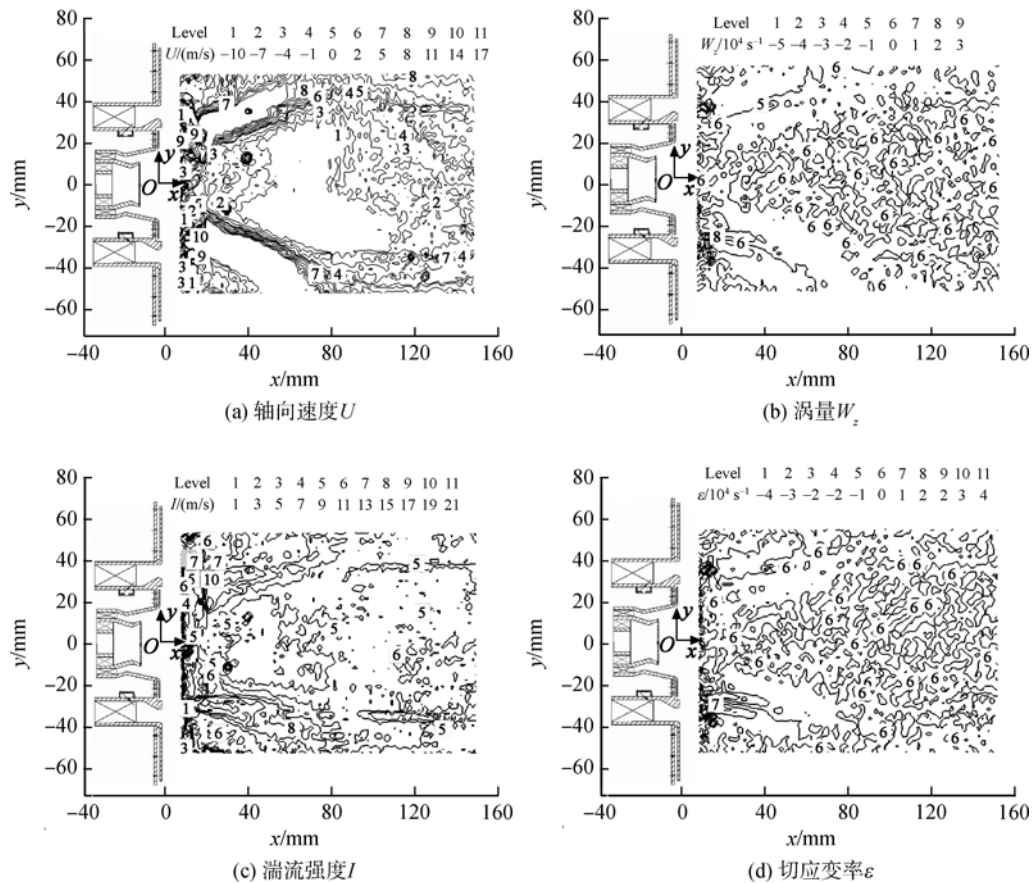


图7 冷态平均流场特性参数等值线图

Fig. 7 Contour line plots of averaged quantities of non-combustion field

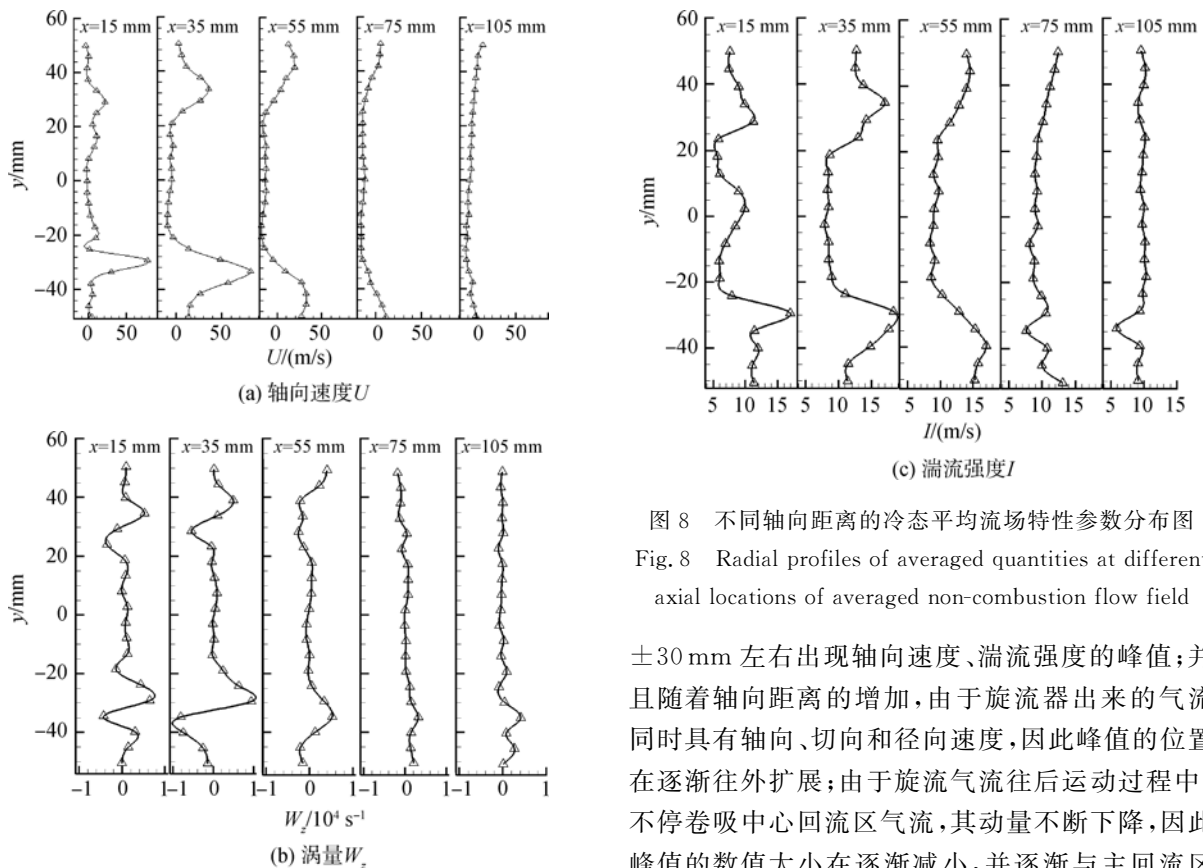


图8 不同轴向距离的冷态平均流场特性参数分布图

Fig. 8 Radial profiles of averaged quantities at different axial locations of averaged non-combustion flow field

±30 mm 左右出现轴向速度、湍流强度的峰值;并且随着轴向距离的增加,由于旋流器出来的气流同时具有轴向、切向和径向速度,因此峰值的位置在逐渐往外扩展;由于旋流气流往后运动过程中,不停卷吸中心回流区气流,其动量不断下降,因此峰值的数值大小在逐渐减小,并逐渐与主回流区

内气流速度和湍流强度趋于一致。从涡量的分布曲线中可以看出,在 $x=15, 35$ mm 处,涡量则明显上下有一正、一负两个峰值,这是由于值班旋流器出来的气流与主级旋流器出来的气流旋向相反,因此其涡量符号刚好相反。随着轴向距离的增加,这些峰值相应往外扩展,但其数值越来越小,并且也越来越均匀。而湍流强度分布趋势与轴向速度分布趋势基本一致。

图 9 为燃烧时平均流场特性参数等值线图。比较图 7 和图 9,可以看出值班级火焰的存在导致了冷态及燃烧流场的明显不同。值班级燃烧火焰释放的热能导致了中心回流区的湍流强度在中心线附近稍有增强。从图中可以看出,燃烧时旋流流出的气体湍流强度稍小于冷态时的湍流强度,这可能是因为由于燃烧火焰的热能释放导致气体膨胀,从而减小了旋流附近的湍流强度,这也说明了该头部的值班级火焰不仅仅是提供稳定的点火源,并且在流动中减小了旋流气流的湍流强度,保证了燃烧室内的火焰稳定。同冷态流场一样,涡量的峰值出现在回流区边界附近的剪切层周围。

图 10 为燃烧时距旋流器出口轴向距离为

45, 55, 65, 75 和 95 mm 的各流场特性参数沿径向分布图。由图 10(a)可见,在距旋流器出口 45 mm 时轴向速度沿径向的中心开始出现负速度(前面的正速度其实为油珠的运动速度,而非气流的速度,因此该试验由于油珠的存在没有办法测量出回流区的起始位置),并且其速度沿径向分布的梯度不大,随着轴向距离的增加,负速度的大小和范围呈现先增加后减小的分布趋势,并且燃烧流场内负速度的值要大于相应冷态流场负速度的值。由图 10(b)可以看出,燃烧时流场湍流强度在回流区内稍小于冷态流场的湍流强度(冷态流场 $x=35$ 及以后其中心线附近 $I \approx 10$ m/s;而燃烧流场主回流区内均 $I \leq 10$ m/s),而不同于冷态流场的是其轴向不同距离的径向分布数值差异不是很大,即流场在径向方向相比于冷态更为稳定,而且在主回流区内,其湍流强度随着轴向距离的增加而稍有增加,相比于冷态流场时湍流强度在主回流区域内随着轴向距离的增加而减小具有一定的差异,这可能是由于燃烧火焰的存在使得值班旋流与主旋流气流剪切作用更为激烈,导致脉动速度随着轴向距离不断增强,故其湍流强度也随着

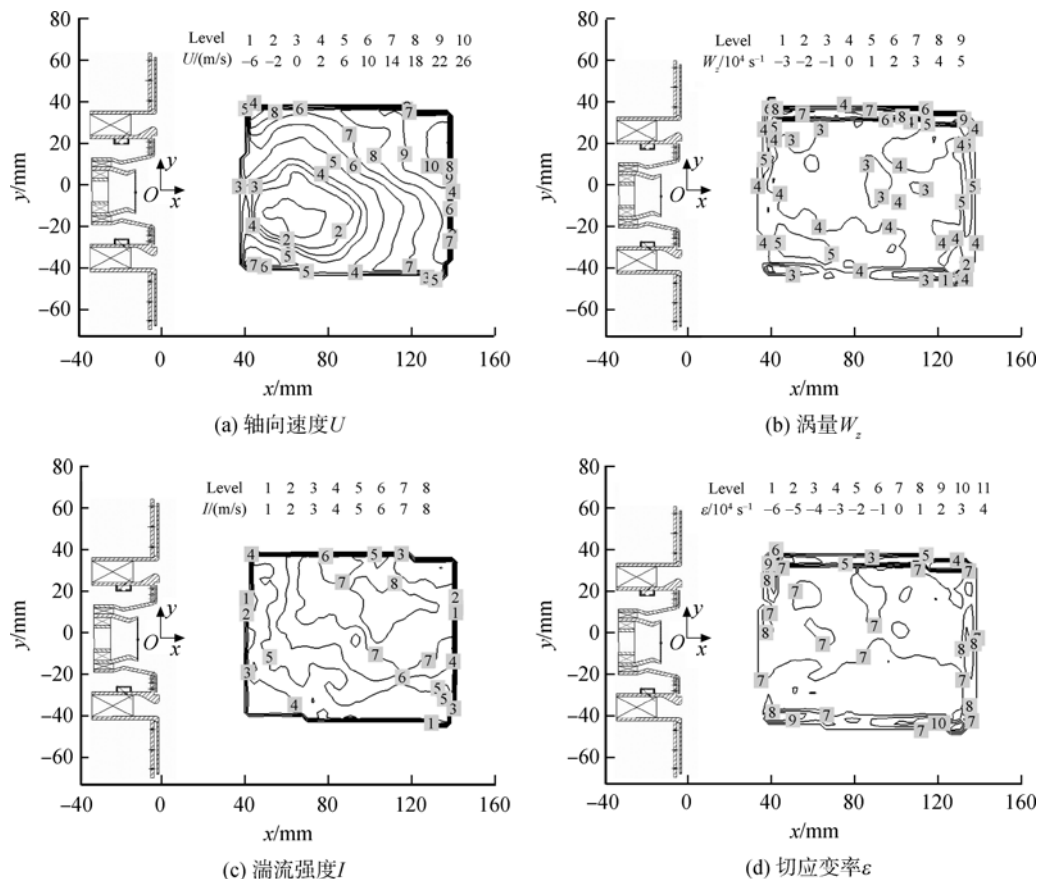


图 9 燃烧时平均流场特性参数等值线图

Fig. 9 Contour line plots of averaged quantities of combustion flow field

轴向距离的增加稍有增大,而冷态流场内没有值班火焰提供稳定的能量源,其速度脉动随着轴向距离的增加被黏性逐渐耗散,因此湍流强度逐渐减弱。

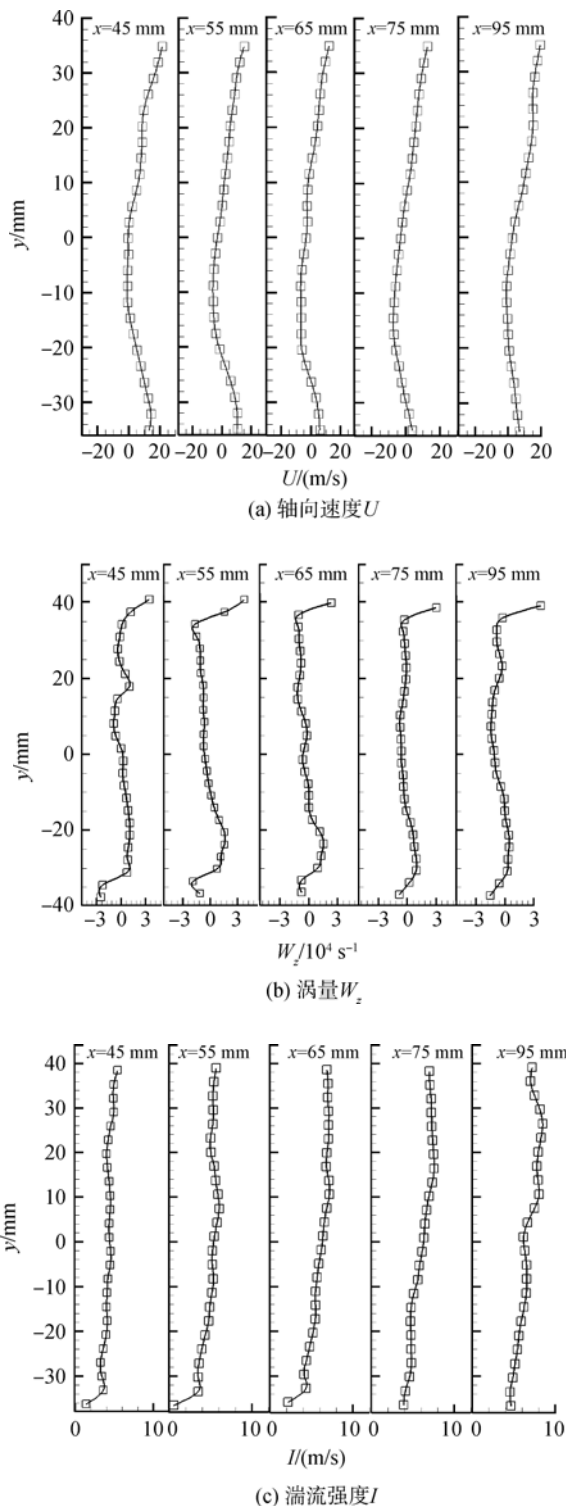


图10 不同轴向距离燃烧时平均流场特性参数分布图
Fig. 10 Radial profiles of averaged quantities at different axial locations of averaged combustion flow field

3.3 进口条件对喷雾流场的影响

本文还同时研究了不同油气比和不同进口空气流量对燃烧室内燃烧流场及其回流区的影响。

如表2所示为进口空气流量约为120 g/s,不同油气比下(工况1、工况2和工况3)流场速度大小(轴向速度 U 和径向速度 V)、脉动速度大小(脉动轴向速度 U_p 及脉动径向速度 V_p)和其雷诺应力大小范围。由表中可以看出,随着进口油气比的增大,由于燃烧更为剧烈,释放出更多的能量,气流温度更高,导致密度减小,使燃烧室内轴向气流速度稍有增大,而脉动速度及雷诺应力的增大非常明显。

表2 不同油气比下燃烧流场特性

Table 2 Characteristics of flow field at different fuel-air ratios

参数	工况1	工况2	工况3
$U/(m/s)$	-10~18	-6~28	-10~28
$V/(m/s)$	-16~10	-10~10	-10~10
$U_p/(m/s)$	0.5~9	1~13	1~13
$V_p/(m/s)$	0.5~7.5	1~14	1~19
雷诺应力/(m^2/s^2)	2~42	10~150	20~220

图11所示为不同油气比(f_a)时,其燃烧流场回流区大小的比较。可以看出,随着进口油气比增加,由于燃烧室内温度增高,气流速度增大,旋流气流卷吸带走的中心燃气量增加,导致逆压梯度加大,从而导致回流区的涡心分别向火焰筒上下壁面靠拢,涡心距离增大,因此回流区形状变得更

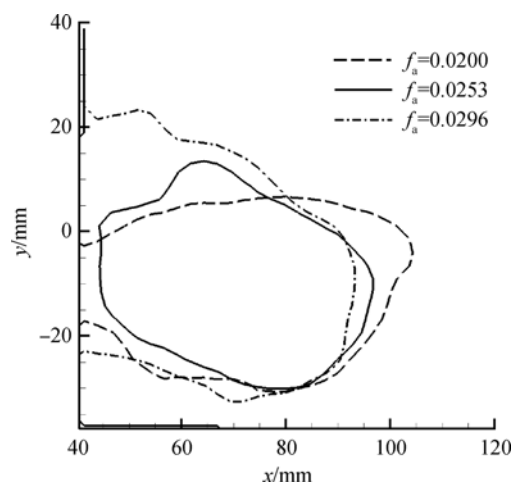


图11 不同油气比下回流区比较
Fig. 11 Comparison of recirculation zone at different fuel-air ratios

胖,同时中心回流区长度缩短。

表 3 所示为油气比约为 0.25,不同进口空气流量时(工况 4、工况 2 和工况 5)流场速度大小(轴向速度 U 和径向速度 V)、脉动速度大小(脉动轴向速度 U_p 及脉动径向速度 V_p)及其雷诺应力大小范围。由表 3 可以看出,随着进口空气流量的增大,因此燃烧室内气流轴向速度稍有增加,而径向速度由于旋流作用的增强而一直增大,脉动速度及雷诺应力的也随着进气流量的增加而增强。

表 3 不同进口空气流量时燃烧流场特性

Table 3 Characteristics of combustion flow field at different inlet air flow rate

参数	工况 1	工况 2	工况 3
$U/(m/s)$	-6~22	-6~28	-10~26
$V/(m/s)$	-11~9	-10~10	-16~16
$U_p/(m/s)$	0.5~7	1~13	0.5~16
$V_p/(m/s)$	0.5~5	1~14	1~21
雷诺应力/ (m^2/s^2)	1~36	10~150	26~280

图 12 所示为不同进口空气流量($\dot{m}_a$)时燃烧室内回流区大小的比较。由图可知,随着进口空气流量的增加,火焰筒头部进气量增大,因此进气旋转射流的轴向速度增加,导致回流区宽度被射流压缩变扁,其涡心靠得更近;同时回流区长度变长。

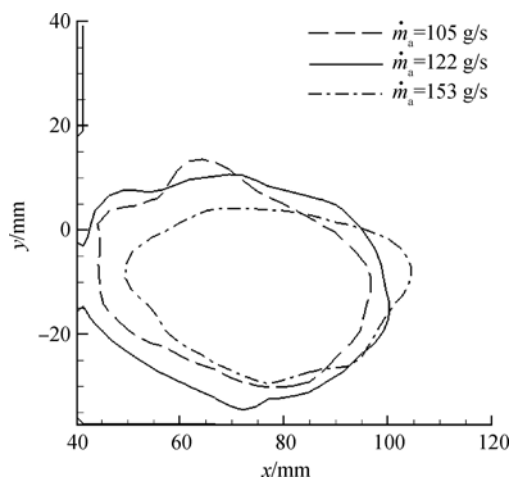


图 12 不同进口空气流量下回流区比较

Fig. 12 Comparison of recirculation zone at different inlet air flow rates

4 结 论

本文采用 PIV 设备对带双环旋流多点燃油

直接喷射(TAMI)头部的贫油预混预蒸发(LPP)低污染燃烧室冷态流场与喷雾燃烧流场进行了试验测量,分别比较了冷态、燃烧流场的差异以及进口油气比和进口空气流量对喷雾燃烧流场的影响,主要得到以下结论:

1) 在相同进口试验条件下,喷雾燃烧流场冷态相比差异非常大,喷雾燃烧时其流场回流区长度比冷态更短,但回流区内旋涡的对称性较强,轴向速度明显高于冷态时轴向速度。

2) 冷态及喷雾燃烧流场中涡量和切应变率分布大致相同,数值有一定差异,并且在回流区内喷雾燃烧时湍流强度随着轴向距离的增加稍有增强,而冷态流场中湍流强度在回流区内随着轴向距离的增加而减弱。

3) 在相同进口流量和温度下,随着进口油气比的增加,燃烧温度增高,气流速度增大,逆压梯度增强导致燃烧流场的回流区宽度变宽,而回流区长度变短。

4) 在相同进口油气比和温度时,随着进口空气流量的增加,进气旋流速度增加,导致燃烧流场回流区被压扁,涡心靠得更近,回流区变得更长。

参考文献:

- [1] Li G, Gutmark E J. Flow field measurements of triple swirler spray combustor[J]. AIAA-2002-4010, 2002.
- [2] Reddy A P R, Sujith R I, Chakravarthy S R. Swirler flow field characteristics in a sudden expansion combustor geometry using PIV[J]. AIAA-2005-217, 2005.
- [3] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F, et al. Vortex-shedding and mixing layer effects on periodic flashback in a lean premixed prevaporized gas turbine combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32 (2): 2901-2908.
- [4] El-Kady A M, Jeng S M. The influence of primary air jets on flow and pollutant emissions characteristics within a model gas turbine combustor[J]. AIAA-2006-544, 2006.
- [5] Ji J, Gore J P. Flow structure in lean premixed swirling combustion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(1): 861-867.
- [6] Dhanukav S K, Driscoll J F. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[J]. AIAA-2008-4683, 2008.
- [7] Tomimatsu S, Fujisawa N, Hosokawa A. PIV measurement of velocity field in a spray combustor[J]. Journal of Visualization, 2003, 6(3): 273-281.
- [8] Yuto E, Yoshihiro Y, Tomohiro I, et al. Evaluation of flow structure in gas turbine combustor models by PIV[R]. Lisbon, Portugal: 16th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 2012.
- [9] ZHANG Rongchun, FAN Weijun. Flow field measure-

- ments in the cavity of a trapped vortex combustor using PIV[J]. *Journal of Thermal Science*, 2012, 21(4): 359-367.
- [10] 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 & Astronautics*, 2012, 29(4): 307-317.
- [11] 韩启祥, 许铁军, 黄健, 等. 双旋流器单头部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, et al. Experimental study of flow field of a model combustor with two swirler[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(8): 1370-1374. (in Chinese)
- [12] 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.
PENG Yunhui, LIU Dan, LIN Yuzhen. Primary zone flow field and combustion performance of high temperature rise combustor[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2010, 16(5): 456-461. (in Chinese)
- [13] 刘河霞, 刘玉英, 李瑞明, 等. 驻涡燃烧室凹腔供油位置对流场影响的 PIV 实验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(10): 2272-2276.
LIU Hexia, LIU Yuying, LI Ruiming, et al. Experimental study on the influence of fuel supply position of concave cavity on the flow field in trapped vortex combustor by PIV[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(10): 2272-2276. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] 邓远灏, 朱嘉伟, 马存祥, 等. 试验研究 LPP 低污染燃烧室冷态流场与油雾特性[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(2): 162-169.
DENG Yuanhao, ZHU Jiawei, MA Cunxiang, et al. Experimental investigations of flow field and spray characteristic of LPP low emission combustor[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2013, 45(2): 162-169. (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. Measurement 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] Gupta A K, Lilley D G. *Swirl flows*[M]. London: Abacus Press, 1984.
- [18] 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)

(编辑: 叶 青)