

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.01.018

## 三头部燃烧室点火过程中火焰传播特性研究

冯剑寒<sup>1</sup>, 郎旭东<sup>2</sup>, 金武<sup>1</sup>, 任勇智<sup>1</sup>, 李建中<sup>1</sup>

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

**摘要:** 为了探讨三头部燃烧室点火过程中的火焰传播特性, 建立了矩形模型燃烧试验系统, 开展了流动与点火过程中火焰传播特性、当量比对周向点火过程影响规律的研究。研究表明: 初始火核主要在中心回流区边界形成, 其传播过程具有阶段性, 先顺流线方向进行传递, 待燃烧强度增大到一定值后, 火焰才开始向其他区域延伸; 在相同压损下, 当量比减小会使燃烧室周向点火时间增加, 主要为初始火焰发展阶段时间增加, 当量比由 0.89 减小到 0.6 时, 周向点火时间由 33.5 ms 增加到 42 ms, 流动加速系数由 1.75 增加到 3.77, 即随当量比减小, 湍流褶皱等流动因素对火焰传播的加速效应增大; 在初始火焰的发展阶段, 气体热膨胀效应对火焰传播加速效应占主导作用。

**关键词:** 航空发动机; 三头部燃烧室; 流场结构; 点火过程; 火焰传播

**中图分类号:** V231.2      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2021)01-0150-08

## Study on Flame Propagation Characteristics of a Triple-dome Combustor During Ignition Process

FENG Jianhan<sup>1</sup>, LANG Xudong<sup>2</sup>, JIN Wu<sup>1</sup>, REN Yongzhi<sup>1</sup>, LI Jianzhong<sup>1</sup>

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

**Abstract:** A series of optical experiments were conducted to investigate the effect of flow field on the flame ignition and propagation process between adjacent domes in triple-dome combustor. Results show that the initial fire core is formed mainly at the boundary of the recirculation zone, and the ignition process is staged. Initial flame core develops in the direction of local flow and it starts to propagate into other regions with the increase of combustion intensity. Under the same total pressure loss, the combustor's circumference ignition time increases when the equivalence ratio decreases, especially in the time of the initial flame development. As the equivalence ratio decreases from 0.89 to 0.6, the circumference ignition time increases from 33.5 ms to 42 ms. During the circumferential ignition flame propagation, the coefficients of flow-induced acceleration increases with the decrease of equivalent ratio. When the equivalent ratio decreases from 0.89 to 0.6, the coefficients of flow-induced acceleration increases from 1.75 to 3.77, which means the turbulent wrinkle and other flow factors accelerate the flame propagation; in the initial flame development stage, the thermal expansion of gas dominates the flame propagation acceleration effect.

**Key words:** aero-engine; triple-dome combustor; flow field structure; ignition process; flame propagation

随航空工业的迅速发展, 对航空发动机也提出了越来越高的要求, 而航空发动机燃烧室作为航空发动机的三大核心部件之一, 其性能直接影响整个

发动机的性能。其中, 点火启动过程关系到飞行器的地面起飞与高空再点火等性能, 对航空发动机运行的可靠性和安全性至关重要<sup>[1]</sup>。现代航空发动

收稿日期: 2019-12-13; 修订日期: 2020-01-26

通信作者: 李建中, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: ljzh0629@nuaa.edu.cn。

引用格式: 冯剑寒, 郎旭东, 金武, 等. 三头部燃烧室点火过程中火焰传播特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(1): 150-157. FENG Jianhan, LANG Xudong, JIN Wu, et al. Study on flame propagation characteristics of a triple-dome combustor during ignition process[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(1): 150-157.

机多使用航空煤油作为燃料,燃烧室长度也越来越短,燃料驻留时间减少,这对点火性能提出更大挑战,因此,缩短点火延迟时间,探究点火过程中火焰传播的机理对飞行器的安全至关重要。

点火是一个综合了物理和化学反应的复杂过程,影响点火过程及周向点火时间的因素错综复杂,国内外进行了大量的研究。Bourgouin等<sup>[2]</sup>使用丙烷和空气作为预混气,对实验室尺度的燃烧室模型的点火与火焰传播进行了机理研究,鉴别出周向点火的不同发展阶段特征。Philip等<sup>[3]</sup>采用大涡模拟(Large eddy simulation, LES)计算重现了Bourgouin等的实验,并且将周向点火过程的不同阶段进行了进一步的细化分析。Cordier等<sup>[4-5]</sup>对多头部矩形燃烧室模型进行研究,发现随着喷嘴间距的变化,相邻喷嘴间将出现“展向传播”和“混合传播”两种火焰传播模式。令狐昌鸿等<sup>[6]</sup>在环形旋流燃烧实验平台上也观察到了类似的“混合传播”周向火焰传播模式。但对于多头部和环形燃烧室点火过程的研究,目前多采用实验室尺度的模型,而实际燃烧室加入旋流器、主燃孔、掺混孔等结构后,流场结构变得更加复杂,火焰传播过程也更加复杂,因此,使用先进激光技术对燃烧室流场结构进行测量,结合流场对点火过程进行分析具有重要的意义。

Prieur等<sup>[7]</sup>研究了不同当量比及流速下的周向点火时间,发现周向点火时间随当量比的增大而减小,同时他还比较了3种不同燃料的周向点火时间,发现不同燃料特性对点火时间存在影响。Bourgouin等<sup>[2]</sup>通过数值模拟和实验的方法研究了流速对周向点火时间的影响,发现周向点火时间随流速增大而减小。众多研究表明当量比与燃烧室周向火焰传播机理有着密不可分的关系,但对其定量关系的研究依然十分缺乏,需要进行进一步的探究。

本文针对三头部燃烧室,使用二维粒子图像测速仪(Particle image velocimetry, PIV)测量燃烧室内不同截面位置的冷态时均流场,并使用高速摄像机拍摄燃烧室不同当量比下的点火过程。结合冷态时均流场与点火过程测量结果分析流动与点火过程中火焰发展的关联,以及当量比对周向点火过程的影响。

## 1 试验系统及方法

如图1所示为燃烧室的整体试验系统图,建立燃烧室的试验系统主要包括:燃烧室、供气系统、供油系统、点火系统及光学测量系统。气源由最大流量为1.5 kg/s,供气压力在0.005~0.07 MPa范围

内可调的罗茨风机供给,然后通过5路支管分别对燃烧室进行供气,在每一路支管上都安装有阀门、涡街流量计以及浮子流量计,能够实现对每一支管流量的精准控制;同时在燃烧室各进口处均开有测压管,通过与水排连接来对进口总压进行测量。试验采用RP-3液态航空煤油作为燃料,通过3条油路对供油分别进行控制,每一条油路上都安装有油泵以及压力表,试验选取的压力表量程为0~1.4 MPa。试验采用高能点火器进行点火,点火能量为0.4 J,点火频率为2 Hz。

试验使用PIV来测量流场结构,采用平均直径为10 μm的玻璃微珠作为示踪粒子,喷注位置设置在进气总管上,通过长距离的混合来保证示踪粒子分布的均匀性。试验采用的激光器为Nd:YAG双脉冲激光器,激光波长532 nm,最大工作频率为15 Hz,数字相机为Bobcat B2041型,同步控制器为Micro Pulse 752型,保证激光器、数字相机和图像采集器之间的协调工作。

试验使用高速相机来记录点火和火焰传播发展的过程,相机分辨率为1 280像素×1 088像素,拍摄频率为1 000 Hz,试验时通过相机对焦至燃烧室特定截面位置来记录燃烧过程化学自发光成像的发光强度值。

试验研究的三头部燃烧室矩形件如图2(a)所示,模型采用分布式进气的方式,通过头部、上下主燃孔、上下掺混孔单独进气来实现对各路流量的精准控制。如图2(b)所示燃烧室3个旋流器分别安装在旋流器安装板上,各旋流器间中心间距为60 mm,燃烧室采用喷雾锥角为78°的气动雾化喷嘴,安装在3个旋流器的中心位置,点火电嘴分别布置在中间和左侧旋流器位置,其中心距离旋流器出口7.5 mm,其放电端面距离燃烧室上壁面2 mm。在燃烧室主体结构上,布置了主燃孔和掺混孔,它们与旋流器之间的比例分别为1:1和1:3,其分布方式均正对旋流器中心位置。为了实现燃烧室轴向平面和周向平面的光学测量,在燃烧室的侧面布置有观察窗1,其高度与燃烧室平齐,长度为110 mm,能够对燃烧室主燃区、中间区及掺混区上游轴向截面的流场与火焰结构进行测量,在燃烧室末端布置有观察窗2,它能对燃烧室整个周向截面的流场与火焰结构进行测量。燃烧室出口设置在模型的侧面。

PIV与点火试验的测量截面及点火位置如图3所示,L1为中心对称截面,L2为点火位置截面,点火位置1布置在中间头部,点火位置2布置在左侧头部,点火模式为SFFL模式,即先启动点火器形成电火花后再通燃气。

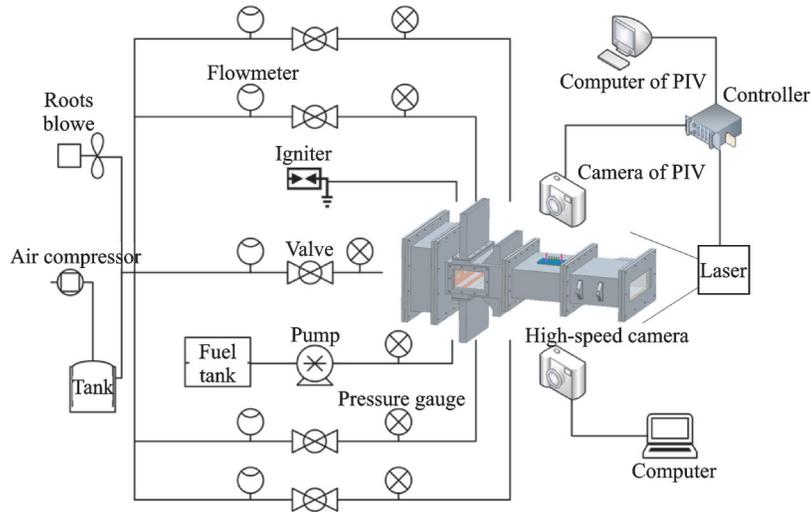


图1 试验系统图

Fig.1 Schematic of experimental system

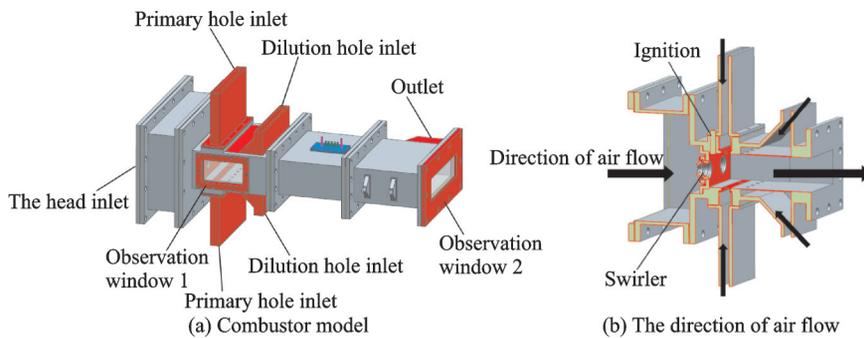


图2 三头部燃烧室模型

Fig.2 Triple-dome combustor model

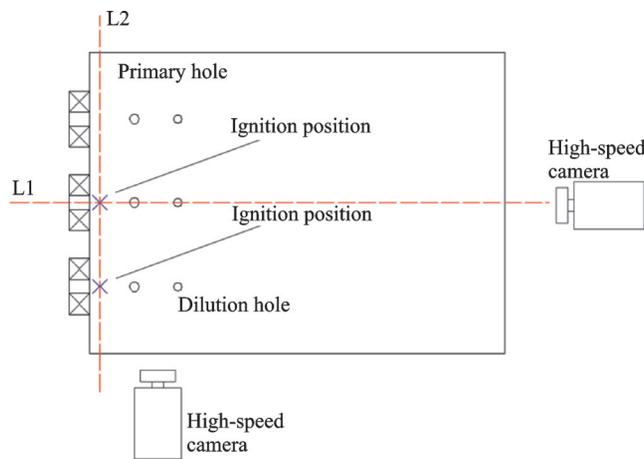


图3 测量截面及点火位置示意图

Fig.3 Schematic diagram of measuring sections and ignition positions

## 2 结果与讨论

### 2.1 燃烧室点火过程分析

如图4所示为燃烧室中心对称截面点火过程示意图(点火器位置用白色虚线标出),进口为常温常压,总压压损系数 $\delta=1.5\%$ ,点火油气比 $FAR=0.05$ (当量比 $\varphi=0.744$ ),如图4(a)所示点火过程的

原始图像以灰度图像的形式输出,为了突出点火过程中火焰发展的细节以及边界轮廓,对图像进行了归一化伪色彩处理(图4(b)),图中标尺代表图片任意像素的发光强度与图片最大发光强度之比 $I_0/I_{max}$ ,量纲为一。同时将点火前冷态时均流场矢量图与火焰图像相叠加,可反映出燃烧室点火过程中流动对火焰发展的影响。从图中可以看到:电火花

放电加热附近混气,形成了初始火核( $t=1\text{ ms}$ );由于电火花放电能量被周围未燃混气所吸收,主燃区附近燃油蒸发也需要吸收热量,初始火核的发光强度首先会减小,同时,因为中心回流区附近燃油与空气掺混效果最佳,初始火核的位置由点火器附近移动到了中心回流区的上侧,并在这里形成了点火热源( $t=3\sim 5\text{ ms}$ );点火热源不断放热,此时虽然主燃区附近火焰燃烧强度很小,但是未燃混气的温度在不断升高( $t=5\sim 9\text{ ms}$ );中心回流区附近区域开始发生化学反应,形成了初始火焰( $t=9\sim 11\text{ ms}$ );初始火焰在中心回流区高度以内向径向传播,并沿回流区流线向旋流器附近进行轴向传播( $t=11\sim 13\text{ ms}$ );初始火焰在主燃区的燃烧强度提高,同时部分火焰越过主燃孔射流传播到了中间

区部分,主要分布在中间区的局部回流区附近( $t=13\sim 15\text{ ms}$ );火焰燃烧强度迅速提高,此时火焰主要分布在主燃孔射流上下两侧的区域,因为此时主燃区旋流器附近已经处于富油状态,而主燃孔射流带入的空气形成快速猝熄作用使得这部分区域最接近当量比( $t=15\sim 17\text{ ms}$ );火焰持续扩大,但由于上下主燃孔和上下掺混孔交汇处会产生较大的速度梯度,此区域内气流负向速度增加,燃油驻留时间减小,所以火焰扩张趋势呈环形,其结构类似“C”形( $t=17\sim 19\text{ ms}$ );随着火焰不断扩大,化学反应速率不断提高,燃油蒸发率及未燃混气温度大幅增加,又将进一步促进化学反应速率的提高,在这一对正反馈作用下,燃烧室点火成功( $t=19\sim 27\text{ ms}$ )。

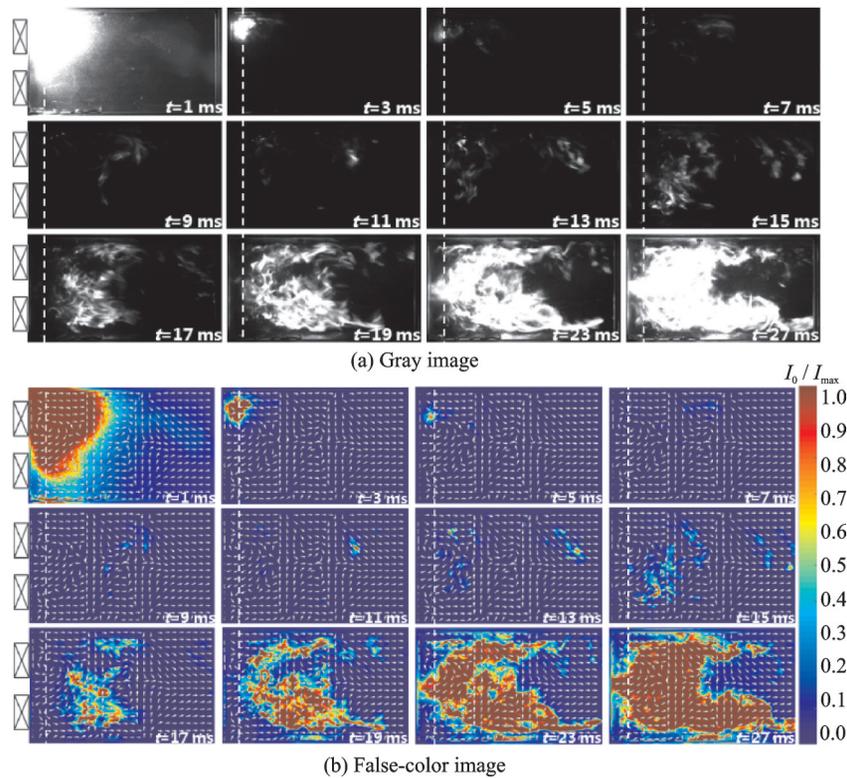


图4 L1截面点火过程示意图

Fig.4 Ignition process at L1

由于可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,绘制出点火过程中的发光强度积分随时间变化的曲线如图5所示。可以发现燃烧室点火过程在发光强度积分曲线上有阶段性的变化,大致分为以下3个阶段,通过积分曲线能够更加准确地判断点火时间:

(1)点火热源形成( $t=1\sim 6\text{ ms}$ ):初始火核能量被未燃混气及燃油蒸发所吸收后,燃烧强度迅速减小,在中心回流区边界处形成点火热源。

(2)初始火焰形成( $t=6\sim 11\text{ ms}$ ):在点火热源的不断加热下,中心回流区内开始形成了初始火焰,这段时间燃烧强度基本不变。

(3)燃烧室点火成功( $t=11\sim 27\text{ ms}$ ):分为两个阶段,第一阶段初始火焰燃烧强度很小,火焰仅在中心回流区范围内发展,曲线增加速率很低;第二阶段燃烧强度增加到一定大小后,部分火焰传递到中间区,并呈“C”形环形扩张,曲线增加速率迅速增大,最终燃烧室点火成功,之后随下游火焰扩散出燃烧室,亮度积分曲线下降至稳定。

如图6所示为点火位置截面周向点火过程示意图,压损为1.5%,点火油气比为0.05(当量比0.744),白色虚线标示为旋流器中心位置,该截面能够更加清晰地反映三头部燃烧室周向点火过程中火焰的发展过程。从图中可以看到:电火花放电

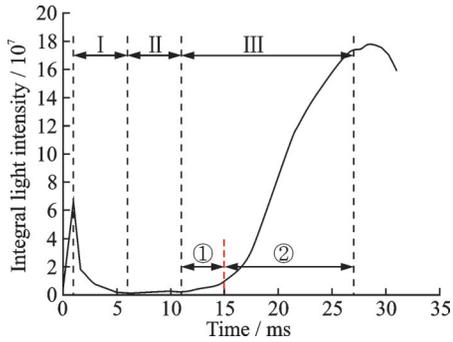


图5 发光强度积分随时间变化曲线图(L1截面)

Fig.5 Variation of integrated chemiluminescent intensity of flame with time (L1)

加热附近混气,形成了初始火核( $t=1$  ms);未燃混气与燃油蒸发吸热,初始火核燃烧强度减小,在点火器位置附近形成点火热源( $t=3\sim 5$  ms);点火热源不断放热,未燃燃气温度与燃油蒸发速率不断升高,达到化学反应边界,在点火热源附近形成了初始火焰( $t=5\sim 9$  ms);初始火焰一方面沿径向

传播,这部分火焰燃烧强度增加,另一方面也沿周向向右传播到两旋流器之间的部分,火焰基本没有向旋流器左侧传播,可以发现,燃烧强度较低的初始火焰更易顺流线方向进行传递( $t=9\sim 11$  ms);火焰在两旋流器之间部分迅速扩张,由于中间旋流器中心形成的局部回流区的旋向为顺时针方向,其上侧流线与火焰边界平行,所以火焰延伸了过去,但其下侧流线与火焰传递方向相反,所以火焰并没有传递过去( $t=11\sim 15$  ms);火焰燃烧强度继续增加,达到一定大小时,火焰开始向左侧旋流器左侧区域传递,直到左侧旋流器点火成功( $t=15\sim 21$  ms);中间旋流器上侧的火焰向右传递到了右侧旋流器中心,同时其下侧也被点燃,这时中间旋流器点火成功( $t=21\sim 27$  ms);此时火焰燃烧强度高,火焰传播受流场结构的影响较小,由已经传递到右侧旋流器中心的火焰在右侧旋流器内呈环状扩散传播,最终燃烧室整体点火成功( $t=27\sim 37$  ms)。

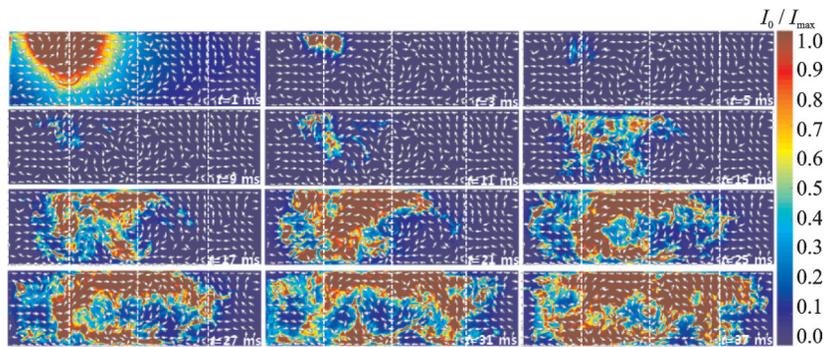


图6 L2截面点火过程示意图(气比=0.05)

Fig.6 Ignition process at L2 (FAR=0.05)

如图7所示燃烧室左侧周向点火过程在发光强度积分曲线上也有阶段性的变化,大致分为以下5个阶段,由于周向点火过程也包含了单个头部点火过程,所以前3个阶段是一致的:

(1)点火热源形成( $t=1\sim 5$  ms):初始火核能量被未燃混气及燃油蒸发所吸收后,燃烧强度迅速减小,并在点火器附近形成点火热源。

(2)初始火焰形成( $t=5\sim 9$  ms):随未燃燃气温度与燃油蒸发速率不断升高,达到化学反应边界,形成初始火焰,这段时间火焰燃烧强度变化不大。

(3)左侧旋流器点火( $t=9\sim 21$  ms):初始火焰顺流线方向传递到两旋流器之间的区域,并迅速扩张,燃烧强度也同时迅速增高,直到左侧头部点火成功。

(4)中间旋流器点火( $t=21\sim 27$  ms):左侧旋流器点火成功后,随下游火焰扩散出燃烧室,左侧区域亮度下降,而中间旋流器还未完全点燃,此时曲线出现一个驻点,燃烧强度一段时间内不再增加

甚至减小,之后再继续增加,直到中间旋流器点火成功。

(5)右侧旋流器点火( $t=27\sim 37$  ms):中间旋流器点火成功后,与上一过程相同,曲线又出现一个驻点,之后再继续增加,直到右侧旋流器点火成功,燃烧室整体点火成功后,随下游火焰扩散出燃烧室,亮度积分曲线下降至稳定。

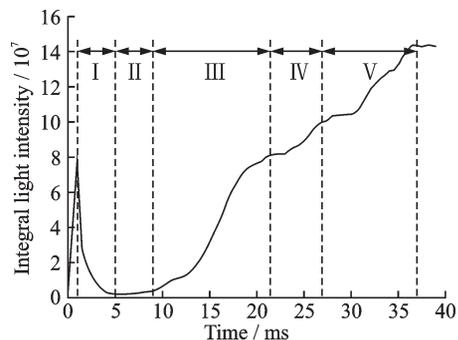


图7 发光强度积分随时间变化曲线图(L2截面)

Fig.7 Variation of integrated chemiluminescent intensity of flame with time (L2)

### 2.2 当量比与周向点火过程相关性分析

为对比当量比变化对周向点火过程的影响,图 8 给出了压损为 1.5%、点火油气比为 0.04(当量比 0.6)时点火位置截面点火过程示意图。由图中可以看出:从点火热源形成到初始火焰形成这两个阶段,两组当量比所用时间基本相同;在初始火焰发展阶段,火焰在两头部间扩张速率明显减小,左侧旋流器点火的时间相比油气比为 0.05

时增加了 4 ms,且整体燃烧强度减小;中间旋流器与右侧旋流器点火阶段,两组当量比所用时间又基本相同,在这两个阶段里,当量比主要影响的是火焰的燃烧强度,以及反应边界的范围。从图中还可以看出:在低油气比工况下,由于火焰放热速率的减小,火焰始终没有传递到中间旋流器下侧区域,点火成功后,整体反应区面积也减小了很多。

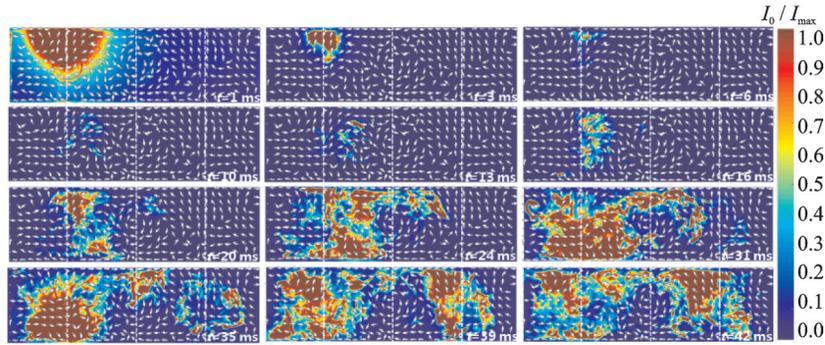


图 8 L2 截面点火过程示意图(油气比=0.04)

Fig.8 Ignition process at L2 (FAR=0.04)

如图 9 所示给出了不同当量比下火焰化学发光积分强度随时间变化曲线,可以看出随当量比增大,燃烧室周向点火所用时间是不不断减小的,  $\tau_{0.04}=42\text{ ms}$ 、 $\tau_{0.05}=37\text{ ms}$ 、 $\tau_{0.06}=33.5\text{ ms}$ 。从图中曲线同样可以发现,当量比的变化主要影响为:(1)发光积分强度的大小,它随当量比增加而增加,它能够反映反应区域的范围以及反应区域内火焰燃烧强度;(2)初始火焰形成到左侧旋流器被点燃的这一段时间的大小,它随当量比增加而减小,因为在初始火焰的发展阶段,火焰尺度较小,此时火焰传播速度是不断增加的,燃后气体温度随当量比增加而上升,产生更显著的体积热膨胀效应,同时更大的当量比对应更大的层流火焰传播速度,所以火焰传播所用时间随当量比增加而减小。而在左侧旋流器被点燃后,燃烧强度增大,火焰尺度增大到最大湍流涡尺度后,火焰停止加速,此时湍流火焰传播速度基本稳定,只与湍流脉动速度和来流平均速度大小有关,由于试验中模型与总压损失均未发生改变,所以在后两阶段中火焰传播速度基本相同。

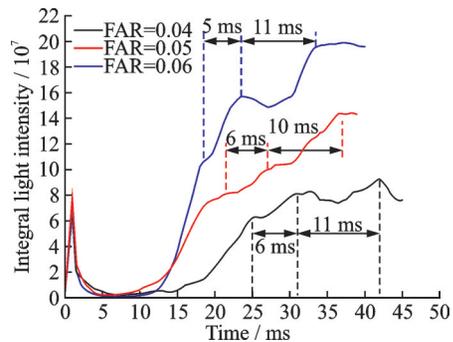


图 9 不同当量比下火焰化学发光积分强度随时间变化曲线

Fig.9 Variation of integrated chemiluminescent intensity of flame with time on various equivalence ratio

当量比对与周向点火时间的影响主要有 3 个因素:层流火焰传播速度、燃后气体的热膨胀效应和湍流火焰传播速度。航空煤油 RP-3 的层流火焰传播速度主要与当量比、初始温度、初始压力有关,根据 Metghalchi 和 Keck<sup>[8]</sup>提出的经验公式有  $S_{L0}(\varphi)=58+24.08(\varphi-1)-192.32(\varphi-1)^2-132.8(\varphi-1)^3$  式中: $S_{L0}$ 为  $T_0=400\text{ K}$ 、 $p_0=0.1\text{ MPa}$  时 RP-3 的层

流火焰传播速度,  $\varphi$  为当量比。又根据等 Wu 等<sup>[9]</sup>提出的经验公式,有

$$S_L = S_{L0} \left( \frac{T}{T_0} \right)^{1.65}$$

式中  $S_L$  为  $p_0=0.1\text{ MPa}$  时、RP-3 在任意温度  $T$  下的层流火焰传播速度。因此可以求得 3 组当量比下的层流火焰传播速度  $S_{L,0.04}=16\text{ cm/s}$ 、 $S_{L,0.05}=25.8\text{ cm/s}$ 、 $S_{L,0.06}=33.2\text{ cm/s}$ 。火焰面在燃后气体段的传播速度需考虑火焰的热膨胀效应,即

$$S_b = \frac{\rho_L}{\rho_b} S_L$$

式中: $S_b$  为燃后气体的火焰传播速度; $\rho_L/\rho_b$  为气体体积膨胀比,在常压下,它只与温升相关,因此可以求得  $\rho_{L,0.04}/\rho_b=4.733$ 、 $\rho_{L,0.05}/\rho_b=5.46$ 、 $\rho_{L,0.06}/\rho_b=6.16$ 。

由于燃烧室内流动会受到湍流的影响,火焰面的褶皱会影响火焰的传播速度,湍流火焰速度与层流火焰速度的关系为

$$S_t = \Xi S_L$$

式中: $S_t$ 为湍流火焰传播速度; $\Xi$ 为湍流火焰的褶皱因子。

$$\Xi = 1 + \alpha \left( \frac{u'}{S_L} \right)^n$$

式中: $u'$ 表示湍流脉动速度; $\alpha$ 和 $n$ 为模型常数。

根据叶沉然等<sup>[10-11]</sup>提出的概念,估计周向点火时间 $\tau$ 量级为

$$\tau \propto L / \left( \frac{\rho_L}{\rho_b} \Xi S_L \right)$$

式中: $L$ 为火焰周向传播的距离,三头部燃烧室在两个旋流器之间传播的距离分别为 $L_{1-2}=0.06$  m、 $L_{2-3}=0.06$  m,周向整体传播距离 $L_{1-3}=0.12$  m,并可进一步定义流动加速系数

$$\hat{\Xi} = L / \left( \frac{\rho_L}{\rho_b} S_L \tau \right)$$

流动加速系数用来估计流动因素对周向火焰传播总体加速的效率,它包含湍流脉动对火焰面褶皱和旋流切向流动速度分量加速周向传播等综合因素,通过比较不同工况下或者不同过程中流动加速系数的大小,来评估热膨胀效应和流动因素对火焰传播的相对主导作用。

表1为油气比和流动加速系数的关系, $\hat{\Xi}_{1-2}$ 、 $\hat{\Xi}_{2-3}$ 分别表示两个旋流器之间火焰传播的流动加速系数, $\hat{\Xi}_{1-3}$ 表示整个周向点火过程的流动加速系数。从表中可以看到,随油气比增加,流动加速系数不断减小;且前两个旋流器之间火焰传播的流动加速系数总是小于后两个旋流器之间火焰传播的流动加速系数。

表1 油气比与流动加速系数的关系

Table 1 Relation between FAR and  $\hat{\Xi}$

FAR	0.04	0.05	0.06
$\hat{\Xi}_{1-2}$	2.55	1.58	1.25
$\hat{\Xi}_{2-3}$	7.20	4.26	2.67
$\hat{\Xi}_{1-3}$	3.77	2.30	1.75

可以得到周向点火时间与流动加速系数、体积膨胀比、火焰层流传播速度的关系为

$$\tau = L / \left( \frac{\rho_L}{\rho_b} \hat{\Xi} S_L \right)$$

为了评估热膨胀效应和流动因素对火焰传播的加速效应,定义一个宏观上的火焰传播速度 $S$ ,其关系式为

$$S = \frac{\rho_L}{\rho_b} \hat{\Xi} S_L$$

对其两边取对数可以得到

$$\ln S = \ln \frac{\rho_L}{\rho_b} + \ln \hat{\Xi} + \ln S_L$$

通过上式可以绘制如图10所示的关系图,蓝色区域对应流动因素的影响,黄色区域对应气体热膨胀效应的影响,可以看出,在来流速度或总压损失不变的情况下增加当量比,蓝色区域均逐渐减小,表明气体的热膨胀效应增加,流动因素对火焰传播的加速效应相对减弱,所以流动加速系数随当量比增加而减小;图10(a)中火焰传播速度随当量比增大不断增大,而在图10(b)中它随当量比增大基本不变,这是因为在前两个旋流器之间时,火焰处于初始发展阶段,火焰传播速度是不断增加的,然后气体温度随当量比增加而上升,产生更显著的体积热膨胀效应,所以火焰传播速度随当量比增加而增加。在后两个旋流器之间时,火焰尺度增大,火焰加速基本停止,传播速度基本稳定,只与湍流脉动速度和来流平均速度有关,所以火焰传播速度

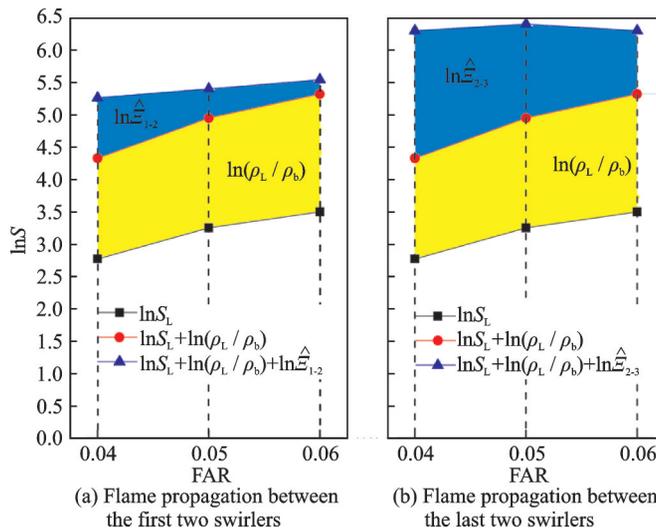


图10 各影响因子对火焰周向传播速度的影响率

Fig.10 Contribution of each factor to global flame propagation speed versus equivalence ratio

随当量比增加基本没有变化。同时通过对比图 10 (a,b) 可以看到在初始火焰的发展阶段,流动因素对火焰传播的加速效应影响较小,主要以气体热膨胀效应为主导,这是因为在初始火焰形成时,火焰尺寸较小,由于只有尺度小于火焰尺寸的湍流涡系才能使火焰面发生褶皱,所以此时流动因素对火焰传播的加速影响较小,而随着火焰发展,火焰尺寸逐渐增大,更多的涡系能够对火焰产生影响,所以此时流动加速系数会增大。

### 3 结 论

本文针对三头部燃烧室试验件,搭建了试验测量平台,使用二维 PIV 流场测量技术,测量了燃烧室内中心对称截面和点火位置截面的冷态时均流场,并使用高速摄像机对不同当量比下的点火过程进行了拍摄,通过将点火前冷态时均流场矢量图与点火过程图像相叠加的方式,探究了燃烧室的周向点火过程以及流动与点火过程中火焰发展的关联,同时也探究了当量比对周向点火过程的影响。得到了以下结论:

(1) 通过流场和火焰形态的结果表明,初始火核主要在中心回流区边界形成,其传播过程具有阶段性,先顺流线方向进行传递,待燃烧强度增大到一定值后,火焰才开始向其他区域延伸。

(2) 在相同压损下,当量比减小会使得燃烧室周向点火时间增加,其中主要为初始火焰发展阶段的时间增加,当量比由 0.89 减小到 0.6 时,周向点火时间由 33.5 ms 增加到 42 ms。

(3) 在初始火焰的发展阶段,气体热膨胀效应对火焰传播加速效应占主导作用;而随着火焰尺寸的增长,更多尺度的湍流涡能够对火焰前锋面进行扰动,导致流动对火焰的加速作用急剧增加,火焰传播速度增大。

(4) 在相同压损下,当量比由 0.89 减小到 0.6 时,流动加速系数由 1.75 增加到 3.77,说明随当量比减小,湍流褶皱等流动因素对火焰传播的加速效应增大。

#### 参考文献:

- [1] 李继保,刘大响.局部富油供油扩展燃烧室贫油点火熄火边界研究[J].航空动力学报,2003,18(2): 221-224.  
LI Jibao, LIU Daxiang. A study of local rich fueling design for widening combustor lean ignition and blow-out limits[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 221-224.
- [2] BOURGOUIN J F, DUROX D, SCHULLER T, et al. Ignition dynamics of an annular combustor equipped with multiple swirling injectors[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(8): 1398-1413.
- [3] PHILIP M, BOILEAU M, VICQUELIN R, et al. Large eddy simulations of the ignition sequence of an annular multiple-injector combustor [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 3159-3166.
- [4] CORDIER M, VANDEL A, RENO B, et al. Experimental and numerical analysis of an ignition sequence in a multiple-injectors burner: ASME GT2013-94691[R].[S.l.]: ASME, 2013.
- [5] BARRÉ D, ESCLAPEZ L, CORDIER M, et al. Flame propagation in aeronautical swirled multi-burners: Experimental and numerical investigation [J]. Combustion and Flame, 2014,161(9): 2387-2405.
- [6] 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.
- [7] PRIEUR K, DUROX D, BEAUNIER J, et al. Ignition dynamics in an annular combustor for liquid spray and premixed gaseous injection[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(3): 3717-3724.
- [8] METGHALCHI M, KECK J C. Burning velocities of mixtures of air with methanol, isooctane, and indolene at high pressure and temperature [J]. Combustion and Flame, 1982, 48(82): 191-210.
- [9] WU Yi, MODICA V, YU Xilong, et al. Experimental investigation of laminar flame speed measurement for kerosene fuels: Jet A-1, surrogate fuel, and its pure components[J].Energy & Fuels, 2018, 32(2): 2332-2343.
- [10] 叶沉然,王高峰,马承彪,等.斜喷环流环形燃烧室点火实验研究[J].工程热物理学报,2018,39(11): 2549-2558.  
YE Chenran, WANG Gaofeng, MA Chengbiao, et al. Experimental investigations of ignition process in an annular combustor with circumferential flow via oblique injection[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(11): 2549-2558.
- [11] 王高峰,夏一帆,叶沉然,等.环形燃烧室周向点火机理基础研究进展[J].实验流体力学,2019,33(1): 14-28.  
WANG Gaofeng, XIA Yifan, YE Chenran, et al. Progress on light-round ignition dynamics in annular combustor [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(1): 14-28.