

回流燃烧室流动特性试验

翟维阔¹, 胡 阁², 彭剑勇¹, 金 武², 汤朝伟², 李建中²

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了揭示有/无燃烧状态下燃烧室热态和冷态流场的特征和流动特性, 针对某型回流燃烧室单头部试验件, 使用粒子图像测速仪(PIV), 测量燃烧室燃烧状态下不同截面处的热态流场, 以及没有燃烧状态下不同截面处的冷态流场, 探讨不同总压损失系数对回流燃烧室热态/冷态流场特征及流动特性的影响。研究表明: 随着总压损失系数的增大, 冷态条件下各截面流场结构基本保持不变, 如射流孔穿透深度、射流角度、回流区位置及大小、流线等基本保持一致, 但是各位置点速度大小逐渐增大。热态条件下各截面流场随着总压损失系数增大, 流场结构也基本保持不变; 相同总压损失系数时, 热态流场与冷态流场存在差异, 燃油喷射与气流的相对运动将会对燃烧室头部的流场结构造成影响, 速度较冷态流动时略微增大。

关 键 词: 回流燃烧室; 总压损失系数; 粒子图像测速仪(PIV); 热态流场; 冷态流场

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment on flow characteristics of a reverse-flow combustor

ZHAI Weikuo¹, HU Ge², PENG Jianyong¹, JIN Wu²,
TANG Chaowei², LI Jianzhong²

- (1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To reveal the flow field differences and flow characteristics between the non-reacting flow and the reacting flow, the flow fields at different sections of a reverse-flow combustor with different total pressure loss conditions were measured and investigated through particle image velocimetry (PIV) measurement technology. The result showed that: with the increase of the total pressure loss, the non-reacting flow field in the specific section was consistent, the penetrating depth, jet angle, reverse-zone position and size, and the flow line were all similar. Otherwise, the velocity rose. And the reacting flow field in the specific section was also consistent with the increase of the total pressure loss. Also there were some differences from the reacting flow field to the non-reacting flow field in the same total pressure loss condition. The relative motion of fuel injection and airflow will affect the flow field structure of the head zone of the combustor, and the velocity of reaction is faster than the non-reaction.

收稿日期: 2019-01-23

作者简介: 翟维阔(1982—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机燃烧室性能设计。

引用格式: 翟维阔, 胡阁, 彭剑勇, 等. 回流燃烧室流动特性试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2081-2090. ZHAI Weikuo, HU Ge, PENG Jianyong, et al. Experiment on flow characteristics of a reverse-flow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2081-2090.

Key words: reverse-flow combustor; total pressure loss coefficient; particle image velocimetry (PIV); reacting flow field; non-reacting flow field

回流燃烧室具有独有的结构特点,回流燃烧室中气流在燃烧室的后端流进火焰筒头部,火焰筒内部气流流动方向与进口来流流动方向相反,其内部气流经过两次 180°偏转,轴系长度明显缩短,还具有出口温度场品质好等突出优点,但回流燃烧室火焰筒通道高度低易导致燃油富集及碰壁,造成冒烟和壁面积炭,影响燃烧效率和稳定性。燃烧室内良好的气流结构有助于点火和燃烧,对其工作性能有巨大影响,因此对燃烧室流场结构的研究具有重要意义,但燃烧室内气流流动具有强时变/强物理场耦合的特点,给流场测量带来了难度,为获取燃烧室内部流场结构,新型激光测量流场技术应运而生,实验研究水平大为提高,实验结果也能较准确反映燃烧室的真实工况^[1-4]。粒子图像测速仪(PIV)是一种非接触式的流场测量技术,具有全场实时测量且不干扰被测流场等优点^[5-8],因此在流场结构测量中 PIV 的应用越来越广。

Reddy 等^[9]采用实验和数值模拟的方法探究了冷态时回流燃烧室在不同流动条件下回流区和沿燃烧室轴向长度的旋涡强度的变化规律,实验与数值计算结果都表明进口雷诺数的增加会导致燃烧室内轴向速度增加,径向速度发散;Bharani 等^[10]通过对全环回流燃烧室实验,确定了回流燃烧室在不同旋流强度的进口气流时外环通道内的流动特性及其对不同射流孔射流的影响,用方向敏感压力探针和标准热线探针进行了测量,发现主燃孔、掺混孔及冷却小孔的流量分配会发生变化,但出口湍流强度不受进口气流旋流强度的影响;赵硕等^[11]通过实验的手段对回流燃烧室在不同进口气流角度时的点火性能、出口温度分布等进行了研究,发现一定进口气流角度时燃烧室的出口温度场品质较扩压器无整流叶片时的燃烧室出口温度场品质显著改善,点火性能也有明显优化;梁志鹏等^[12]通过在三头部矩形回流燃烧室中进口气流流场畸变对出口温度分布的试验研究,结果表明回流燃烧室的进口气流径向畸变和周向畸变都会使出口温度分布不均匀,出口温度分布系数显著提高,且周向畸变时影响更明显,径向畸变和周向畸变都使出口截面上部产生温度波动且有周期性变化趋势,出口温度分布更不均匀。现阶段学者们主要是采用数值模拟和冷态 PIV 试验的方法探究回流燃烧室流动特性,其了解燃

烧室内的流动特性及对燃烧室的优化设计具有重要的作用,但相较冷态流动,燃烧时热态流动伴随燃油的雾化、蒸发及掺混等复杂过程,且与化学反应高度耦合,此时流场较冷态流场是否发生了改变,因此测量热态流场可有助于探究燃烧对燃烧室流动特征的影响及燃烧室内流动与化学反应之间的相互作用。本文针对某型回流燃烧室测量了不同总压损失系数时燃烧室不同截面上有/无燃烧时的流场结构并对比分析了冷、热态流场的差异,探究了燃烧对燃烧室流动特征的影响规律;探究了总压损失系数对该回流燃烧室冷/热态流动的影响规律。

1 试验系统

试验测量系统主要有:燃烧室试验件、供气系统、供油系统、点火系统、PIV 系统等,如图 1 所示。燃烧室模型件如图 2 所示,其为回流燃烧室单头部扇形件。燃烧室采用 0.526 dm³/s、喷雾锥角为 80°的丹佛斯离心喷嘴,安装在两级旋流器中心位置,火焰筒上未布置冷却孔,上、下射流孔未正对呈错位分布方式,为了实现燃烧室轴向平面和周向平面的光学测量,在燃烧室大弯管段和侧壁面分别布置有观察窗 1、观察窗 2;燃烧室气流由一台罗茨风机供给,燃烧室气流由一台罗茨风机供给,调节进口管道处的阀门使得进出口处的总压至试验工况,进行相应的 PIV 流场测量试验;由于实际燃烧室内呈三维强旋流流动结构,PIV 试验时为保证一定时间间隔内示踪粒子尽量位于激光片内,拍摄时间间隔应小于预估时

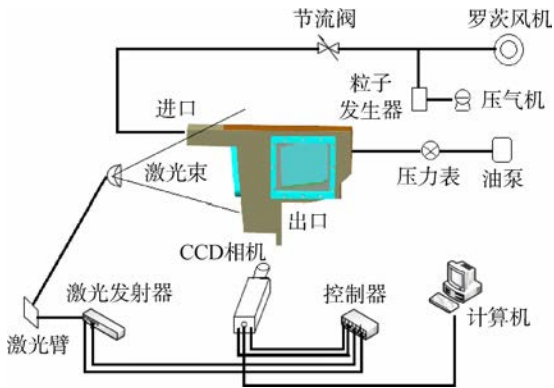


图 1 流场试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of the flow field experimental system

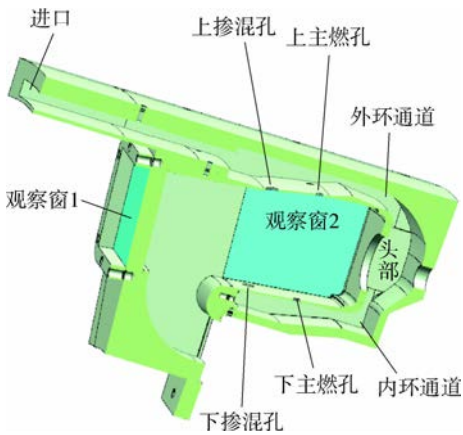


图 2 回流燃烧室模型试验件剖面图
Fig. 2 Geometry of the reverse-flow combustor model

间^[13],该试验时实际设置的时间间隔为 $5\text{ }\mu\text{s}$ 。氧化镁作为示踪粒子,平均直径为 $10\text{ }\mu\text{m}$ 以保证良好的跟随性。示踪粒子在进入燃烧室前与气流具有足够的混合距离,从而保证了燃烧室内示踪粒子的均匀性;试验采用电火花点火方式;试验采用 Nd:YAG 双脉冲激光器,波长为 532 nm ,最大工作频率 15 Hz 。Bobcat B2041 型数字相机, Micro Pulse 725 型同步控制器,保证激光器、数字相机和图像采集器间协调工作。在测量燃烧状态下的流场时,通过在电荷耦合器件(CCD)相机镜头前加装机械快门和滤光片,减小曝光时间,达到减弱燃烧产生的高亮度火焰对测量的影响,滤光镜片通光波长为 532 nm ,带宽为 1 nm ;机械快门的最高工作频率为 2 Hz 。

试验分别测量了常温常压下总压损失系数 δ 为 1% 、 3% 及 5% 工况时冷、热态流场,油气比为 0.03 。测量截面如图 3 所示。B0 截面为燃烧室中心子午面,A0 截面为主燃区内距旋流器出口 15 mm 的轴向截面。

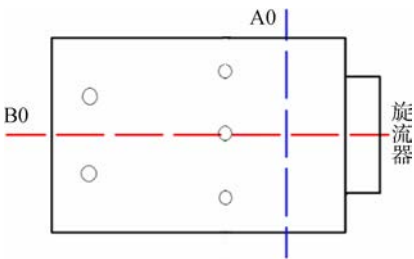


图 3 测量截面示意图
Fig. 3 Schematic diagram of measuring sections

2 试验结果及分析

B0 截面射流孔位置如图 4 所示,上、下主燃

孔交错分布,由于 PIV 系统中激光光路及相机间需相互垂直布置及燃烧室自身结构等原因,中心子午面 B0 截面流场的真实采集窗口如图中紫色实线所示, L_0 为 B0 截面上中心轴线, L_1 、 L_2 、 L_3 及 L_4 分别为选取 B0 截面上距头部旋流器出口端面不同周向位置处的线,距旋流器出口端面轴向距离分别为 $L_1=15\text{ mm}$ (主燃区内)、 $L_2=30\text{ mm}$ (下主燃孔轴向位置后,上主燃孔轴向位置前)、 $L_3=45\text{ mm}$ (中间区)及 $L_4=60\text{ mm}$ (上掺混孔轴向位置附近),规定燃烧室内轴向速度 u 与 X 轴方向相反,径向速度 v 与 Y 轴同向。图 5 为 B0 截面冷态和热态流场分布图。图 5(a)、图 5(c)、图 5(e)分别为 B0 截面在总压损失系数 δ 为 1% 、 3% 及 5% 下的冷态流场分布图,图 5(b)、图 5(d)、图 5(f)分别为油气比 0.03 时 B0 截面在总压损失系数 δ 为 1% 、 3% 及 5% 下的热态流场分布图。通过图 5(a)、图 5(c)、图 5(e)可见在冷态流动中 B0 截面不同压损状态时上、下主燃孔射流穿透深度、射流起始角、偏转角等基本一致,都明显起到了气流截断作用,上主燃孔射流穿透深度明显小于下主燃孔射流穿透深度,其与下主燃孔射流、掺混孔射流相互作用在中间区形成一大的贴内环火焰筒壁的涡,下主燃孔射流与经旋流器作用的头部气流共同作用在头部主燃区均形成两个非对称的涡,上掺混孔射流穿透深度、射流起始角、偏转角等基本一致。流场中各点的速度值大小随着总压损失系数的增大而增大;热态时,通过图 5(b)、图 5(d)、图 5(f)可见,在相同油气比、不同压损状态时燃烧室头部均有上、下有两股强射流,夹角与离心喷嘴雾化锥角基本相同,约为 80° 。头部一定范围内气流沿燃烧室下游流动,在主燃区内某位置处气流流向改变形成明显褶皱分

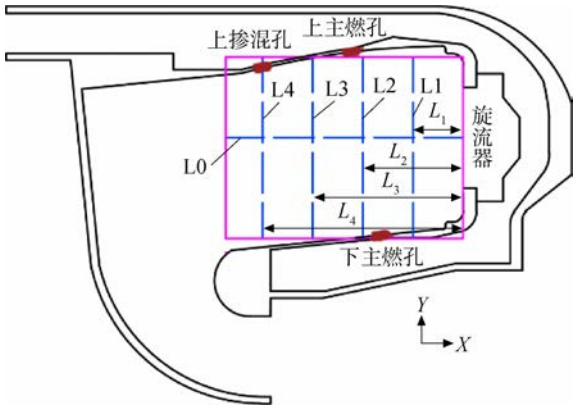


图 4 位置示意图
Fig. 4 Schematic of specific positions

界线。流场中各点的速度值大小随着总压损失系数的增大而增大;相同总压损失系数时,分别对比

图 5(a)与图 5(b)、图 5(c)与图 5(d)、图 5(e)与图 5(f),B0 截面冷态流场与热态流场有明显差异。

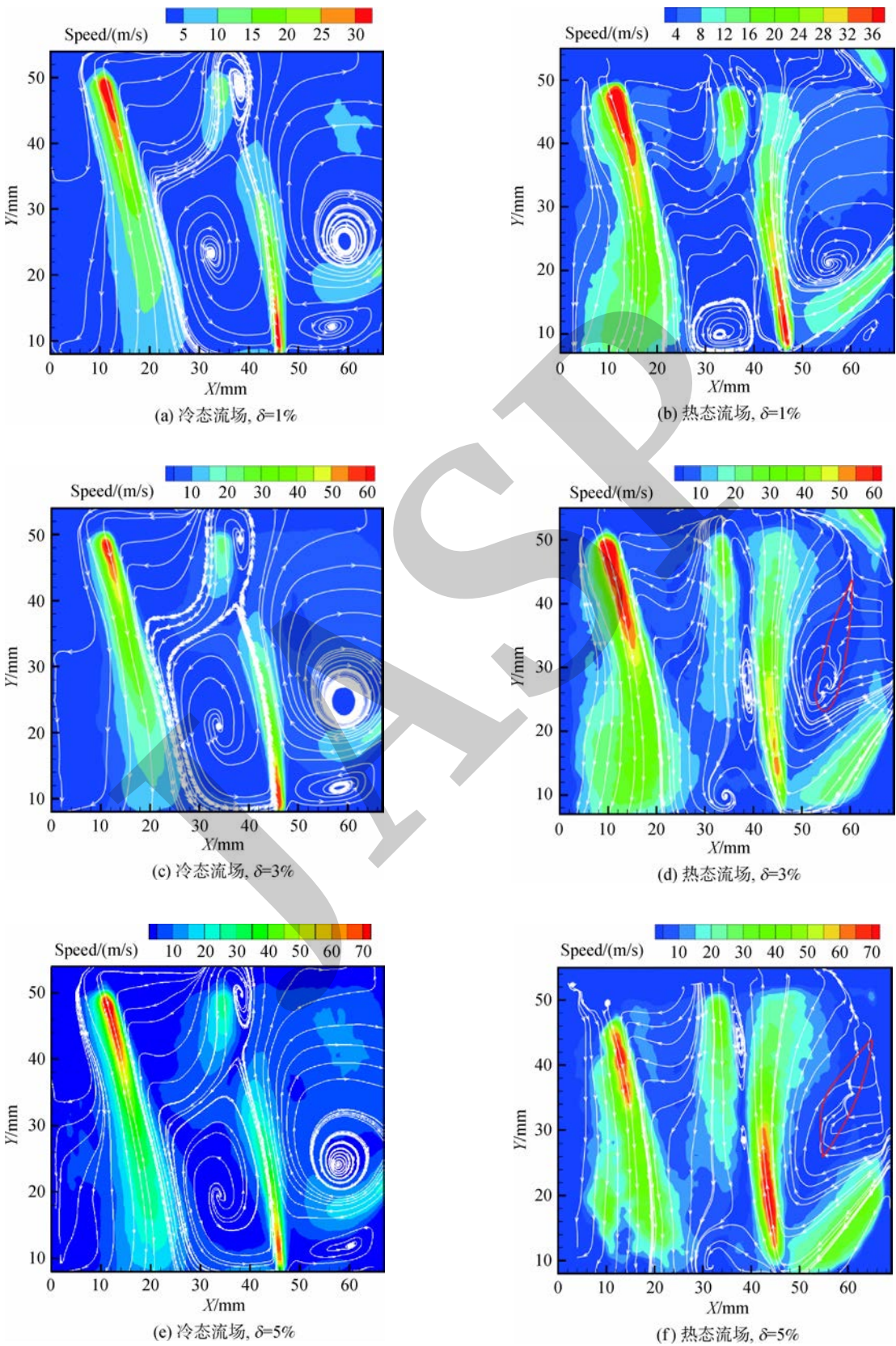


图 5 B0 截面冷态和热态流场分布图

Fig. 5 Streamlines overlaid on the contours of velocity magnitude of section B0

热态流场中上、下主燃孔射流交错,穿透深度大于冷态流场状态,且头部主燃区流场结构及中间区流场结构都发生了改变。这是由于在燃烧状态下,火焰筒内气流温度升高,气流密度降低,气流所受的气动阻力减小,使得火焰筒内气流速度增加;同时,燃烧时能量耗散增大使得速度梯度变大,且火焰筒内气流温度相较于内、外环道内气流温度显著升高,气流密度不均匀,导致此时上、下主燃孔射流轨迹发生了改变,上、下主燃孔射流交错且射流穿透深度较冷态时增大,进而中间区热态流场结构较冷态时发生了明显变化,原冷态存在的靠下位置处大回流区受上主燃孔射流影响明显减小,同时主燃孔和掺混孔上游的局部回流区虽然存在,且与冷态时的旋向相同,但回流区有所减小。

图 6(a)与图 6(b)分别为 B0 截面冷、热态流场零速线在不同压损状态时的分布。以轴向速度

为 0 的速度边界即零速线,表征回流区位置。冷态流动时,不同压损状态下零速线基本重合,说明流场结构在不同压损状态时基本保持不变;热态时,不同压损状态下零速线基本重合,说明流场结构在不同压损状态时基本保持不变;热态时零速线较冷态流动时中心回流区略微后移且范围减小,在燃烧室头部中心回流区靠下位置新增一定范围零速线,这是因为燃烧时火焰筒内气流相较于内、外环道内气流温度升高,空气密度降低,气动阻力减小,而且上、下主燃孔射流轨迹改变,上主燃孔射流与下主燃孔射流交错且其穿透深度接近于整个燃烧室高度,下主燃孔射流尾迹偏向主燃区,使得中心回流区范围减小,且上、下主燃孔射流间的相互作用使得在中心回流区靠下位置形成一个较小的回流区,即相同工况条件下,热态流动结构较冷态流动发生改变。

图 7(a)与图 7(b)分别为冷态、热态时轴向速度沿燃烧室中心轴线的沿程变化曲线。以燃烧室中心轴线上的轴向速度零速度点与起点之间的轴向距离表征中心回流区的长度,冷态时零速度点

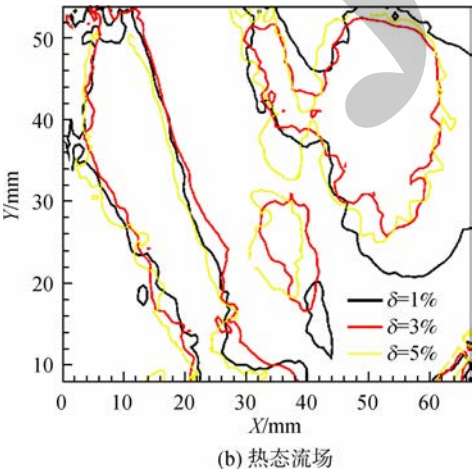
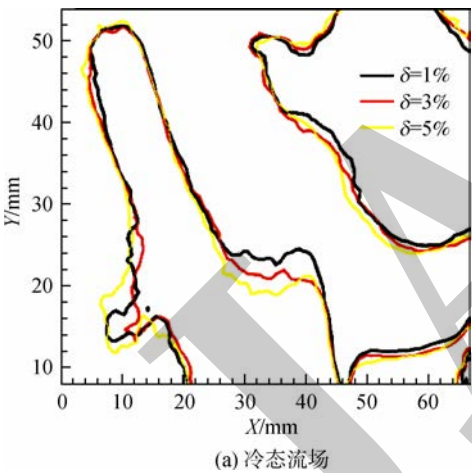


图 6 不同压损状态时 B0 截面流场零速线

Fig. 6 Line with 0 velocity magnitude under different total pressure loss coefficients of section B0

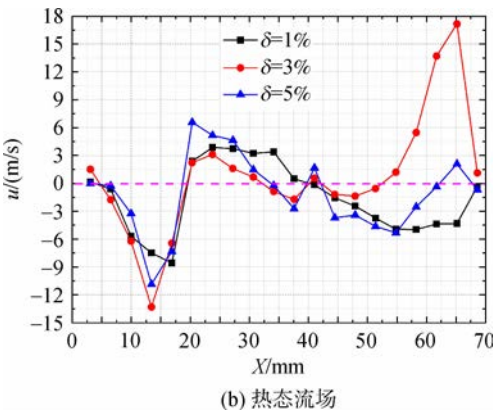
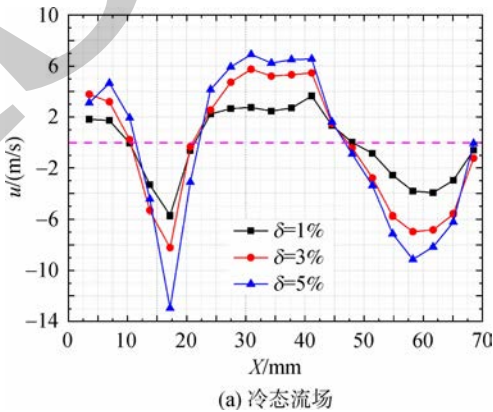


图 7 轴向速度沿燃烧室中心轴线的沿程变化

Fig. 7 Schematic diagram of the change of axial velocity along the central axis

位置随着总压损失系数的增加变化不大,即中心回流区长度基本保持不变;热态时头部区域轴向速度波动较大,一定位置往后区域轴向速度分布趋势较一致,即热态流场较冷态流场差异主要存在于燃烧室头部一定范围内;热态时零速度点位置基本不变,但热态较冷态时中心回流区长度略长。

图 8 为 B0 截面不同轴向位置处轴向速度。图 8(a)、图 8(c)、图 8(e)、图 8(g)与图 8(b)、图 8(d)、图 8(f)、图 8(h)分别为冷态和热态时 B0 截面上不同轴向位置处在不同总压损失状态下的轴向速度分布。冷态流动时,在不同压损状态下各轴向位置的速度分布趋势保持一致,这说明压损的改变不会影响燃烧室内的速度分布特征,但速度值随着压损的增大而增大。L1 位置处,轴向速度零点位于径向高度 $Y=27\text{ mm}$ 左右, $Y>27\text{ mm}$ 时,速度值为负,即为回流, $11\text{ mm}<Y<27\text{ mm}$ 时,速度值为正,向燃烧室下游方向流动, $Y<11\text{ mm}$ 时,速度值为负,这是由于主燃区内形成两个旋向相反的回流区导致的。且轴向速度在径向高度 Y 为 42 mm 及 17 mm 处时速度梯度最大,该位置为上回流区上下边界处。L2、L3、L4 位置时轴向速度在不同压损状态下变化趋势相同,其中在 L3 位置处,径向高度 Y 为 35 mm 及 22 mm 处轴向速度速度梯度显著增大,这是因为该位置为中间区内回流区的上下边界;热态状态下, L1 位置处,径向高度 $Y>22\text{ mm}$ 时,轴向速度分布基本一致,且速度值大小略大于冷态时速度,均为回流;径向高度 $Y<22\text{ mm}$ 时轴向速度基本为正向速度分布,且正向速度的峰值明显提高,但其分布曲线变化趋势与冷态几乎相同。这说明虽然在火焰筒头部初始段燃油液滴的影响,流动没有反映出中心回流的特征,但液滴的运动轨迹受燃烧室的气流流动影响,即气流的流动特征对燃油的分布特征影响很大^[14-18]。L2、L3、L4 位置时,不同压损状态下,轴向速度分布规律基本一致。

图 9 为 A0 截面冷态和热态时的速度矢量图。图 9(a)、图 9(c)、图 9(e)分别为 A0 截面在总压损失系数 δ 为 1%、3% 及 5% 下的冷态速度矢量图,图 9(b)、图 9(d)、图 9(f)分别为油气比 0.03 时 A0 截面在总压损失系数 δ 为 1%、3% 及 5% 下的热态速度矢量图。冷态流动时,由于气流经旋流器作用后,具有强大的切向动量而产生离心力使气流发生旋转。因此,不同压损状态下 A0 截面气流的流动均呈现由中心向四周旋转扩张的趋势,其旋向与初始的切向动量方向有关,取决于

旋流器结构,本文中气旋为顺时针旋向。另外,气流经旋流器作用后进入燃烧室,在角落处形成与主气流相反旋向的角涡,且与主燃孔射流相互作用后在周向局部形成多个回流区,增强了燃烧室周向气流掺混作用。不同压损状态下 A0 截面的局部回流区位置、旋向和尺寸基本相同。由于 A0 截面位于主燃区内,气流速度整体偏低,因此随总压损失的增大, A0 截面处气流速度逐渐增大,但增大幅度较小;热态时,不同压损状态时 A0 截面流场均存在相同周向位置处速度值大小基本相同,方向由圆心指向外的环状区域,速度值随着总压损失系数的增大而增大,远大于相同工况条件下的冷态流场速度,且流场结构明显不同于冷态流场。

图 10(a)和图 10(b)分别为冷态及热态时 PIV 拍摄所获取的 B0 截面粒子图像,可看出热态时粒子图在射流孔位置附近粒子较为集中,但旋流器出口附近存在有呈一定角度的强粒子团,且该区域的粒子颗粒大小明显大于其他处的粒子颗粒。冷态时粒子图在射流孔位置附近粒子较为集中,粒子分布较为均匀且颗粒尺寸较小。

结合 B0、A0 截面处的冷态及热态 PIV 流场特征,可以发现不同截面上的冷态和热态时流场结构随着总压损失系数的增大均基本保持不变,即流动处于自模化状态,流场结构与压损无关。相应各点的速度值大小随着总压损失系数的增大而增大。在热态时,由于液态燃料以离散液滴形式喷入燃烧室,部分示踪粒子会附着在液滴上,且旋流器出口附近的液滴喷射速度高于气流速度,较大尺寸的液滴由于惯性力大,穿透深度增加,且与气流的跟随性变差,因此距离旋流器出口较近的轴向距离内,PIV 测得的流场实际上是液滴的运动轨迹。随着轴向距离的增大,燃油颗粒逐渐蒸发成燃油蒸汽并与气流混合,PIV 相机准确捕捉到示踪粒子,从而反映流场的真实结构。由于总压损失系数的增加使得进口流量增加,满足相同油气比条件时喷嘴的流量增加,进而喷嘴喷出的雾化燃油速度值增大,因此图 9(b)、图 9(d)、图 9(f)所示热态时 A0 截面处速度值大小随总压损失系数的增加而增加。由于燃油从离心喷嘴喷出具有一定的喷雾锥角,因此在旋流器出口附近存在一定扩张角的高速流动区域,且该区域内具有较大的速度梯度。同时由于液滴相对气流具有更高的速度,因此在其迅速扩张以及与气流的相互剪切作用下,在旋流器出口上下两侧形成角回流区。这说明燃油喷射与气流的相对运动对燃烧室

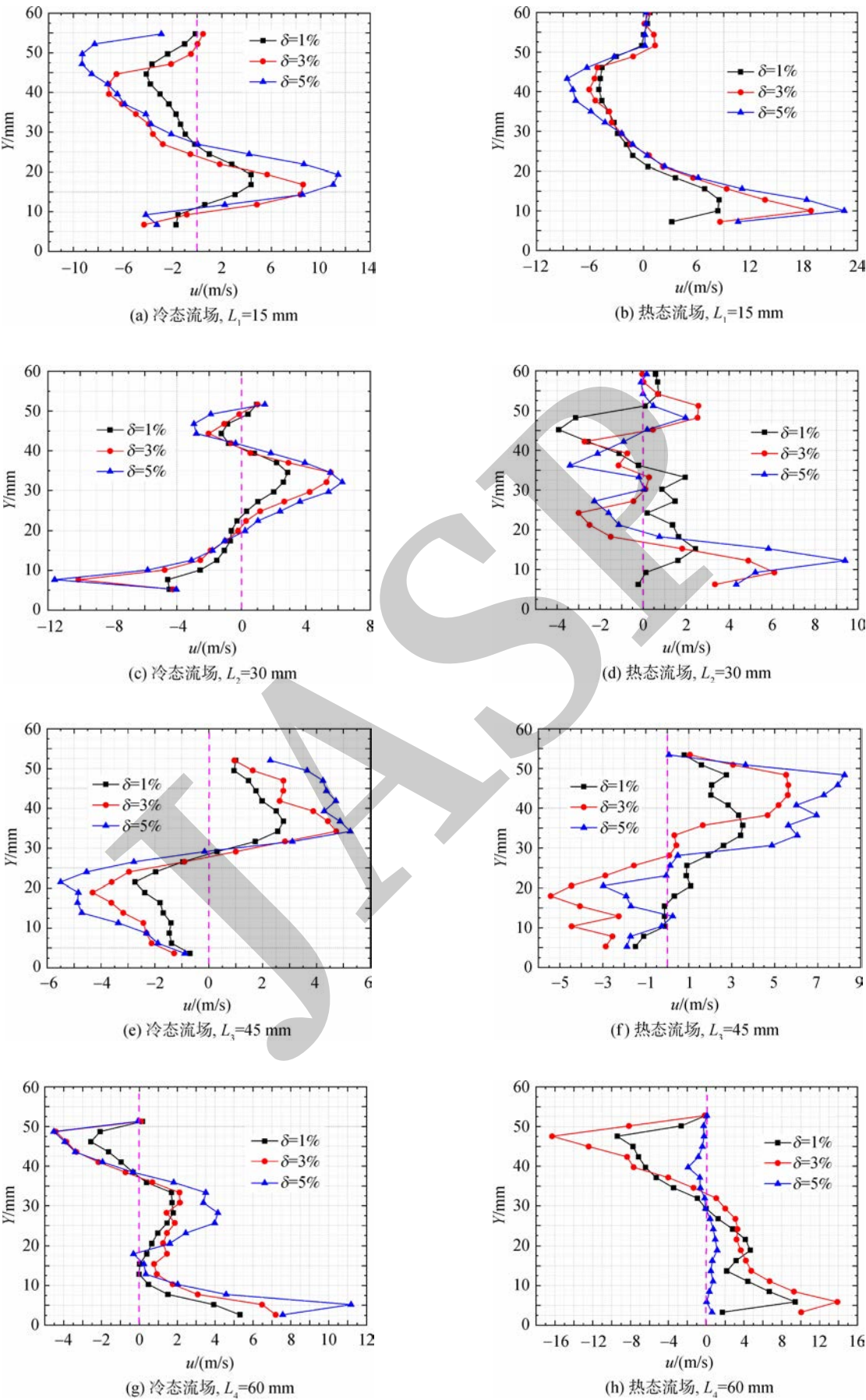


图 8 B0 截面不同轴向位置处轴向速度

Fig. 8 Profiles of axial velocity with different conditions of section B0

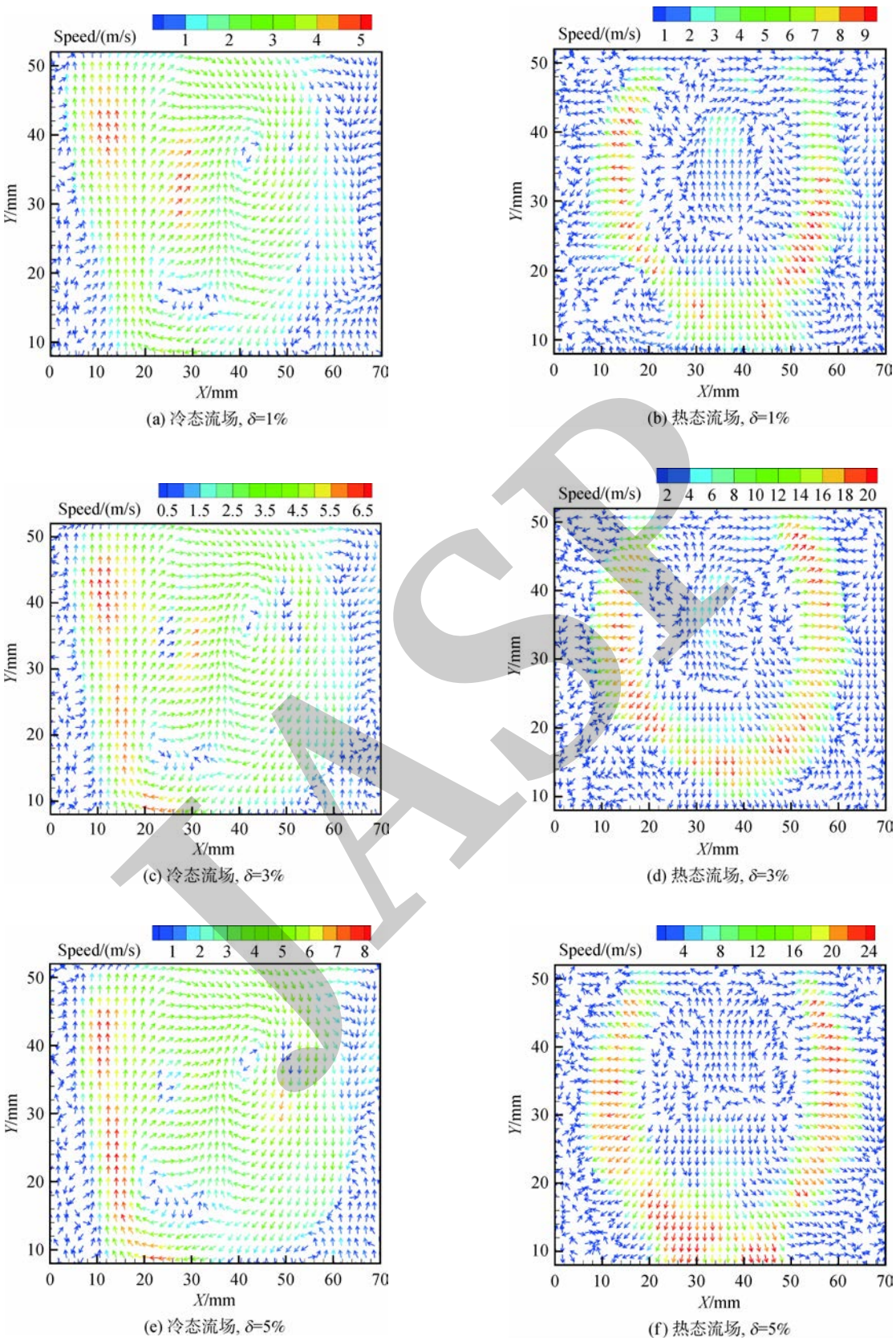


图 9 A0 截面冷态和热态时的速度矢量图

Fig. 9 Velocity vector diagrams of section A0 in different conditions

头部流场结构造成影响。另外,在燃烧状态下,一方面燃烧室内温度相较内、外环道内气流温度升

高,气流密度降低,使得燃烧室内气流的气动阻力减小,导致燃烧室内的气流速度增加;同时,燃烧

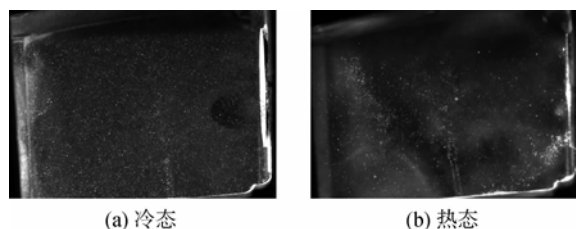


图 10 B0 截面冷态和热态示踪粒子图像

Fig. 10 Tracer particle image of section B0 in different conditions

时能量耗散增大使得速度梯度变大。因此,主燃孔和掺混孔射流上游的局部回流区虽然存在,并与冷态时的旋向相同,但回流区有所减小,说明燃烧状态时流场结构与冷态流场有一定不同;掺混孔射流下游整体上的流动方向与冷态时相同,但速度梯度增加,说明燃烧状态对该区域气流流动方向影响较小,但是高温将会导致速度及速度梯度的增加。

3 结 论

本文为了揭示有/无燃烧状态下燃烧室热态和冷态流场的特性及燃烧对流场的影响,针对某型回流燃烧室单头部试验件,使用二维 PIV 流场测量技术,测量了燃烧室燃烧状态下不同截面处的热态流场以及没有燃烧状态下不同截面处的冷态流场,通过对不同截面处流场速度图、零速线及特定位置处的在冷热态时的轴向和径向速度的对比分析,探究了不同总压损失对回流燃烧室热态/冷态流场特征的影响及燃烧对流场的影响。得到以下结论:

1) 总压损失系数的改变对燃烧室冷态流场结构和热态流场结构影响较小。具体表现为流动方向、回流区大小及位置、射流穿透深度、角度等随着总压损失系数的增加基本保持不变。

2) 总压损失系数的增大显著改变燃烧室流场中各位置处的速度值大小。随着总压损失系数的增加,流场中相应各点的速度值大小逐渐增大。

3) 相同总压损失系数下,冷态流场和热态流场结构存在一定差异,热态流场速度值较冷态时流场速度值略微增大。

4) 燃油喷射与气流的相对运动将会对燃烧室头部的流场结构造成影响。

参考文献:

[1] MONGIA H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers; Part I high ΔT [R]. AIAA-2011-

107, 2011.

- [2] MELLOR A M. Design of modern turbine combustors [M]. London: Academic Press, 1990.
- [3] 林阳, 林宇震, 刘高恩. 收口套筒主燃区流场的 PIV 测量 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 1989-1993.
LIN Yang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. PIV experimental study of primary zone flow field of convergent sleeve [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 1989-1993. (in Chinese)
- [4] 杨浩林, 赵黛青, 杨卫斌. 扩散燃烧流场的 PIV 测试方法探讨 [J]. 工程热物理学报, 2007, 28(增刊 2): 233-236.
YANG Haolin, ZHAO Daiqing, YANG Weibin. Application of PIV system to the diffusion combustion flow field [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(Suppl. 2): 233-236. (in Chinese)
- [5] 于锦峰, 郭志辉, 张军峰, 等. 套筒长度对火焰筒流场和雾化特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2506-2513.
YU Jinfeng, GUO Zhihui, ZHANG Junfeng, et al. Experimental study the effect of flare sleeve length on the flow field and spray characterization of a combustor swirl cup [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2506-2513. (in Chinese)
- [6] 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.
- [7] HUANG R F, TSAI F C. Flow field characteristics of swirling double concentric jets [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2001, 25(3/4): 151-161.
- [8] BLUNCK D L, SHOUSE D T, NEUROTH C, et al. Experimental studies of cavity and core flow interactions with application to ultra-compact combustors [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(9): 091505. 1-091505. 8.
- [9] REDDY K S, REDDY D N, VARAPRASAD C M. Experimental and numerical investigations of swirling flows in a reverse flow gas turbine combustor [R]. AIAA 2007-4219, 2007.
- [10] BHARANI S, SINGH S N, AGRAWAL D P. Effect of swirl on the flow characteristics in the outer annulus of a prototype reverse-flow gas turbine combustor [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2001, 25(6): 337-347.
- [11] 赵硕, 黄章芳, 成胜军. 进气对某回流燃烧室性能影响的试验 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1293-1297.
ZHAO Shuo, HUANG Zhangfang, CHENG Shengjun. Experiment on effect of inlet airflow on performance of a reverse-flow combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1293-1297. (in Chinese)
- [12] 梁志鹏, 林宇震, 许全宏, 等. 进口流场畸变对回流燃烧室出口温度分布的影响 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1142-1148.
LIANG Zhipeng, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al.

Effects of inlet velocity distortion on outlet temperature distribution of a reverse-flow combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(5): 1142-1148. (in Chinese)

[13] VASHAHI F, LEE S, LEE J. Experimental analysis of the swirling flow in a model rectangular gas turbine combustor [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 76: 287-295.

[14] CHEN Fang, LIU Hong, Partical image velocimetry for combustion measurements: applications and developments [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(7): 1407-1427.

[15] LI G, GUTMARK E. Effect of exhaust nozzle geometry on combustor flow field and combustion characteristics[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(2): 2893-2901.

[16] DHANUKA S K, DRISCOLL J F, MONGIA H C. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[R]. AIAA-2008-4683, 2008.

[17] MOHAMMAD B, JENG S M, ANDAC M G. Influence of the primary jets and fuel injection on the aerodynamics of prototype annular gas turbine combustor sector[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, 133(1): 011505.1-011505.8.

[18] CHONG C T, HOCHGREB S. Flow field of a model gas turbine swirl burner[J]. *Advanced Materials Research*, 2012, 622/623: 1119-1124.

(编辑:李岩梅、张 雪)