

文章编号:1000-8055(2013)08-1759-05

中心分级燃烧室耦合回流区贫油熄火机理

邹博文, 许全宏, 曹文字, 张 弛, 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: 针对中心分级模型燃烧室开展了常压贫油熄火试验和慢车状态贫油熄火试验,并结合贫油熄火时的主/预燃级耦合回流区流场数值模拟分析了该燃烧室的贫油熄火机理。结果表明:与常规燃烧室的贫油熄火机理不同,中心分级燃烧室的贫油熄火油气比是由预燃级和主燃级共同形成的耦合回流区所决定的。耦合回流区的回流量主要由主燃级回流主导,在该研究的中心分级燃烧室结构下,回流区从主燃级卷吸的气量是预燃级本身气量的 4.3 倍,导致按预燃级气量计算的熄火当量比达到 2~2.5,远高于常规燃烧室头部的熄火当量比 0.4~0.5。

关 键 词: 航空发动机; 燃烧室; 中心分级; 贫油熄火; 回流区

中图分类号: V235

文献标志码: A

Lean blowout mechanism of coupled recirculation zone in concentric staged combustor

ZOU Bo-wen, XU Quan-hong, CAO Wen-yu, ZHANG Chi, 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: Experiments under atmosphere and idle states were carried out to analyze the mechanism of lean blowout by numerical simulation of coupled recirculation zone formed in main stage and pilot stage. The results show that unlike conventional combustor, the lean blowout fuel-air ratio of concentric staged combustor is determined by coupled recirculation zone formed by pilot and main swirlers. The recirculating flow in the coupled zone is dominated by the main stage in this concentric staged combustor, and air entrainment from the main stage is 4.3 times of that from the pilot stage itself, leading to the lean blowout equivalence ratio of pilot stage up to 2 to 2.5, far higher than that of 0.4 to 0.5 of conventional combustor dome.

Key words: aircraft engine; combustor; concentric staged; lean blowout;
recirculation zone

为增加发动机单位推力,需要进一步提高燃烧室温升,所谓高温升燃烧室因此而发展^[1]。高温升燃烧室面临诸多技术难题,主要可以归纳为^[2]:拓宽燃烧室稳定工作范围,降低出口温度分布系

数,提高火焰筒耐久性。

林宇震等在文献[3]中,详细地分析了常规燃烧室的燃烧组织方案无法解决发动机大功率冒烟和慢车贫油熄火之间的矛盾,同时无法满足更均

收稿日期:2012-07-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1759_011.html

作者简介:邹博文(1986—),男,甘肃平凉人,硕士生,主要从事燃烧研究。

匀的出口温度分布,以及在冷却气量分配减少和冷却空气质量下降的条件下,无法实现火焰筒高的耐久性.所以要实现大工况总油气比超过 0.04 的燃烧室稳定工作,最有前景的燃烧组织模式就是中心分级燃烧模式.所谓中心分级燃烧模式,就是单环腔结构,中心采用扩散火焰形成预燃级,与扩散火焰共轴再采用扩散或预混火焰形成主燃级,小工况预燃级工作,大工况主燃级预燃级共同工作,即复合燃烧模式.

从国外近期所获得的文献分析,中心分级燃烧的组织形式可同时用于高温升和低污染燃烧室.文献[4]综述了 Mongia 及其同事在 1979—1993 年所研发的 6 个高温升燃烧室,温升从 1100 K 至 1650 K,对于温升超过 1200 K 的,采用了中心分级燃烧组织模式,所有性能指标都达到了预期.文献[5-6]综述了用于低排放燃烧的中心分级燃烧双环腔预混旋流器(TAPS)燃烧室的研发过程,相对于常规燃烧室,其 NO_x 排放能够降低 50% 以上.

与常规燃烧室相比,中心分级燃烧室的主燃级和预燃级的相互耦合影响,导致其下游流场和燃烧反应场^[7-8]与常规燃烧室头部所形成的流场和燃烧反应场有相当大的区别^[9].中心分级旋流器在主燃区中产生三个回流区,分别为主回流(PRZ)、角回流(CRZ)和台阶回流(LPZ),相应燃烧区域被三个回流区划分为值班级扩散火焰区、剪切层火焰区和主燃级预混火焰区.

常规燃烧室贫油熄火机理的研究,主要有热平衡机理^[10]、特征时间机理^[11]和火焰体积机理^[12],基于这些机理所提出的贫油熄火模型,对于各自研究的燃烧室,都能给出符合试验结果的关系式.

从上述已经做过的研究可以判断出中心分级燃烧组织模式具备同时解决低工况航空发动机燃烧室的贫油熄火稳定性问题和高工况情况下均匀出口温度场以及降低污染排放的能力,但是,对于中心分级燃烧室能够提高贫油熄火稳定性的机理研究尚不充分,本文正是在这一背景下展开研究的.通过在中心分级单头部燃烧室进行贫油熄火试验和观察,并结合数值分析结果,探讨中心分级燃烧室的贫油熄火机理.

1 中心分级单头部燃烧室

本文研究的中心分级燃烧室的头部结构示意图如图 1 所示.中心是旋流杯与单油路离心喷嘴组

成的空气雾化喷嘴,为预燃级,外圈采用双级旋流直射式空气雾化喷嘴.总共 4 个涡流器,旋向如图 1 所示,从内到外,从下游往上游看,分别是逆时针、顺时针、逆时针和顺时针旋转.头部主燃级和预燃级的气量分配是 41.2%,远大于常规燃烧室的 15%~18%^[11],预燃级的气量分配为 4.4%,占两级分配的比例为 10.7%.

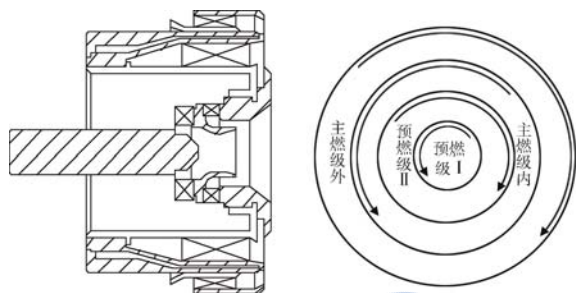


图 1 头部结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of dome

预燃级是典型的旋流杯设计,如图 2 所示.喷嘴为单油路离心喷嘴,喷雾张角为 80° ,质量流量数为 $13 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$,内外旋流的质量流量分配比例为 3:7,内外旋流数为 0.8 左右,具体结构如图 2 所示.

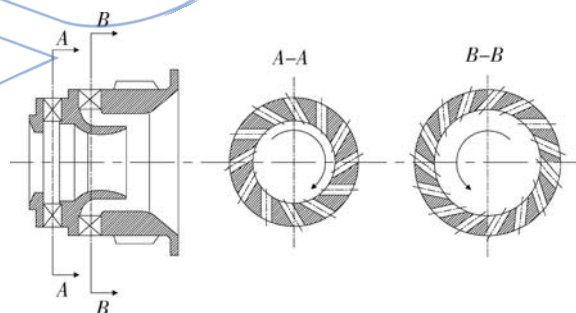


图 2 预燃级旋流器结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of pilot swirler

主燃级结构如图 3 所示,内通道和外通道均采用的是轴向旋流器.考虑到各个工况的需求,主燃级喷射点采用直射式小孔,小孔位于内外旋流器通道分流环出口处的内侧,与轴向位置有一定夹角.

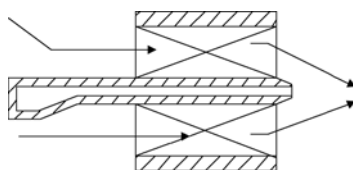


图 3 主燃级结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of main stage swirler

主燃级内外旋向相反,强旋流设计,旋流数为0.7,主级内环出口空气偏上,外环出口偏下。旋向相反,使得主级的切向动量进行抵消,以避免掺混射流受到影响。降低轴向速度分量,增强内外环混合。

2 贫油熄火试验系统和方法

贫油熄火试验在北京航空航天大学常压燃烧试验台和小型高温高压燃烧试验台上进行。

在常压试验台上进行常压贫油熄火试验和观察,燃烧室试验件上开有石英玻璃观察窗,可以观察和摄录贫油熄火过程以及用来判断熄火时刻并录取熄火时刻的油气比。

在高压试验台上进行加温加压模拟典型发动机慢车工况进行试验。

贫油熄火试验的方法是减油法,依据设定的燃烧室进口参数调节好燃烧室进口气流状态(进气速度和进气温度);待燃烧室进口气流稳定后记录燃烧室的进气温度、进口总压、空气质量流量;按设计的油气比进行供油;点着火后,缓慢减少燃油质量流量直至燃烧室熄火,减油的过程按照单位时间内减油的量基本相当来控制。记录贫油熄火时的燃油质量流量和空气质量流量,计算慢车熄火时的油气比,即为贫油熄火油气比。为保证数据置信度,每个熄火点需要测量两次以上。改变空气压力或空气质量流量,再次得出贫油熄火油气比,直至列出贫油熄火边界线。

试验台采用压缩空气作为气源,主要包括以下几个部分:气路包括风机(提供常压熄火试验的进气空气)、中压气源(提供加温加压熄火试验的进气空气)、电热炉(用于进气加热)、试验段、冷却段、排气段以及两个控制阀门;油路包括气瓶、减压阀、油罐、调节阀和油压表;测量系统包括水排、油压表。燃油质量流量控制使用压力表和质量流量计。燃油质量流量计精度为 $\pm 1\%$,空气质量流量测试精度为 $\pm 1.5\%$ 。按照误差传递函数,最后贫油熄火油气比的不确定度为 $\pm 2\%$ 。

为分析贫油熄火时的数据,需要进行总压损失试验和质量流量分配试验,以获得一定总压损失和空气质量流量分配下的贫油熄火试验结果。

3 试验结果

图4是中心分级燃烧室在常温常压条件下的贫油熄火过程中的照片。随着预燃级喷嘴燃油量的减少,着火区的范围逐渐缩小,火焰向预燃级出

口集中,最后在预燃区附近形成稳定的火焰区,减油到一定程度时,燃烧室会突然熄火。

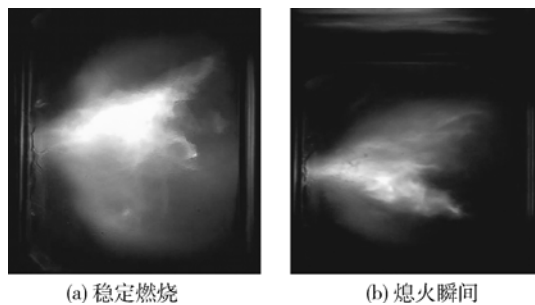


图4 燃烧室贫油熄火照片

Fig. 4 Photos of combustor lean blowout

常温常压下贫油熄火试验范围为火焰筒压降 $0.5\% \sim 5\%$ 。图5给出了试验结果。纵坐标是单头部燃烧室贫油熄火时的总油气比,横坐标是火焰筒的压降,图中还标明了每个熄火点的供油压力(单位:MPa)。从图中可以看出,贫油熄火油气比在火焰筒压降小于 1.5% 时,压降减小贫油熄火油气比增加,在火焰筒大于 1.5% 以后,压降持续增加,贫油熄火油气比略有上升,维持在0.005。

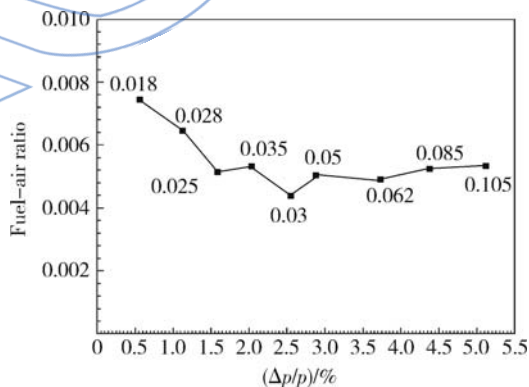


图5 贫油熄火边界

Fig. 5 Lean blowout boundary

根据回流区稳火的理论^[10],贫油熄火油气比随着空气来流速度增加,会逐渐增大,但是在空气来流速度较小时,尤其在压降小于 1.5% 的范围内,此时压力雾化起主导作用,且供油压力较小,贫油熄火油气比显著增高,主要是由于燃油的雾化效果差造成的。之后随着来流速度的增加,空气雾化成为主导的雾化方式,此时燃油雾化效果好^[13-14],贫油熄火油气比基本保持在0.005左右。

另外,根据Mellor提出的贫油熄火的特征时间模型^[11]分析,当剪切层驻留时间小于油滴蒸发时间和化学反应时间之和,火焰就会熄灭。中心分

级燃烧室回流区剪切层驻留时间更长,能够更加顺利地将燃油液雾蒸发并发生化学反应,从而稳定火焰。

把燃烧室贫油熄火油气比换算为头部(燃烧空气)贫油熄火当量比,如图6所示。

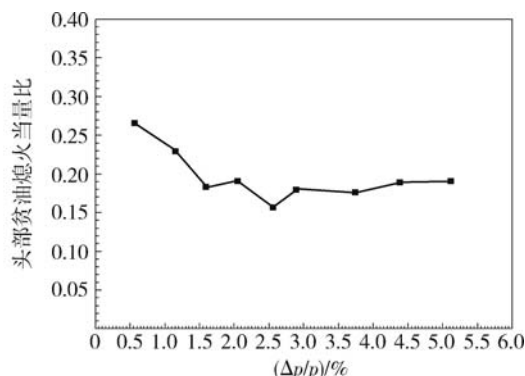


图6 头部贫油熄火当量比随压降变化

Fig. 6 Equivalence ratio of dome lean blowout varying with pressure decreasing

与纯旋流杯式燃烧室以及常规燃烧室^[15]相比较,旋流杯式燃烧室的贫油熄火当量比为0.4~0.5,本文的中心分级燃烧室的头部贫油熄火当量比在压降大于1.5%后为0.2左右,达到常规燃烧室头部贫油熄火当量比的50%。

而中心分级燃烧室的预燃级贫油熄火当量比(等同于常规的头部)为2~2.5,如图7所示,这说明在中心分级燃烧中,主燃级与预燃级共同形成的回流区对火焰稳定有很大影响。

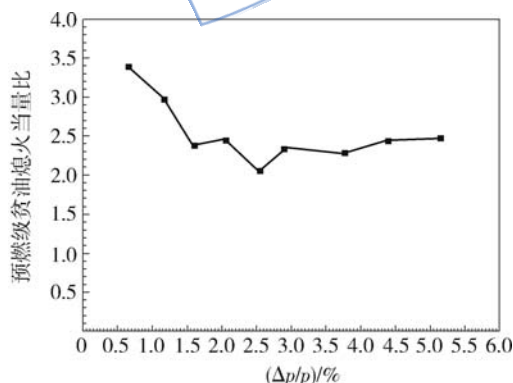


图7 预燃级贫油熄火当量比随压降变化

Fig. 7 Equivalence ratio of polit stage lean blowout varying with pressure decreasing

为了证实上述观点,对贫油熄火时的燃烧流场进行了数值分析.本文数值模拟采用商业软件CFX,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,辐射换热

模型为 $p-1$ 辐射模型,scalable 壁面函数,采用非预混燃烧模型,燃料为航空煤油.本次模拟采用整体非结构四面体网格,不分区.旋流器采用0.5加密,基本网格为2,燃烧区体加密1.总网格数为400万左右。

选取压降3%进行流场的数值模拟,参考压力为101325 Pa,无重力加速度.预燃级和掺混孔都为压力进口,压力为104365 Pa,温度为300 K.主燃级为质量进口,总质量流量为0.0475 kg/s,按照内、外2/3分配质量流量,温度为300 K;预燃级质量流量为0.005414 kg/s.出口为压力出口,压力为101325 Pa.壁面为无换热条件壁面.计算域两侧为固壁条件。

预燃级燃油喷雾模型为压力雾化离心喷嘴,单个喷嘴燃油质量流量为0.008512 kg/s,速度为50 m/s,喷雾张角全角为88°。

定义 x 为轴向,截取轴向速度小于0 m/s 的区域为回流区(等值线),在回流区内沿轴向划分截面,取回流量最大的截面A-A,截取通过该截面的空气质量流量,假设预燃级质量流量全部进入回流区,则两者之差可近似当作对主级卷吸进去回流区的质量流量,如图8所示。

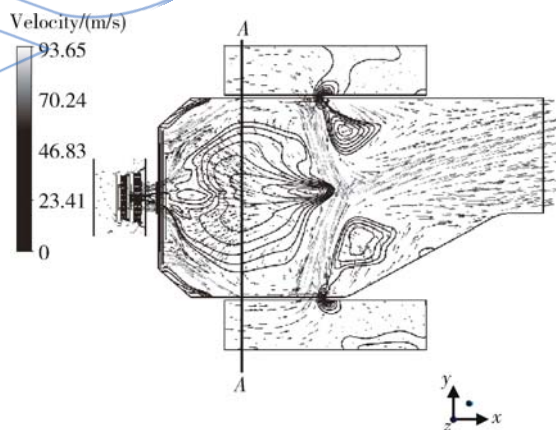


图8 回流区示意图

Fig. 8 Schematic diagram of recirculation zone

从Lefebvre的贫油熄火准则^[10]进行分析可得

$$f/a_{lbo} = \left(\frac{A}{V_{pz}} \right) \left[\frac{\dot{m}_a}{p_3^{1.5} \exp(T_3/300)} \right] \left(\frac{D_{sm}^2}{\lambda_r H_u} \right) \quad (1)$$

其中公式等号左侧为贫油熄火油气比, A 为常数,取决于燃烧区的几何尺寸和油气混合状况; V_{pz} 为主燃区容积; $\dot{m}_a$ 为空气质量流量; p_3 为燃烧室进口总压; T_3 为燃烧室进口空气总温; D_{sm} 为索太尔

平均直径; λ_r 是以 JP4 燃油为参考的蒸发常数; H_u 为燃油热值。

式(1)中第2项表示燃烧室工作状态,第3项表示燃油液雾特性,在不考虑这两项的情况下,影响贫油熄火油气比的只有常数A和主燃区容积 V_{pz} 。中心分级使得回流区增大,实际的主燃区容积随之增大,贫油熄火油气比也随之减小。

通过和预燃级当量比的对比可以对主级卷吸进入回流区气量进行分析,在燃烧室工作压降范围为3%情况下,从数值模拟的结果得到,通过A-A截面的空气质量流量为0.02864 kg/s,回流区卷吸主级气量将近为预燃级空气质量流量(0.005414 kg/s)的4.3倍,将当量比降为0.5左右。

4 结 论

本文针对中心分级燃烧室的贫油熄火机理进行了试验研究和数值模拟,得到了试验件的常温状态下的贫油熄火边界和机理,结果表明:

1) 中心分级燃烧室贫油熄火性能较好,在贫油熄火油气比为0.005~0.008,压降为1%~4.5%时贫油熄火油气比小于0.005。

2) 小质量流量的预燃级很好地起到了稳定火焰的作用,保证了在宽调节比下的燃烧室的稳定性。

3) 通过对比头部和预燃级当量比,在燃烧室工作压降范围为3%情况下,回流区卷吸主级气量达到预燃级自身气量的4.3倍,尽管对燃烧室贫油熄火有一定影响,但保证燃油与空气的均匀混合,利于燃烧完全,也有利于获得均匀的出口温度分布。设计时,确定预燃级贫油熄火当量比应考虑预燃级卷吸主燃级的空气量。

参考文献:

- [1] Bahr D W. Technology for design of high temperature rise combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2): 179-186.
- [2] 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.
- [3] 林宇震, 林阳, 张弛. 先进燃烧室分级燃烧空气流量分配的探讨[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1923-1930.
LIN Yuzhen, LIN Yang, ZHANG Chi. Discussion on combustion airflow distribution of advanced staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1923-1930. (in Chinese)
- [4] Mongia H C. Engineering aspects of complex gas turbine combustion mixers: Part I high ΔT [R]. AIAA 2011-107, 2011.
- [5] Mongia H C. TAPS: a 4th generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA 2003-2657, 2003.
- [6] Mongia H C. Perspective of combustion modeling for gas turbine combustors[R]. AIAA 2004-156, 2004.
- [7] Sulabh K D, Jacob E T, Driscoll J F, et al. Unsteady aspects of lean premixed-prevaporized (LPP) gas turbine combustors; flame-flame interactions[R]. AIAA 2010-1148, 2010.
- [8] Sulabh K D, James F D. Instantaneous flow structures in a reacting gas turbine combustor[R]. AIAA 2008-4683, 2008.
- [9] Mohammad B S, Jeng S M. Gas turbine combustor sector flow structure[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(3): 710-717.
- [10] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Taylor & Francis Press, 1999.
- [11] Meher A M. Design of modern turbine combustor[M]. London: Academic Press, 1990.
- [12] Mongia H C, Vermeersch M L, Held T J. Data reduction and analysis (DRA) for emissions and lean blowout[R]. AIAA 2003-0823, 2003.
- [13] 徐华胜, 黄义勇, 王秀兰. 喷嘴供油特性对双涡流器头部气动雾化效果的影响研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 14-18.
XU Huasheng, HUANG Yiyong, WANG Xiulan. Study on the effect of fuel jet characteristics on airblast atomization performance for device with two-stage swirler[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 14-18. (in Chinese)
- [14] 黄勇, 郭志辉. 某燃烧室头部旋流油雾场特性的实验研究[C]//中国航空学会第五届动力年会论文集. 北京: 中国航空学会动力专业分会, 2003: 103-110.
- [15] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. 航空学报, 2008, 29(1): 1-13.
PEN Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-13. (in Chinese)