

主燃级旋流数影响三级旋流燃烧室流动与燃烧特性试验

汤朝伟¹, 李建中¹, 金武¹, 胡阁¹, 任勇智¹, 袁丽²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2. 陆军工程大学 国防工程学院, 南京 210007)

摘 要: 为了研究主燃级旋流数对三级旋流燃烧室内的流动、燃烧特性, 设计了两种不同主燃级旋流数的旋流器, 通过粒子图像测速仪(PIV)与火焰自发辐射手段得到了燃烧室的流场和火焰结构。研究结果表明: 主燃级旋流数的改变对出口流动以及点熄火极限油气比影响较大, 主燃级旋流数增加使回流涡心位置向中心和上游靠近, 中心回流区高度增加, 出口涡量强度降低, 下游中心回流区内侧的回流速度, 湍流强度增加, 火焰结构对称, 成功点火时间减少, 主燃级旋流数为 0.8 的点熄火极限油气比较主燃级旋流数为 0.7 在进口流量为 200、250、300、350 m³/h 各工况对应增加了 48%、41%、26%、24%, 熄火极限油气比各工况均增加 30% 以上。燃烧时, 火焰呈一定的“V”型张角向外燃烧。点火时, 火焰沿着中心回流区边界向内侧发展。

关 键 词: 三级旋流器; 主燃级; 流动特性; 燃烧特性; 火焰传播

中图分类号: V235.22

文献标志码: A

Experiment on effect of main swirl number on the flow and combustion characteristics of three-stage swirl combustor

TANG Chaowei¹, LI Jianzhong¹, JIN Wu¹, HU Ge¹,
REN Yongzhi¹, YUAN Li²

(1. Key Laboratory of Aero-engine Thermal Environment and Structure,
Ministry of Industry and Information Technology,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. School of National Defense Engineering, the Army Engineering
University of the Chinese People's Liberation Army, Nanjing 210007, China)

Abstract: To study the effect of main swirl number on the flow and combustion characteristics of three-stage swirl combustor, two different main swirl number swirlers were designed. The flow field and flame structure were obtained with particle image velocimetry (PIV) and flame spontaneous emission. Results showed that the change of main swirl number had a great influence on the outlet flow, the lean ignition fuel air ratio and the lean blow-out fuel-air ratio. With the increase of the main swirl number, the position of the vortex core was close to the center and upstream location. The height of the center toroidal recirculation

收稿日期: 2020-06-11

基金项目: 江苏省自然科学基金(BK20190423); 国家自然科学基金(51906106)

作者简介: 汤朝伟(1996—), 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机燃烧与传热技术。

引用格式: 汤朝伟, 李建中, 金武, 等. 主燃级旋流数影响三级旋流燃烧室流动与燃烧特性试验[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 634-645. TANG Chaowei, LI Jianzhong, JIN Wu, et al. Experiment on effect of main swirl number on the flow and combustion characteristics of three-stage swirl combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 634-645.

zone was increased, while the vorticity of the outflow was decreased. The recirculation velocity and turbulence intensity inside the center toroidal recirculation zone were increased, and the flame structure was symmetrical. The successful ignition time was reduced. Compared with primary stage swirl number 0.7, the lean ignition fuel-air ratio of primary stage swirl number 0.8 was increased by 48%, 41%, 26%, and 24% at volume flow rate of 200, 250, 300, 350 m³/h, respectively. Besides, the lean blowout fuel air ratio was increased by more than 30% in each operating condition. During the combustion process, the flame burned outward at a certain “V” opening angle. During the ignition process, the flame developed to the inner side along the boundary of the center toroidal recirculation zone.

Key words: three-stage swirler; primary stage; flow characteristics; combustion characteristics; flame propagation

未来先进航空发动机的发展趋势根据侧重点不同而有所不同。对于军用发动机注重高温升乃至超高温升燃烧以此提高稳定性及推质比,对于民用发动机则是低污染、低油耗燃烧。而低污染燃烧室多工作于贫油甚至极贫油状态下,贫油燃烧稳定性能差,高温高压的进口条件下容易产生回火。为了解决燃烧室头部高温升、热负荷大等难题,拓宽稳定燃烧工作范围、降低污染物排放以及调节燃烧室出口温度分布,高温升和低污染燃烧室多采用分级、多级或者分区燃烧技术。

在现代航空发动机中,多级旋流器是一种较为先进的火焰筒头部火焰稳定装置,具有代表性的三级旋流器已成为当前的热门课题^[1-6]。Lilley^[7]研究了旋流器旋流强度对燃烧室中火焰性能、稳定性和燃烧强度的主要影响,发现弱旋流能增加射流的宽度;强旋流度下,喷嘴出口附近有很强的径向和轴向压力梯度。Li等^[8]重点研究了三级旋流器下游的流场特征,发现中心回流区具有轴对称性,但局部有与内部效应相关的不对称结构。Jasuja等^[9]通过三级旋流器研究了喷雾的雾化特性,发现喷雾一般是不均匀的,并且尺寸、速度和数密度不均匀性的程度随着测量平面的轴向距离减小而增加。分级燃烧可分为值班级燃烧和主燃级燃烧,小工况下仅主燃级工作,大工况下主燃级和值班级同时工作。Dhanuka等^[10]研究了中心分级燃烧室的流动特性,发现主燃级和值班级同时工作时,流场中湍流度与雷诺应力明显增加,火焰的存在改善两级气流间的相互作用,此外,主燃级掺混气容易点燃,主燃级燃烧效率大大提高^[11]。Hassa等^[12]对具有直射喷嘴的主燃级燃烧室进行研究,发现主燃级的油气能够充分掺混,形成较为均匀的温度场。

总的来说,国外对多级旋流器已经开展了多

年的试验和理论研究,我国对多级旋流器的研究起步相对较晚,但目前已有很多学者开展了相关研究。赵自强等^[13]研究了相同进口条件下,多种外旋流器旋流数组合旋流器出口流场,发现外级旋流器旋流强弱不是回流区形成的决定因素。袁怡祥等^[14]研究发现三级旋流器与双油路离心喷嘴的结构方案能改善燃烧稳定工作条件。彭云晖等^[15]对三级旋流器燃烧室的出口温度进行了试验研究,得出头部油气比和旋流器旋向是影响出口温度分布系数的关键因素。刘殿春等^[16]对单环腔中心分级燃烧室进行了数值模拟,发现值班级旋向对单环腔中心分级燃烧室流场的影响较小,外旋流器旋流角对单环腔中心分级燃烧室流场的影响较大。北京航空航天大学团队研究了台阶高度^[17]、旋流杯套筒扩张角^[18]和供油方式^[19]对中心分级燃烧室流场性能和燃烧特性的影响,发现中心分级燃烧室台阶高度越大,贫油点火边界越宽,同时贫油熄火边界越宽,旋流杯套筒扩张角变大,NO_x排放降低,采用值班级单独供油方式时具有较高的燃烧效率,同时也开展了中心分级燃烧室雾化特性试验研究^[20],发现中心分级燃烧室具有特殊的流场结构及燃油雾化分布规律。邹博文等^[21]对中心分级模型燃烧室进行贫油熄火试验,研究发现燃烧室的贫油熄火油气比由值班级和主燃级共同形成的耦合回流区所决定。

从国内外的研究工作可以看出,由于三级旋流器燃烧室流动复杂且分级燃烧中存在值班级燃烧与主燃级燃烧,两者之间的相互作用对燃烧室整体性能的影响有待进一步研究。同时目前对于仅有主燃级改变的情况下的流场以及点火过程研究较少,为了进一步理解主燃级旋流数对三级旋流燃烧室流动与燃烧特性的影响规律,本文设计了两种不同主燃级旋流数三级旋流器进行燃烧室

的流场结构和燃烧性能的试验研究。

1 试验系统

三级旋流燃烧室试验系统如图 1 所示,试验系统主要由供气系统、供油系统、点火系统、控制系统、测量系统和单头部矩形燃烧室模型等组成。气源由一台罗茨风机提供,气流分为三路分别从上、下主燃孔和头部进入燃烧室内。油路由油箱、油泵、油滤以及喷嘴组成。气路和油路管道上都装有节流阀、压力表和流量计,通过调节阀门,获得所需的气量和油量。同时,气路管道上安装有总压管对进口总压进行测量。点火方式采用电火花点火。粒子图像测速仪(PIV)测量系统在文献[22]中已有详细描述。PIV 可获得某一测量平面的二维速度场数据,用脉冲激光片光源照射被测流场,在一段时间内获取多次曝光的粒子图像,得到示踪粒子的初始和最终位置,通过互相关技术计算出粒子的速度矢量。对此,试验前,调节激光束经过所测平面。试验时,先启动风机,调节气路阀门获取试验工况,打开激光发生器,然后控制粒子发生器产生一定体积分数的粒子,跟随主流气流进入到燃烧室内,待相机能够清晰捕捉到燃烧室内的粒子,此时,控制相机记录一定数量的粒子图片。最后通过后处理软件得到燃烧室内流场矢量图。

对火焰结构进行测量时,只需更换 PIV 冷态试验装置,采用 PI-MAX3 型相机,拍摄区域为子

午面,拍摄增益为 40,拍摄频率为 50 Hz,各个工况的图像拍摄数量为 100 张。同时,为了减弱火焰光强的影响以及过滤掉其他粒子,采用中心波长为 430 nm,带宽为 10 nm 的 CH₂·滤波片拍摄 CH₂·自由基自发辐射图像。

拍摄火焰结构时,相机镜头前需要安装滤波片,启动风机、油泵,调节气、油路阀门获取试验工况,控制点火器点火,待点火成功后,控制相机记录一定数量的火焰图片,通过后处理软件得到燃烧室火焰结构图。

三级旋流器模型件如图 2 所示,其中一级和二级旋流器为轴向旋流器,三级旋流器为径向旋流器,为了保证旋流器有良好的旋流效果,将每一级的旋流数设计在 0.6 以上。本文设计了两种三级旋流器:第一种为一级旋流数 0.6,一级轴向旋流器由 12 个安装角为 40° 的曲叶片构成;二级旋流器旋流数为 0.8,由 16 个安装角为 43° 的曲叶片构成;三级旋流器旋流数为 0.8,由 20 个叶片高度为 6.1 mm,安装角为 56° 的曲叶片构成,即主燃级旋流数(S_{main})为 0.8,值班级旋流数为 0.6,记为 $S_{\text{main}}=0.8$ 。第二种为一级旋流数为 0.6,一级轴向旋流器由 12 个安装角为 40° 的曲叶片构成;二级旋流器旋流数为 0.7,由 16 个安装角为 37° 的曲叶片构成;三级旋流器旋流数为 0.7,由 20 个叶片高度为 8.1 mm,安装角为 54° 的曲叶片构成,即主燃级旋流数 0.7,值班级旋流数 0.6,记为 $S_{\text{main}}=0.7$ 。改变主燃级旋流数,保证两种旋

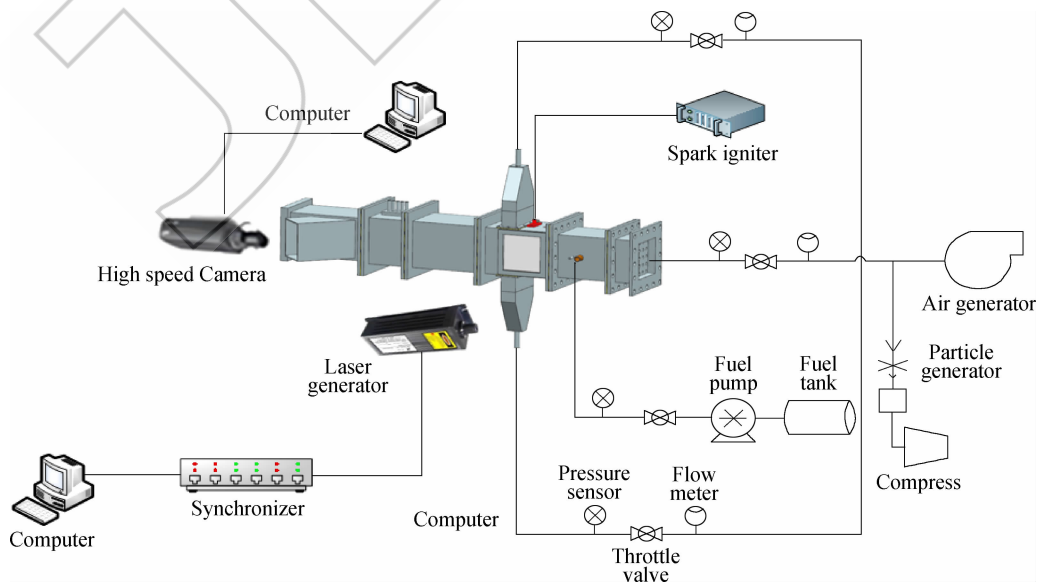


图 1 系统试验图

Fig. 1 Schematic view of experimental facility system

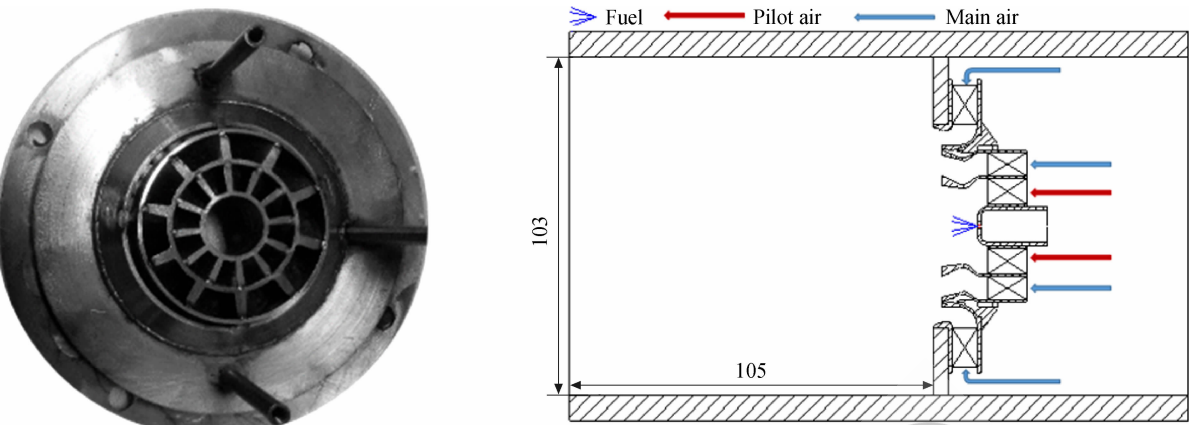


图 2 三级旋流器示意图(单位:mm)
Fig.2 Schematic view of three-stage swirler (unit:mm)

流器相对应的每一级进气流量不变,本设计中主要研究燃烧室的头部流场,主燃级空气流量与值班级空气流量占比按照 4 : 1 进行分配,进口为常温常压,进口流量分别为 200、250、300、350 m³/h。

2 试验结果与分析

2.1 燃烧室流场特性

由于进口流量的改变对燃烧室的流场结构无影响,流场结构并不会改变^[22-23],速度值大小发生一定的改变,对此,选取在进口流量为 300 m³/h 工况进行分析。两种旋流器的速度矢量图如图 3 所示,其中图 3(a)对应主燃级旋流数 $S_{main}=0.8$,图 3(b)对应 $S_{main}=0.7$, x 为燃烧室轴向方向, y 为燃烧室径向方向。从图中可以看出,两种旋流数模型有相似规律,来自风机的气流,一部分进入主燃孔,剩下的气流通过旋流器进入燃烧室内,由于旋流器使气流发生旋转,产生一定的切向速度,气流的离心力是通过其沿径向的压力梯度来维持平衡,必然导致外侧的压力高,中心压力低,当两种压力差达到一定值时,形成逆压力梯度,迫使下游气流以及外侧气流向中心流动,形成中心回流区。

同时从速度矢量图还可以看出,经过旋流器的气流旋转进入燃烧室,旋流器出口位置的高速气流在与主燃孔射流掺混之后,两种气流相互作用使得部分高速气流发生偏转,进一步加强回流涡的形成。由于燃烧室本身结构,上下的主燃孔射流穿透深度约为火焰筒头部高度的一半,主燃孔射速很高,形成气柱状射流,使回流涡后滞止点在主燃孔附近的界面,限制了回流涡的轴向长度。

对比两种不同旋流器的速度矢量图发现,当

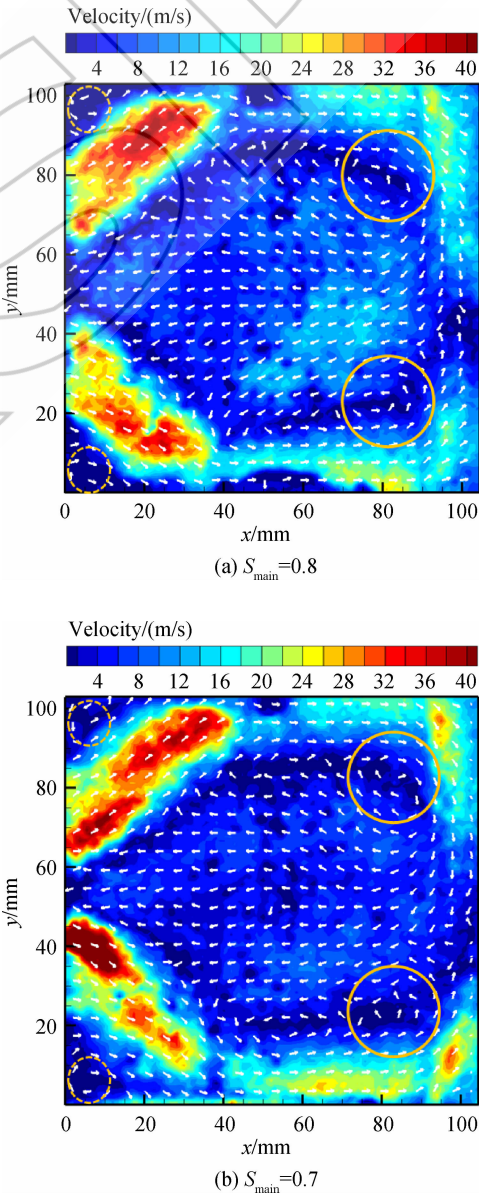


图 3 矢量场及速度场
Fig.3 Velocity vector field and velocity field

进口流量为 $300\text{ m}^3/\text{h}$ 时,高速区的长度与扩张角度基本相同,高速气流碰到壁面的位置都在 $x=40\text{ mm}$ 附近,两种旋流器均能形成较好的中心回流区和两个回流涡(黄色实线)。中心回流区以及回流涡的出现对油气掺混非常有利,经值班级气流形成的中心回流区,在旋流器设计上具备了油气稳定燃烧的流场特征。从涡心位置来看,对于 $S_{\text{main}}=0.8$,上下回流涡心坐标分别为 $(82,78)\text{ mm}$ 和 $(82,23)\text{ mm}$;对于 $S_{\text{main}}=0.7$,上下回流涡心坐标分别为 $(89,80)\text{ mm}$ 和 $(88,22)\text{ mm}$ 。说明旋流数较大时,涡心位置向中心和上游靠近,旋流数的改变对回流涡心位置有所影响。同时各级气流相互掺混后,进一步向下游发展,两种旋流器在上下壁面的出口附近,气流向外扩张的同时各级之间气流发生剪切,在旋流器出口存在两个对称的回流区,即角涡(黄色虚线)。角涡的出现对燃烧来说是极其不利,会产生较强的燃烧噪声,引起火焰不稳定燃烧。

中心回流区零轴向速度图如图 4 所示,两种方案的中心回流区大体相似,类似为椭圆形。可以看出, $S_{\text{main}}=0.8$ 的中心回流区最大高度比 $S_{\text{main}}=0.7$ 稍大。在燃烧室上游, $S_{\text{main}}=0.8$ 的中心回流区尺寸大于 $S_{\text{main}}=0.7$,在燃烧室下游则相反。随着气流向下发展,中心回流区高度沿轴线方向呈现增大然后减小的趋势。

两种旋流器的切向速度图如图 5 所示,其中图 5(a)对应 $S_{\text{main}}=0.8$,图 5(b)对应 $S_{\text{main}}=0.7$ 。中心回流区边界外侧为顺流,内侧为逆流,两种旋流器出口附近具有较大速度分布,上下两侧存在大小一样、方向相反的切向速度。对于 $S_{\text{main}}=$

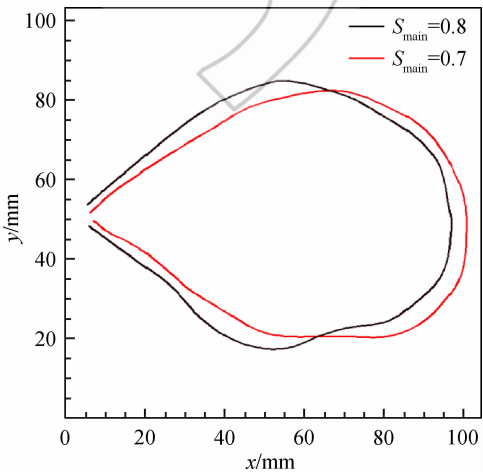


图 4 中心回流区

Fig. 4 Center toroidal recirculation zone

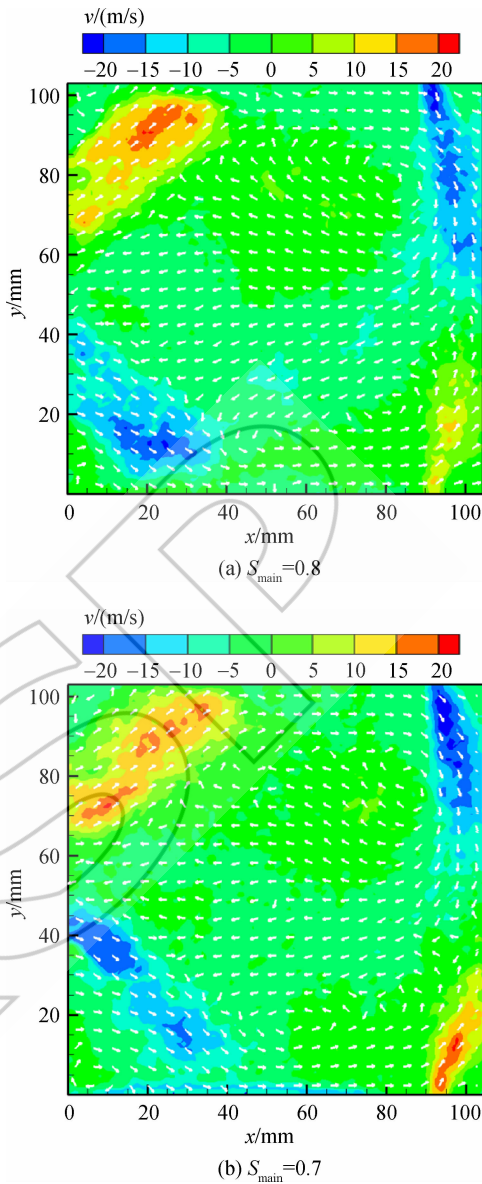


图 5 切向速度及矢量场

Fig. 5 Tangential velocity and velocity vector field

0.8,由于主燃级旋流数大,则具有相对较大的切向动量,两侧壁面附近的切向速度大,逆压力梯度高,能在上游提前形成较高的中心回流区边界。 $S_{\text{main}}=0.7$ 的出口附近仍具有一定大小的切向分量,但随着的气流的发展和掺混,切向速度开始减小,难以形成足够大的逆压力梯度,气流回绕往前变得困难,进而向下游发展,中心回流区在较下游形成。

两种不同旋流数下子午面上不同轴向位置处的轴向速度分布如图 6 所示,蓝色虚线为零速度线。从图中可以看出,在两种不同旋流数下,其各个轴向位置处的轴向速度(u)分布趋势大体保持相似,即流场的结构特征不会改变,但是对速度值产生影响。在 $x=10\text{ mm}$ 处,两种旋流数的轴向

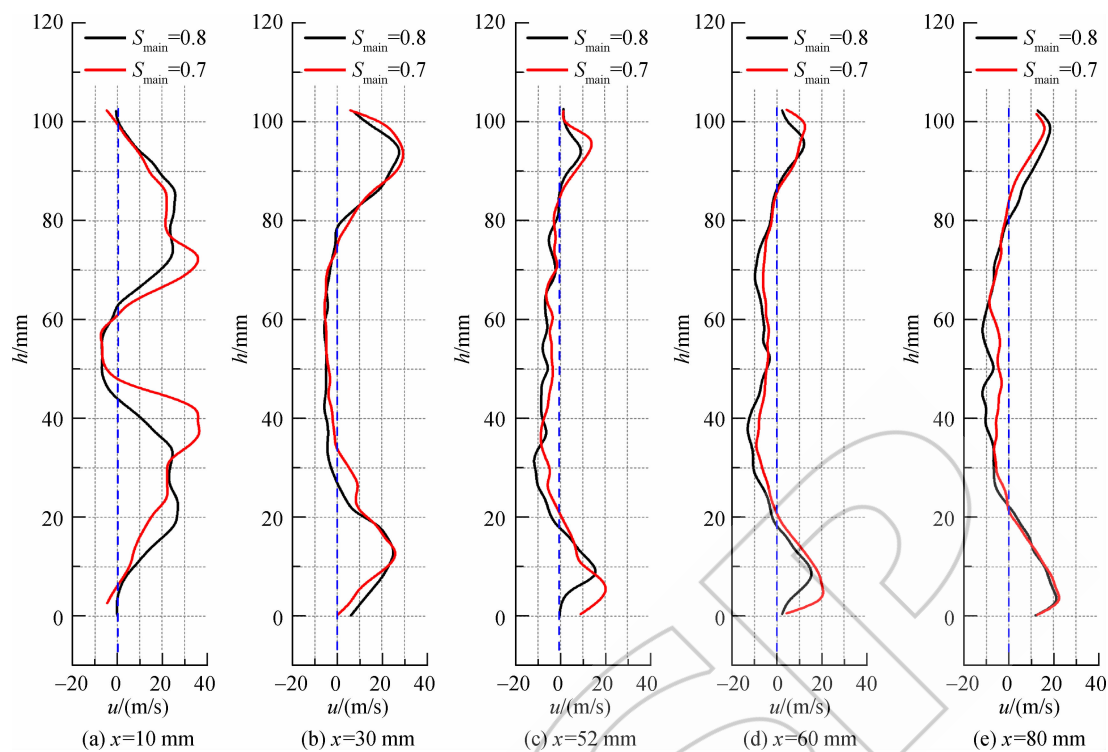


图 6 不同位置轴向速度分布

Fig. 6 Axial velocity distribution at different locations

速度分布均呈现类似“M”型分布,即中间区域为逆流,两侧为顺流。在燃烧室高度 $h=5\text{ mm}$ 和 $h=95\text{ mm}$ 处为负速度,此处有角涡产生,对应图 3 中近壁面的角涡,通过两个零速度点之间距离再次反映出此时 $S_{\text{main}}=0.8$ 的中心回流区高度大于 $S_{\text{main}}=0.7$ 。两种旋流器的最高速度峰值对应矢量图中的高速射流, $S_{\text{main}}=0.7$ 的旋流数小,由于叶片安装角较小,则具有相对较强的轴向动量,轴向速度大,最高速度峰值在 35 m/s ,高于 $S_{\text{main}}=0.8$ 的最高速度峰值 30 m/s 。同时 $S_{\text{main}}=0.7$ 的叶片角度减小后,气流容易沿轴向方向流动,致使轴向速度峰值出现在燃烧室高度中心附近。在 $x=30\text{ mm}$ 处,两种旋流数的轴向速度分布均呈现类似“U”型分布,两种旋流器在回流区范围内轴向速度差异较小, $S_{\text{main}}=0.7$ 仍保持较高的轴向正速度分布。在 $x=52\text{ mm}$ 处,随着气流向下发展,各级气之间有着强烈的相互作用,气流速度波动较大。同时此处为电嘴的所在的轴向位置,可以看出 $S_{\text{main}}=0.7$ 在上半部分的轴向速度均高于 $S_{\text{main}}=0.8$,将会对两种旋流器的点火性能带来不同的影响。中心回流区内部的轴向负速度值发生改变,主燃级旋流数较大的 $S_{\text{main}}=0.8$ 旋流器,其切向分量产生较强的周向旋流,形成一定强度的压力差,使得回流气流有较高的动量,轴向负速度

值变大。在 $x=60\text{ mm}$ 处,各级气流相互融合,形成单股气流,此时回流区边界减小,但两种旋流器中心回流区内侧的轴向速度值大小达最高, $S_{\text{main}}=0.7$ 的回流速度为 9 m/s , $S_{\text{main}}=0.8$ 的回流速度为 12 m/s 。 $S_{\text{main}}=0.7$ 上下壁面附近的轴向正速度值大,较强的轴向正速度需要更大的压差迫使其回流。在压差一定的情况下,轴向负速度值大小相对处于较低的状态。在 $x=80\text{ mm}$ 处,旋流数的改变对轴向负速度值的影响并未减弱,中心回流区内侧的平均轴向速度值大小以及峰值速度均为 $S_{\text{main}}=0.8$ 大于 $S_{\text{main}}=0.7$,此时 $S_{\text{main}}=0.8$ 有着较强回流强度。

两种不同旋流数下子午面上不同轴向位置处的切向速度分布如图 7 所示,蓝色虚线为零速度线。从图中可以看出,在两种不同旋流数下,其各个轴向位置处的切向速度呈中心轴对称,说明以燃烧室中心高度为界,上下两侧存在大小一样、方向相反的切向速度。在 $x=10\text{ mm}$ 处,处于旋流器出口位置,两种旋流器具有较高的速度值,两种旋流器的峰值速度处于不同的燃烧室高度。主燃级旋流数增大,离心力也随之增大,气流更偏向两侧流动发展,进而 $S_{\text{main}}=0.8$ 的速度峰值较 $S_{\text{main}}=0.7$ 向外靠近。在 $x=30\text{ mm}$ 处,中心回流区内的速度变化不大,两种旋流器的速度峰值都在

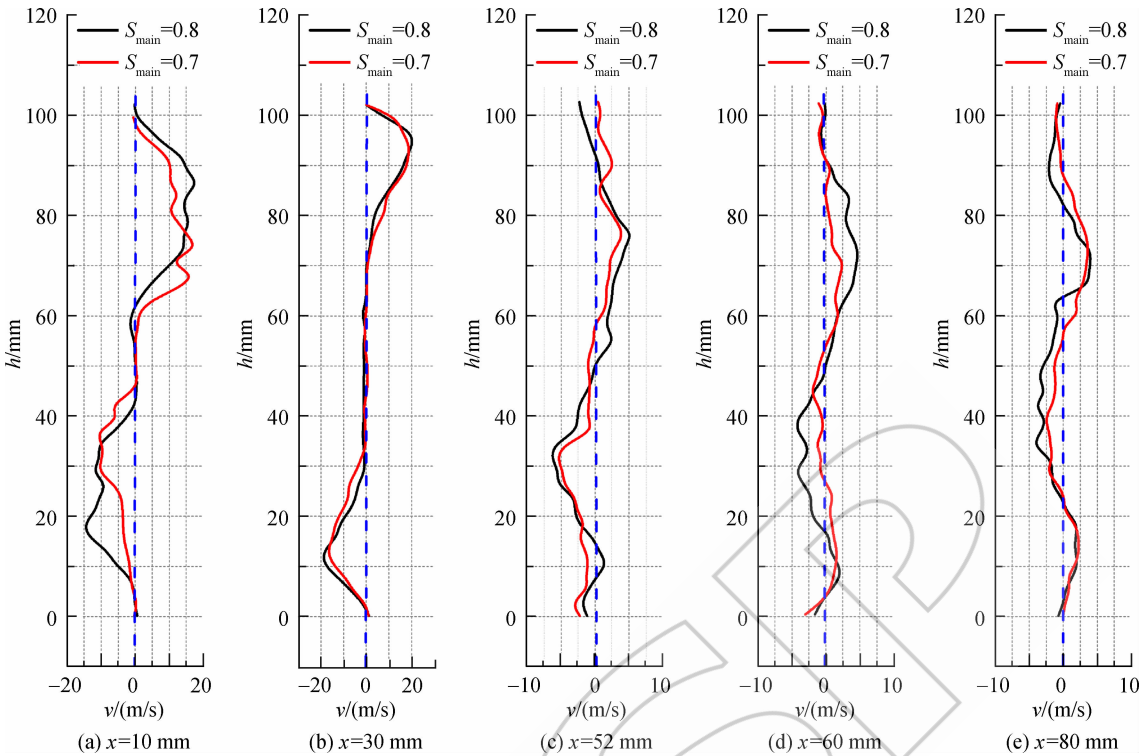


图 7 不同位置切向速度分布

Fig. 7 Tangential velocity distribution at different locations

上下壁面附近达到最大, $S_{\text{main}}=0.8$ 旋流器较大的切向动量使得速度值高于 $S_{\text{main}}=0.7$ 。在 $x=52\text{mm}$ 处, 两种旋流器的切向速度值均有所下降, 但 $S_{\text{main}}=0.8$ 仍具有较大的切向速度。在 $x=60\text{mm}$ 处, 对于 $S_{\text{main}}=0.8$, 其叶片安装角大, 主燃级气流切向动量相对较大, 在向下游发展的过程中, 气流不易被值班级气流主导, 即气流在下游维持较大切向动量, 切向速度较大。在 $x=80\text{mm}$ 处, 在回流涡心位置处, 气流速度较慢, 动量低, 但旋转气流仍具有一定的切向分量, 旋流数较大的切向速度大。

湍流强度和涡量对流体运动有重要的影响, 对其进行研究具有实际意义, 定义湍流强度 q

$$q = \frac{\sqrt{u'^2 + w'^2}}{\sqrt{\bar{u}^2 + \bar{w}^2}} \quad (1)$$

二维涡量 Ω

$$\Omega = \frac{\partial w}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \quad (2)$$

式中 u' 和 w' 为轴向脉动速度和径向脉动速度, $\bar{u}$ 和 $\bar{w}$ 为轴向速度和径向速度平均值。

不同轴向位置处的湍流强度如图 8 所示, 湍流强度沿旋流器中心轴线呈对称分布。为便于分析, 取三个典型轴向位置, $S_{\text{main}}=0.7$ 主燃级旋流数较小, 在 $x=10\text{mm}$ 处, 对应旋流器出口部分, 较大的轴向速度产生强烈的脉动; 在 $x=52\text{mm}$

处, 与不同轴向位置轴向速度分布相对应, 回流区内的湍流强度不断波动, 近壁面处 $S_{\text{main}}=0.7$ 三级气流快速掺混导致湍流强度增加; 在 $x=80\text{mm}$ 处, 在回流区边界内, $S_{\text{main}}=0.8$ 的湍流强度值相对较高, 较大切向速度分布产生了一定强度的逆向压差, 回流强度增加。

不同轴向位置处的涡量分布如图 9 所示, 可以看出涡量呈中心对称分布, 即同一轴向位置处, 存在尺寸相同、旋向相反的涡旋和流动相反的气流。在旋流器出口部分, 高速区气流使涡量增加, 高速度的 $S_{\text{main}}=0.7$ 涡量较强, $x=52\text{mm}$ 处的涡量在零刻度线的变化说明燃烧室内存在大量的有旋运动, 随着气流向下发展, $S_{\text{main}}=0.8$ 较大的切向分量使得下游出口涡量增加。

2.2 火焰结构

试验过程中利用高速相机对燃烧中间产物 $\text{CH}\cdot$ 进行测量, 由于火焰自发辐射成像的原始图片是以一种灰色图片的形式输出的, 因此为了显现出图片轮廓, 同时提升图片的抗干扰能力, 采用 Matlab 软件对图片进行后处理。首先对原始图像进行裁剪和滤波处理, 然后平均叠加拍摄的 200 张图片, 最后对平均图片进行归一化伪色彩处理, 得到 $\text{CH}\cdot$ 的分布, 进而反映出火焰结构特征。将点火前冷态时均流场矢量图与火焰图像相

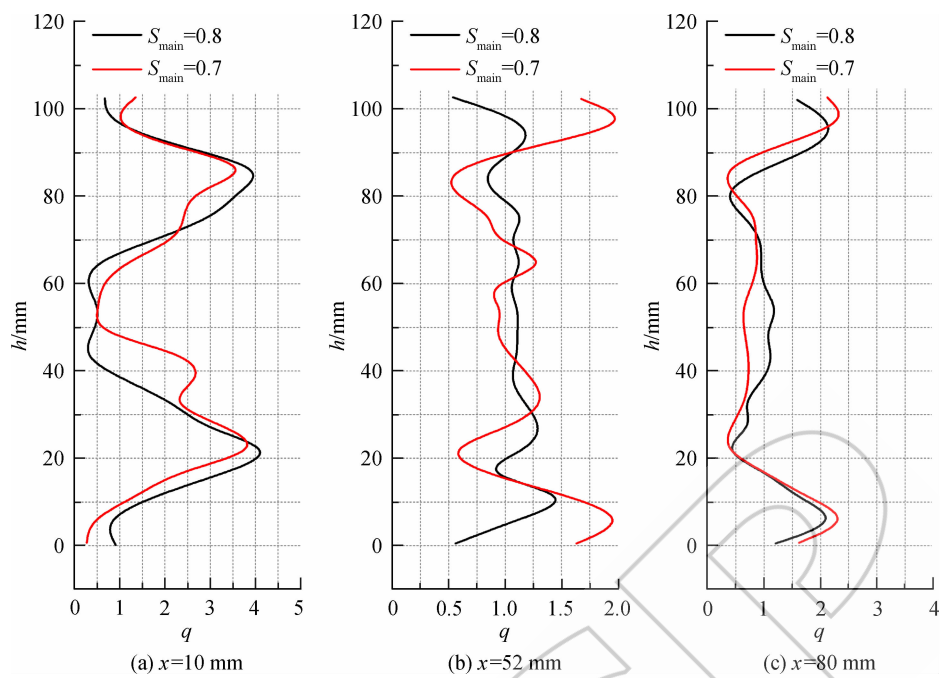


图 8 湍流强度分布
Fig. 8 Distribution of turbulence intensity

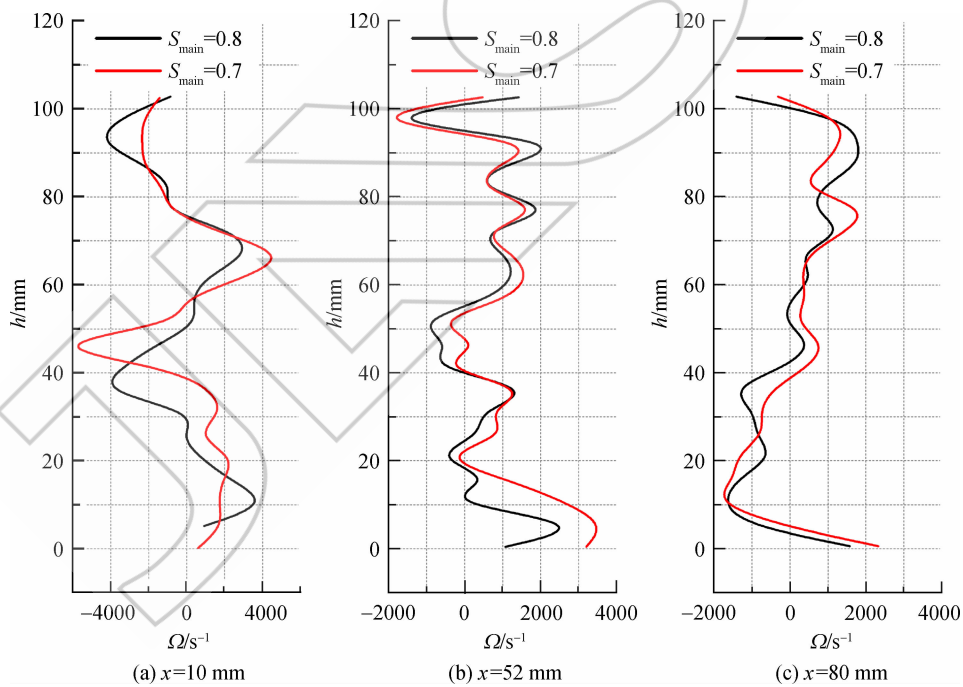


图 9 涡量分布
Fig. 9 Distribution of vorticity

叠加,可反映出燃烧室点火过程中流动对火焰发展的影响。

不同流量进口下的火焰结构仍呈现“V”型结构,火焰扩张角基本保持不变^[22],对此,只对同一种工况下进行研究,两种不同旋流器结构在进口流量为 300m³/h,当量比为 0.6 下的子午面CH·分布如图 10 所示,K 为归一化后的 CH·强度,

高体积分数的氢和碳氢自由基等使化学反应能够持续发生,因此 CH·常常会存在于反应区中,由此表征火焰结构特征。同时,在贫油条件下CH·发光强度减弱,在富油条件下 CH·发光强度极大增加^[24],黑色实线为图像边界提取。

通过 CH·自发辐射图还可以发现,两种旋流器结构对应的 CH·高亮度部分主要集中在主

燃区的上、下两壁面回流涡前端,对应着高油气比区域。回流涡促进了燃油与新鲜空气的掺混,使得该区域局部油气比增高,说明此处为富油状态,燃烧火焰呈一定的张角向外燃烧,类似于“V”型。同时,上、下回流涡发生卷吸,将大量油气掺混物带入中心回流区,减弱了此区域的局部当量比,反应强度下降,近壁面处的上、下角涡区域无高亮亮光,并没有发生回流燃烧,旋流器的设计合理。

从图 10(a)可以看出对于 $S_{\text{main}}=0.8$ 顺流区的气流能很好地沿着反应区边界相互作用(红色虚线),火焰峰面顺滑,CH·分布较为对称,油气分布均匀,大量燃油在旋流器出口部分能够燃烧完全。而图 10(b)中, $S_{\text{main}}=0.7$ 上顺流区的部分气流垂直于作用于反应区边界,油气停驻时间增加,速度梯度较大,反应强度剧烈,上半部分高亮

区域较长,CH·分布具有一定的不对称性,且燃烧室下游仍有油气燃烧,流场决定油雾场,进而油雾场决定燃烧室的燃烧状态。对比两种旋流器的速度矢量场, $S_{\text{main}}=0.8$ 的中心回流区以及回流涡的位置较 $S_{\text{main}}=0.7$ 向上游和中心靠近,进而油气分布较 $S_{\text{main}}=0.7$ 向上游和中间区域集中。 $S_{\text{main}}=0.7$ 旋流数小,轴向速度较大,在燃烧室高度中心区域内轴向气流可以快速通过,油气能够沿轴向下游迅速渗透,但向其径向扩散缓慢,下游短距离内无法形成较好的油气混合质量,即相比于 $S_{\text{main}}=0.8$, $S_{\text{main}}=0.7$ 高亮区域向后延伸,部分油气在下游燃烧。

2.3 点火过程

燃烧室的点火过程如图 11 所示。本文试验中,先是通电点火,然后再通入燃油。图片同样通过 Matlab 进行处理, I 为归一化后的火焰发光强度。可将点火过程分为三个阶段,从图 11(a)可以看出,对于 $S_{\text{main}}=0.8$ 旋流器,首先点火电嘴放电形成一个具有足够大小和温度的火焰核心,温度上升并加热火焰核心周围的混气,此时为初始火核($t=0\text{ ms}$);初始火核在中心回流区边界以内沿径向传播,并且沿回流区流线向旋流器附近进行轴向传播,火焰发光强度较低,火焰传播主要分布在轴向速度较低的中心回流区内,同时由于新鲜空气和雾化燃油温度上升,吸收火核能量,火核的放热率小于散热率,使火核尺寸减小,此时为火核减小阶段($t=5\text{ ms}$);火核为了维持自身稳定,向四处不断发展,周围混气被点着,下回流涡开始燃烧,火核继续膨胀阶段($t=46\text{ ms}$);最后火焰向中心回流区位置处发展,点着燃烧室内的所有混气,点火完成阶段($t=54\text{ ms}$)。

从图 11(b)可以看出, $S_{\text{main}}=0.7$ 与 $S_{\text{main}}=0.8$ 点火过程类似,火花塞放电形成初始火核($t=0\text{ ms}$),随后火核尺寸变小($t=8\text{ ms}$),进一步火核膨胀($t=31\text{ ms}$),最后点着燃烧室内的所有混气,点火完成阶段($t=44\text{ ms}$)。

点火过程中火焰发光强度积分随时间变化的曲线如图 12 所示,近似认为点火过程中火焰发光强度反映燃烧反应的瞬时放热速率^[25]。本文定义满足以下条件为成功点火时间:①发光强度高于初始火核时的发光强度;②处于上升峰值最高阶段。

从图 12 中可以看出两种旋流器的火核减小阶段时间大致相同,短时间内发光强度快速下降,

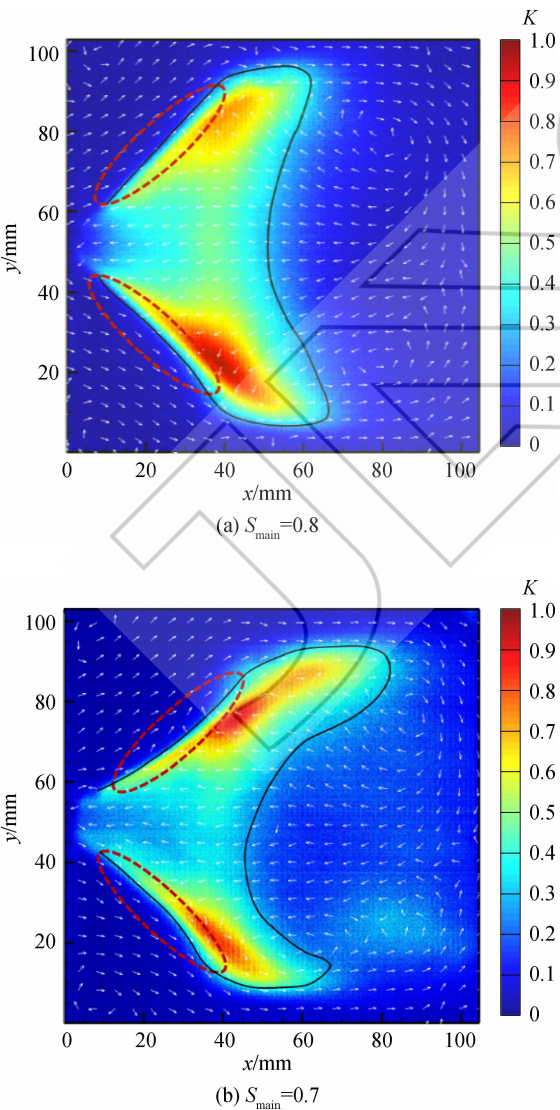


图 10 CH· 自发辐射图

Fig. 10 Spontaneous emission images of CH·

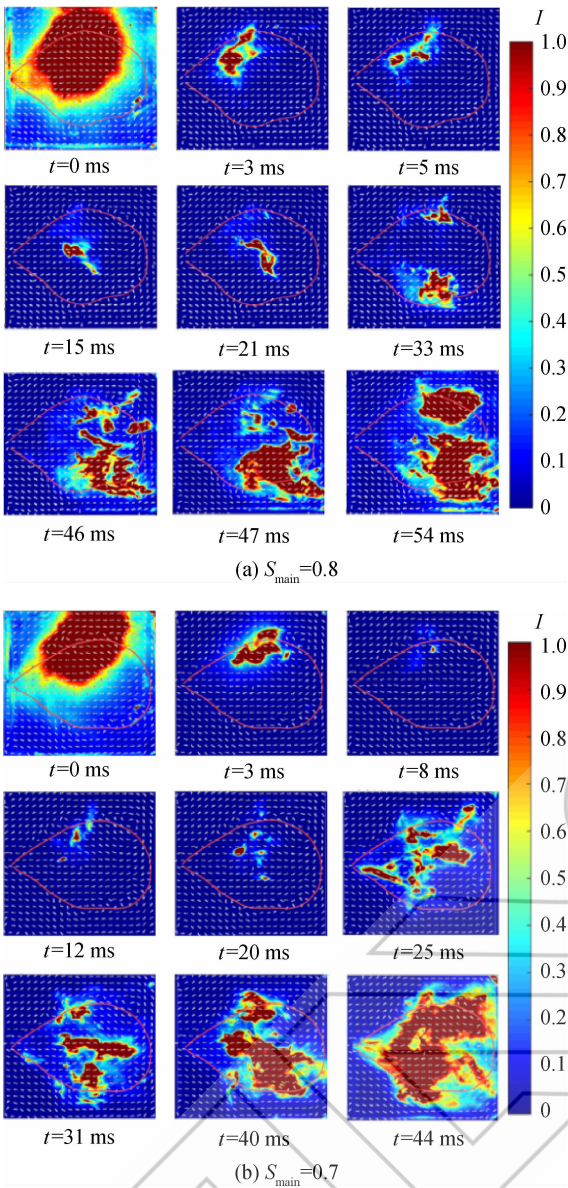


图 11 点火过程

Fig. 11 Process of the ignition in combustor

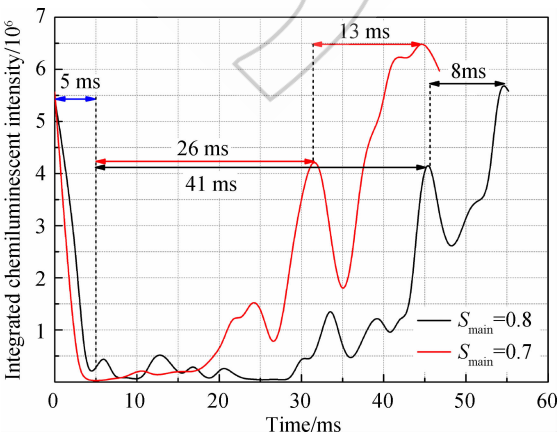


图 12 火焰发光强度积分随时间变化的曲线

Fig. 12 Variation of integrated chemiluminescent intensity of flame with time

随后发光强度持续增加,由于 $S_{\text{main}}=0.7$ 点火电嘴附近有较高的轴向分量,涡量较大,燃油掺混雾化效果变好,火核能快速引燃周围气体,进而膨胀,火核尺寸变大时间较短。对于成功点火时间, $S_{\text{main}}=0.8$ 的回流强度较强,能快速将上游和下游回流涡附近的油气点着,同时 $S_{\text{main}}=0.7$ 的涡心位置后移使得燃油停驻时间变长,火焰长度有所增加,回流区尾部发光强度增强,较 $S_{\text{main}}=0.7$ 的成功点火时间提前了 5 ms, $S_{\text{main}}=0.7$ 下游仍有部分油气,因此,成功点火时间稍长。在发光强度到达最高的前一刻,燃油已充满整个燃烧室,燃油的吸热导致发光强度下降,随着时间的推移,火焰面积不断扩大,化学反应增强,最终成功点火。

2.4 点熄火性能

两种旋流器的点火极限油气比(q_{lo})如图 13 所示,从图中可以看出,两种旋流器的点火极限油气比变化趋势相同,随着进口流量的增加先降低然后上升,最高点火极限油气比均在进口流量为 $350\text{m}^3/\text{h}$ 处, $S_{\text{main}}=0.8$ 的点火极限油气比均高于 $S_{\text{main}}=0.7$ 。影响贫油点火极限的主要因素包括结构参数、气动参数、燃油特性,其经验关系式如下^[26]:

$$q_{\text{lo}} = \frac{B f_{\text{pz}}}{V_{\text{pz}}} \cdot \frac{q_v}{p_3^{1.5} \exp\left(\frac{T_3}{300}\right)} \cdot \frac{D_{\text{sm}}^2}{\lambda_{\text{eff}} h_u} \quad (3)$$

式中 q_{lo} 为点火极限油气比; f_{pz} 为燃烧室气流分配比例; B 为拟合常数;与燃烧室结构有关; V_{pz} 为燃烧室体积; T_3 和 p_3 分别为燃烧室的进口温度和进口压力; q_v 为燃烧室空气流量; λ_{eff} 为有效蒸发常数; h_u 为燃料低热值; D_{sm} 为索太尔平均直径。式(3)右侧第一项表征燃烧室的结构参数,第二项表征燃烧室工作状态参数,第三项表征与燃油特性相关的参数。

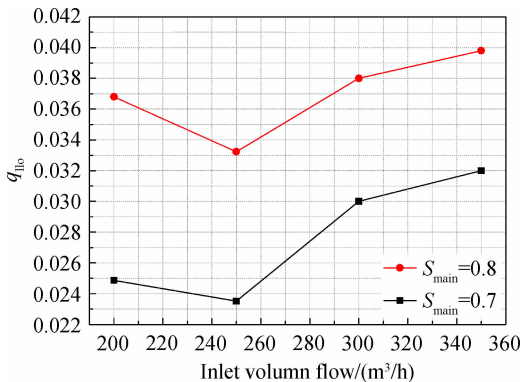


图 13 点火极限油气比

Fig. 13 Lean ignition fuel air ratio

从图 13 可以看出,进口流量为 $200 \text{ m}^3/\text{h}$ 时,气流速度较低,点火容易。进口流量为 $250 \text{ m}^3/\text{h}$ 时,随着进口流量增加,相对来说,燃油质量减少,不利于点火,此时加大供油压力,增加燃油质量,雾化效果得到较大的改善,相比于第二项参数,第三项燃油特性影响较大,使油气比下降。当进口流量继续增加时,气流速度大,点火极为困难,燃烧室工作状态参数占主导因素,油气比上升。主燃级旋流数减小会提高燃烧室的点火性能,由于点火电嘴的位置不变,根据前文分析, $S_{\text{main}} = 0.7$ 在电嘴附近的轴向速度大,反应速率增加,同时,轴向速度高,涡量大,使得点火电嘴附近的油气掺混快,局部油气当量比分布合理,电嘴附近燃油的雾化效果进一步得到改善,提高点火的稳定性。

两种旋流器的熄火极限油气比(q_{lb0})如图 14 所示,从图中可以看出,两种旋流器的熄火极限油气比变化趋势相同,随着进口流量的增加而降低, $S_{\text{main}} = 0.8$ 的熄火极限油气比均是高于 $S_{\text{main}} = 0.7$ 。

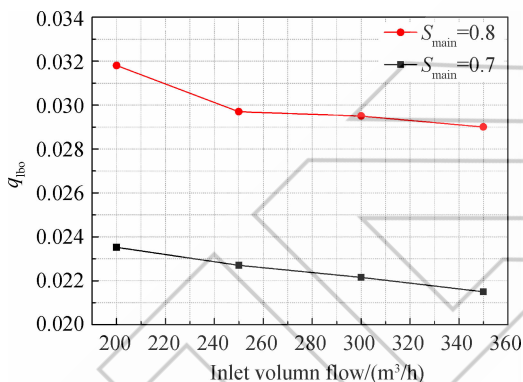


图 14 熄火极限油气比

Fig. 14 Lean blowout fuel air ratio

熄火极限油气比 q_{lb0} 与点火极限油气比类似,只是熄火极限油气比经验关系式中 $p_3^{1.5}$ 变为 $p_3^{1.3}$ 。随着进口流量增加,理论上熄火极限油气比会增加,但从试验结果来看却反而降低。结合公式分析是由于进口流量增加,四种进口流量所对应的熄火时供油压力依次增大,燃油雾化效果得到改善,即 D_{sm} 减小,对贫油熄火极限影响更大,从而熄火极限油气比反而下降。 $S_{\text{main}} = 0.8$ 的熄火极限油气比高于 $S_{\text{main}} = 0.7$, $S_{\text{main}} = 0.8$ 的熄火性能较差。主燃级旋流数增加会导致回流涡以及中心回流区位置向上游靠近,燃烧主要发生在头部区域,大量油气汇集在燃烧室头部,更容易出现局部火焰猝熄现象,加剧了燃烧不稳定性。

3 结 论

本文开展了主燃级旋流数影响三级旋流燃烧室流动与燃烧特性试验研究,主要得到以下结论:

1) 主燃级旋流数的改变对出口流动影响较大。主燃级旋流数的增加使回流涡心位置向中心和上游靠近,中心回流区最高高度增加,下游中心回流区内侧的回流速度增加,湍流强度加强,火焰结构对称,成功点火时间减少。

2) 燃烧过程中,气流平行和垂直作用于反应区边界,火焰呈一定的“V”型张角向外燃烧,点火过程中,火焰是沿着中心回流区边界向内侧发展,火核尺寸先是变小然后再膨胀变大。

3) 主燃级旋流数的改变对点熄火极限油气比有很大影响, $S_{\text{main}} = 0.8$ 的点熄火极限油气比较 $S_{\text{main}} = 0.7$ 在进口流量为 200、250、300、350 m^3/h 各工况对应增加了 48%、41%、26%、24%,点火极限油气比各工况均增加 30% 以上。

参考文献:

- [1] 吴治永,林宇震,刘高恩,等. 基于 CFD 分析改进三旋流燃烧室头部设计[J]. 推进技术,2009,30(5):533-537.
WU Zhiyong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Dome structure modification of a high temperature rise combustor based on CFD simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 533-537. (in Chinese)
- [2] 吴振宇,王成军,王丹丹. 三级旋流器的设计及其流场模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报,2010,27(5):38-41.
WU Zhenyu, WANG Chengjun, WANG Dandan. Triple swirler design and fluid numerical simulation[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(5): 38-41. (in Chinese)
- [3] 莫真旭,程明,张成凯,等. 三旋流器加装外套环对燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报,2016,31(7):1569-1574.
MO Da, CHENG Ming, ZHANG Chengkai, et al. Effect of triple swirler with an outer ring on combustion performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1569-1574. (in Chinese)
- [4] GUTMARK E J, LI G, ABRAHAM S. Characteristics and control of a multiswirl spray combustor[J]. Combustion Processes in Propulsion, 2006, 19(3): 97-110.
- [5] LI Guoqiang, GUTMARK E J. Combustion characteristics of a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2003-0489, 2003.
- [6] ERDMANN T J, BURRUS D L, BRIONES A M, et al. Experimental and computational characterization of flow rates in a multiple-passage gas turbine combustor swirler [R]. ASME Paper GT2017-65252, 2017.
- [7] LILLEY D G. Swirl flows in combustion: a review[J]. AIAA Journal, 1977, 15(8): 1063-1078.
- [8] LI Guoqiang, ANGLIER S, LAMBOLEZ O, et al. Experi-

- mental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2002-0618, 2002.
- [9] JASUJA A, TAM C. Determination of airblast atomized spray structure using state-of-the-art laser diagnostics [R]. AIAA-92-323, 1992.
- [10] 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.
- [11] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions[M]. London: CRC Press, 2010.
- [12] HASSA C, HEINZE J, RACKWITZ L, et al. Validation methodology for the development of low emission fuel injectors for aero-engines[R]. ISABE-2005-1143, 2005.
- [13] 赵自强, 何小民, 丁国玉, 等. 外旋流器旋流数对三级旋流流场特性的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 306-313.
- ZHAO Ziqiang, HE Xiaomin, DING Guoyu, et al. Effects of outer swirl number on flow characteristics of triple-swirlers[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 306-313. (in Chinese)
- [14] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 142-147.
- YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Combustor dome design with three swirlers for widening the operation stability range[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 142-147. (in Chinese)
- [15] 彭云晖, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 554-558.
- PENG Yunhui, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. A preliminary experimental study of pattern factor for a triple swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 554-558. (in Chinese)
- [16] 刘殿春, 董玉玺, 尚守堂, 等. 单环腔中心分级燃烧室流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1251-1257.
- LIU Dianchun, DONG Yuxi, SHANG Shoutang, et al. Numerical simulation of the flow field in a single annular concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1251-1257. (in Chinese)
- [17] 付镇柏, 林宇震, 傅奇慧, 等. 不同台阶高度对中心分级燃烧室点火熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1062-1070.
- FU Zhenbo, LIN Yuzhen, FU Qihui, et al. Effect of different step heights on ignition and blowout performance of internally-staged combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1062-1070. (in Chinese)
- [18] 付镇柏, 林宇震, 张弛, 等. 中心分级燃烧室预燃级燃烧性能实验[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 46-52.
- FU Zhenbo, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experiment of combustion performance of internally-staged combustor pilot stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 46-52. (in Chinese)
- [19] 付镇柏, 林宇震, 张弛, 等. 中心分级燃烧室进场工况燃油分级方式试验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 77-86.
- FU Zhenbo, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experimental investigation on fuel-staging mode of internally-staged combustor under approach condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 77-86. (in Chinese)
- [20] 刘易安, 郭志辉, 张漫. 中心分级燃烧室雾化特性试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1824-1831.
- LIU Yian, GUO Zhihui, ZHANG Man. Experimental investigation on spray characteristic of internally-staged combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(8): 1824-1831. (in Chinese)
- [21] 邹博文, 许全宏, 曹文字, 等. 中心分级燃烧室耦合回流区贫油熄火机理[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1759-1763.
- ZOU Bowen, XU Quanhong, CAO Wenyu, et al. Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1759-1763. (in Chinese)
- [22] 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. (in Chinese)
- [23] 任勇智, 李建中, 金武, 等. 三级旋流燃烧室流动和点火过程中火焰传播特性[EB/OL]. [2020-09-04]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.190861>.
- [24] SMITH G P, LUQUE J, PARK C, et al. Low pressure flame determinations of rate constants for OH(A) and CH(A) chemiluminescence[J]. Combustion and Flame, 2002, 131(1): 59-69.
- [25] 令狐昌鸿, 王高峰, 钟亮, 等. 环形旋流燃烧室模型点火过程的实验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1767-1778.
- LINGHU Changhong, WANG Gaofeng, ZHONG Liang, et al. Experiment on ignition process in annular swirling combustor model [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1767-1778. (in Chinese)
- [26] LEFEBVRE A H, WHITELAW J H. Gas turbine combustion[M]. London: Hemisphere Publishing, 1983.

(编辑:陈越)