

中心分级燃烧室预燃级贫油熄火性能试验

李海涛, 许全宏, 付镇柏, 林宇震

(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: 对一种单环腔的中心分级 LESS(low emissions stirred swirl)燃烧室进行了常压状态下的贫油熄火性能试验研究. 采用单头部试验件, 研究了预燃级离心喷嘴流量数、进口温度及燃料类型对贫油熄火性能的影响. 结果表明: 预燃级采用小流量数的离心喷嘴能够降低贫油熄火当量比. 进口温度低于 150°C 的范围内, 随着进口温度的增加, 贫油熄火当量比迅速降低; 进口温度高于 150°C 时, 温度对贫油熄火当量比的影响作用不明显. 气态燃料与液态燃料的贫油熄火当量比随火焰筒压降的变化趋势是不同的, 但都趋于相同的值, 且在 5% 的火焰筒压降范围内, 气态燃料的贫油熄火当量比低于液态燃料.

关 键 词: 航空发动机; 燃烧室; 低污染; 中心分级; 贫油熄火

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Experiment on lean blow-out performance of pilot stage in internally-staged combustor

LI Hai-tao, XU Quan-hong, FU Zhen-bo, LIN Yu-zhen

(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: An experimental research was conducted on the lean LBO (blow-out) performance at constant pressure status of internally-staged single annular layout LESS (low emissions stirred swirl) combustor. Using single head specimen, this experiment mainly focused on the effect of three parameters on the combustor lean blow-out performance, i. e. mass flow number of the pilot stage centrifugal nozzle, inlet temperature and the fuel type, respectively. The experimental result shows that: the pilot stage centrifugal nozzle with small mass flow number can reduce LBO equivalence ratio. When the inlet temperature is below 150°C , increasing the inlet temperature can reduce LBO equivalence ratio rapidly; but there is little effect when the inlet temperature exceeds 150°C . LBO equivalence ratio variational trends of gaseous fuel is different from those of liquid fuel with the flame tube pressure drop, but they tend to be the same value, and when the flame tube pressure drop is in the range of 5%, LBO equivalence ratio of gaseous fuel is less than that of liquid fuel.

Key words: aero-engine; combustor; low emissions; internally-staged; lean blow-out

燃烧污染排放对环境和人类的健康造成越来越严重的危害, 因而受到广泛的关注, 同时, 控制污染排放的相关法律和法规不断出台也促进了燃烧技术的不断发展和进步. 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, 导致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]. 为了满足国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)对航空

发动机排放所制定的越来越严厉的排放适航标准^[2](CAPE 2, CAPE 4, CAPE 6 和 CAPE 8),国际上发展了数种新型的低污染燃烧技术,包括贫油燃烧技术和富油燃烧技术. 其中采用中心分级贫油预混预蒸发(lean premixed prevaporized, LPP)燃烧室在不恶化适航性如地面点火性能、高空再点火性能的基础上以超低的 NO_x 排放(比 CAEP 2 标准降低 65%)^[3]成为了最具潜力的低排放燃烧室,如 GE 公司的 TAPS(twin annular premixing swirler)系列燃烧室以及 Rolls-Royce 公司的 Lean-Burn 燃烧室.

采用贫油预混预蒸发燃烧室在其大幅度降低 NO_x 排放的同时由于其工况接近贫油熄火边界更易引起一些不期望的燃烧特性,如火焰不稳定、闪回、燃烧脉动以及贫油熄火等问题^[4]. 而对于航空发动机来讲,贫油熄火性能尤为重要,为保证发动机高空快速减速时的稳定燃烧以及高空再点火性能,慢车贫油熄火油气比应不高于 0.005^[5].

对于贫油熄火现象,在最近的几十年内经过了大量的试验以及理论方面的研究,并建立了数种熄火机理与预估模型,如回流燃气向未燃混气放热与反应放热能量平衡机理^[6-7],未燃混气与高温燃气在剪切层接触时间与化学反应时间平衡机理^[8-9]等, Lefebvre^[10]以大量试验为基础建立了燃烧室贫油熄火半经验关系式, Mellor^[11]提出了

燃烧室贫油熄火的特征时间模型. 这些模型机理以及经验公式为燃烧室贫油熄火特性的研究提供了重要参考.

随着中心分级贫油预混预蒸发燃烧技术的快速发展,对于中心分级的燃烧室也做了大量贫油熄火方面的研究. 如 Kobayashi 等^[12]研究了中心分级 LPP 燃烧室不同文氏管长度对点火熄火性能的影响. Lazik 等^[3]对采用中心分级的 Engine 3E 核心机燃烧室进行了点火熄火试验研究,考察了强/弱旋、预燃级压力以及喷嘴类型对点火熄火性能的影响. FU 等^[13]通过试验研究台阶高度对中心分级燃烧室点火熄火性能的影响.

为降低航空发动机污染排放,研发了一种低排放 LESS 燃烧室. 本文研究的主要目的为在 LESS 燃烧室研发阶段,通过试验得到燃烧室的贫油熄火特性以及不同结构、状态参数等对 LESS 燃烧室贫油熄火特性的影响,分析其影响因素,加深对此种结构燃烧室贫油熄火特性的了解并为后续的设计提供参考.

1 LESS 燃烧室

LESS 燃烧室为单环腔结构,采用了中心分级的头部结构方案,中心为预燃级,外围为主燃级. 结构示意图如图 1 所示.

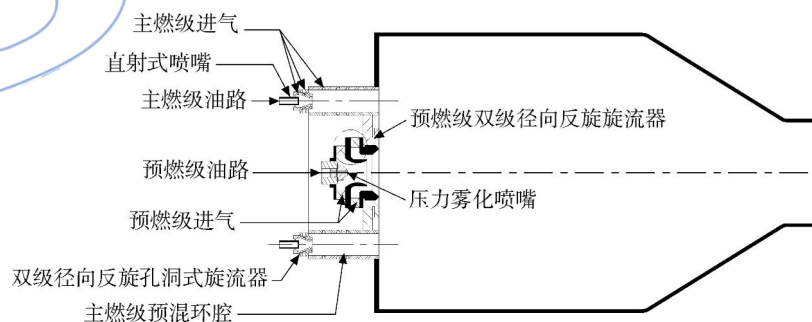


图 1 LESS 燃烧室简图

Fig. 1 Schematic of LESS combustor

LESS 燃烧室预燃级为典型的旋流杯设计,采用单油路离心喷嘴匹配双级径向反旋孔洞式旋流器的方案,布置在火焰筒头部中心轴线上,采用扩散燃烧方式,保证地面起动、高空再点火,拓展贫油熄火边界,并在大工况下起到稳定点火源的作用. 主燃级为贫油预混燃烧方式,采用环形的预混段结构,与预燃级同轴并布置在其外围,采用 14 个直射式喷嘴从预混段的头部轴向供油,且每

个直射式喷嘴匹配一个双级径向反旋孔洞式旋流器,用于加强燃油的雾化. 主燃级环形预混通道的内外壁面上开有若干直孔和斜孔,气流进入环形预混通道后形成旋流加强油气的混合效果. 主燃级的燃油在环形预混通道内进行预蒸发以及与空气进行预混后进入火焰筒燃烧区进行燃烧,可以满足降低大工况下 NO_x 排放和改善火焰筒出口温度分布的要求.

用于贫油熄火试验研究的燃烧室试验件如图2所示. 试验件为单头部结构, 没有开设主燃级和掺混孔, 所有参与燃烧的空气均由头部进入, 其中, 主燃级进气量、预燃级进气量分别占燃烧室总进气量的49%和13%, 此外有6%的空气用于头部端壁冷却, 剩余气量用于火焰筒壁面冷却. 火焰筒壁面采用先进的多斜孔冷却方式, 头部端壁采用冲击冷却方式. 单头部试验件除了用于贫油熄火研究的结构设计外, 还有侧壁装有石英玻璃观察窗的结构设计, 用于观察贫油熄火现象.

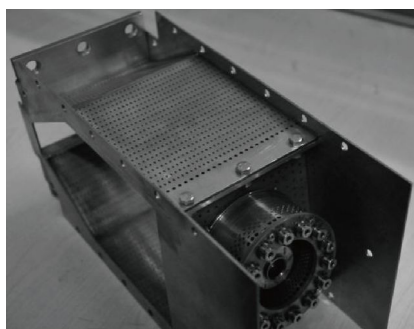


图2 试验单环腔燃烧室

Fig. 2 Single annular combustor for test

2 试验系统与试验方案

2.1 试验系统及试验方法

在常压试验台上进行了常压贫油熄火试验以及观察试验, 试验系统如图3所示, 试验系统包括: 进气系统、调节阀、测试段、匀流段、单环腔燃烧室、水冷段以及排气段. 供油系统由储油罐、油泵、流量计以及调节阀组成. 试验当中采用的仪器及测试元件包括: 总压杆探头、差压计、油路科氏流量计以及K型热电偶.

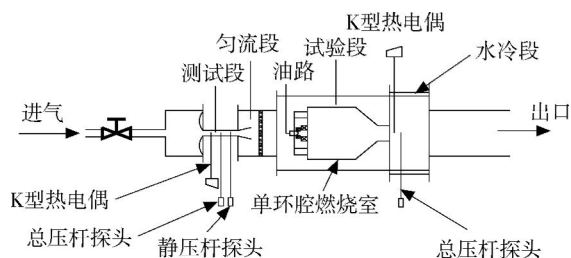


图3 贫油熄火试验系统简图

Fig. 3 Schematic of lean blow-out test system

采用减油法进行贫油熄火试验, 调节进气流量以及进气温度达到设定值, 当进气状态稳定后供油并点火, 火焰稳定后通过油路上的控制阀逐

渐减少燃油流量, 油气比每减少一定数值则停留一段时间, 保证不熄火, 随后继续降低燃油流量, 如此操作直到出现熄火. 在此过程中数据的采集一直进行, 试验后判断燃烧室出口温度迅速降低的时间点作为熄火瞬间. 每次慢车贫油熄火试验重复3次, 取平均值.

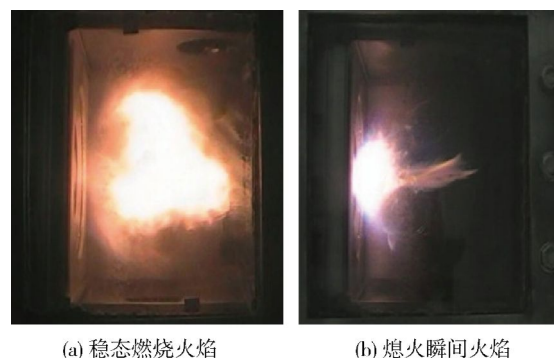
试验当中, 温度的测量采用K型热电偶, 测量误差为0.5%, 压力测量误差为1%. 空气流量的测量误差为2.1%, 燃油流量通过科氏流量计测得, 其测量误差为1%, 根据误差传递函数, 得到试验当量比测量的不确定度为2.3%.

2.2 试验方案

试验方案的选择为: ①选用流量数分别为 $F_1 = 13 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$ (1号离心喷嘴), $F_2 = 11 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$ (2号离心喷嘴) 且液雾张角相同的两个单油路离心喷嘴进行贫油熄火试验, 考察离心喷嘴流量数对贫油熄火当量比的影响; ②改变燃烧室进口温度, 考察进口温度对贫油熄火当量比的影响; ③分别采用RP-3航空煤油和甲烷气体燃料进行了贫油熄火试验, 考察燃料种类对贫油熄火当量比的影响.

3 贫油熄火试验结果及分析

图4为进口温度为150℃, 火焰筒压降为4%, 预燃级采用1号离心喷嘴, $F_1 = 13 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$ 的燃烧室稳态燃烧与熄火瞬间照片.



(a) 稳态燃烧火焰

(b) 熄火瞬间火焰

图4 燃烧室火焰照片

Fig. 4 Images of combustor flame

从照片中可以看到, 随着燃油流量的减少, 火焰区逐步缩小并向预燃级出口集中, 外围火焰颜色由明黄色向淡蓝色转变, 当燃油流量继续减少时, 燃烧室会出现突然熄火. 从这两幅照片对比可见, 熄火时最后集中到预燃级旋流器出口处, 预燃

级旋流器出口处流场和浓度场将会是决定熄火的主要因素。

3.1 预燃级离心喷嘴流量数对贫油熄火当量比的影响

在常压常温条件下,使用 RP-3 航空煤油对 1 号离心喷嘴 ($F_1 = 13 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$)、2 号离心喷嘴 ($F_2 = 11 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$) 进行了贫油熄火试验研究,两种离心喷嘴的液雾张角相同,均为 90° 。

将燃烧室贫油熄火油气比同时除以预燃级流量分配 (13%) 以及航空煤油化学恰当油气比 (0.068),得到预燃级贫油熄火当量比 Φ_{ibo} ,并将其处理成随火焰筒压降变化的曲线,如图 5。图 5 中 p_{31}^* 为火焰筒进口压力, p_4^* 为火焰筒出口压力, $(p_{31}^* - p_4^*)/p_{31}^*$ 为火焰筒压降。

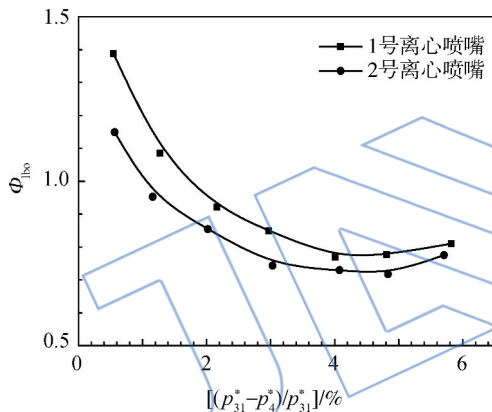


图 5 预燃级贫油熄火当量比

Fig. 5 Lean blow-out equivalence ratio of pilot stage

由图 5 的预燃级贫油熄火当量比可以看到,相同的进气条件下,采用 2 号离心喷嘴的贫油熄火当量比低于 1 号离心喷嘴,尤其是在火焰筒压降低于 3% 的范围内,但随着火焰筒压降的增加,这种差异逐渐缩小,即预燃级采用流量数小的离心喷嘴有助于拓宽燃烧室的贫油熄火边界。

一般而言,碳氢燃料的可燃边界,即贫油熄火边界的当量比为 0.5 左右^[11],预燃级所采用的旋流杯空气雾化喷嘴因为混合良好,贫油熄火边界大体在该数的上下^[5],如果超过该数,就说明有其他因素的影响。这两个因素一是雾化,二是空气动力学方面。在空气动力学方面,LESS 燃烧室的回流区是由主燃级和预燃级共同形成的,但是从熄火瞬间火焰照片来看,火焰主要集中在预燃级旋流器出口位置,主燃级的流动对预燃级旋流器出口位置的影响较小,因此主要的影响因素还是雾化。

本次试验中,在图 5 所示的火焰筒压降范围内,熄火时 1 号离心喷嘴和 2 号离心喷嘴的供油压差 Δp_t 随火焰筒压降的变化如图 6 所示。从图中可以看到,随着火焰筒压降的增大,相同的贫油熄火当量比下需要的燃油流量以及供油压差逐渐增加,在 0.5%~6.0% 的头部火焰筒压降下,两种离心喷嘴的供油压差均在 0.02~0.10 MPa 内变化。

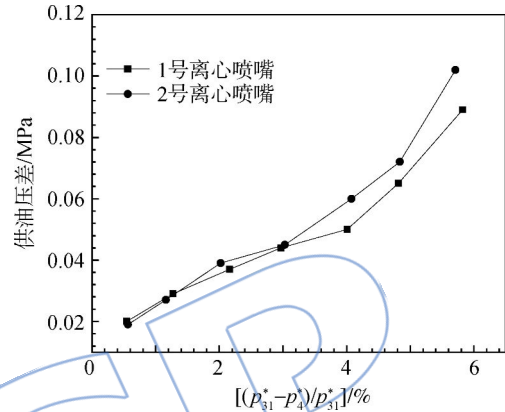


图 6 1 号和 2 号离心喷嘴的供油压差随火焰筒压降的变化

Fig. 6 Variation of Δp_t of 1st and 2nd centrifugal nozzles with flame tube pressure drop

应用离心喷嘴的雾化数据加深对试验现象的理解。图 7 为在常温常压条件下,利用马尔文激光粒度测雾仪测得的 1 号和 2 号离心喷嘴雾化索太尔平均直径 (Sauter mean diameter, SMD) 随供油压差的变化。

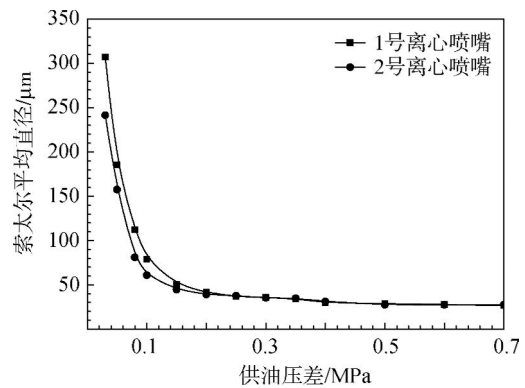


图 7 两种离心喷嘴雾化 SMD 随供油压差的变化

Fig. 7 Variation of atomizing SMD with Δp_t for two centrifugal nozzles

从图 7 可以看到,当离心喷嘴供油压差低于 0.1 MPa 时,2 号离心喷嘴的雾化 SMD 远低于 1 号离心喷嘴,说明在离心喷嘴供油压差较小时,小流量数的离心喷嘴具有更好的燃油雾化质量。因此,在本次试验中相当的进口条件以及气动力(火

焰筒压降)条件下,预燃级采用小流量数离心喷嘴的方案较之采用大流量数离心喷嘴的方案拥有更好的雾化效果以及更低的贫油熄火当量比。

对比图6中的离心喷嘴供油压差数据以及图7中离心喷嘴雾化SMD随供油压差的变化可以看到,试验中离心喷嘴供油压差范围(0.02~0.10 MPa)内,小流量数与大流量数离心喷嘴的雾化SMD差距随着供油压差的增加在逐渐缩小,因此在相同的供油压差下,随着火焰筒压降的增大,预燃级采用小流量数与大流量数离心喷嘴的雾化能力逐步接近,导致预燃级贫油熄火当量比差距随火焰筒压降的增大逐步降低,此结论与图5中的贫油熄火当量比数据吻合很好。

同时,从图5可以看到,对于两种流量数的离心喷嘴,贫油熄火当量比随着火焰筒压降的变化趋势是一致的,随着火焰筒压降的增加,在0.5%~2%的范围内贫油熄火当量比急剧减小,在2%~4%的范围内贫油熄火当量比缓慢减小,4%~5%的范围内贫油熄火当量比无明显变化,当火焰筒压降高于5%时,贫油熄火当量比有增大的趋势。

在文献[14]中应用马尔文激光粒度测雾仪在常温常压下对采用离心双旋流器空气雾化喷嘴的雾化特性进行测量,结果表明,在离心喷嘴供油压差小于0.2 MPa,火焰筒压降低于3%时,随着火焰筒压降的增大,气动力对离心喷嘴的雾化特性有着明显的改善,但当火焰筒压降增大到3%时,继续增大火焰筒压降对燃油雾化效果的改善作用变缓。因此在本次试验中,当火焰筒压降较低时,相同贫油熄火当量比下供油压力以及气动力都较小,导致雾化效果较差,这时的贫油熄火当量比较高,而在火焰筒压降为0.5%~4%范围内,随着火焰筒压降的增大,气动力对雾化性能有着显著的改善,这时的贫油熄火当量比明显降低。当火焰筒压降继续增大时,对燃油雾化效果仍有逐渐变缓的改善,但旋流杯出口区域气流速度的增大减少了燃料与回流燃气在剪切层的接触时间,不利于新进混气的点燃,因此导致了在一定的火焰筒压降的范围内(4%~5%),局部气流速度提高和雾化质量继续改善的共同作用下,贫油熄火当量比近似保持不变。随着火焰筒压降继续增大($(p_{31}^* - p_4^*)/p_{31}^* \geq 5\%$),火焰筒压降提升所造成的局部气流速度的增加对火焰稳定的不利因素占主导地位,这时熄火当量比随火焰筒压降的增大呈上升趋势。

3.2 进口温度对贫油熄火当量比的影响

在常压状态典型的火焰筒压降下,采用RP-3航

空煤油,考察了燃烧室进口温度对贫油熄火当量比的影响作用。保持火焰筒压降为3%,预燃级方案分别采用1号离心喷嘴($F_1 = 13 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$)以及2号离心喷嘴($F_2 = 11 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$),改变燃烧室进口温度考察贫油熄火当量比随进口温度的变化。

将试验数据处理成贫油熄火当量比随进口温度 t_3 变化的曲线,则在火焰筒压降不变的条件下各方案熄火边界如图8。

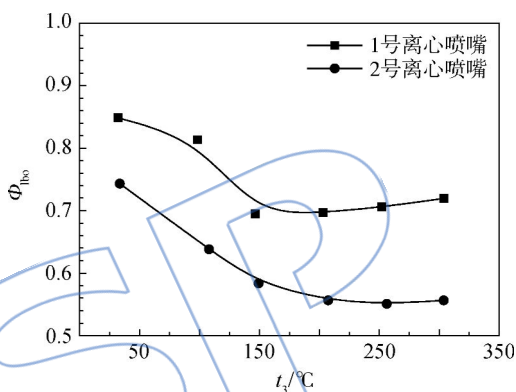


图8 贫油熄火当量比随进口温度的变化

Fig. 8 Variation of lean blow-out equivalence ratio with inlet temperature

从图8可以看到,在3%的火焰筒压降下,两种离心喷嘴的贫油熄火当量比随进口温度的变化基本一致。进口温度低于150℃时,随着进口温度的增加,贫油熄火当量比急剧减小,当进口温度高于150℃时,贫油熄火当量比变化缓慢,甚至保持不变。相同的进气条件下,2号离心喷嘴的贫油熄火当量比低于1号离心喷嘴,即流量数小的离心喷嘴具有更好的贫油熄火性能。

根据Mellor提出的贫油熄火物理本质的特征时间模型^[11],即贫油熄火的临界条件就是燃油颗粒蒸发时间和化学反应时间之和等于回流区剪切层驻留时间,来分析温度对贫油熄火性能的影响。

首先看蒸发的影响,煤油的稳态蒸发常数可由如下公式计算^[15]:

$$\lambda = \frac{8\kappa_g}{c_{pg}\rho_1} \ln(1+B) \quad (1)$$

式中 κ_g 、 c_{pg} 、 ρ_1 分别为空气的导热系数、比定压热容及颗粒密度,B代表周围空气的温度及燃料的性质。图9为RP-3航空煤油从常温到300℃的稳态蒸发常数,从图中可见,常温到150℃,是稳态蒸发常数变化最快的区间。这是因为从常温到150℃时,稳态蒸发常数与常温相比较,增加了近

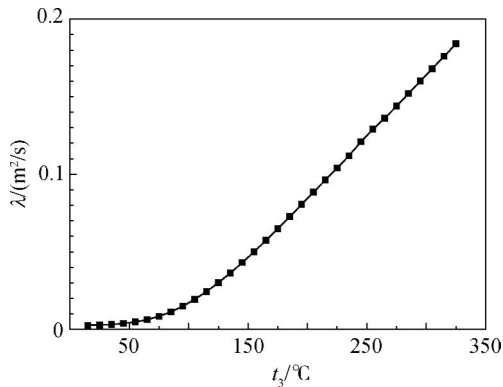


图9 进口温度从常温到300℃时的航空煤油
稳态蒸发常数计算

Fig. 9 Aviation kerosene steady evaporation constant
calculation with inlet temperature from
room temperature to 300℃

20倍,而从150℃到300℃,只增大了3.8倍.根据 d^2 定律,即 $d^2 = d_0^2 - \lambda t$,其中 d 与 d_0 分别为液滴直径与液滴初始直径, t 为时间.在不考虑初始雾化的影响下,150℃时的液滴完全蒸发的时间将比常温状态下减少20倍,超过150℃,温度的影响降低.图8中的变化规律与稳态蒸发常数 λ 增加有很好的对应关系.

另外一方面是驻留时间的影响.由于进口温度增加,进口压力不变,进口压差不变,则计算进口温度对头部出口速度的影响公式如下:

$$u = \sqrt{2Rt_3[(p_{31}^* - p_4^*)/p_{31}^*]} \quad (2)$$

式中 R 为气体常数.计算得到从常温到300℃,大体上头部出口速度增加1.4倍,停留时间会减少相应的比例.停留时间变短,贫油熄火当量比应向增大方向发展.

最后一个方面是化学反应时间的影响,根据Mellor^[11]提出的燃烧室化学反应时间计算公式

$$\tau = 10^{-4} \exp[E/(Rt_{\Phi=1})]/\Phi_{pz} \quad (3)$$

计算得到化学反应时间随进口温度的变化如图10,式中 E 为RP-3航空煤油活化能, $t_{\Phi=1}$ 为当量比 $\Phi=1$ 时的绝热火焰温度, Φ_{pz} 为燃烧室主燃区当量比.

在图10中可以看到,由式(3)计算得到的在贫油熄火当量比下1号离心喷嘴的化学反应时间在0.4~0.5ms之间,变化范围在25%左右,2号离心喷嘴的化学反应时间在0.5~0.6ms之间,变化范围在20%左右.相比较于蒸发时间以及剪切层驻留时间几倍到几十倍的变化范围,由进口温度增大造成的化学反应时间的改变可以忽略不计,那么燃烧室贫油熄火当量比变化的影响因素主

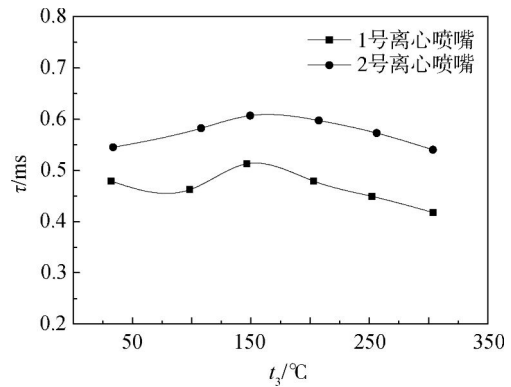


图10 化学反应时间随进口温度的变化

Fig. 10 Variation of chemical reaction time with
inlet temperature

要是燃油颗粒蒸发时间和化学反应时间的改变.

综上,当火焰筒进口温度较低时,进口温度的提高降低了油滴蒸发时间,使得新进混气更容易被点燃,从而降低了贫油熄火当量比.当进口温度升高到一定程度后,温度对油滴蒸发时间和化学反应时间影响已不明显,而温度的增高却会相应增加预燃级出口速度,减少回流区剪切层驻留时间,这时在进口温度升高和预燃级出口速度增大的共同作用下,贫油熄火当量比趋于平稳.

3.3 燃料对贫油熄火当量比的影响

常温常压状态下,对甲烷气态燃料以及RP-3航空煤油液态燃料进行贫油熄火试验,将贫油熄火当量比处理成随火焰筒压降变化的曲线(如图11),对比液态燃料RP-3航空煤油和气态燃料甲烷对贫油熄火性能的影响作用.在使用RP-3航空煤油液态燃料时采用1号离心喷嘴($F_1 = 13 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$).

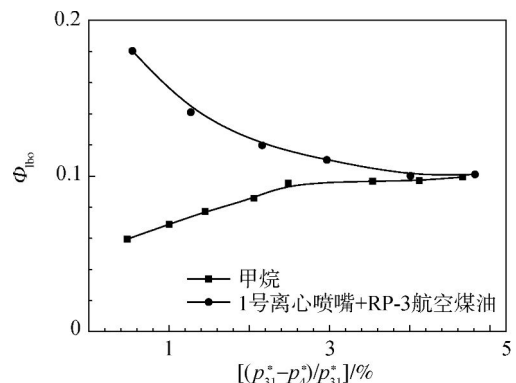


图11 甲烷和RP-3航空煤油的贫油熄火当量比随
火焰筒压降变化

Fig. 11 Variation of lean blow-out equivalence ratios of
methane and RP-3 aviation kerosene
with flame tube pressure drop

从图 11 可以看到,甲烷气态燃料的贫油熄火当量比随火焰筒压降的变化趋势与 RP-3 航空煤油液态燃料是完全不同,随着火焰筒压降的增加,甲烷气态燃料的贫油熄火当量比逐渐增加,当火焰筒压降高于 2.5% 时,贫油熄火当量比基本不变;相同的进气条件下,甲烷气态燃料的贫油熄火当量比低于 RP-3 航空煤油液态燃料,尤其是在火焰筒压降不高于 2.5% 的范围内,随着火焰筒压降的增加,两者的差异逐渐减小,在 5% 的火焰筒压降下,贫油熄火当量比甚至相等。

火焰筒压降增加所引起的进气速度的增加减少了甲烷气态燃料在回流区剪切层的驻留时间,使得燃料更不易被点燃,因此火焰筒压降的增加会使甲烷气态燃料的贫油熄火当量比增大,而对于 RP-3 航空煤油液态燃料,火焰筒压降较低时,进气速度的增加反而会加快燃料的雾化、蒸发、混合过程,改善液态燃料的贫油熄火性能,降低贫油熄火当量比。气态燃料相对于液态燃料不存在燃料雾化、蒸发的过程,因此火焰筒在压降较低时甲烷气态燃料的贫油熄火当量比一直低于 RP-3 航空煤油液态燃料,但随着火焰筒压降的增大,液态燃料的雾化、蒸发过程得到极大的改善,使得两者之间的差距逐渐减小。

4 结 论

本文设计了一种中心分级燃烧室,中心为扩散燃烧的预燃级,外围为贫油预混预蒸发燃烧的主燃级。采用单头部试验件进行了常压状态下的贫油熄火试验研究,研究了预燃级离心喷嘴流量数、燃烧室进口温度以及燃料种类对燃烧室贫油熄火性能的影响。试验结果表明:

1) 相同的进气条件下,预燃级采用小流量数的离心喷嘴较大流量数的离心喷嘴贫油熄火边界有所扩宽,但随着火焰筒压降的增加,贫油熄火当量比的差异逐渐缩小。

2) 预燃级采用大流量数或小流量数离心喷嘴其燃烧室贫油熄火当量比都在火焰筒压降为 0.5%~4% 内逐渐降低,4%~5% 内近似不变,大于 5% 时缓慢升高。

3) 贫油熄火当量比随着进口温度的增加而减小,在进口温度超过 150℃ 后,贫油熄火当量比变化缓慢甚至保持不变。

4) 相同进气条件下,甲烷气态燃料的贫油熄火当量比低于 RP-3 航空煤油液态燃料,随着火焰筒压降的增加,两者差异逐渐缩小,最后趋于相等。

5) 甲烷气态燃料的贫油熄火当量比随火焰筒压降的变化曲线与 RP-3 航空煤油液态燃料的变化完全不同,在相同的火焰筒压降范围内,随着火焰筒压降的增加,RP-3 航空煤油液态燃料贫油熄火当量比逐渐减小并趋于恒定,甲烷气态燃料贫油熄火当量比逐渐增大并趋于恒定。

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] 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.
- [3] Lazik W, Doerr T, Bake S. Low NOx combustor development for the Engine3E core engine demonstrator[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE-2007-1190, 2007.
- [4] ZHU Shengrong, Acharya S. An experimental study of lean blowout with hydrogen-enriched fuels[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(4): 041507. 1-041507. 10.
- [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] Seurlock A R. Flame stabilization and propagation in high velocity gas streams[J]. Proceeding of Combustion Institute, 1949, 3(1): 21-40.
- [7] Kundu K M, Banerjee D, Bhaduri D. On flame stabilization by bluff-bodies[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980, 102(1): 209-214.
- [8] Pinguet G, Escudé P. Experimental study of the stabilization process of a non-premixed flame via the destabilization analysis of the blue ring flame[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2007, 31(5): 453-460.
- [9] Zukoski E E. Flame stabilization on bluff bodies at low and intermediate Reynolds numbers[D]. Pasadena: California Institute of Technology, 1954.
- [10] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Taylor and Francis Press, 1999.
- [11] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. London: Academic Press, 1990.
- [12] Kobayashi M, Ogata H. Improvement on ignition performance for a lean staged low NOx combustor[R]. ASME Paper 2011-GT-46187, 2011.
- [13] FU Zhenbo, LIN Yunzhen, LI Jibao. Experimental investigation on ignition performance of less combustor[R]. ASME Paper 2011-GT-45786, 2011.
- [14] 郭新华, 林宇震, 张弛. 离心式同向双旋流器空气雾化喷嘴雾化特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2249-2254. GUO Xinhua, LIN Yuzhen, ZHANG Chi. Research of the atomization characteristics of centrifugal air atomizing nozzle with double swirlers in the same direction[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2249-2254. (in Chinese)
- [15] Law C K. Combustion physics[M]. New York: Cambridge University Press, 2006.