

文章编号:1000-8055(2012)12-2687-05

火焰筒压力损失对贫油熄火特性和燃烧效率的影响

薛 鑫, 林宇震, 张 弛, 许全宏, 杜江毅

(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: 以 3.0% 火焰筒压力损失火焰筒作为基准, 分别设计了 2.5% 和 2.0% 火焰筒压力损失的火焰筒, 通过试验研究火焰筒压力损失对贫油熄火性能及燃烧效率的影响。在模拟慢车状态下, 低压力损失方案均比基准方案的贫油熄火油气比低, 2.5% 方案的贫油熄火油气比最低; 在模拟高温高压状态, 3 种方案火焰筒燃烧效率对火焰筒压力损失不敏感。综合比较地面起点火试验结果, 在该基准上将火焰筒压力损失降低至 2.5% 不会对燃烧室综合燃烧性能造成不利影响。

关 键 词: 燃气轮机燃烧室; 燃烧室设计; 火焰筒压力损失; 贫油熄火特性; 燃烧效率

中图分类号: V231.25

文献标志码: A

Effects of liner pressure loss on combustor lean blow-out and combustion efficiently performances

XUE Xin, LIN Yu-zhen, ZHANG Chi, XU Quan-hong, DU Jiang-yi

(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: Based on a liner with 3.0% pressure loss liner, two low pressure loss liners (2.5% and 2.0%) were designed. The light lean ignition experiments were conducted to study the effect of liner pressure loss on the combustor lean blow-out and combustion efficiency. Under the idle conditions, the lean blow-out fuel air ratios of low pressure loss liner were lower than that of the baseline liner, and 2.5% pressure loss liner had the lowest. Under the high pressure and high temperature conditions, the low pressure loss had no effect on the combustion efficiency. Compared with the results of ignition, it was acceptable to reduce the liner pressure to 2.5% without negative effect on the combustion characteristic of combustor.

Key words: gas turbine combustor; combustor design; liner pressure loss; lean blow-out performance; combustion efficiency

对于燃气轮机定压循环而言^[1], 发动机进口空气经过压气机增压之后, 压力的任何沿程损失和降低均会导致油耗的升高和推力的减小^[2]。因

此, 就整机性能而言, 希望各部件的压力损失降到最低。燃烧室的压力降主要发生在扩压器、环腔和火焰筒^[3]。火焰筒的压降是燃烧室中必不可少的

收稿日期: 2011-12-17

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2687_008.html

作者简介: 薛鑫(1983—), 男, 陕西西安人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室研究。

压力损失,是实现头部燃油雾化和主燃孔以及掺混孔射流的穿透深度及掺混的驱动力,这些对燃烧室的稳定性、燃烧效率、污染排放以及出口温度分布起到相当重要的作用,同时它也是保证涡轮冷却空气正常出流的必要条件^[3-6]。

国内外航空发动机主燃烧室研制经验表明:整个燃烧室的压力降水平基本在 5%~10% 之间^[7]。对于火焰筒,目前国内外的设计水平的压力降在 3%~4% 之间,以维持燃烧室基本功能的实现^[5,8]。Lefebvre^[9],Meller^[10],Rizk^[11]和 Sturgess 等人^[12-13]对航空发动机燃烧室贫油熄火和燃烧效率进行了大量的研究工作,并得到了相应的贫油熄火半经验关系式。Lefebvre 按照能量平衡的观点,提出热平衡模型,认为燃烧室油气混合物熄火是发生在当主燃区释热率不足以把进入燃烧室的新鲜混合气加热到所要求的燃烧反应温度时,不能将新鲜油气混合物点燃,就会发生熄火现象。

关于低压力损失火焰筒对燃烧室燃烧特性的研究在现有公开文献中还不多见。本文采用的基准火焰筒压力损失为 3.0%,火焰筒为矩形三头部结构,包含主燃孔、掺混孔及多排壁面冷却孔,涡流器为双旋流轴向涡流器。以 3.0% 火焰筒和涡流器为基准,在流量分配、燃烧室进出口参数不变的前提下,按照给定结构,通过按比例增大涡流器、主燃孔、掺混孔和气膜孔等总开孔面积设计压力损失为 2.5%(方案 2)和 2.0%(方案 3)的燃烧室。

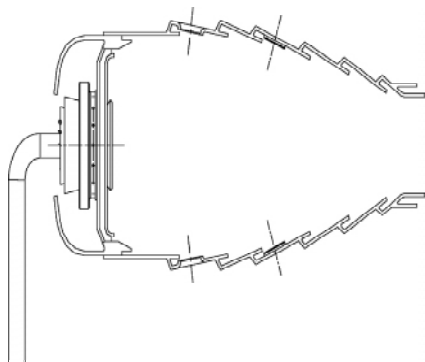


图 1 火焰筒二维平面简化模型

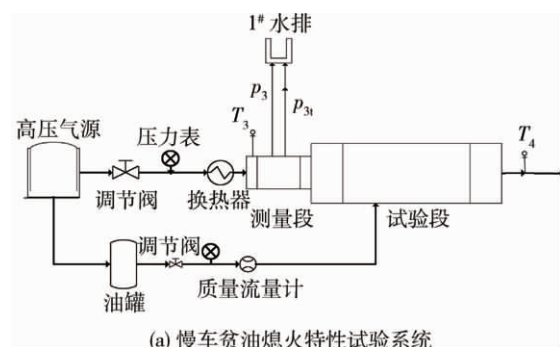
Fig. 1 Schematic of liner

本文的工作对以 3.0% 火焰筒压力损失火焰筒作为基准设计的 2.5% 和 2.0% 火焰筒压力损失的火焰筒,对减小压力损失的火焰筒的贫油熄火特性和燃烧效率进行试验研究,希望得出降低火焰筒压力损失对贫油熄火特性和燃烧效率的影响。

响,总结规律,对以后的设计及试验提供参考。

1 试验系统

慢车贫油熄火试验和燃烧效率试验系统如图 2、图 3 所示。整个试验系统主要由:空气路、油路、试验段、燃烧室进口测量段、排气段及采集系统组成。试验段包含矩形截面机匣、火焰筒、双油路离心喷嘴和火花塞;空气路主要由高压气源、调节阀、换热器组成;燃油通过挤压油罐提供,采用哥氏质量流量计测量燃油流量。



(a) 慢车贫油熄火特性试验系统

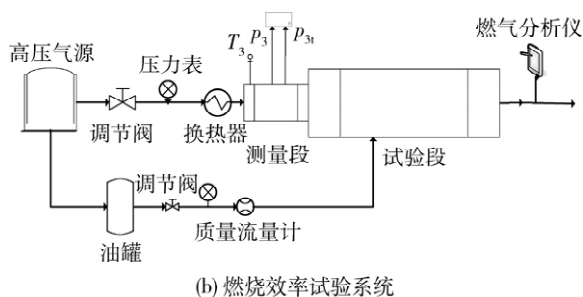


图 2 试验系统图

Fig. 2 Schematic of test system



图 3 试验台实物图

Fig. 3 Test rig

慢车贫油熄火试验在模拟慢车状态下进行,慢车贫油熄火试验采用双油路离心喷嘴的副油路供油,燃烧室进口和出口温度采用 K 型铠装热电偶测量,在每个头部轴线出口处布置 1 个热电偶。

测量出口温度,计算机采集系统同时采集燃油流量和出口温度值.温度热电偶误差为 $\pm 1\text{ K}$,哥氏质量流量计误差为 $\pm 0.05\text{ g/s}$,因而油气比的测量误差为 0.5% 以内.利用采集系统的连续采集能力,采集频率为 $2\sim 3\text{ Hz}$,采集熄火前后燃烧室各状态参数,绘出温度-时间关系曲线,通过观察温度随时间的变化梯度突变来判断熄火时间,再确定该时间下的油气比.

燃烧效率试验在模拟设计状态下进行,燃烧效率试验采用双油路离心喷嘴主副油路同时供油.燃烧效率采用燃气分析法获得,燃气成分由 Testo 2000 型燃气成分分析仪测量.采样探针采用带水冷的 5 路采样耙,在燃烧室出口共安装 2 个采样耙.如图 4 所示,燃烧后的气体通过采样耙前端的 5 个小孔进入采样耙,每股气流经带冷却的细管道流动,实现淬熄作用,冻结燃烧化学反应,采样耙 5 个分枝后汇聚成一股气流,各采样耙汇集到 423 K 温管道进入燃气成分分析仪,进行成分分析.

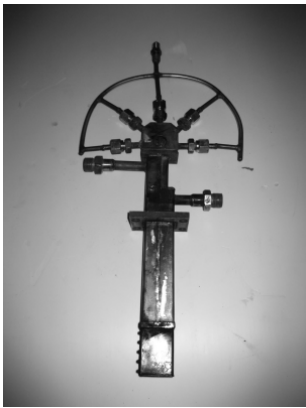


图 4 燃气成分采样耙
Fig. 4 Emission sample probe

前期工作已经对不同压力损失方案的火焰筒进行压力损失测量和地面起动点火试验研究.确定本试验采用 3 种火焰筒试验件的实际开孔面积及压力损失,为进一步进行燃烧性能试验提供试验依据.表 1 给出了 3 种方案的火焰筒压力损失的试验结果.

表 1 3 种方案的火焰筒压力损失试验结果
Table 1 Result of pressure loss test

方案	基准	方案 2	方案 3
设计值/ $\%$	3.0	2.5	2.0
试验测量值/ $\%$	2.9	2.6	2.1
$(\Delta p_1/\Delta p)/\%$	58	55	50

试验结果说明在相同流量的条件下,3 种方案的火焰筒随设计压降的降低,实际测得的火焰筒总压损失也在减小.相同进口条件下,3 种火焰筒的压力损失占整个燃烧室的总压力损失比例也逐渐减小,符合研究的初衷,即按比例增大火焰筒开孔面积之后能够获得较小的火焰筒压力损失,同时火焰筒的压力损失占整个燃烧室压力损失的比例也随之减少,从而达到减少整个燃烧室压力损失的目的.

在本研究中关于比较 3 种方案地面起动点火试验发现:在压降小于 3.0% 的状态,3 种方案点火的贫油边界基本一致.从能够点燃的压力降范围看,方案 2 可点燃的范围最宽,达到 9% .压力损失小的火焰筒能够在更大的压力下降条件下点燃;当压力损失为 2.5% 时,火焰筒的综合点火性能最好.

2 慢车贫油熄火试验

针对贫油熄火试验主要关注最小稳定工作状态的慢车状态的贫油熄火特性,熄火油气比是判定燃烧室稳定性的重要参数,贫油熄火油气比越低表明在小状态工作时的稳定性越好.

进行贫油熄火试验时,首先依据模拟慢车状态的燃烧室进口参数及油气比稳定燃烧,以初始油气比缓慢减少燃油流量直至燃烧室熄火,记录熄火时的油气比,即为贫油熄火油气比.每次慢车贫油熄火试验重复 3 次,取平均值.

三头部模型燃烧室的模拟慢车状态为 $p_{3t} = 0.37\text{ MPa}$ (绝对压力), $T_{3t} = 400\text{ K}$,初始油气比为 0.011 .

图 5、图 6 分为从 3 种火焰筒方案试验慢车贫油熄火总油气比和旋流杯油气比.3 种方案火焰筒熄火总油气比均在 $0.006\sim 0.007$ 之间,不同压降的火焰筒对于慢车贫油熄火油气比的影响是比较小.

相对于基准火焰筒来说,方案 2(压力降为 2.5%)的火焰筒熄火油气比低 6.1% ,方案 3(压力降为 2.0%)的火焰筒熄火油气比低 3.3% .低压力损失火焰筒慢车贫油熄火油气比比基准火焰筒略低.这与主燃区射流速度大小有关,虽然火焰筒压力损失减小,环腔气流经过火焰筒壁开孔的过孔速度减小一定程度上会影响火焰筒内部油气混合,降低燃烧室贫油熄火稳定性^[3-5];另一方面低的过孔速度也有利于形成合适油气比的低速区,从而增强燃烧室贫油熄火稳定性.两方面平衡

的结果显示,方案 2(压力降为 2.5%)的火焰筒熄火油气比最低,也就是说,方案 2 火焰筒的工作范围更加宽.而在常压点火的结果中,同样是该方案的结果比较好.从常压点火和慢车贫油熄火的结果来看,2.5%的火焰筒具有比较好的性能.

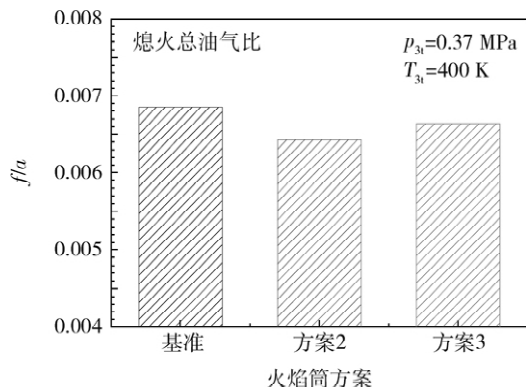


图 5 3 种方案熄火油气比比较

Fig. 5 Overall lean blow-out fuel air ratio

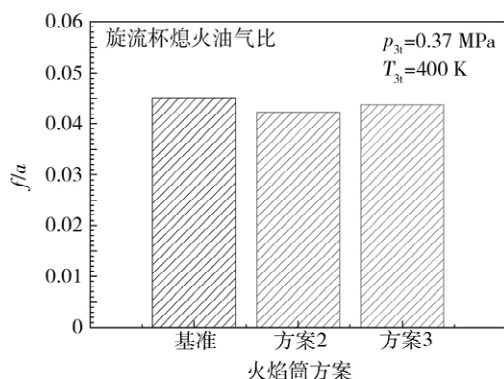


图 6 旋流杯熄火油气比

Fig. 6 Swirlercup lean blow-out fuel air ratio

3 燃烧效率试验

本文中的燃烧效率也是采用燃气分析法得到的.通过测量燃烧产物中一氧化碳(CO)和未燃碳氢 UHC(unburned hydrocarbon)的含量经过换算求出燃烧效率^[3-4].按照燃烧效率的基本定义可以得到如式(1)

$$\eta_c = \frac{E_u - E_{CO} - E_{uHC}}{E_u} \quad (1)$$

其中 η_c 为燃烧效率; E_u , E_{CO} 和 E_{uHC} 分别是航空煤油燃烧的能量、CO 和未燃碳氢带走的能量.

具体计算公式如

$$\eta_c = 1 - \frac{I_{e,CO} H_{CO} + I_{e,uHC} H_{uHC}}{1000 H_u} \quad (2)$$

其中 H_{CO} , H_{uHC} 和 H_u 分别是 CO、未燃碳氢和航

空煤油的热值; I_e 为排放指数(emission index, EI).其中 $I_{e,CO}$ 为每千克燃料燃烧排放 CO 的克数(单位为 g/kg); $I_{e,uHC}$ 为每千克燃料燃烧排放未燃碳氢的克数(单位为 g/kg).

经过换算可得

$$\eta_c = 100 - \left(\frac{I_{e,CO}}{43.02} + \frac{I_{e,uHC}}{8.72} \right) \quad (3)$$

$$I_{e,CO} = \frac{28}{29} C_{CO} \frac{1 + (f/a)}{f/a} \times 10^{-3} \quad (4)$$

$$I_{e,uHC} = \frac{16}{29} C_{uHC} \frac{1 + (f/a)}{f/a} \times 10^{-3} \quad (5)$$

三头部模型燃烧室的模拟状态为 $p_{3t} = 0.6$ MPa(绝压), $T_{3t} = 700$ K,总油气比为 0.035.

图 7 为 3 种方案火焰筒燃烧效率试验结果,可以看出,在同样模拟高温高压状态下,3 种方案的燃烧效率都达到了比较高的水平,即 99.85% 以上.

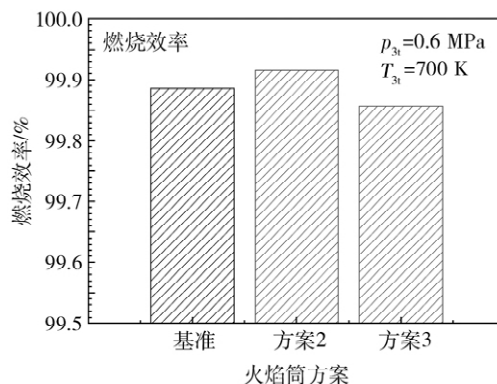


图 7 3 种方案燃烧效率比较

Fig. 7 Comparisons of combustion efficiency

比较 3 种方案火焰筒燃烧效率,相对于基准火焰筒来说,方案 2(压力降为 2.5%),方案 3(压力降为 2.0%)的火焰筒燃烧效率差别均在 0.06% 以内,考虑到燃气分析法燃气测量的误差,可以认为在高温高压状态下,低压力损失的火焰筒方案基本不会对整个燃烧室燃烧效率的造成影响.这可能是由于高温高压状态下,高温作用使得因压力损失造成的主燃孔、掺混孔射流变化对火焰筒内部油气混合作用弱化,因而燃烧效率对火焰筒压力损失不敏感.

4 结论和展望

针对 3.0% 火焰筒压力损失的火焰筒作为基准,设计 2.5% 和 2.0% 两种低压力损失的火焰筒.对 3 种方案慢车贫油熄火和燃烧效率特性进行了试验研究.得出以下主要结论:

1) 在模拟慢车状态下,低压力损失方案均比基准方案的贫油熄火油气比低,2.5%方案的慢车贫油熄火油气比最低。

2) 在模拟高温高压状态,3 种方案火焰筒燃烧效率对火焰筒压力损失不敏感。

3) 综合比较地面起动点火试验结果,在现有基准火焰筒基础上,3 种方案火焰筒的综合燃烧性能以火焰筒压力损失 2.5% 较好,在该基准上将火焰筒压力损失降低至 2.5% 不会对燃烧室综合燃烧性能造成影响,下一步还需要考察压力损失对冷却,出口温度分布的综合影响。

4) 根据现有基准燃烧室的压力损失情况分析,火焰筒的损失最低即为 2.5%,降低的潜力已经接近极限;而对于占整个燃烧室压力损失近一半的扩压器,帽罩外部流动的降低还存在较大的空间,下一步对外部流动的压力损失降低对燃烧室的综合性能的影响开展深入的研究。

参考文献:

- [1] 沈维道,蒋智敏,童钧耕. 工程热力学[M]. 北京:高等教育出版社,2001.
- [2] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [3] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988.
- [4] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia; Taylor & 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] 胡正义. 航空发动机设计手册:第 9 册[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [7] 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):1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1):1-14. (in Chinese)
- [8] Lefebvre A H, Ballal D R. Gas turbine combustion, alternative fuels and emission, third edition edition[M]. Boca Raton: Taylor & Francis, 2010.
- [9] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1985, 107(24):23-37.
- [10] Meller A M. Design of modern turbin combustor[M]. London: Academic Press, 1995.
- [11] Rizk N K, Mongia H C. Gas turbine combustor design methodology[R]. AIAA-1986-1531, 1986.
- [12] Sturgess G J. Design and development of a rasearch combustor for lean blow-out studies[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1992, 114(1):13-19.
- [13] Sturgess G J, Shouse D T. A hybrid model for calculating lean blow-outs in practical combustor [R]. AIAA-1996-3125, 1996.