

不同台阶高度对中心分级燃烧室点火熄火性能的影响

付镇柏, 林宇震, 傅奇慧, 张 弛

(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: 设计了一种贫油燃烧中心分级燃烧室, 采用单头部矩形试验件, 试验研究了 3 种不同台阶高度对点火熄火性能的影响。试验中只有预燃级喷嘴供油工作, 在常温常压、常温低压条件下进行了贫油点火试验, 在常温常压、加温常压下进行了贫油熄火试验。结果表明: 台阶高度越大, 贫油点火边界越宽, 同时贫油熄火边界越宽; 进口温度的升高有助于改善贫油熄火性能, 并缩小 3 种方案贫油熄火油气比的差距, 在 320~570 K 的进口温度范围内, 贫油熄火油气比的最大差距由 40% 减小到 13%; 3 种方案都具有较好的常温负压点火性能, 且在 0.5%~1.5% 的火焰筒进出口总压降下, 贫油点火油气比差异不大, 最大相差不超过 10%。

关 键 词: 低污染; 中心分级燃烧室; 点火; 熄火; 台阶高度

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of different step heights on ignition and blowout performance of internally-staged combustor

FU Zhen-bo, LIN Yu-zhen, FU Qi-hui, ZHANG Chi

(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: A lean-burn internally-staged combustor was designed. Using a single module rectangular test article, the effects of three different step heights on ignition and blowout performance were studied herein. Only the pilot stage nozzle was fueled in the tests. The lean ignition test was operated with normal and negative inlet pressures under normal inlet temperatures condition, and the lean blowout test was operated with the normal and raised inlet temperature under the normal inlet pressure condition. The experimental results indicate that the lean ignition and blowout boundaries are simultaneously widened with the increasing the step height; the inlet temperature rise is good for lean blowout performance with narrowing the lean blowout fuel air ratio differences in these three cases, and the maximum differences decrease from 40% to 13% under the test condition of the inlet temperature of 320–570 K; the ignition performance under the negative inlet pressure and normal inlet temperature condition is rather good for all three cases with little difference of the lean ignition fuel air ratio, and the maximum differences don't exceed 10% under the test condition of the liner total pressure drop of 0.5%–1.5%.

Key words: low pollution; internally-staged combustor; ignition; blowout; step height

21世纪以来,绿色环保成为民用航空发动机研制的重中之重,因而低排放燃烧室的设计成了先进的民用航空发动机研制的关键^[1].2007年2月26日,我国批准大飞机研制重大科技专项正式立项,大飞机工程能否成功的关键之一是动力问题,而大飞机多采用大涵道比涡扇发动机,其发展方向为低噪声、低污染、低油耗、低成本、长寿命、高可靠性和安全性,其中低污染排放性能对大飞机发动机燃烧室提出了新的技术挑战,2010年我国已经启动大型客机大涵道比涡扇发动机验证机的研制工作^[2].

此外,只有发展采用先进燃烧技术的燃烧室,才能满足国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)制定的越来越严厉的发动机污染排放适航标准^[3].目前通过贫油燃烧(贫油预混预蒸发燃烧技术、贫油直接喷射燃烧技术)和富油燃烧(富油燃烧-淬熄-贫油燃烧技术)均可达到低污染燃烧的目的^[4-6].与富油燃烧相比,贫油燃烧在降低NO_x排放中有着更大的潜力,尤其在发动机增压比不断增加的情况下^[7].采用贫油燃烧技术,国际上发展起来了中心分级燃烧室,主要有GE公司的TAPS(twin annular premixing swirler)燃烧室和R·R公司的lean-burn燃烧室,其中TAPS燃烧室成功地应用于GE-nx发动机上^[8],lean-burn燃烧室被应用于湍达系列发动机的最新型号上,并已经发展到技术程度6的水平^[9].

对于贫油燃烧中心分级燃烧室的研究成果部分已经被公布,文献[10-13]对GE公司发展的TAPS燃烧室进行了一系列研究,文献[10]对采用单环腔TAPS燃烧室的发动机进行了测试,考察了污染排放、性能、可操作性和耐久性,并公布了污染排放的数据结果,与当前采用富油燃烧技术的发动机进行了对比;文献[11]在高温高压状态下采用PIV(particle imaging velocimetry)测试技术对TAPS燃烧室进行了冷态流场和热态流场的测试研究,对比了冷热态流场的异同,并采用PLIF(planar laser induced fluorescence)技术测试了火焰锋面的位置及火焰结构;文献[12]采用PLIF技术,研究了TAPS燃烧室预燃级扩散火焰和主燃级贫油预混火焰之间的影响作用,分析了影响贫油燃烧不稳定性的因素;文献[13]在加

压加温条件下研究了TAPS燃烧室主、预两级之间剪切层的旋涡破碎造成的主燃级回火问题,通过采用PIV技术测试热态流场中剪切层的瞬时旋涡,计算旋涡位置和强度,结合PLIF测试的主、预两级火焰面位置和相互作用,分析主燃级的回火问题.文献[9]和文献[14]对R·R公司研制的lean-burn燃烧室进行了试验研究,在单头部试验件上,研究了预燃级、主燃级旋流强度,预燃级流量分配,预燃级雾化方式等参数对污染排放、点火、贫油熄火、热特性的影响作用,综合对比各燃烧性能后选择了两种头部方案进行了高压状态下的全环试验,考察了污染排放和燃油分级的优化.文献[15-19]对日本太空发展机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)研制的一种主燃级采用预膜雾化方式的贫油燃烧中心分级燃烧室进行了试验和数值研究.文献[15]在一个标准的起飞-着陆循环(landing take-off, LTO)规定的4种工况下,采用单头部燃烧室研究了若干设计参数对燃烧效率和污染排放的影响作用,并对冷态流场进行了数值模拟;文献[16]在高温高压条件下,采用多头部试验件研究了燃油分级策略;文献[17-19]在常温常压下,分别采用PIV技术和米氏散射系统测试了燃烧室内部流场和主、预两级油雾分布特性,其中文献[19]还研究了预燃级参数和火焰筒流道形状对点火熄火性能的影响.国内对贫油燃烧中心分级燃烧室的研究工作主要集中在采用数值计算的方法研究燃烧室内部流场^[20-21],本文在前期工作中,研究了点火位置、喷嘴流量数及燃料对贫油燃烧中心分级燃烧室点火性能的影响^[22].

综上所述,已公布的贫油燃烧中心分级燃烧室的研究成果大都集中在污染排放、燃烧效率以及燃烧室内部流场及火焰测试、数值模拟方面,虽然部分文献如文献[9, 19, 22]研究了点火熄火性能,但相比中心分级燃烧室大量的设计参数而言,已有的研究工作是不够的.为了增加对贫油燃烧中心分级燃烧室的认识,本文对一种贫油燃烧中心分级燃烧室的主、预两级之间的台阶高度对点火熄火性能的影响进行了试验研究.点火熄火性能中最为关注的是最小贫油点火油气比和熄火油气比,本文对3种台阶高度的方案进行了试验研究,研究了常温常压条件下最小贫油点火油气比

和熄火油气比随火焰筒进出口总压降的变化规律,并考察了常温负压下的最小贫油点火油气比以及进口温度对熄火油气比的影响,总结对比了台阶高度对中心分级燃烧室点火熄火性能的影响。

1 中心分级燃烧室

中心分级燃烧室为单环腔结构,头部由预燃级和主燃级组成,中心为预燃级,外围为主燃级,两级同心布置。预燃级采用扩散燃烧方式,用于保证地面起动、空中再点火,保证小工况的燃烧效率等性能,并在大工况下,起辅助燃烧和为主燃级提供稳定点火源的作用;主燃级采用贫油预混燃烧方式,用于满足降低大工况下 NO_x 排放及形成合理的温度场分布的要求^[22]。

本文设计的中心分级燃烧室,预燃级采用典型的旋流杯结构,由离心喷嘴匹配双级径向反向涡流器、文氏管、套筒组成;主燃级采用的是环形预混段结构,在端壁面和内外环壁面开设若干直孔和斜孔,气流通过直孔和斜孔进气进入主燃级预混通道内用于油气混合,主燃级出口的气流采用弱旋流设计,燃油通过若干直射式喷嘴从内向外径向喷射进入主燃级预混通道内,中心分级燃烧室结构示意图如图 1 所示。

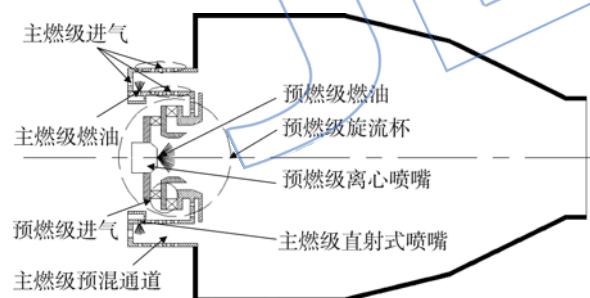


图 1 中心分级燃烧室结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of internally-staged combustor

设计的中心分级燃烧室的流量分配为:头部进气流流量占总进气流量的 68%,其余部分为壁面冷却用气。与常规燃烧室不同,中心分级燃烧室上不开主燃孔和掺混孔等大孔,火焰筒上仅有助于冷却的小孔。燃烧室头部冷却采用冲击冷却方式,壁面冷却采用多斜孔冷却方式。根据前期的研究成果^[22],将点火位置选定在距离头部端壁 50 mm 的位置处。中心分级燃烧室单头部试验件实物如图 2 所示。

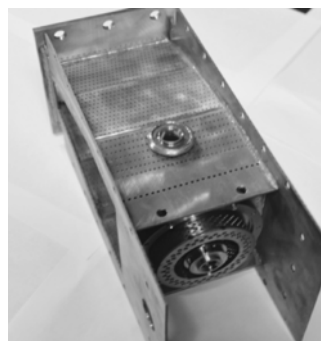


图 2 中心分级燃烧室单头部试验件

Fig. 2 Single module test article of internally-staged combustor

2 试验系统

2.1 试验件方案

中心分级燃烧室头部分为预燃级和主燃级两部分,两级间存在一定的隔离高度,将此高度称为台阶高度。台阶高度的具体定义为预燃级旋流杯套筒出口边缘与主燃级出口内环边缘的半径差;将预燃级旋流杯套筒出口面定义为旋流杯出口;主燃级出口为主燃级环形预混通道的出口面;相关定义如图 3 所示。

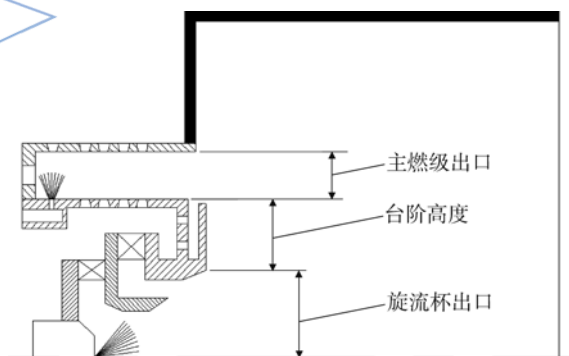


图 3 中心分级燃烧室头部相关定义示意图

Fig. 3 Schematic diagram of some related definitions of internally-staged combustor module

在不同的台阶高度方案设计中,预燃级部分采用的旋流杯保持不变,通过设计不同出口内环边缘直径的主燃级实现台阶高度的改变。为了保证台阶高度的单因素变化,除了保证预燃级部分不变外,主燃级预混段通道的几何型面、进气开孔面积、出口面积以及出口旋流强度也要不变。

根据台阶高度的不同形成了 3 个方案,以方案 1 为基准,方案 2 较方案 1 台阶高度增加了 15%,方案 3 较方案 1 台阶高度增加了 38%。

2.2 常压试验系统

用于常压状态下点火熄火性能研究的试验系统如图4所示,图中 p_3^* 为燃烧室进口压力, T_3^* 为燃烧室进口温度, p_{31}^* 为火焰筒进口压力, T_4^* 为

燃烧室出口温度.常压试验系统包括以下几部分:气源(风机)、调节阀门、加热系统(电炉)、测试段、匀流段,试验段、后测试段、排气段、供油分系统、测试分系统、点火分系统等.

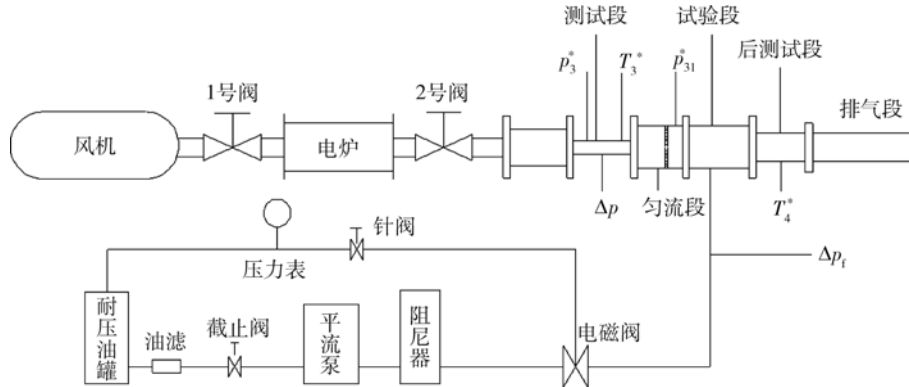


图4 常压试验系统示意图

Fig. 4 Schematic diagram of normal pressure test system

本次试验中不考虑扩压器压降的影响作用,因此在测试段后连接了一段通道内装有整流板的匀流段.

供油系统采用高精度平流泵装置供油,量程为0~500 mL/min,最大工作压力为2 MPa.在平流泵后加装了一个耐油油罐,填充了3/4高度的不锈钢珠作为燃油脉动的阻尼器.在喷嘴前安装一个两位三通电磁阀实现进入燃烧室的燃油快速切换.喷嘴上游安装量程为1 MPa的差压计,背压端连接到试验段通道,差压计用于测量试验时喷嘴前后的燃油压差.

试验采用的点火系统为高能点火装置,采用电火花点火,储能为12 J,频率为2.2 Hz.

试验中,空气流量通过对测试段进行温度、静压、总-静压差测试计算得到.计算公式为

$$\dot{m}_a = \rho \times u \times A = \sqrt{2 \frac{p_s}{RT} \Delta p} \times A \quad (1)$$

其中 $\dot{m}_a$ 为空气流量(kg/s); ρ 为来流空气密度(kg/m³); u 为来流空气在测试段通道中的轴向速度(m/s); p_s 为来流空气静压(Pa); T 为来流空气温度(K); Δp 为测试段空气总-静压差(Pa); A 为测试段通道有效面积(m²); R 为理想气体常数.

试验中,燃油流量由差压计测量喷嘴前后燃油压差计算得到.燃油流量由离心喷嘴流量数与喷嘴前后燃油压差公式计算得到

$$\dot{m}_f = F \sqrt{\Delta p_f} \quad (2)$$

其中 $\dot{m}_f$ 为燃油流量(kg/h); F 为喷嘴流量数(kg/(h·MPa^{0.5})); Δp_f 为喷嘴前后燃油压差(MPa).

2.3 负压试验系统

用于模拟高空负压状态下点火性能的试验系统如图5所示.

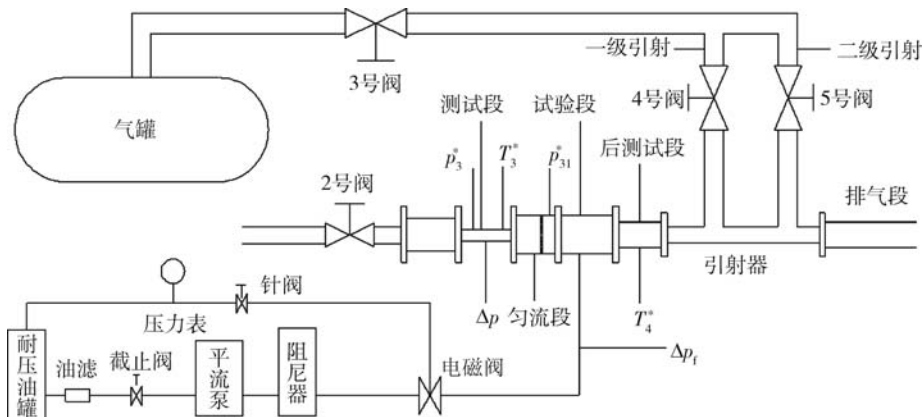


图5 负压试验系统示意图

Fig. 5 Schematic diagram of negative pressure test system

负压试验系统包括以下几部分:气源(0.7 MPa 气罐)、引射器、调节阀门、测试段、匀流段、试验段、后测试段、排气段、供油分系统、测试分系统、点火分系统等.

负压试验系统采用高速射流的引射原理在试验台管道内形成真空环境.引射器有两个单独的引射气路,通过两路引射气路阀门、一路主流阀门的调节实现不同的进口压力和进口空气流量.

负压试验系统的测试段、匀流段、试验段、后测试段、排气段、供油分系统、测试分系统、点火分系统均与常压试验系统一致.在负压试验系统上用于测试喷嘴前后燃油压差的差压计量程为 0.1 MPa.

3 点火试验

3.1 点火试验方案

对 3 种不同台阶高度的方案进行了点火性能试验研究.点火试验中,只有预燃级喷嘴供油工作,预燃级喷嘴流量数为 $12.9 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$,采用的液态燃料为 RP-3 航空煤油.

在一定的空气流量下,调节平流泵的燃油流量,待流量稳定后,同时开启点火器开关、两位三通电磁阀,通过安装在后测试段的 K 型热电偶所测的燃烧室出口温度变化判断点火是否成功.根据采集系统的时间和数据记录,在开启点火器 8 s 内,出口温度明显升高,且关闭点火器后出口温度一直保持在较高温度区间不下降,则该油气比和气流条件下点火成功,否则,认为点火不成功.

点火试验时,给定进口空气流量,给定燃油流量,若点火成功,逐步减小燃料流量,得到最小能够点着火的油气比.在能够点着火的最小油气比的工况下,需要重复点火两次以上,才可确定该油气比为该工况下的最小点火油气比.在不同空气流量下进行点火试验,将点火油气比整理成随火焰筒进出口总压降的关系图,将最小能够点着火的贫油点火油气比连成一条曲线,就是该方案的贫油点火边界.

常温常压条件下,在 0.5%~4.5% 的火焰筒进出口总压降范围内对 3 个方案进行了贫油点火试验;常温、进口压力为 0.03 MPa 条件下,在 0.5%,1.0%,1.5% 的火焰筒进出口总压降下对 3 个方案进行了贫油点火试验,考察了负压条件下的贫油点火性能.

3.2 常压点火试验结果及分析

将 3 种方案在常温常压下的最小点火油气比

处理成随火焰筒进出口总压降变化的曲线,3 种方案的常压贫油点火边界对比如图 6.

从图 6 可以看出,3 种方案在常温常压条件下的贫油点火边界线随火焰筒进出口总压降的变化趋势基本一致,随着火焰筒进出口总压降的增大,最小贫油点火油气比先降低,然后保持恒定,最后变大.在低于 1.5% 的火焰筒进出口总压降下,随着火焰筒进出口总压降的增大,3 种方案最小贫油点火油气比均降低;各方案的最小贫油点火油气比近似保持不变的火焰筒进出口总压降的范围,对于方案 1 为 1.5%~2.0%,方案 2 为 1.5%~2.7%,方案 3 为 1.5%~3.4%;当火焰筒进出口总压降超过一定值时,各方案的最小贫油点火油气比都随着火焰筒进出口总压降的增大而急剧变大.3 种方案在常温常压条件下的贫油点火边界有较大差异,方案 1 的边界最窄,方案 2 次之,方案 3 的边界最宽,即随着台阶高度的增大,常温常压下的贫油点火性能变好.

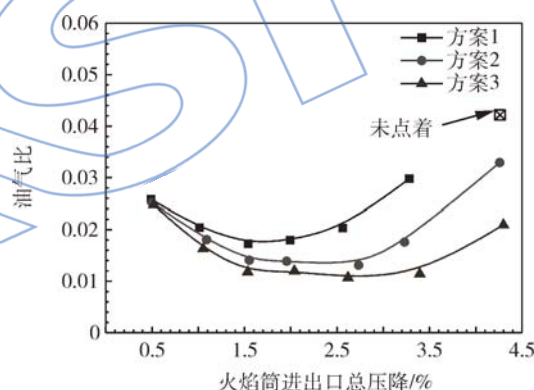


图 6 3 种方案的常压贫油点火边界对比

Fig. 6 Comparison of lean ignition boundaries under normal inlet pressure among three cases

常温常压条件下,随着火焰筒进出口总压降的增大,最小贫油点火油气比呈现先降低,然后保持恒定,最后变大的趋势,这主要是由燃油雾化质量和燃烧区局部的气流条件共同决定的.旋流杯出口区域较低的气流速度有助于火焰的传播和稳定,同时燃油雾化效果越好,燃油颗粒索太尔平均直径(Sauter mean diameter, SMD)越小,越有助于点火初始阶段燃油被电火花点燃及火团引燃上游燃油颗粒^[22-23].在不大于 1.5% 的火焰筒进出口总压降范围内,燃油的雾化质量对点火性能的影响起主要作用,火焰筒进出口总压降从 0.5% 增大到 1.5%,旋流杯出口气流速度的增大对点火没有太大的不利影响,但燃油压差和旋流杯气

动力的增大明显改善了燃油雾化质量,使得最小贫油点火油气比降低;火焰筒进出口总压降继续增大时,旋流杯出口气流速度的增大对点火的不利影响作用变得明显,但燃油雾化质量继续得到改善,二者的共同作用使得最小贫油点火油气比近似保持不变;当火焰筒进出口总压降增加到一定值后,燃油雾化已经良好,雾化质量不会有较大改善,但旋流杯出口气流速度的继续增大使点火变得愈发困难,最小贫油点火油气比急剧增大。

常温常压条件下,相同火焰筒进出口总压降下,随着台阶高度的增大,最小贫油点火油气比减小,尤其是在较大的火焰筒进出口总压降下,当火焰筒进出口总压降由1%增大到3.2%时,方案2较方案1最小贫油点火油气比减小了11%~40%,方案3较方案1最小贫油点火油气比减小了20%~60%。主燃级出口的高速射流,由于惯性会运动一定的距离才能扩散完全,台阶高度越小,主燃级出口的高速射流在完全扩散前越靠近预燃级旋流杯出口,从而造成两级之间的剪切层速度梯度变大,换热作用变强,下游传播回来的火焰将被带走更多的热量,使得用于引燃预燃级未燃油气的热量减少,导致了火焰难以稳定在旋流杯出口。因此,台阶高度的增大,使得火焰更容易稳定在预燃级旋流杯出口,点火变得容易,拓宽了贫油点火边界。在较低的火焰筒进出口总压降下,3种方案最小贫油点火油气比不如较高的火焰筒进出口总压降下差别大,这可能是由于较低的火焰筒进出口总压降下燃油雾化质量对点火的影响作用比台阶高度的影响作用更为显著造成的。

3.3 负压点火试验结果及分析

在进口温度为常温、进口压力为0.03 MPa(模拟高空9 km的大气压力)条件下,对3种方案进行了贫油点火性能试验。3种方案的负压点火边界对比如图7。

从图7可以看出,在火焰筒进出口总压降为0.5%~1.5%的范围内,随着火焰筒进出口总压降的增加,3种方案的最小贫油点火油气比都降低,这与常压下0.5%~1.5%火焰筒进出口总压降范围内最小贫油点火油气比的变化是一致的,也是由于燃油雾化质量得到改善造成的;但是0.03 MPa进口压力下,随着火焰筒进出口总压降的增加,3种方案的贫油点火油气比降低幅度是明显小于常压下的降低幅度,这是由于相同百分比火焰筒进出口总压降下,进口压力为0.03 MPa条件下空气流量是常压下的30%,相同油气比下

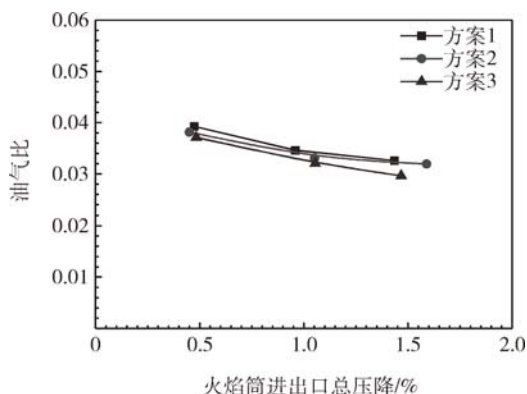


图7 进口压力为0.03 MPa下3种方案贫油点火边界对比

Fig. 7 Comparison of lean ignition boundaries under 0.03 MPa inlet pressure among three cases

燃油压差相差更大,因此火焰筒进出口总压降从0.5%增大到1.5%,0.03 MPa进口压力下燃油的雾化质量改善效果远不如常压下,从而导致了在进口压力为0.03 MPa条件下,随着火焰筒进出口总压降的增加,3种方案的最小贫油点火油气比降低幅度明显不如常压下。

从图7还可以看出,3种方案在常温、0.03 MPa进口压力下的贫油点火边界的差异与常压下的差异一致,方案1的边界最窄,方案2次之,方案3的边界最宽,即随着台阶高度的增大,负压下贫油点火性能变好;在0.5%~1.5%的火焰筒进出口总压降范围内,3种方案的贫油点火油气比最大相差不超过10%,负压下的贫油点火边界差异之所以不如常压下明显,其原因为较低的火焰筒进出口总压降下燃油雾化质量对点火的影响作用比台阶高度的影响作用显著。

4 熄火试验

4.1 熄火试验方案

对3种方案进行了常温常压、加温常压下的贫油熄火性能试验研究。用于熄火试验的喷嘴、燃料与点火试验是相同的。

贫油熄火试验时,给定进口空气流量,并在该气流条件下点着火,燃烧稳定后关闭平流泵电源。平流泵增压用的转动凸轮转速是逐渐降低直至停止的,因此,平流泵电源关闭后存在一定的惯性时间,在此过程中,通过喷嘴进入燃烧室参加燃烧的燃油流量逐渐减少最终导致贫油熄火,这种依靠平流泵自身的运行惯性调节燃油流量的方法可以使得各方案、各工况下熄火试验的燃油流量减少过程一致。熄火的判断也是依据燃烧室出口温度,

采集系统记录熄火时刻的喷嘴前后燃油压差,进而获得该气流条件下的贫油熄火油气比。

常温常压条件下,在 0.5%~4.5% 的火焰筒进出口总压降范围内对 3 个方案进行了贫油熄火试验;加温常压下,在 3.2% 的火焰筒进出口总压降下,对 3 个方案进行了不同进口温度下的贫油熄火试验。

4.2 常温常压熄火试验结果及分析

在常温常压下,对 3 个方案进行了贫油熄火试验,将各方案的贫油熄火油气比整理成随火焰筒进出口总压降变化的曲线,贫油熄火边界对比如图 8。

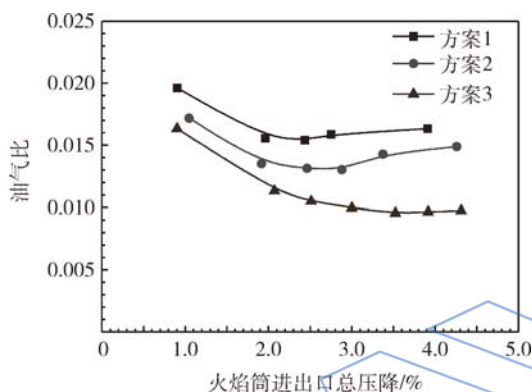


图 8 3 种方案的常温贫油熄火边界对比

Fig. 8 Comparison of lean blowout boundaries under normal temperature among three cases

从图 8 可以看出,3 种方案在常温常压条件下的贫油熄火边界线随火焰筒进出口总压降的变化趋势基本一致,都呈现出随着火焰筒进出口总压降的增大,贫油熄火油气比先降低然后近似保持不变。对于 3 种方案,火焰筒进出口总压降从 1.0% 增大到 2.0% 后,燃油的雾化质量得到极大的改善^[22-23],燃油颗粒 SMD 变小后蒸发过程变短,更容易被高温燃气引燃,因此贫油熄火油气比变低;随着火焰筒进出口总压降的继续增大,旋流杯出口气流速度的增大将不利于火焰的稳定,但燃油的雾化质量却仍有所改善,因此导致了在一定的火焰筒进出口总压降的范围内,在局部气流速度提高和雾化质量继续改善的共同作用下,贫油熄火油气比近似保持不变。

从图 8 还可以看出,3 种方案在常温常压条件下的贫油熄火边界线有较大差异,方案 1 的边界最窄,方案 2 次之,方案 3 的边界最宽,相同的火焰筒进出口总压降下,方案 2 较方案 1 贫油熄火油气比减小了 12%~18%,方案 3 较方案 1 贫

油熄火油气比减小了 16%~42%,即随着台阶高度的增大,常温常压下熄火性能变好。这主要由于台阶高度越小,主燃级的高速射流在完全扩散前越靠近预燃级火焰,两级之间的剪切层速度梯度越大,换热作用越强烈,主燃级的冷态气流将带走预燃级区域更多的热量,使得用于引燃预燃级未燃油气的热量减少,从而导致了容易熄火。

4.3 加温常压熄火试验结果及分析

在常压条件下,将进口空气温度加热,在 3.2% 的火焰筒进出口总压降下,对 3 个方案进行了贫油熄火试验,考察进口温度对贫油熄火油气比的影响,将贫油熄火油气比整理成随进口温度变化的曲线,3 个方案的加温条件下的贫油熄火边界对比如图 9。

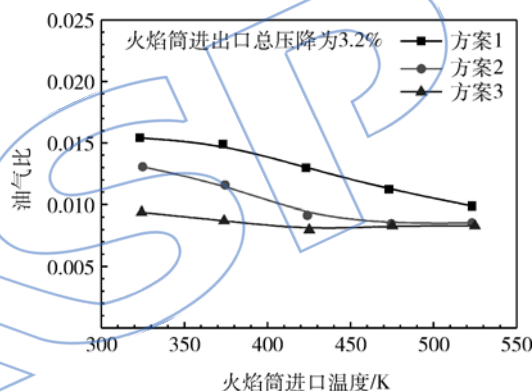


图 9 3 种方案的加温贫油熄火边界对比

Fig. 9 Comparison of lean blowout boundaries under raised temperature among three cases

从图 9 可以看出,3 种方案在加温常压条件下,贫油熄火边界线随火焰筒进口温度的变化趋势大体上一致,但有差别。对于方案 1,进口温度从 320 K 升高到 520 K,贫油熄火油气比一直大幅降低;对于方案 2,进口温度从 320 K 升高到 420 K,贫油熄火油气比大幅降低,继续升高进口温度,贫油熄火油气比平缓降低,在高于 470 K 后趋于恒定;对于方案 3,进口温度从 320 K 升高到 420 K,贫油熄火油气比平缓降低,进口温度高于 420 K 后,贫油熄火油气比趋于恒定。此外,从图 9 还可以看到方案 1 的贫油熄火边界最窄,方案 2 次之,方案 3 的边界最宽,即台阶高度越大,贫油熄火油气比越低;但随着进口温度的升高,3 种方案的贫油熄火油气比差距缩小,最大差距由 40% 减小到 13%,尤其是方案 2、方案 3 在进口温度高于 470 K 时,贫油熄火油气比几乎相同。

根据 Mellor 提出的贫油熄火物理本质的特

征时间模型^[24],即贫油熄火的临界条件就是回流区剪切层驻留时间等于燃油颗粒蒸发时间和化学反应时间之和,以此来分析加温条件下的贫油熄火特性.随着火焰筒进口温度的升高,燃油颗粒蒸发时间和化学反应时间减小,因此不容易发生贫油熄火;当进口温度升高到一定程度后,温度对燃油颗粒蒸发时间和化学反应时间影响甚微^[25],使得贫油熄火油气比没有太大变化.在进口温度低于420 K时,台阶高度的差异造成的主、预两级之间换热强度的不同对贫油熄火油气比的影响占主要作用;随着进口温度的继续升高,台阶高度的影响作用减弱,进口温度的影响作用增强甚至超过台阶高度成为主要影响因素.

5 结 论

本文对贫油燃烧中心分级燃烧室点火熄火性能进行了试验研究.根据主、预两级之间台阶高度的不同制定了3种方案,在常温常压、常温负压下对3种方案进行了贫油点火试验;在常温常压、加温常压下对3种方案进行了贫油熄火试验,主要结论如下:

1) 3种方案的最小贫油点火油气比、熄火油气比随火焰筒进出口总压降的变化趋势是一致的.

2) 相同火焰筒进出口总压降下,台阶高度越大,最小贫油点火油气比越低,同时贫油熄火油气比也越低,即台阶高度越大,贫油点火、熄火边界越宽.

3) 常温、0.03 MPa进口压力条件下,3种方案都具有较好的贫油点火性能,且贫油点火边界的差异不如常温常压下显著.

4) 火焰筒进口温度的升高有助于改善贫油熄火性能,拓宽贫油熄火边界,并缩小3种方案贫油熄火油气比的差距.

参考文献:

[1] Birch N T. 2020 vision: the prospects for large civil aircraft propulsion[R]. International Council of Aeronautical Sciences, ICAS 2000-1. 1. 1, 2000.

[2] 彭云晖, 许全宏, 张弛, 等. 我国大飞机发动机低污染燃烧室发展考虑[R]. 北京: 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会, 2007.

[3] International Civil Aviation Organization. International standards and recommended practices environmental protection annex 16 to the convention on international civil aviation: Volume II aviation engine emissions[R]. Convention on International Civil Aviation-Doc7300, 1993.

[4] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Taylor and Francis, 1999.

[5] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

[6] Mongia H C, Dodds W. Low emissions propulsion engine combustor technology evolution: past, present and future [R]. International Council of Aeronautical Sciences, ICAS2004-6. 9. 2, 2004.

[7] Committee on Aviation Environmental Protection. Report of the independent experts to CAEP/8 on the second NOx review and the establishment of medium and long term technology goals for NOx[R]. International Civil Aviation Organization, ICAO 9953, 2010.

[8] Foust M J, Thomsen D. Development of the GE aviation low emission TAPS combustor for next generation aircraft engines[R]. AIAA-2012-0936, 2012.

[9] Lazik W, Doerr T, Bake B. Low NOx combustor development for the engine 3E core engine demonstrator[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE 2007-1190, 2007.

[10] Mongia H C. TAPS: a 4th generation propulsion combustor technology for low emissions [R]. AIAA-2003-2657, 2003.

[11] Dhanuka S K, Driscoll J F, Mongia H C. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[R]. AIAA-2008-4683, 2008.

[12] Dhanuka S K, Temme J E, Driscoll J F, et al. Unsteady aspects of lean premixed-prevaporized (LPP) gas turbine combustor: flame-flame interactions [R]. AIAA-2010-1148, 2010.

[13] 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.

[14] Lazik W, Doerr T, Bake S, et al. Development of lean-burn low-NOx combustion technology at Rolls-Royce Deutschland[R]. ASME Paper 2008-GT-51115, 2008.

[15] Yamamoto T, Shimodaira K, Krosawa Y, et al. Research and development of staging fuel nozzle for aero-engine [R]. ASME Paper 2009-GT-59852, 2009.

[16] Yamamoto T, Shimodaira K, Krosawa Y, et al. Investigations of a staged fuel nozzle for aero-engines by multi-sector combustor test[R]. ASME Paper 2010-GT-23206, 2010.

[17] Matsuyama R, Kobayashi M, Ogata H, et al. Development of a lean staged combustor for small aero-engines [R]. ASME Paper 2012-GT-68272, 2012.

[18] Fujiwara H, Shimodaira K, Hayashi S, et al. Suppression of NOx emission of a lean staged combustor for an aircraft engine[R]. ASME Paper 2011-GT-46256, 2011.

[19] Kobayashi M, Ogata H, Oda T, et al. Improvement on ignition performance for a lean staged low NOx combustor [R]. ASME Paper 2011-GT-46187, 2011.

- [20] 颜应文,李红红,赵坚行,等. 双环预混旋流低污染燃烧室数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(9):1923-1929.
YAN Yingwen, LI Honghong, ZHAO Jianxing, et al. Numerical study of low emissions for twin annular premixing swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9):1923-1929. (in Chinese)
- [21] 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)
- [22] FU Zhenbo, LI Jibao, LIN Yuzhen. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor[R]. ASME Paper 2011-GT-45786, 2011.
- [23] 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)
- [24] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. London: Academic Press, 1990.
- [25] Law C K. Combustion physics[M]. New York: Cambridge University Press, 2006.