

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.04.011

回流燃烧室流动、火焰及点熄火过程研究

蔡志斌¹, 李建中², 唐文彬¹, 汤朝伟², 金武²

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 回流燃烧室与直流燃烧室不同, 结构复杂, 为了研究回流燃烧室内的流动以及燃烧特性, 采用粒子图像测速仪 (Particle image velocimetry, PIV) 测量对其冷态流场开展研究, 通过火焰自发辐射手段得到了燃烧室火焰结构以及火焰传播过程。研究结果表明: 回流燃烧室流场不具有对称性, 内外壁面速度分布不相同, 压损的改变对燃烧室流场结构影响较小, 随着压损的增加, 速度值增加。燃烧主要在主燃区和中间区进行, 火焰呈一定的“月牙”形向外燃烧。燃烧室点火过程可分为火核生成阶段、火核发展阶段、点火成功阶段和火焰稳定阶段 4 个阶段, 回流涡着火是成功点火的关键。熄火时, 火核向回流区后部靠近, 火焰根部逐渐远离旋流器出口位置, 火焰从正常燃烧时的月牙形结构演变为单股火焰。

关键词: 回流燃烧室; 粒子图像测速仪; 自发辐射; 流动特性; 燃烧特性

中图分类号: V235.22 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)04-0644-10

Investigation on Flow, Flame and Process of Ignition and Blowout in Reverse Flow Combustor

CAI Zhibin¹, LI Jianzhong², TANG Wenbin¹, TANG Chaowei², JIN Wu²

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

Abstract: The structure of a reverse flow combustor is more complicated than that of a straight flow combustor. To study the flow and combustion characteristics of the reverse flow combustor, planar particle image velocimetry (PIV) is used to measure the cold flow field, and the flame structure and propagation process are obtained by means of spontaneous chemiluminescence signals. It is found that the flow field of the reverse flow combustor is not symmetrical, and the velocity distributions near the inner and outer walls are different. In addition, the total change has little effect on the flow field structure of the combustor, but the velocity magnitude increases with the increase of the total pressure loss. Most combustion takes place in the primary combustion zone and the middle zone, and the flame burns out in a certain crescent shape. The ignition process of combustor has been divided into four stages, including the flame nucleation generation stage, the flame nucleation development stage, the successful ignition stage and the flame stabilization stage. It is shown that the ignition of the toroidal recirculation zone is the key to a successful ignition. During the blowout process, the flame core approaches the back of the toroidal recirculation zone, and the root of flame gradually moves away from the exit of the swirler, and the flame evolves from the crescent-shaped structure during the normal combustion to a single flame.

基金项目: 国家自然科学基金 (51906106); 江苏省自然科学基金 (BK20190423); 先进航空动力创新工作站项目 (HK-CX2020-02-027); 国家科技重大专项项目 (2019-III-0014-0058)。

收稿日期: 2021-03-15; **修订日期:** 2022-07-13

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

引用格式: 蔡志斌, 李建中, 唐文彬, 等. 回流燃烧室流动、火焰及点熄火过程研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(4): 644-653. CAI Zhibin, LI Jianzhong, TANG Wenbin, et al. Investigation on flow, flame and process of ignition and blowout in reverse flow combustor [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(4): 644-653.

Key words: reverse flow combustor; particle image velocimetry (PIV); spontaneous emission; flow characteristics; combustion characteristics

不同类型航空器对发动机燃烧室工作性能的要求侧重有所不同,对于小型涡扇、涡轴和涡喷航空发动机,为了充分利用空间,缩短轴距,常常采用回流燃烧室。但扩压器来流使回流燃烧室火焰筒进气的流动匹配较难,易出现积碳、冷却困难等一系列问题^[1],仍有一定的局限性。对此,为了更好地掌握了解回流燃烧室性能,国内外学者对回流燃烧室进行了大量研究。梁志鹏等^[2]为了研究进气畸变对回流燃烧室的影响,通过试验与数值计算发现进气畸变会导致燃烧室出口温度分布变差,出口温度分布系数会明显增加。而文献[3]开展了旋流强度对全环回流燃烧室影响实验,研究表明:增加旋流强度能改善燃烧室出口切向速度的均匀性。文献[4]发现燃烧室中心回流区长度随着旋流数的增加而增加。随着计算燃烧学的迅速发展,计算机运算能力的逐渐提升,使得数值模拟研究参与燃烧室设计变得更加可行。李概奇等^[5]采用 $k-\epsilon$ 湍流模型对某型回流燃烧室进行数值模拟计算,结果表明,燃烧室的流场与油雾分布之间存在良好匹配。Shojaefard等^[6]通过对回流燃烧室内部流动的三维数值模拟计算,对比了标准 $k-\epsilon$ 湍流模型和雷诺应力湍流模型,计算结果表明,数值模拟的流量特性与试验数据相吻合。Lu等^[7]对比了不同机理对回流燃烧室流场结构、燃烧组织以及温度分布的影响,发现在不同的反应机理下,速度场与温度场之间有着很好的匹配,射流穿透深度和温度具有相似性。燃烧室点熄火性能直接影响发动机工作的安全性和可靠性,为了适应不同环境下的正常启动,要求燃烧室具有更好的点熄火稳定工作范围。尽管国内外对燃烧室的点熄火特性开展了一系列研究,但对于回流燃烧室的相关研究仍旧有限。

王晓峰等^[8]研究了不同主燃孔位置对回流燃烧室点火熄火性能的影响规律,试验结果表明,随着主燃孔位置向下游移动,燃烧室的贫油点火、熄火边界变宽,点火熄火性能得到改善。史家荣^[9]得出相同结论,主燃区增大,点火更容易,燃烧稳定性提升。在上述试验的基础上,杨谦等^[10]对回流燃烧室的低压点火性能进行了试验,试验结果表明:点火边界的油气比先减小后升高,而对齐主燃孔的火焰筒方案的低压点火性能优于交错主燃孔。中科院工程热物理研究所团队^[11-13]针对多级旋流燃烧室,开展了不同的旋流器结构参数影响燃烧室点熄火性能试验研究,结果表明,预燃级内级

有旋方案的点/熄火性能优于无旋方案,对于具有预燃级的分级燃烧室,减弱一级旋流强度、增强二级旋流强度能提高燃烧室的点熄火性能,相比于无旋方案,有旋方案能明显拓宽燃烧室点熄火边界。

在国外,Santiago等^[14]详细研究了燃烧室的点火机理,通过对火核运动轨迹进行分析,研究发现,电火花的位置决定了燃烧室的点熄火性能。文献[15-16]同样发现,火核的运动轨迹很大程度上取决于回流区内的火花位置。Sitte等^[17]发现在燃烧室中,成功的点火与火核向上游移动有关。文献[18]发现燃烧室回流区是火核发展过程中的必要条件,位于化学当量比的点火位置能稳定点火。Wetzel等^[19]则指出加入热损失计算对燃烧室的熄火极限预测更加具有说服力。Esclapez等^[20]针对RQL的熄火过程进行数值研究,计算结果发现,燃烧室熄火时会存在扩散燃烧区以及预混燃烧区域。文献[21-23]通过火焰增厚模型对某回流全环燃烧室点火性能进行了数值和试验研究,总结了火焰在环形燃烧室内的传播的3个阶段,即火核形成阶段、点火阶段和联焰阶段,但由于点火模拟通过高温源代替点火器进行计算,使得数值与试验结果存在较大的误差。Qiao等^[24]通过大涡模拟探究单头部燃烧室的点熄火性能,发现点火模拟过程与试验结果吻合较好,但临界点火边界却是实验数据的两倍。

总体来说,国外对燃烧室的点熄火性能已经开展了大量的试验和理论研究,但缺乏真实回流燃烧室点熄火过程的详细数据研究。回流燃烧室结构与常规燃烧室不同,复杂喷雾下的点熄火研究变得更为困难,而相关文献的数值计算与试验结果仍有一定的误差,本文以真实燃烧环境下的回流燃烧室为对象,开展回流燃烧室流动、火焰结构及点熄火过程试验研究。

1 研究对象与方法

回流燃烧室试验系统如图1所示,试验系统主要由供气系统、控制系统、测量系统和单头部回流燃烧室模型等组成。气源由一台罗茨风机提供,气流从进气口进入燃烧室内,气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,同时,气路管道上安装有总压管对进出口总压进行测量。

粒子图像测速仪(Particle image velocimetry, PIV)冷态试验采用NdYAG型激光器, BobcatB2041型摄像机以及Micro Pulse725型同步控制器,PIV系统由La Vision公司生产,测量精

度误差为 $\pm 1\%$ 。粒子发生器由粉罐和ZB-0.14/8型直联式空气压缩机组成,使用平均粒径为 $10\ \mu\text{m}$ 的MgO示踪粒子。同时,为了增加PIV计算中的有效数据率,保证有足够高的撒播密度^[25],使得示踪粒子在进入燃烧室前与气流充分混合,增加示踪粒子与新鲜空气的掺混时间,示踪粒子掺混位置距离燃烧室进口轴向距离达到3 m以上。用于PIV拍摄的观察窗为轴向子

午面。PIV拍摄频率为15 Hz,图像放大倍数为2.6 pixel/mm。PIV测量系统以及试验的工作原理在文献[26-27]中已有相关介绍。

通过高速相机拍摄火焰结构以及火焰传播发展的过程,相机分辨率为 $1\ 280\ \text{pixel} \times 1\ 088\ \text{pixel}$,采样频率为1 000 Hz,为了尽可能减小火焰对拍摄结果的影响,试验采用波长430 nm,带宽10 nm的 CH^+ 滤光镜片。

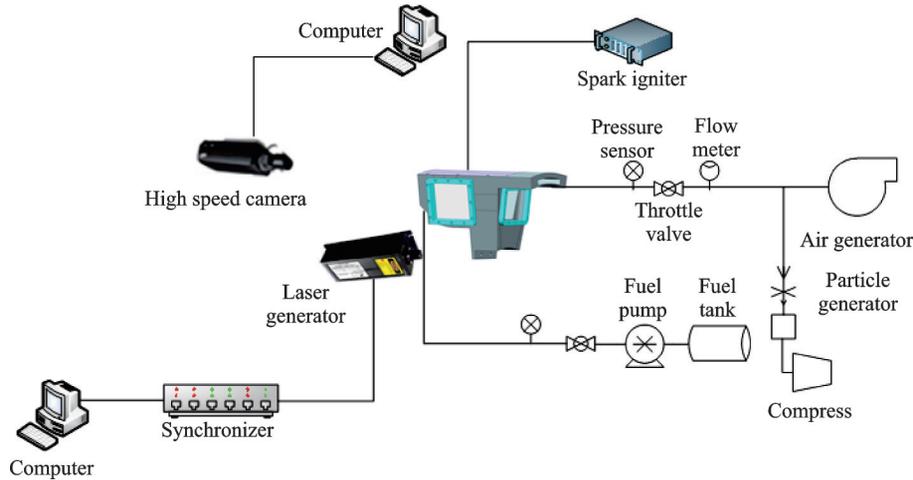


图1 试验测试系统示意图

Fig.1 Schematic view of test facility system

回流燃烧室光学测量示意图如图2所示,本文的研究对象来源于某环形回流燃烧室,共有18个头部,头部由旋流器和喷嘴组成,旋流器结构如图3所示,本文采用的双级旋流器,一级旋流器由8个斜切孔组成,二级旋流器为径向旋流器,由8个曲叶片组成。为方便研究,取单个头部回流燃烧室,通过回流燃烧室试验系统,获取燃烧室内测量截面的流场,对此需要在燃烧室机匣上开设观察窗,同时,为了使测量精度得到保证,观察窗需要一定的大小,便于激光照射,将燃烧室大弯管部分进行改进,由弯曲段变为直角段。试验需要测量 a_1 纵向子午面和 b_1 横向截面,本文燃烧室内轴向速度 u 与 X 轴方向相同, Y 轴为燃烧室高度 h 方向。

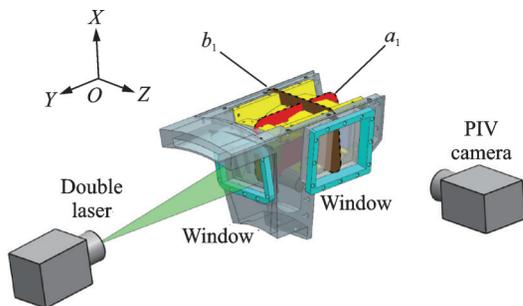


图2 光学测量示意图

Fig.2 Schematic diagram of optical measuring sections

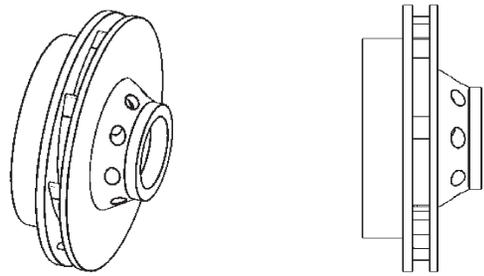


图3 旋流器结构示意图

Fig.3 Schematic diagram of swirler

2 实验结果及分析

2.1 燃烧室稳态流动特性

燃烧室冷态时 a_1 子午面在不同总压损失下的速度云图及流线如图4所示,为了便于分析,在流场图添加了燃烧室的结构示意图,如图4(a)所示,图4(b~d)分别为总压损失 $\Delta p=1\%$ 、 $\Delta p=2\%$ 及 $\Delta p=3\%$ 。可以看出,不同总压损失下的冷态流场结构基本不变,回流区大小及位置未有较大改动,主燃孔射流、掺混孔射流穿透深度等均较为接近,压损的改变对燃烧室流场结构影响较小,随着压损的增加,速度值逐步增加。火焰筒内外环壁上分别开有主燃孔、掺混孔,回流燃烧室与常规燃烧室的结构不同,子午面上的气流并不具有对称性,外环上主燃孔射流向上游偏转,内环下主燃孔射流顺

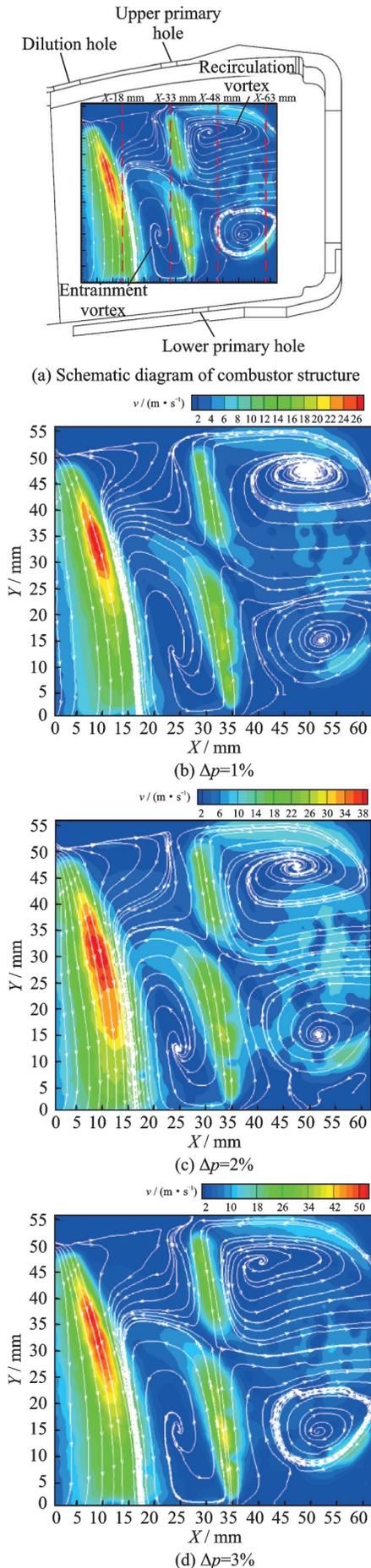


图 4 不同总压损失下 a_1 子午面速度流线及分布

Fig.4 Velocity streamline and distribution for a_1 -meridian-plane under different total pressures

主流方向流动,上下主燃孔射流未形成对流,互相错开,各占据整个燃烧室高度的一半,外环掺混孔射流强度大,气流速度较高,射流深度深,几乎贯穿整个燃烧室,有效对来流起到截断作用,利于燃烧室出口温度分布的调节。由于旋流器以及主燃孔射流的作用,主燃区存在两个旋向相反的回流涡,外环回流涡尺寸较大,区域内气流流速低,点火位置正处于回流涡的附近,有利于快速点火,形成火核并稳定传播。内环回流涡尺寸较小,位置贴近于旋流器出口,油气能够在此区域掺混燃烧,燃烧室头部形成的回流区,使得气流扰动增强,燃油和空气能够快速掺混,形成燃烧区域,同时回流区内流速较低,为稳定火焰以及成功点火提供有利条件。上、下主燃孔射流以及上掺混孔射流在中间区形成一卷吸涡,不断提供新鲜空气,与燃油混合后进一步燃烧,合成离解产物。

燃烧室冷态时 a_1 子午面上不同轴向位置处的轴向速度分布如图 5 所示。总压损失 $\Delta p=3\%$,不同轴向位置在图 4(a)中所标注。在 $x=18\text{ mm}$ 处,轴向速度分布有较大的改变,负方向速度占据了大部分区域,此处为上主燃孔射流导致形成,上主燃孔射流深度深,射流速度大,射流方向与旋流器出口气流方向相反,使得轴向速度变大,范围变广。在 $x=33\text{ mm}$ 处,此范围在上、下主燃孔附近,负方向最高速度峰值向外火焰筒壁面位置处靠近,轴向速度值进一步增加,对应上主燃孔射流出口部分。在 $x=48\text{ mm}$ 处,轴向速度分布趋势与上游相反,内外壁面附近处的速度值相反,由于掺混孔射流几乎贯穿整个火焰筒,内火焰筒壁面存在较多的负速度方向气流,上、下主燃孔气流与掺混孔气流相互作用掺混,三者之间形成一个逆时针旋转的卷吸涡,外火焰筒壁面附近为正方向顺流气流。在 $x=63\text{ mm}$ 处,负方向速度峰值到达最大,轴向速度在 12 m/s 左右,此处为上掺混孔射流导致形成,由于卷吸涡的存在,与部分掺混孔射流作用,燃烧室高度一半位置为射流边缘附近,形成较小的轴向速度,轴向速度在零速度线附近波动,分布较为均匀,速度值变化幅度不大。

燃烧室冷态时 b_1 截面在不同总压损失下的速度云图及流线如图 6 所示,图 6(a~c)分别为总压损失 $\Delta p=1\%$ 、 $\Delta p=2\%$ 及 $\Delta p=3\%$ 。可以看出,不同总压损失下的冷态流场结构基本不变,速度值随着压损的增加而增加。从流场图可以看出,下主燃孔射流深度较深,由于火焰筒壁为曲面,射流并不是垂直射流,而是带有一定的角度向前倾斜,在上主燃孔射流与下主燃孔射流的对流冲击下,向燃烧室头部方向倾斜,射流深度

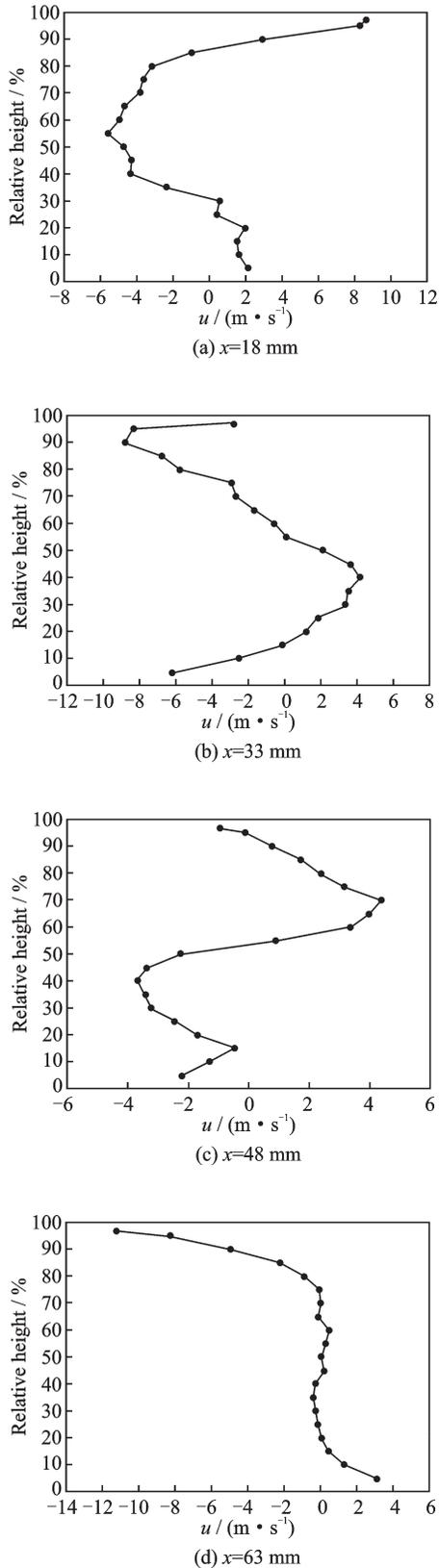


图5 不同位置轴向速度分布
Fig.5 Axial velocity distributions at different locations

较短。来自旋流器的气流以及主燃孔射流和壁面,在这三者的共同作用之下,在上、下主燃孔射流之间形成了卷吸涡,卷吸涡承担了射流与周围混气的动量、质量传递以及交换,促进射流在周向的快速掺混。

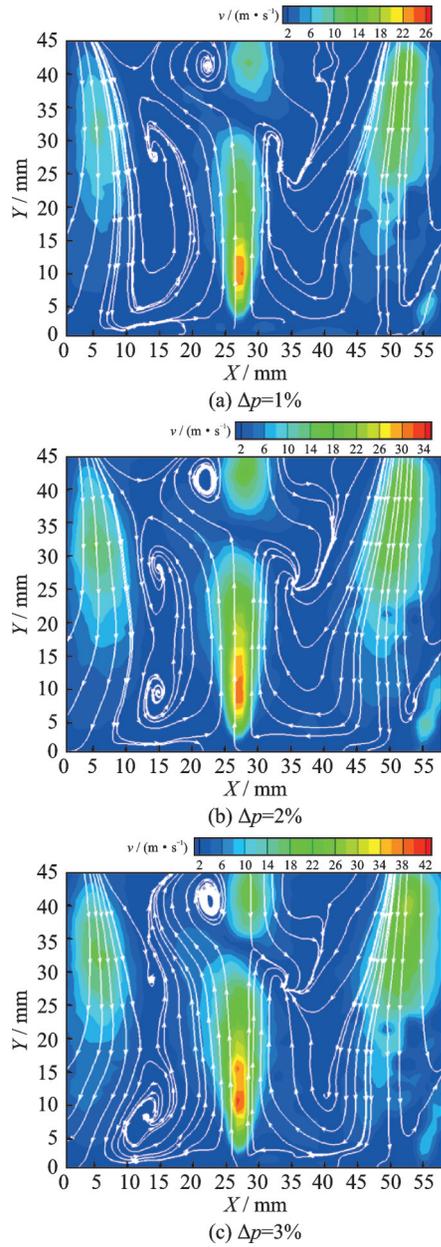


图6 不同总压损失下 b_1 横截面速度流线及分布
Fig.6 Velocity streamline and distribution for b_1 -cross-section under different total pressures

2.2 火焰结构

由于试验拍摄的为灰色图像,本文通过 Matlab 对原始图像进行滤波和伪色彩处理,最后得到 CH^* 自发辐射伪色彩图,燃烧室 a_1 子午面 CH^* 自发辐射图如图 7 所示, K 为归一化后的 CH^* 强度。由于不同压损条件下流场,火焰扩张角基本保持不变^[27-28],对此,以 $\Delta p=3\%$ 压损,油气比 0.029 工况进行研究。由上文分析可知,旋流器出来的高速气流,与上主燃孔、下主燃孔以及内外火焰筒壁面的共同作用,在燃烧室头部形成一个明显的回流区,使得气流扰动增强,燃油和空气能够快速掺混,形成燃烧区域,同时回流区内流速较低,为稳定火焰以及成功点火提供有利条件。

在主燃区内,火焰是以一定扩散角度向燃烧室下游发展,并且高度逐渐增加,火焰对称,呈现月牙形状。图7中亮度较高的区域表明燃料燃烧时,其中间产物浓度较高,存在更为强烈的化学反应,从速度分布图中可看出,高亮度区域主要位于头部主燃烧区两侧的回流涡附近,此区域存在较高的油气比,回流区促进了燃料和空气的混合,大大提高了该区域的油气比,同时增加了混气均匀性。高亮度区域分布在头部的富油区内,内环火焰筒附近的 CH^* 的亮度明显强于外环区域,燃烧室上主燃孔和下主燃孔轴向位置的差异,以及主燃孔射流方向相反,使得上主燃孔的射流尾迹流向下侧回流涡发展,使该区域内雾化的煤油得到充分燃烧,因此该区域的燃烧比外环更加剧烈。大量的液滴蒸发不完全,燃油雾化吸热,化学反应强度减弱,燃烧温度低,因此燃油喷嘴出口位置处亮度下降。

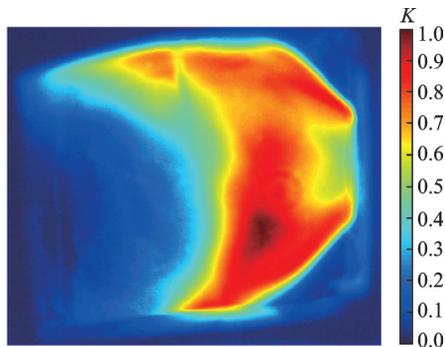


图7 a_1 子午面 CH^* 自发辐射图像

Fig.7 Radical spontaneous emission images of CH^* for a_1 -meridian-plane

在中间区,上侧火焰长度较长,受到上主燃孔射流的影响,部分火焰被截断,在上主燃孔射流位置后, CH^* 亮度逐渐减弱,下侧火焰终止于下主燃孔位置处,燃烧反应区边界位于主燃区与中间区之间。

在上掺混孔处,产生速度较高的高速气流,截断了主流的高温燃气,同时大量混气已在主燃区和中间区完成燃烧,掺混区只存在少数燃油颗粒,难以形成剧烈燃烧,掺混区并无明显的高亮区域。

燃烧室 b_1 截面 CH^* 自发辐射图如图8所示,从图8中能看出,内环壁面 CH^* 亮度较强,由于内环附近混气形成较好,燃油能够充分燃烧。火焰沿燃烧室四周呈现圆环形状,燃烧室中心位置处的 CH^* 亮度较低,在油压的作用之下,燃油以液膜的形式射出,液膜喷口处产生一个空心锥,喷嘴的中心部分是一个无油区域,燃油以环形流状喷射出去。同时,由于火焰被上下主燃孔射流截断,火焰发展受到影响, CH^* 分布较少。

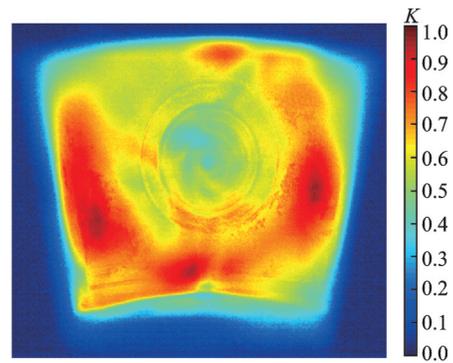


图8 b_1 横截面 CH^* 自发辐射图像

Fig.8 Radical spontaneous emission images of CH^* for b_1 -cross-section

2.3 点熄火过程

燃烧室点火期间火焰亮度变化过程如图9所示, I 为归一化后的火焰亮度。以 $\Delta p=3\%$ 压损,油气比0.029工况进行研究。可将点火过程分为4个阶段,启动火花塞放电,初始火花形成,随后,点燃附近区域的局部混气,火焰亮度增强,火核在向周围发展的同时,火核尺寸减小,火核发光亮度降低(火核生成阶段, $t=1\sim 9$ ms),这是由于一方面新鲜混气蒸发而吸收热量,另一方面与周围相对的低温油气快速混合冷却所致,当混气吸收热量到一定程度时,其回流涡附近区域的混气开始发生化学反应,燃烧室内的混气被重新点燃,火焰为了维持自身稳定,不断向外发展,放热以提高混气温度以及燃油的蒸发率(火核稳定阶段, $t=9\sim 45$ ms)。随后火焰的放热率小于散热率,化学反应强度增加,火焰逐步在外回流涡稳定后,开始向下游以及内回流涡传播(图9中黑色虚线),回流涡的存在为火焰发展提供了良好的热和化学物理环境,随着火焰的不断地扩大,部分火焰已到达主燃孔射流附近,内回流涡混气已经逐步被点着,在高速射流的掺混作用下,混气驻留时间缩短,反应速率增加,最终点火成功(点火成功阶段, $t=45\sim 60$ ms)。之后燃烧室达到整体点燃和稳定,火焰持续燃烧,其亮度也稳定在一个相对低的范围内(火焰稳定阶段, $t=60\sim 99$ ms)。

燃烧室点火失败期间火焰亮度变化过程如图10所示,在多次试验过程中,捕捉到未能成功点火过程。开始阶段,其点火过程与成功点火过程一样,火花塞放电形成初始火核($t=1$ ms),随后火核尺寸变小($t=8$ ms),进一步火核膨胀($t=29$ ms),但在火焰不断向外传播中,火焰变化过程逐渐有所不同。在 $t=40\sim 48$ ms时,火焰随着气流向下游传播,但内回流涡附近并未出现明显的火团(图10中黑色虚线),未能回流进入主燃区燃

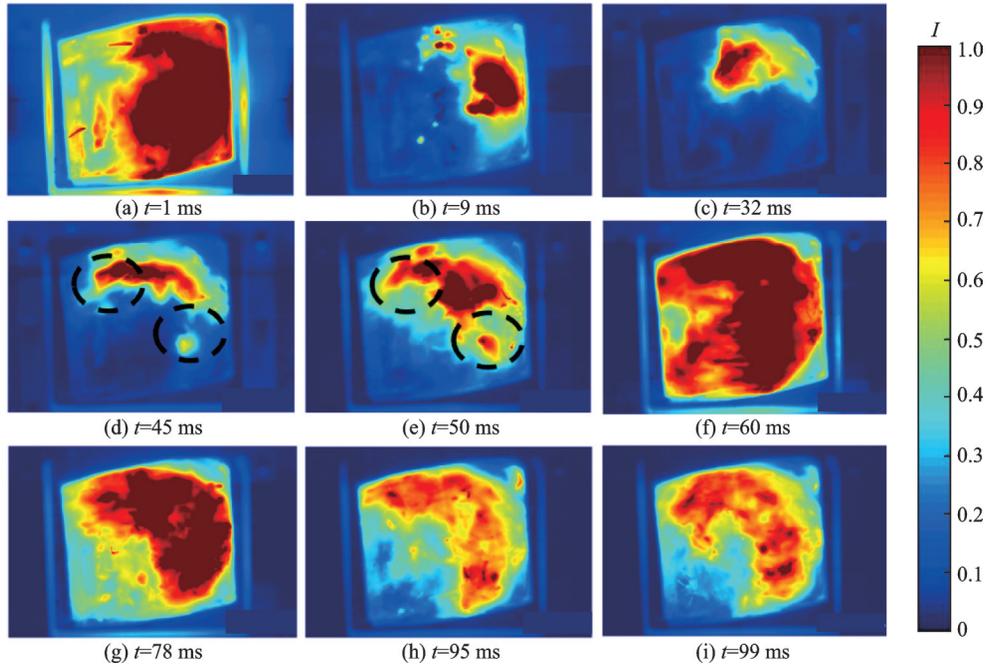


图9 回流燃烧室点火成功过程

Fig.9 Successful ignition process of reverse combustor

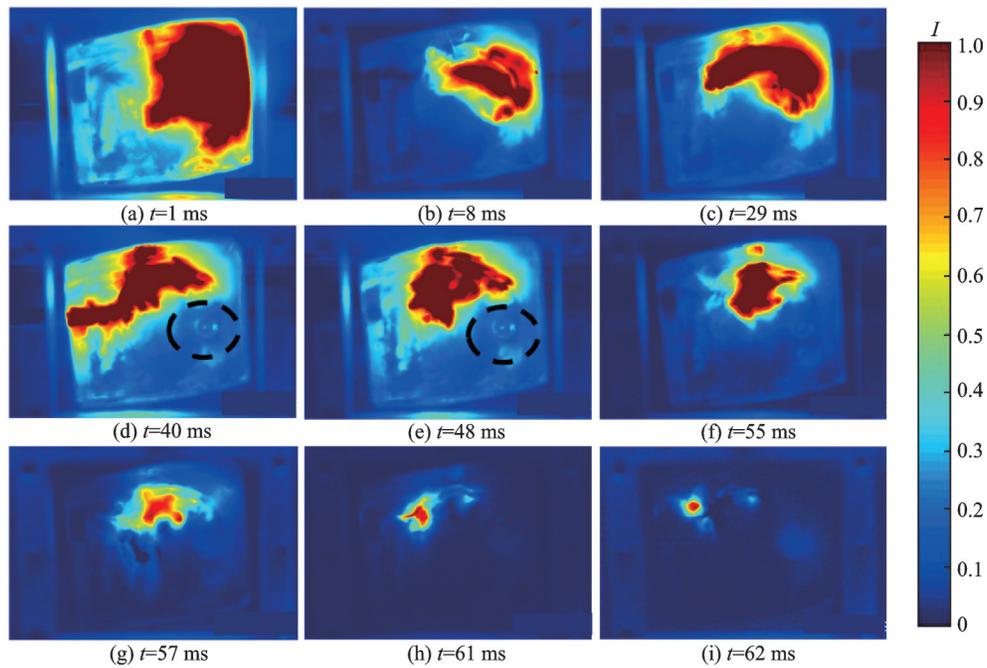


图10 回流燃烧室点火失败过程

Fig.10 Ignition failure process of reverse combustor

烧,虽然燃烧室上半部分已被点燃,而下半部分燃烧室内的燃气得不到有效燃烧,火焰面积未能扩大,此区域的火焰并不能持续稳定,随着更多的混气进入到燃烧室内,燃烧室内温度降低,火焰强度降低,能量减弱,最后火焰直至减小熄灭($t=55\sim 62$ ms)。可以对比图9, $t=45\sim 50$ ms(图9中黑色虚线),在火焰向外发展的同时,下游以及内回流涡已出现火焰,逐渐形成一定强度、大小的火团,说明下游以及回流涡已被点着,为后续成功点火

提供了有利条件。

燃烧室熄火期间火焰亮度变化过程如图11所示,以 $\Delta p=3\%$ 压损,油气比0.029工况进行研究。当压损一定时,随着供油压力的降低,供油量减少,燃烧室内的火焰亮度逐渐降低,燃烧已经进入贫油状态。进一步减少供油,火焰发生明显变化,火焰面积以及长度大大减小,油气发热量减小,化学反应速率减慢,气流散热效果增强,主燃区温度迅速下降,火核向回流区后部靠近。同时,回流涡内的

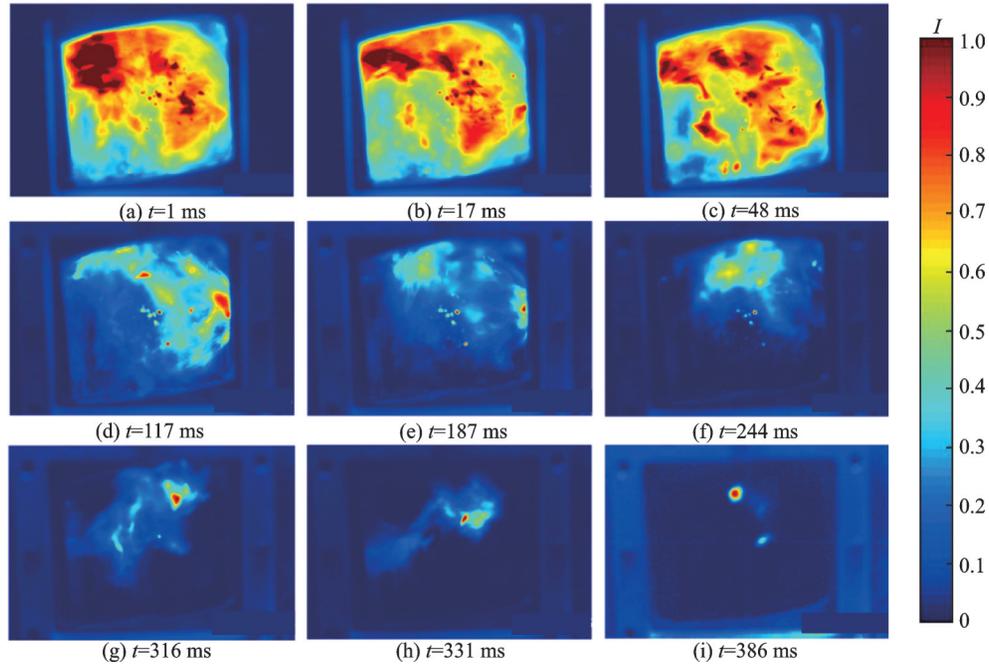


图11 回流燃烧室熄火过程

Fig.11 Blowout process of reverse combustor

火焰稳定性下降,火焰亮度减小,火焰根部逐渐远离旋流器出口位置,下回流涡附近火焰已开始熄灭。最后,火焰从正常燃烧时的月牙形结构演变为单股火焰,仅存微弱火焰在上回流涡和旋流器出口附近燃烧,当供油压力继续减少时,火焰已经不能稳定燃烧,进而熄火。

3 结 论

本文通过PIV与高速相机测量,开展了回流燃烧室流动与燃烧特性试验研究,主要得到以下结论:

(1)由于回流燃烧室的结构差异,流场不具有对称性。压损的改变对燃烧室流场结构影响较小,随着压损的增加,速度值增加。

(2)燃烧主要在主燃区和中间区进行,火焰呈一定的月牙形向外燃烧。

(3)燃烧室点火过程可分为火核生成阶段、火核发展阶段、点火成功阶段和火焰稳定阶段4个阶段,回流涡着火是成功点火的关键。熄火时,火核向回流区后部靠近,火焰根部逐渐远离旋流器出口位置,火焰从正常燃烧时的月牙形结构演变为单股火焰。

参考文献:

[1] 林宇震,樊未军,许全宏,等.燃烧与燃烧室[M].北京:北京航空航天大学出版社,2009.
LIN Yuzhen, FAN Weijun, XU Quanhong, et al. Combustion and combustion chamber[M]. Beijing:

Beihang University Press, 2009.

- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] SUDHAKAR R K, REDDY D N, VARAPRASAD C M. Experimental and numerical investigations of swirling flows in a reverse flow gas turbine combustor: AIAA-2007-4209[R]. [S.l.]: AIAA, 2007.
- [5] 李概奇,赖寿昌,严传俊.某小型发动机环形回流燃烧室流场的数值计算[J].航空动力学报,1997,12(1):71-75.
LI Gaiqi, LAI Shouchang, YAN Chuanjun. Numerical calculation of flow field inside a small engine annular reverseflow combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(1):71-75.
- [6] SHOJAEEFARD M H, ARIAFAR K, GOUDARZI K. Numerical investigation of flow in the liner of a model reverse-flow gas turbine combustor[J]. Pro-

- ceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(8): 1083-1090.
- [7] LU H, LIU F, WANG Y, et al. The effect of different reaction mechanisms on combustion simulation of a reverse-flow combustor[J]. Journal of Thermal Science, 2019, 29(2): 793-812.
- [8] 王晓峰, 林宇震, 张弛. 主燃孔位置对于燃烧室气动力学及点火熄火性能的影响研究[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 2020-2028.
- WANG Xiaofeng, LIN Yuzhen, ZHANG Chi. Effects of primary jet position on combustor aerodynamic characteristics and ignition/LBO performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(9): 2020-2028.
- [9] 史家荣. 短环燃烧室点火和燃烧稳定性研究[C]//中国航空学会·探索创新交流. 北京: 中国航空学会, 2004: 289-294.
- SHI Jiarong. An investigation on short annular combustor ignition and stability performance[C]//Proceedings of Discovery, Innovation and Communication—Science and Technology Youth Forum. Beijing: CSAA, 2004: 289-294.
- [10] 杨谦, 林宇震, 代威, 等. 主燃孔轴向位置对低压点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1057-1066.
- YANG Qian, LIN Yuzhen, DAI Wei, et al. Ignition performance affected by axial position of primary holes at low pressure conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1057-1066.
- [11] 吴浩玮, 陈浩, 刘存喜, 等. 预燃级内级旋流对燃烧室点/熄火性能的影响[J]. 燃烧科学与技术, 2017, 23(6): 560-566.
- WU Haowei, CHEN Hao, LIU Cunxi, et al. Effect of pilot-inner staged swirl on ignition and blowout performance of combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2017, 23(6): 560-566.
- [12] 杨金虎, 刘存喜, 刘富强, 等. 分级燃烧室预燃级旋流组织对点熄火性能影响的试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 2050-2059.
- YANG Jinhu, LIU Cunxi, LIU Fuqiang, et al. Experimental investigation of effects of pilot swirl flow organization on ignition and LBO performance for a staged combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 2050-2059.
- [13] 杨金虎. 多级旋流分级燃烧室点火/熄火特性、机理和预测方法研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.
- YANG Jinhu. Performance, mechanism and prediction of ignition and LBO for multi-swirl staged combustor[D]. Beijing: The University of Chinese Academy of Sciences, 2020.
- [14] SANTIAGO J M, COLLIN-BASTIANI F, ELEONORE R, et al. On the mechanisms of flame kernel extinction or survival during aeronautical ignition sequences: Experimental and numerical analysis[J]. Combustion and Flame, 2020, 222(1): 70-84.
- [15] MACHOVER E, MASTORAKOS E. Experimental and numerical investigation on spark ignition of linearly arranged non-premixed swirling burners[J]. Combustion Science & Technology, 2017, 189(7/9): 1326-1353.
- [16] AHMED S F, BALACHANDRAN R, MARCHIONE T, et al. Spark ignition of turbulent nonpremixed bluff-body flames[J]. Combustion and Flame, 2007, 151(1/2): 366-385.
- [17] SITTE M P, BACH E, KARIUKI J, et al. Simulations and experiments on the ignition probability in turbulent premixed bluff-body flames[J]. Combustion Theory & Modelling, 2016, 20(3): 1-18.
- [18] SUBRAMANIAN V, DOMINGO P, VERVISCH L. Large eddy simulation of forced ignition of an annular bluff-body burner[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(3): 579-601.
- [19] WETZEL F, HABISREUTHER P, ZARZALIS N. Numerical investigation of lean blow out of a model gas turbine combustion chamber using a presumed pdf-reaction model by taking heat loss processes into account[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Barcelona, Spain: ASME, 2006.
- [20] ESCLAPEZ L, MA P C, MAYHEW E, et al. Fuel effects on lean blow-out in a realistic gas turbine combustor[J]. Combustion and Flame, 2017, 181: 82-99.
- [21] BOILEAU M, STAFFELBACH G, CUENOT B, et al. LES of an ignition sequence in a gas turbine engine[J]. Combustion and Flame, 2008, 154(1/2): 2-22.
- [22] JONES W P, TYLISZCZAK A. Large eddy simulation of spark ignition in a gas turbine combustor[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2010, 85(3): 711-734.

- [23] BOILEAU M, MOSSA J B, CUENOT B, et al. Toward LES of an ignition sequence in a full helicopter combustor[C]//Proceedings of the 1st Workshop IN-CA, SNECMA. Villaroche, France: [s.n.], 2005: 27-34.
- [24] QIAO Yingjie, MAO Ronghai, LIN Yuzhen. Large eddy simulation of the ignition performance in a lean burn combustor [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. Montréal, Canada: [s.n.], 2015.
- [25] 汪亮. 燃烧实验诊断学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- WANG Liang. Combustion experiment diagnostics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011.
- [26] 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.
- [27] 胡阁. 某型回流燃烧室流场及燃烧组织特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- HU Ge. Study on flow field and flame characteristics of a reverse flow combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [28] 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[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 2045-2053.
- REN Yongzhi, LI Jianzhong, JIN Wu, et al. Characteristics of flow field and flame propagation of ignition process in three-staged swirl combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9): 2045-2053.

(编辑:陈珺)