

主燃孔轴向位置对低压点火性能的影响

杨 谦, 林宇震, 代 威, 张 弛, 王晓峰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 对回流燃烧室设计了两种主燃孔结构(交错射流和对齐射流), 在不同压力条件下对不同主燃孔方案的回流燃烧室的点火性能进行了试验研究. 试验结果表明: 随着回流燃烧室进口空气压力的降低, 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. 结合火焰筒冷态流场数值模拟和试验中观察到的点火现象进行对比分析, 对齐主燃孔方案存在更大范围的回流区, 其火焰筒头部参考速度较低. 此方案有利于减弱火焰核心的淬熄概率, 同时增强头部火焰燃烧的稳定性, 从而改善了回流燃烧室的点火性能.

关 键 词: 主燃孔; 轴向位置; 回流燃烧室; 低压; 点火性能

中图分类号: V231.25

文献标志码: A

Ignition performance affected by axial position of primary holes at low pressure conditions

YANG Qian, LIN Yu-zhen, DAI Wei, ZHANG Chi, WANG Xiao-feng

(National Key Laboratory of Science and Technology on

Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Two structures of primary holes (staggered jets and aligned jets) were designed for reverse-flow liner. Experiments were conducted to study the combustor ignition performance affected by two structures of primary holes at different pressure conditions. The experiment result indicates that as the inlet air pressure of the reverse-flow combustor decreases, the fuel/air ratio at ignition boundary decreases at first and then increases. The ignition performance of aligned jets primary holes is better than that of staggered jets primary holes. Combined with numerical simulation results of liner cold flow field and ignition phenomena observed in the experiment, the area of recirculation zone is expanded and reference velocity of the liner is reduced due to the aligned jets primary holes. It is beneficial for decreasing the quenching probability of flame kernel and enhancing the stability of the flame. Thus ignition performance of the reverse-flow combustor is improved.

Key words: primary holes; axial position; reverse-flow combustor; low pressure; ignition performance

可靠迅速的点火起动是航空发动机燃烧室的一个重要指标要求^[1]. 对于航空发动机来说, 由于航空器的工作环境会发生变化, 航空发动机燃烧

室的进口空气温度、压力和湿度会随之改变, 燃料的性质也会发生一定变化. 特别是当航空发动机在较为恶劣的条件下, 如海平面热大气(空气湿度

较高)、高原和高空(空气压力及温度低)起动,燃料的点燃会变得较为困难.因此,在一个较为宽泛的进口空气和燃料条件下,如何保证燃烧室稳定快速点火起动,是燃烧室设计必须重点考虑的问题.

为保证燃烧室内的油气可靠点燃和稳定燃烧,火焰筒头部一般会采用富油低速流动区域设计.点火器附近较高的油气比可以增加点火的成功率,而低速流动能保证火焰的稳定燃烧.在航空发动机燃烧室中,低速流动主要是通过旋流器来实现.旋流器产生的旋转气流与燃油充分混合,在点火器产生的火花触发下被引燃至稳定燃烧状态.从国内前人的研究来看,燃烧室的点火性能受火焰筒头部的油气匹配影响很大.李尚维^[2]对不同的一级旋流器、二级旋流器、头部套筒和喷嘴在火焰筒头部结构组合进行了试验研究,找出了有较好贫油点火性能的燃烧室头部结构.赵清杰^[3]在常压条件下使用三头部矩形燃烧室考察旋流杯+喷嘴雾化的头部结构对燃烧室点火性能的影响,试验结果筛选得到了匹配关系较好的旋流杯和喷嘴方案.燃烧室头部气量分配和主燃区大小在一定程度上决定了点火性能的好坏,史家荣^[4]对上述因素进行了试验研究,并且根据其气动和结构参数总结出预测燃烧室点火性能的经验关系式,为燃烧室的设计提供了一定依据.为统筹考虑燃烧室点火熄火性能和燃烧效率及出口温度分布特性的要求,主燃区的油气比不能过大.李继保和刘大响^[5]通过设计均匀和局部富油供油的火焰筒头部方案,并在全环燃烧室上进行了贫油点火边界的对比试验.其点火规律证明了局部富油设计能显著扩展燃烧室的贫油点火边界.林宇震等人^[6]研究了复合式空气雾化喷嘴在一个单头部矩形燃烧室上的点火性能,并结合喷嘴的雾化性能,对于雾化颗粒度与点火之间的关系进行了分析,总结了此类燃烧室的点火经验关系.罗国良等人^[7]对旋流杯套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响做了试验研究.火焰筒压力损失特性对其内部流场结构会产生一定影响,进而影响点火特性.薛鑫等人^[8]对比3种压力损失特性的火焰筒的流场特点和点火性能,总结出低压降火焰筒对点火性能的影响.点火放电时间在一定程度上也决定了点火成功率的大小,程波等人^[9]研究了地面起动条件下3种发动机转速不同油气比的点火放电时间对点火边界的影响.燃烧室的进口参数对于点火性能的影响也十分显著.在一个回流

燃烧室的高空点火试验研究中,肖同福^[10]通过进行高空点火模拟试验研究了低温低压进口空气对点火性能的影响.陈能坤和周雁则探索了加温燃油^[11]、不同性质的国产燃油^[12]和低温低压进口空气对点火起动的作用.而文献^[13-20]在整机试验中研究了发动机起动方案和发动机工作环境与燃烧室点火起动性能的特定关系.

国外关于燃烧室点火的研究可分为两种类型来简述:基础研究和工程研究.在基础研究方面,从20个世纪60年代开始,Lewis, Irvin, Zeldovich, Ballal等人^[21-24]在最小点火能量、理想和实际强制点火理论模型等方面做了大量的研究. Aggarwal, Mastorakos^[25-26]对于当前关于喷雾点火现象的理论和试验研究结果,以及湍流非预混火焰点燃的理论、试验和数值研究做了详细的回顾和总结.而在工程研究方面,文献^[27-33]分别对不同燃烧室的点火性能和规律做了细致地试验研究.

主燃孔射流在回流燃烧室内的作用是缩短回流区长度和补充燃烧.由于其射流与旋流空气的相互作用,与无主燃孔射流相比,回流燃烧室头部的流场和喷雾场会有很大区别.党新宪、郎洪俭等人^[34-38]对带有主燃孔射流的旋流流动的下游流场和燃烧性能进行了研究.回流燃烧室火焰筒与机匣之间环腔流动与直流燃烧室不同,其外环腔气流方向与火焰筒内气流方向相反,内环腔与火焰筒内气流方向相同.这种进气方式造成回流燃烧室主燃区流动与直流燃烧室的差异.孟江涛等人^[39]的研究证实回流燃烧室头部内外主燃孔射流倾斜方向不同.回流燃烧室交错主燃孔射流对回流区的改变与直流燃烧室不同,对燃烧室性能的影响也会有所不同.

随着回流燃烧室进口压力的降低,燃油的雾化和点燃概率变差,回流燃烧室的点火性能会降低.通过调整主燃孔位置来优化在低压条件下回流燃烧室的点火性能以使其满足指标要求,考察不同主燃孔位置对点火性能的影响,成为本文关注的重点.以下研究针对一个三头部矩形回流燃烧室,通过改变主燃孔轴向位置来改善其低压点火性能,以数值模拟进行辅助分析,并对不同低压进气条件下的点火成功率进行试验验证,总结得到主燃孔轴向位置对回流燃烧室低压点火性能的影响.

1 点火试验系统

根据试验所需参数,低压点火试验在北京航

航空航天大学热动力工程研究所的常低压燃烧实验台上进行. 整个点火试验系统主要由:进口气路、油路、回流燃烧室试验段、引射器、排气段以及采集与测量系统组成. 回流燃烧室试验段主要由回流燃烧室火焰筒试验件、电火花点火器、进口测量段、后测量段、水冷套、离心喷嘴等部件组成.

试验系统如图1所示. 引射器在后测量段后通过高速射流形成低压区(低于大气压力), 对处于大气环境下的试验段的空气产生抽吸作用来形成主流流动空气. 试验中通过引射器空气流量的调节和进口气路的调节阀来控制进气状态, 并在

进口测量段对空气流量、压力和温度进行测量. 在火焰筒头部采集进口总压, 同时在后测量段测量出口总压和出口总温, 以判断回流燃烧室压力损失状态和点火成功与否. 燃油通过挤压式供油系统提供, 氮气瓶中的高压氮气将油罐中的航空煤油供入油路. 在点火之前, 使用油路调节阀调节到所需点火燃油流量, 燃油通过两位三通电磁阀流向外部喷嘴; 在点火时, 切换电磁阀使燃油转入回流燃烧室内. 燃油流量通过质量流量计和离心喷嘴前的差压传感器来测量. 点火器开启信号也被接入采集系统以判断点火开始和持续的时间.

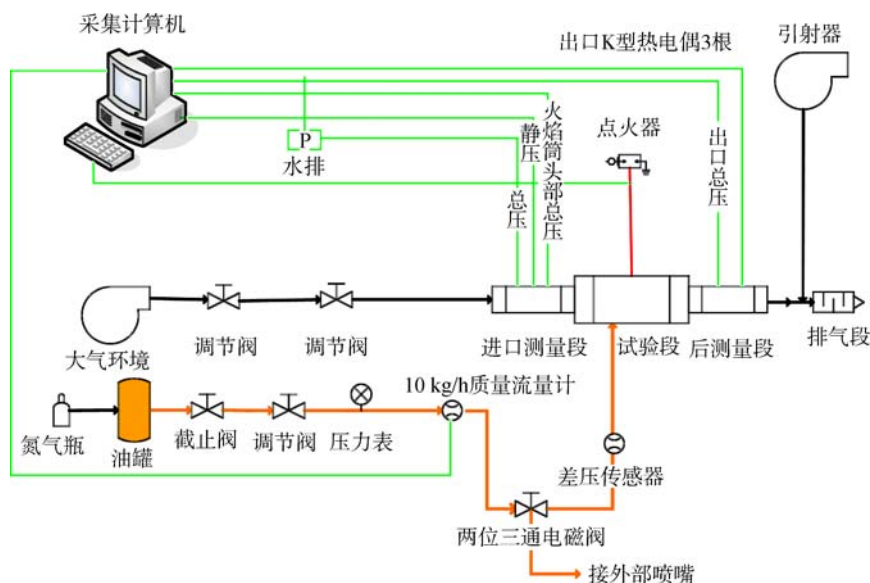


图1 试验系统图

Fig. 1 Sketch of experiment system

2 回流燃烧室试验方案

基准火焰筒为三头部矩形回流火焰筒结构, 如图2所示, 包含双级旋流器(一级斜切孔+二级径向叶片)、主燃孔、头部冷却孔和多排气膜冷却孔, 其中一个头部正对两个主燃孔(内外环各一个), 两个头部之后存在两个主燃孔(内外环各一个), 见图3. 主燃孔在几何结构上沿着旋流器的中心线对称. 改进火焰筒的外环主燃孔沿火焰筒内流向向后平移 5.1 mm, 保持与内环主燃孔一一对应, 内环主燃孔保持不变, 主要考虑主燃区流动和液雾分布更改后对点火性能的影响, 主燃区由基准火焰筒的非对称回流更改为对称回流, 内外主燃孔射流对齐(见后数值模拟结果). 采用上述改进方案的主要思路是合理调整外环主燃孔射流

方向和深度, 避免主燃孔空气对点火及火焰稳定产生不利影响, 适当增加主燃区容积, 以保证点火性能得到改善.

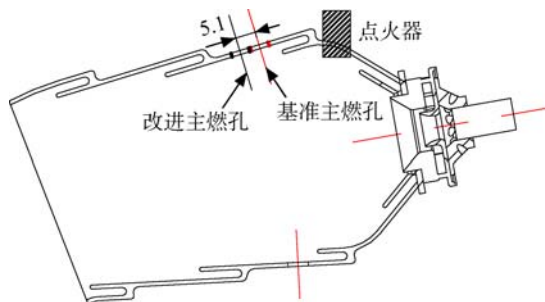


图2 基准火焰筒头部结构(单位:mm)

Fig. 2 Structure of basic liner dome (unit:mm)

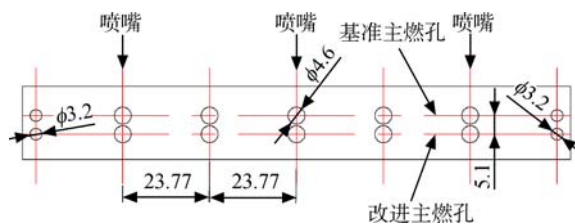


图3 主燃孔分布(单位:mm)

Fig. 3 Distribution of primary holes (unit:mm)

3 点火试验状态

试验保证三头部空气流量不变,改变进口空气压力来研究不同主燃孔方案对点火性能的影响.空气和燃油温度均为常温.三头部空气流量为 0.022 kg/s ,进口空气压力为 $101.325 \sim 31.325 \text{ kPa}$.根据进口空气压力随高度的变化关系,8个进口空气压力值与高度的对应关系见表1.

表1 试验状态

Table 1 Experiment conditions

高度/m	进口空气压力/kPa
0	101.325
868	91.325
1817	81.325
2866	71.325
4041	61.325
5384	51.325
6958	41.325
8879	31.325

试验时先调节引射器和进口空气阀门,将进口空气压力和空气流量调节到所需状态,待计算机采集系统中空气流动状态稳定.在油路旁路调节燃油空气流量至预设值,空气流量稳定之后,同时打开点火器和两位三通电磁阀,使燃油进入回流燃烧室的同时点火器开始工作.点火器的工作时间为 12 s ,在此之后点火器关闭,记录下点火结果后关闭电磁阀,进行下一次试验.若点火成功,则降低燃油流量,重复点火动作;若点火失败,增加燃油流量,重复点火动作.试验完成后,通过采集系统记录的试验状态参数中提取数据并进行处理.根据上述试验结果来找出在不同状态下的点火边界.

4 试验状态流场数值模拟

试验前通过数值模拟对基准和改进火焰筒的

流场进行分析,以判断主燃孔轴向位置的改变能否达到预期目的;由基准火焰筒非对冲(交错)主燃孔射流改为改进火焰筒的对冲(对齐)主燃孔射流.

数值模拟模型采用一个单头部矩形回流燃烧室,网格使用软件 ICEM (integrated computer engineering and manufacturing) 进行非结构体网格划分,整个计算域的网格数约为 340 万,对主燃孔、旋流器和主燃区进行局部加密,其中重点对旋流器内部流域和下游流域进行加密,中心截面网格如图4所示.

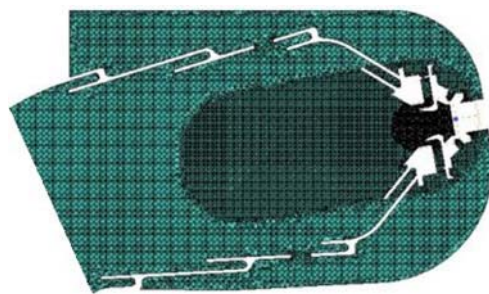


图4 回流燃烧室流域截面网格

Fig. 4 Grid of reverse-flow combustor flow area on cross section

数值模拟使用 ANSYS CFX 软件进行计算.针对常压点火试验流场和低压点火试验流场两种不同的试验工况.进口空气压力分别为 101.325 kPa 和 41.325 kPa ,进口温度为 300 K .边界条件设置如图5所示.扩压器空气进口:流量进口;火焰筒出口:压力开放性出口;火焰筒、机匣固体壁面:绝热固定壁面;模型侧面采用平移周期性边界.换热模型选择绝热流动,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型.

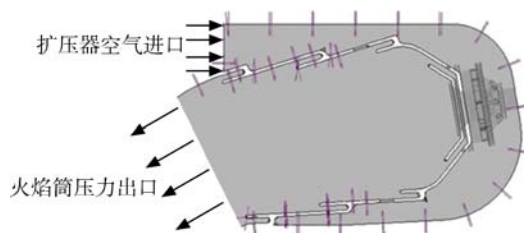


图5 边界条件

Fig. 5 Boundary conditions

数值模拟准确性通过校验理论计算和数值模拟结果中内环主燃孔流量系数 C_d 和射流偏转角 θ 来确定.其中理论计算参考文献[1]中120~124页的方法.数值模拟4个结果中 C_d 和 θ 变化不大,因此取基准火焰筒常压点火流场结果进行对比.相对差值表达式分别为

$$\Delta C_d = \frac{|C_{d,t} - C_{d,s}|}{C_{d,t}} \times 100\% \quad (1)$$

$$\Delta \theta = \frac{|\theta_t - \theta_s|}{\theta_t} \times 100\% \quad (2)$$

式中下标 t 为理论计算值, s 为数值模拟计算值。

由表 2 可知,数值模拟结果基本与理论计算相同。

表 2 理论和数值结果

Table 2 Theoretical and numerical results

参数	理论计算	数值模拟	相对差值/%
C_d	0.6	0.62	3.33
$\theta/(^{\circ})$	80	83	3.75

图 6 为基准火焰筒在常压点火状态下的中心截面流场图。从结果可以看出,鉴于回流燃烧室火焰筒与机匣之间内外环腔流动方向相反的特殊性,且火焰筒旋流器中心轴线与机匣存在倾斜角度,受上述因素影响,外环主燃孔射流方向偏向于旋流器,而内环主燃孔射流相对来说远离旋流器。扩压器进口空气先流过外环腔,再流过内环腔,其沿程流动损失使得内外环主燃孔附近的环腔总压稍有不同,因此内外环主燃孔的射流速度也会有一定差异,统计正对喷嘴的内外环主燃孔射流最大速度,可得其速度值分别为 24.24 m/s 和 24.96 m/s。受内外环主燃孔流动方向和速度不统一的影响,旋流器出口回流区的形状如图 7 和图 8 所示。外环主燃孔射流由外至内直接穿透整个回流区,将回流区长度截止到射流经过的位置,且与旋流器靠外的旋流空气一起形成了只有一个旋涡的回流区,而旋流器靠里位置的空气则同到达这里的主燃孔空气混合之后沿火焰筒内壁向下游流动。由于两股射流基本错开,彼此之间对对方的速度减弱作用很小,因此两股射流的穿透深度非常大,基本上都能够到达火焰筒壁面。

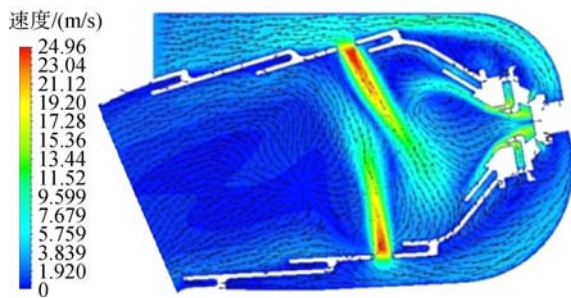


图 6 基准火焰筒常压流场

Fig. 6 Flow field of basic liner at atmospheric condition

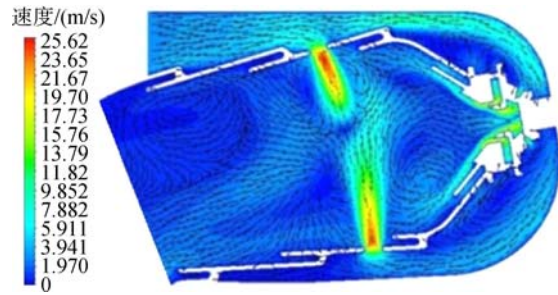


图 7 改进火焰筒常压流场

Fig. 7 Flow field of improved liner at atmospheric condition

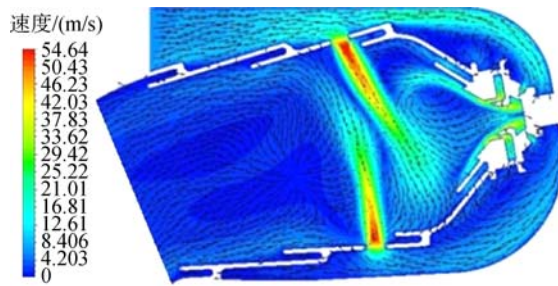


图 8 基准火焰筒低压流场

Fig. 8 Flow field of basic liner at low pressure condition

改进火焰筒的常压流场与基准火焰筒在火焰筒头部有明显不同。改进火焰筒由于将外环主燃孔向下游移动了 5.1 mm,其外环主燃孔射流与内环能够基本对齐,两股射流在火焰筒中对冲混合,一部分气流逆流回到旋流器出口下游,与旋流器旋流空气相互作用形成一个具有两个旋涡的回流区,另一部分则流向火焰筒下游。由于回流燃烧室的特点(内环主燃孔所处环腔的进气条件不同),且几何结构上的错位导致其入射角度发生了一定变化,其射流尽管可以对齐,但并不能做到对称。这种不对称性造成了两个旋涡区大小的不一致。外环主燃孔射流的穿透深度小而内环相对较深,使得外旋涡的范围要小于内旋涡。由于改进火焰筒外环主燃孔沿流向向后移动且射流被内环主燃孔射流截止,与基准火焰筒相比,头部回流区的范围有一定增加,且外环主燃孔射流离头部旋流器更远。

图 8 和图 9 给出了基准和改进火焰筒在低压点火状态下的中心截面流场模拟结果。与常压流场状态相比流场基本相似。主燃孔射流方向和穿透深度较常压状态并未发生较大改变。最明显区别在于低压条件下主燃孔射流速度有了较大提高,这是由于在低压条件下空气密度减小,保证扩

压器出口空气流量不变,根据质量守恒定律,主燃孔射流速度必然增大.低压条件下速度增大可能导致回流燃烧室点火困难.图8和图9的不同之处与常压相似,两种火焰筒流场的主要区别集中于内外环主燃孔射流的对齐与否和回流区单涡或双涡的存在.

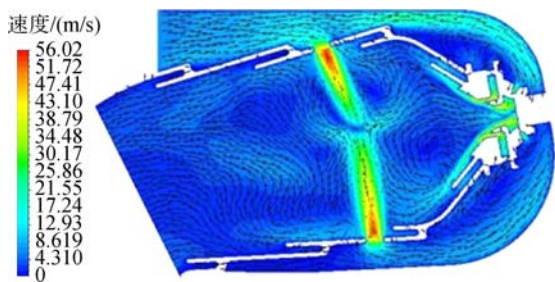


图9 改进火焰筒低压流场

Fig. 9 Flow field of improved liner at low pressure condition

5 点火试验结果及分析

两个火焰筒在不同进口空气压力下的点火结果如图10所示.图10和图11对比了不同进口空气压力和换算为海拔高度后两个火焰筒的点火性能.从图中的试验结果来看,随着进口空气压力的降低,两个火焰筒的点火边界变化趋势基本一致,但改进火焰筒的点火边界要明显优于基准火焰筒.当进口空气压力开始降低时(由101.325 kPa降至81.325 kPa),回流燃烧室点火边界油气比(f/a)有所降低.这是由于此时进口空气压力的降低对燃烧反应的影响并不显著,而空气速度的一定增加则强化了燃油的雾化,进而导致燃油更容易被点燃.而随着进口空气压力降低71.325 kPa,进口空气压力对燃烧的影响程度更大,空气速度的进一步提高也有可能对点火成功带来不利影响,火焰筒内油气混合物的最小点火能量增加,而点火器所能提供的点火能量恒定,点火成功的唯一途径即为增加燃油流量,因此回流燃烧室点火边界油气比显著增加.

图12为通过机匣和火焰筒上的石英玻璃观察窗拍摄到的改进火焰筒在不同进口空气压力下点火成功后的稳定火焰形态,回流燃烧室点火边界油气比见图10.可以看出随着进口空气压力的降低,火焰筒内的火焰颜色逐渐由黄变蓝.由此推断进口空气压力的降低导致火焰筒内燃烧效率的降低.尽管在当时状态下整个回流燃烧室点火边

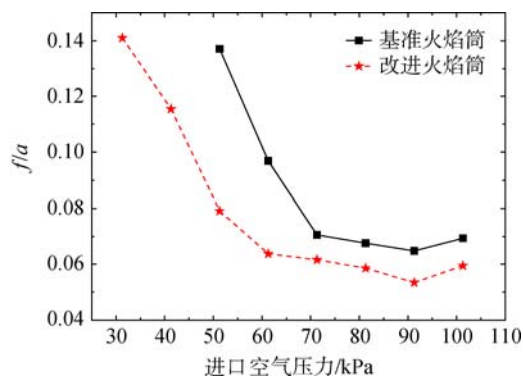


图10 基准和改进火焰筒不同进口空气压力下的点火边界油气比

Fig. 10 Fuel/air ratios comparison between basic liner and improved liner on ignition boundary at different pressures of air inlet

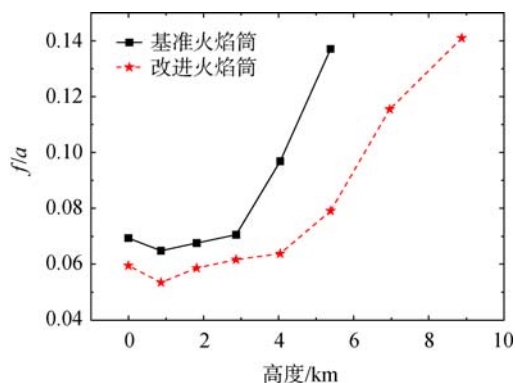


图11 基准和改进火焰筒不同高度下的点火边界油气比

Fig. 11 Fuel/air ratios comparison between basic liner and improved liner on ignition boundary at different altitudes



图12 改进火焰筒不同进口空气压力下的火焰形态

Fig. 12 Flame of improved liner at different pressures for air inlet

界油气比已经处于富油状态,但是进口空气压力的降低使得燃烧的化学反应速率和火焰传播速度减小,导致回流燃烧室中大部分雾化的燃油无法参与到燃烧中,进而使火焰呈现蓝色的贫油燃烧状态.

从点火试验结果来看,外环主燃孔沿轴向往火焰筒下游移动可以显著提高此回流燃烧室点火性能.在进口空气压力为常压至 51.325 kPa 时,改进火焰筒的点火边界油气比小于基准火焰筒.当进口空气压力减小到 41.325 kPa 时,基准火焰筒无法成功点火,而改进火焰筒方案在 31.325 kPa 的条件下依然能够成功点着.这主要归因于主燃孔轴向位置的变化造成火焰筒头部流场和油雾分布的改变.下面着重针对火焰筒头部流场的变化来分析和推断两个方案点火性能的差异.

Lefebvre^[1]描述了点火过程应存在 3 个阶段.

阶段 1:火焰核心产生以及包含着火花周围一个小火焰生成.点火器电火花形成高温气体核心的存活完全取决于核心内燃烧产生的热量释放速率是否能够超过环境中辐射和湍流扩散产生的热量损失速率.热量释放速率主要受点火器尖端附近有效油气比支配,其值应该接近化学恰当比,同时在初始条件下也受火焰核心大小和温度的影响(其依次由火花能量和持续时间决定).核心热量损失速率大部分受当地速度和湍流状态以及过量存在于点火区域的燃油影响.点火的此阶段同时受点火器的设计形状、位置和其尖端进入火焰筒壁的深度的影响.

阶段 2:火焰扩展,包含未燃流体前部的火焰当地传播和已点燃流体的湍流耗散.点火器的位置在阶段 2 中决定了火焰核心进入主燃回流区还是顺流进入下游区域.此阶段的其他影响因素与控制火焰稳定性的因素相同.进口空气压力和/或温度的增加、主燃区速度的减少、油气比向着化学恰当比的改变,均对于稳定性有利,也有利于改进点火的阶段 2.

阶段 3:火焰稳定,意味着在燃烧器中火焰长期稳定,且在特定燃烧室空气流量和燃油流量下燃烧达到统计学上的稳定状态.对于回流燃烧室 3 个阶段必须都成功才能界定为点火成功.

从点火的 3 个阶段来分析不同火焰筒造成点火性能差异的原因.①改进火焰筒主燃孔的后移造成主燃区容积的增大,使回流得燃烧室主燃区停留时间变长,火焰筒头部参考速度降低,局部速度和湍流强度的减小有利于火焰核心的存活、生长和扩展,便于点火过程阶段 1 与阶段 2 的发生.②对于离心喷嘴+旋流杯这种空气雾化方式,油雾场的分布主要受旋流杯下游流场的控制,回流区范围内油雾质量分数高,雾化颗粒度小,有利于

着火的发生,改进火焰筒头部回流区的扩展,增大了点火器火花引燃回流区喷雾的概率.这也解释了在进口压力为常压及 51.325 kPa 时,改进火焰筒的点火边界油气比小于基准火焰筒.从图 13 和图 14 可以明显看出基准和改进火焰筒头部回流区的差异(取低压流场数值模拟结果进行分析).③进口空气压力下降到 41.325 kPa 和 31.325 kPa 时,从观察窗中观察基准火焰筒的点火过程,发现点火器产生的火花可以生成一定大小的火焰核心,但其很快消失,核心随即湮灭.就此推断主要是火焰核心扩展和传播无法完成.图 13~图 14 列出了在旋流状态下火焰核心在火焰筒头部流场的可能传播路径.两图中红色箭头标识的路径为火焰核心直接进入旋流区域并向头部传播,白色箭头标识的路径则是火焰核心向下游迁移之后被主燃孔射流截止之后进入回流区并向头部移动.对于旋流火焰的点燃,很多研究^[27-34]都证明只有当火焰核心火团传入回流区内部之后,火焰才有

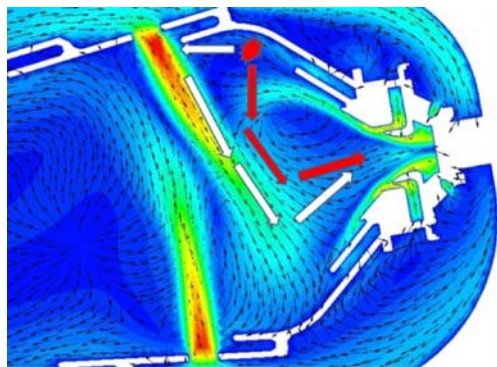


图 13 基准火焰筒点火火焰核心可能传播路径
Fig. 13 Possible propagation paths of flame kernel in basic liner after ignition

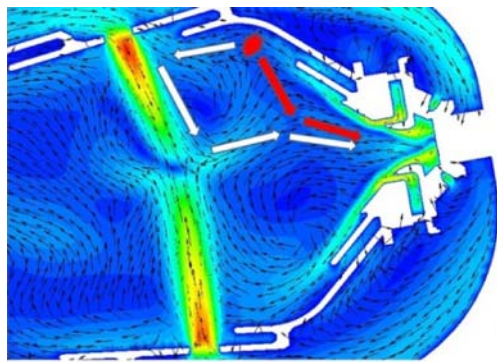


图 14 改进火焰筒点火火焰核心可能传播路径
Fig. 14 Possible propagation paths of flame kernel in improved liner after ignition

可能扩展到整个回流区,进而产生稳定火焰.从图中的传播路径可以推测,较易引燃整个回流区是红色的传播路径.而白色的传播路径由于主燃孔射流附近的气流速度高、燃油质量分数低,极易使火焰核心淬熄.对比两个火焰筒方案的火焰核心可能传播路径,改进火焰筒的可能传播路径要明显短于基准火焰筒方案,路径短意味着火焰核心在传播过程中的淬熄概率低,因此其头部的点燃成功率高.④在点火试验过程中经常观察到基准火焰筒在旋流火焰生成之后又发生淬熄的现象,这主要是由于旋流火焰燃烧不稳定造成的.回流区过短,且由于外环主燃孔射流速度高以及穿透过深,都有可能造成头部火焰的不稳定.而改进火焰筒内外主燃孔射流强度相互抵消,对于头部火焰的影响较基准火焰筒更小,因此火焰的稳定性更好.

6 结 论

本文对不同轴向位置的外环主燃孔火焰筒的低压点火性能进行了试验对比研究,并通过冷态流场的数值模拟进行辅助分析,得到如下结论:

1) 两种火焰筒在进口空气压力降低时,其点火边界油气比先减小后增大.

2) 主燃孔射流对齐的改进火焰筒的点火性能要优于主燃孔射流错开的基准火焰筒.

3) 主燃孔轴向位置改变使得火焰筒头部流场发生变化,通过影响火焰核心的生成、发展和火焰的稳定性,进而影响回流燃烧室点火性能.

致谢:

感谢查筱晨和李林对试验的帮助.

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Taylor & Francis, 1998.
- [2] 李尚维. 燃烧室头部结构对点火灭火边界的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1994, 7(4): 38-44.
- [3] 赵清杰. 燃油喷嘴与火焰筒头部元件匹配关系对燃烧稳定性和温度场的影响[C]//中国航空学会第十一届燃烧与传热传质学术会论文集. 江西 九江: 中国航空学会, 1998: 221-227.
- [4] 史家荣. 短环燃烧室点火和燃烧稳定性研究[C]//中国航空学会青年科技论坛论文集. 银川: 中国航空学会, 2004: 268-273.
- [5] 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): 197-200.
LI Jibao, LIU Daxiang. A study of local rich fueling design for widening combustor lean ignition and blowout limits [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 197-200. (in Chinese)
- [6] 林宇震, 林培华, 许全宏, 等. 复合式收扩套筒空气雾化喷嘴燃烧室点火研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 342-346.
LIN Yuzhen, LIN Peihua, XU Quanhong, et al. Research on ignition performance of a hybrid airblast atomizer combustor with convergent-divergent sleeve [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 342-346. (in Chinese)
- [7] 罗国良, 宋双文, 胡好生, 等. 旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状对小型燃烧室点火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1708-1712.
LUO Guoliang, SONG Shuangwen, HU Haosheng, et al. Influences of the swirl cup flares design on the small combustor performances [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1708-1712. (in Chinese)
- [8] 薛鑫, 林宇震, 张弛, 等. 火焰筒压力损失对点火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2229-2235.
XUE Xin, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Effects of liner pressure loss on combustor ignition performances [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2229-2235. (in Chinese)
- [9] 程波, 徐华胜, 史家荣. 某环形燃烧室地面起点点火试验研究[C]//中国航空学会第十四届燃烧与传热传质学术交流会议论文集. 沈阳: 中国航空学会, 2007: 201-206.
- [10] 肖同福. 某小型发动机回流燃烧室高空点火试验研究[C]//中国航空学会第十一届燃烧与传热传质学术会论文集. 江西 九江: 中国航空学会, 1998: 214-220.
- [11] 陈能坤, 周雁. 燃油增温对高空低压点火性能影响的实验研究[J]. 推进技术, 1996, 17(6): 70-72.
CHEN Nengkun, ZHOU Yan. Effect of advanced fuel temperature on the high altitude ignition performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(6): 70-72. (in Chinese)
- [12] 陈能坤. 国产五种不同性质喷气燃料的高空点火性能研究[J]. 推进技术, 1987, 8(6): 44-50, 90.
CHEN Nengkuen. Investigation of high-altitude ignition performance of several chinese jet fuels with different properties [J]. Journal of Propulsion Technology, 1987, 8(6): 44-50, 90. (in Chinese)
- [13] 朱青. 单轴小涡喷发动机高空模拟起动试验研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(3): 238-240.
ZHU Qing. Research on altitude simulation of starting for a single-spool small turbojet [J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(3): 238-240. (in Chinese)
- [14] 朱青. 小涡喷发动机高空模拟起动试验研究[J]. 宇航学报, 1992, 13(1): 75-80.
ZHU Qing. Research of starting test of the small turbojet in simulated altitude condition [J]. Journal of Astronautics, 1992, 13(1): 75-80. (in Chinese)
- [15] 冯延光, 杨新江. 提高 WP-11 发动机起动高度的研究与实

- 施[J]. 推进技术, 1994, 15(4): 22-26.
- FENG Yanguang, YANG Xinjiang. An investigation in-creasing starting altitude of WP-11 turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(4): 22-26. (in Chinese)
- [16] 江勇, 周宗才, 桑增产, 等. 发动机高原地面启动实验初步研究[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 547-549.
- JIANG Yong, ZHOU Zongcai, SANG Zengchan, et al. An engine-starting test on the highland ground[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 547-549. (in Chinese)
- [17] 田金虎, 马前容, 刘志友, 等. 某型发动机启动试验点火特性分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(4): 34-49.
- TIAN Jinhu, MA Qianrong, LIU Zhiyou, et al. Start ignition characteristic analysis of a turbofan engine test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(4): 34-49. (in Chinese)
- [18] 马明明, 马燕荣, 王小峰, 等. 某型涡扇发动机地面启动试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(3): 40-42.
- MA Mingming, MA Yanrong, WANG Xiaofeng, et al. Experimental investigation of a turbofan engine ground startup[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(3): 40-42. (in Chinese)
- [19] 马燕荣, 王小峰, 马明明, 等. 某型燃气涡轮发动机空中启动试验[J]. 航空发动机, 2009, 35(4): 44-47.
- MA Yanrong, WANG Xiaofeng, MA Mingming, et al. Air-start experiment of a gas turbine starter[J]. Aeroengine, 2009, 35(4): 44-47. (in Chinese)
- [20] 李凡玉, 李军, 江勇, 等. 改善发动机高原地面启动性能的实验研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012, 13(5): 25-29.
- LI Fanyu, LI Jun, JIANG Yong, et al. Experimental investigation on improvement of engine-starting performance on plateau ground[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012, 13(5): 25-29. (in Chinese)
- [21] Lewis B, von Elbe G. Combustion, flames and explosions of gases[M]. 2nd ed. New York: Academic Press, 1961.
- [22] Irvin G, Richard A Y. Combustion[M]. 4th ed. Burlington: Academic Press, 2008.
- [23] Ballal D R, Lefebvre A H. Ignition and flame quenching of quiescent fuel mists[J]. Proceedings of the Royal Society of London: Series A, Mathematical and Physical Sciences, 1978, 364(1717): 277-294.
- [24] Ballal D R, Lefebvre A H. Ignition and flame quenching in flowing gaseous mixtures[J]. Proceedings of the Royal Society of London: Series A, Mathematical and Physical Sciences, 1977, 357(1689): 163-181.
- [25] Aggarwal S K. A review of spray ignition phenomena: present status and future research[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1998, 24(6): 565-600.
- [26] Mastorakos E. Ignition of turbulent non-premixed flames [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2009, 35(1): 57-97.
- [27] Read R W, Rogerson J W, Hochgreb S. Relight imaging at low temperature, low pressure conditions[R]. Reno, Nevada, USA: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.
- [28] Read R W. Experimental investigations into high-altitude relight of a gas turbine[D]. Cambridge: University of Cambridge, 2008.
- [29] Chen N K, Zhao Y H, Wu S S, et al. Effect of oxygen addition of low pressure ignition performance of aero gas turbine engine at simulated altitude facility[R]. AIAA 81-1471, 1981.
- [30] Mosbach T, Sadanandan R, Meier W, et al. Experimental analysis of altitude relight under realistic conditions using laser and high-speed video techniques[R]. ASME Paper GT2010-22625, 2010.
- [31] Darren F, John M, Kumaran K, et al. Effect of GTL-like jet fuel composition on GT engine altitude ignition performance; Part I combustor operability[R]. ASME Paper GT2011-45484, 2011.
- [32] Thomas M, Gregor C G, Patrick L C, et al. Investigation of GTL-like jet fuel composition on GT engine altitude ignition and combustion performance; Part II detailed diagnostics[R]. ASME Paper GT2011-45510, 2011.
- [33] Kobayashi M, Ogata H, Oda T, et al. Improvement on ignition performance for a lean staged low NOx combustor [R]. ASME Paper GT2011-46187, 2011.
- [34] 党新宪, 赵坚行, 吉洪湖. 试验研究双旋流器头部燃烧室几何参数对燃烧性能影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1639-1645.
- DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1639-1645. (in Chinese)
- [35] 党新宪, 赵坚行, 吉洪湖. 主燃孔对双旋流燃烧室流场的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(1): 26-31.
- DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. Effects of primary holes on flow fields of dual swirl combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(1): 26-31. (in Chinese)
- [36] 党新宪, 赵坚行, 颜应文, 等. 主燃孔对模型燃烧室流场的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 25-41.
- DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, YAN Yingwen, et al. Effects of different primary holes on flow fields within the model combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 25-41. (in Chinese)
- [37] 郎洪俭, 黄勇, 郭志辉. 双轴向旋流杯燃烧室主燃区流场特性[J]. 动力工程, 2005, 25(增刊): 62-66.
- LANG Hongjian, HUANG Yong, GUO Zhihui. A study on the velocity profiles in a model combustor with double axi-

- al swirlers and primary holes[J]. Journal of Power Engineering, 2005, 25(suppl.): 62-66. (in Chinese)
- [38] 郎洪俭, 郭志辉, 黄勇. 主燃孔对旋流杯下游流场的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 110-113.
- LANG Hongjian, GUO Zhihui, HUANG Yong. Effect of primary holes on the velocity profiles downstream of a swirl cup[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 110-113. (in Chinese)
- [39] 孟江涛, 黄勇, 郭志辉, 等. 带旋流杯的模型回流燃烧室主燃孔射流研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1148-1152.
- MENG Jiangtao, HUANG Yong, GUO Zhihui, et al. Research on primary jet of a reverse flow combustor model with swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1148-1152. (in Chinese)