

文章编号:1000-8055(2012)10-2229-07

火焰筒压力损失对点火特性的影响

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地面起动点火性能的影响, 对火焰筒内部流场进行数值模拟. 在火焰筒压力降 3.0% 以内的空气条件下, 3 种方案贫油点火边界基本一致, 低压力损失火焰筒能够在更宽的压力降条件下点燃, 2.5% 方案的综合点火性能最好. 结合数值模拟结果: 压力损失降低至 2.0%, 流场结构与基准方案有较大的区别, 对燃烧室的性能开始产生不利影响, 2.5% 方案与基准方案流场结构较为接近, 定量的变化对燃烧室的性能影响是有益的.

关 键 词: 燃气轮机燃烧室; 燃烧室设计; 火焰筒压力损失; 地面点火特性; 贫油边界

中图分类号: V231.25

文献标志码: A

Effects of liner pressure loss on combustor ignition performances

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

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aerothermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing, 100191, China)

Abstract: Based on a combustor of 3.0% liner pressure loss, two low pressure loss liners (2.5% and 2.0%) were designed. The light lean ignition experiments and numerical simulation were conducted to study the effect of liner pressure loss on the combustor ignition performance. On the condition of pressure drop less than 3%, the ignition performances were almost the same. On the condition of pressure drop greater than 3%, the ignition performances of low liner pressure loss were better than that of the baseline liner, and 2.5% pressure loss liner was the best of the overall ignition performance. Combined with numerical simulation results, the flow structure of liner of 2.0% pressure loss was significantly different from that of the baseline liner, which had a negative effect on the performance of ignition. The flow structure of liner of 2.5% pressure loss was similar with that of the baseline liner, which had a positive effect on the performance of ignition.

Key words: gas turbine combustor; combustor design; liner pressure loss; ignition performance; lean ignition boundary

对于燃气轮机定压循环而言^[1], 压气机增压比的提高能够直接提高其热效率, 降低油耗, 并在一定的范围内增加循环功输出, 对航空发动机来

说则可增大推力. 相反, 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

收稿日期: 2011-11-21

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2229_004.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.

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].扩压器和环腔的压力降完全是流动压力损失,应该尽量小,当然,需要与结构尺寸以及流场敏感度平衡^[3-4].火焰筒的压力降是燃烧室中必不可少的压力损失,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,因此火焰筒一定的压力损失是燃烧性能的基本保障,同时它也是保证涡轮冷却空气正常出流的必要条件^[3,5-7].

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^[8].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^[6,9].Rav 等对航空发动机燃烧室液雾点火进行了大量的研究工作,并得到了相应的点火经验关系式^[10-15].但是对于现有燃烧室低压力损失火焰筒的研究开展还未见诸公开资料,本文的工作就是在保证燃烧室必须的压力降范围内,尽可能降低火焰筒的流动压力损失.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,对减小压力降后火焰筒的点火特性进行试验以及数值模拟,希望得出降低火焰筒压力损失对点火特性的影响,总结规律,对以后的设计及实验提供参考.

1 不同压力损失火焰筒方案

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.如图 1 所示,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

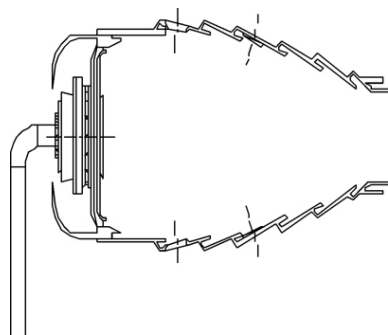


图 1 火焰筒二维平面简化模型

Fig. 1 Schematic of liner

总开孔面积来设计压力损失为 2.5% (方案 2) 和 2% (方案 3) 的燃烧室.

根据流量分配不变,不同方案火焰筒总开孔面积应满足^[3]

$$\dot{m} = \rho u C_d A_n \quad (1)$$

其中 $\dot{m}$ 为火焰筒空气流量, ρ 为经过火焰筒开孔的空气密度, u 为过孔速度, C_d 为火焰筒开孔流量系数, A_n 为个方案火焰筒面积, $n=0,1,2$ 分别对应压力降为 3.0%, 2.5%, 2.0% 的燃烧室火焰筒开孔面积, C_d 为各开孔流量系数, 根据压力降满足

$$\Delta p_l = \frac{\rho u^2}{2} \quad (2)$$

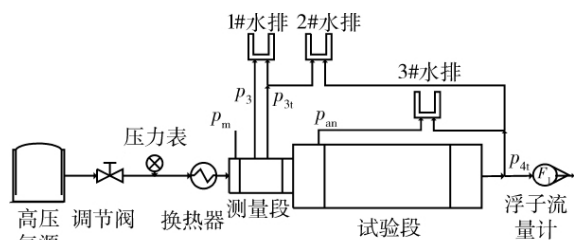
由式(1)、式(2)可按照压力损失与有效面积关系,获得各方案火焰筒、涡流器开孔面积

$$\frac{A_n}{A_0} = \sqrt{\frac{\Delta p_{l0}}{\Delta p_{ln}}} \quad (3)$$

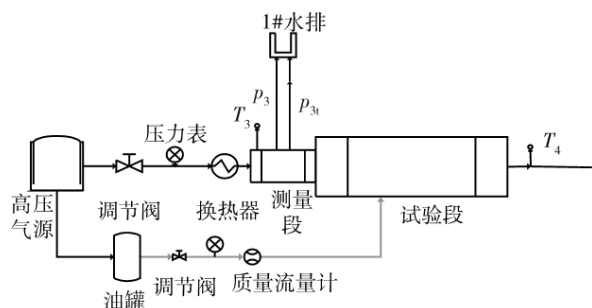
2 试验系统

首先需要对不同压力损失方案的火焰筒进行压力损失测量,确定本实验采用 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.然后在相同的进口条件下,研究不同压力降火焰筒的点火性能,主要研究不同进口流量下的燃烧室的地面点火油气比边界.

压力损失试验、地面点火试验均在常温常压下进行,试验系统如图 2 所示.整个实验系统主要



(a) 压力损失特性试验系统



(b) 地面点火特性试验系统

图 2 试验系统图

Fig. 2 Schematic of test system

由:空气路、油路(针对点火试验系统)、试验段、燃烧室进口测量段及排气段组成。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。

压力损失试验关注燃烧室进口总压 p_{3t} , 燃烧室环腔总压 p_{31t} , 燃烧室出口总压 p_{4t} , 如图 1 所示, 分别通过 2 号和 3 号水排测量压差可以获得燃烧室进出口总压差 $p_{3t} - p_{4t}$ 、火焰筒总压差 $p_{31t} - p_{4t}$, 分别由式(4)和式(5)可以计算出火焰筒压力损失 Δp_l 和燃烧室的压力损失 Δp

$$\Delta p_l = p_{31t} - p_{4t} \quad (4)$$

$$\Delta p = p_{3t} - p_{4t} \quad (5)$$

地面点火试验采用双油路离心喷嘴的副油路供油, 燃烧室出口对应 3 个头部的轴线位置布置 K 型铠装热电偶监控出口温度。点火器采用 12 J 的高能点火器, 火花塞安装在中间旋流器的下游, 通过点燃中间的油气混合物来引燃两侧头部油气混合物实现模型燃烧室的点火。

采用高能点火器的燃气轮机燃烧室, 点火器在火焰筒壁面上安装, 通常认为, 在点火器打开之后 10 s 内还不能点火的即认为点火不成功^[5]。在燃烧室试验器上保持燃烧室进口压力、温度、空气流量为常数, 改变油气比点火, 监测出口热电偶温度来确定该油气比状态下是否点燃, 直到列出点火边界, 随后改变空气压力或空气流量, 再次得出点火边界, 从而得出 1 条点火边界线。最终寻找点火的贫油和富油边界, 所有数据均为重复 3 次以上的结果。

3 火焰筒流动损失试验

习惯上定义燃烧室总压损失为进口总压与出口总压之差, 而把燃烧室总压损失与进口总压之比称为总压损失系数^[3-5]。总压损失系数定义^[3-5]如下:

$$\sigma = \frac{\Delta p}{p_{3t}} \times 100\% \quad (6)$$

本文关注火焰筒压力损失对点火性能的影响, 所以采用基于火焰筒压力损失的燃烧室进口流量函数^[5]来处理压力损失数据, 如式(7)

$$\frac{\Delta p_l}{p_{3t}} = K \left(\frac{\dot{m}}{p_{3t}} \right)^2 T_{3t} \quad (7)$$

图 3 的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

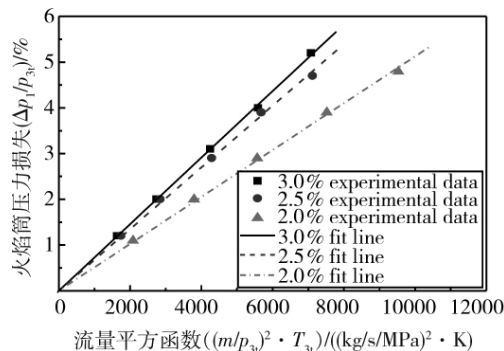


图 3 火焰筒压力损失与流量平方函数关系

Fig. 3 Pressure loss parameter of liners

火焰筒总压损失也在减小。

3 种火焰筒试验结果汇总如表 1 所示, 通过试验的测量值与设计值比较接近, 能够通过试验定性的分析出火焰筒压力损失对于燃烧性能的影响。

表 1 3 种方案火焰筒试验结果(单位: %)

Table 1 Results of pressure loss test(unit: %)

方案	基准	2	3
设计值	3	2.5	2.0
试验测量值	2.91	2.67	2.10
$\Delta p_l / \Delta p$	58	55	50

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。

4 低压力损失火焰筒点火试验

如图 4 所示, 从 3 种方案的点火结果可以看出: 在常温常压下, 3 个火焰筒都有比较宽的点火边界; 随着空气流量的增大, 点火边界都随之变窄; 当空气流量增加到一定程度以后, 贫油点火边界和富油点火边界相交, 构成 1 条封闭的曲线。

通过比较 3 种方案可以看出: 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。但是, 随着空气流量的升高, 基准火焰筒的两条点火边界急速相交, 使点火边界缩小很多。而方案 2 火焰筒随着空气流量的增加, 点火边界变化缓慢, 逐渐接近, 可以在较宽的压力损失范围内正常点火。方案 3(压力损失 2.0%)火焰筒的贫油点火边界略低, 即在油气比更低的条件下就能点火,

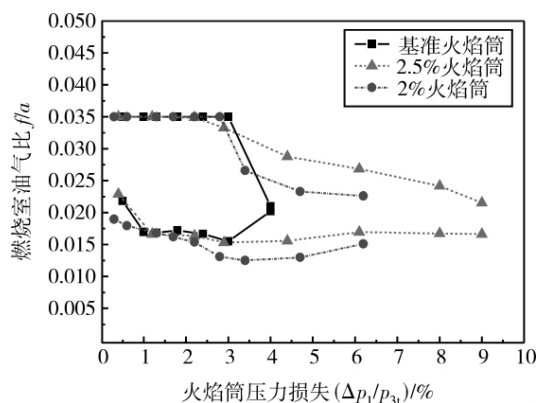


图 4 3 种方案点火边界比较

Fig. 4 Comparison of ignition results of 3 liners

同时富油点火边界比方案 2 的要低. 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 9.0%. 点火与头部空气流量密切相关, 增大空气流量, 可以改善燃油雾化效果, 这对于点火是有利因素, 但同时又会降低局部的油气当量比, 这对于点火是不利因素. 因此, 尽管空气流量都是增加, 但需要这两种影响因素的作用存在平衡优化, 目前试验结果表明 2.5% 压力损失火焰筒达到了这种效果.

通过以上结果综合比较, 压力损失小的火焰筒能够在更大的压力降条件下点燃; 当压力损失为 2.5% 时, 火焰筒的综合点火性能最好.

5 数值模拟

为了更好的分析不同压力损失对火焰筒燃烧特性的影响, 需要分析火焰筒内部流场因火焰筒压降引起的变化, 因此对火焰筒流场进行了数值模拟. 使用 ICEM (integrated computer engineering and manufacturing) 软件对简化单头燃烧室三维模型进行非结构体网格的划分, 燃烧室网格数约为 250 万, 局部壁面进行加密. 数值模拟常压点火试验流场, 按照基准火焰筒压力降 3.0% 给出进口条件, 出口条件为常压, 进口温度为 300 K. 各方案的进口空气流量及各冷却孔的空气流量相同, 出口压力也相同, 由于火焰筒压力损失不同, 进口压力不同.

具体边界条件如下, 扩压器进口: 质量进口; 燃烧室出口: 压力出口; 固体边界条件: 绝热固定壁面; 采用平移周期性边界. 计算采用稳态非耦合隐式算法求解, 湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型.

通过进口总压和环腔总压的压力损失反算扩压器的损失系数, 再根据实际总的进口流量和进

口速度反算扩压器损失修正了燃烧室进口总压, 得出了数值计算的火焰筒压力损失, 数值模拟结果能够与设计值对应, 证明数值模拟的结果可以作为流场分析的依据, 如表 2 中所示.

表 2 冷态流场计算结果 (单位: %)

Table 2 Results of simulation (unit: %)

设计值	试验值	数值模拟结果
3.0	2.91	2.8
2.5	2.67	2.5
2.0	2.10	2.0

图 5~图 7 是 3 种主燃区速度矢量图, 可以看出基准和 2.5% 方案具有对称的回流区, 但是由于射流速度不同, 2.5% 方案的回流区较大. 2.0% 火焰筒的主燃孔射流由于速度较低, 向燃烧室下游偏转较大, 形成了不对称的回流区.

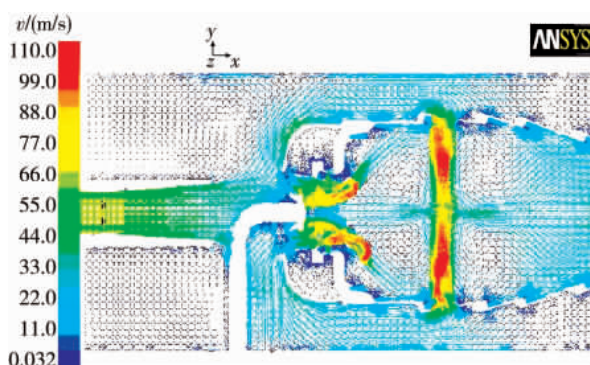


图 5 3.0% 方案冷态流场主燃区速度矢量图

Fig. 5 Velocity vectors of baseline (3.0%) liner primary zone

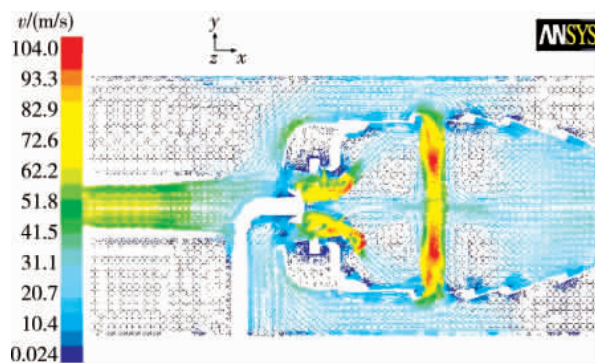


图 6 2.5% 方案冷态流场主燃区速度矢量图

Fig. 6 Velocity vectors of 2.5% liner primary zone

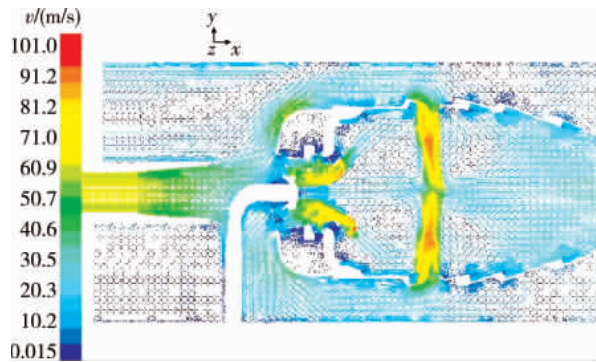


图 7 2.0%方案冷态流场主燃区速度矢量图

Fig. 7 Velocity vectors of 2.0% liner primary zone

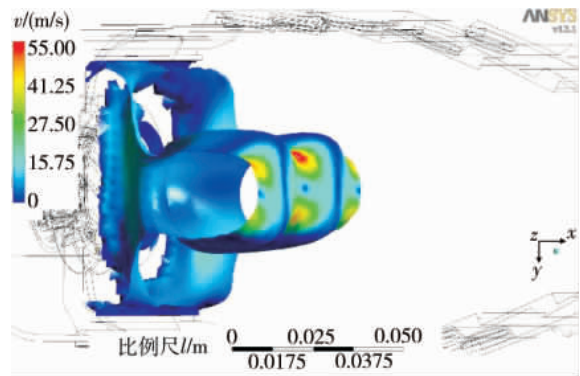


图 10 2.0%方案冷态流场主燃区零速度边界

Fig. 10 Zero velocity zone of 2.0% liner primary zone

图 8~图 10 为 3 种方案燃烧室火焰筒内零速度区域边界,按照火焰筒内轴向速度为 0 取出的包覆面,区域内部的轴向速度为负值,图中彩色显示为合速度的大小.在主燃区中心的区域内部

为轴向速度为负的区域,表征了主燃区内回流区的大小,挡溅盘后的负速度区是角涡带来的.

比较 3 种方案燃烧室火焰筒的回流区边界内零速度区域边界,基准方案和 2.5% 方案的回流区的结构类似,形成沿 z 方向(展向)和 y 方向(径向)对称的回流区,回流区的轴向的终点的轴向位置在主燃孔之前,径向位置高度与涡流器出口套筒的直径相当,展向逐渐缩小但并未封闭,而是与相邻头部的回流区贯通,这样能够保证良好的联焰,从而提高燃烧室的点火和熄火性能.同时 2 种方案的头部角涡形成的零速度面比较完整,与轴线的夹角对称.2.0% 方案的主燃区的回流区依然与相邻头部的回流区贯通;沿径向方向看,回流区向直径方向大的方向偏移.另外,通过比较可以看出 2.5%,2.0% 方案的回流区容积相比基准方案大,径向的高度略高,在点火的过程中能够较容易的引入高温燃气,点火性能会因此好于基准方案.

沿涡流器轴线取不同方案轴向速度,如图 11 所示,以涡流器出口作为起点,2.0% 火焰筒内部回流区的长度较前 2 个方案稍长约 5 mm,达到正速度后 3 种方案的速度基本一致.比较主燃孔之前 3 种方案轴线上轴向速度的分布,2.5% 和 2.0% 方案的负速度绝对值分别比基准方案小 5.0% 和 25.0%,这样对于整个回流区内的回流量和回流区内的轴向速度都会有较大的影响,也是造成 2.5% 和 2.0% 方案点火边界较基准方案宽的原因.

同时在回流区内部从涡流器套筒出口至主燃孔前端,按照轴向距离每隔 5 mm 共取 9 条 z 方向(展向)的直线,获得直线上的轴向速度分布,可以获得回流区内轴向速度的分布,如图 12~图 14.不同轴向距离的速度的刻度相同,3 种方案的速

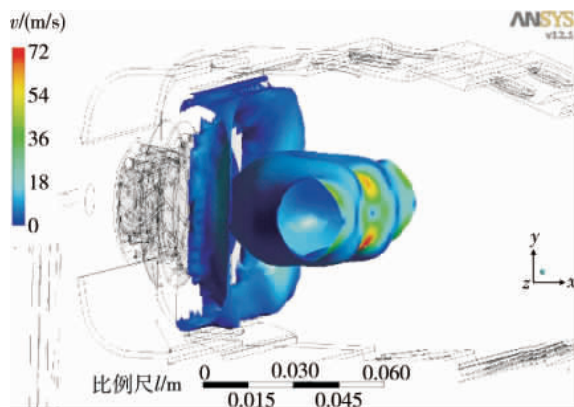


图 8 3.0%方案冷态流场主燃区零速度边界

Fig. 8 Zero velocity zone of baseline(3.0%) liner primary zone

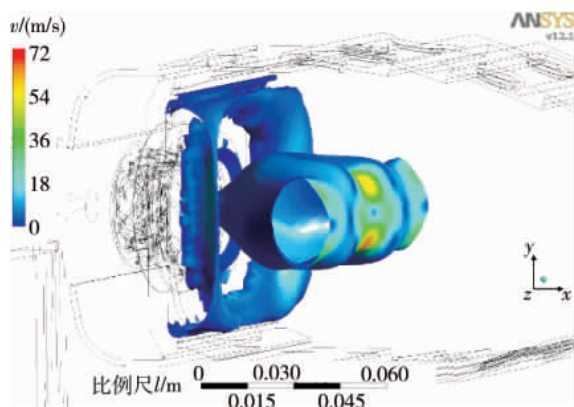


图 9 2.5%方案冷态流场主燃区零速度边界

Fig. 9 Zero velocity zone of 2.5% liner primary zone

度显示比例也相同,这就可以清楚的获得,同一方案不同轴向距离上和不同方案相同轴向距离上的速度分布的定量的比较.

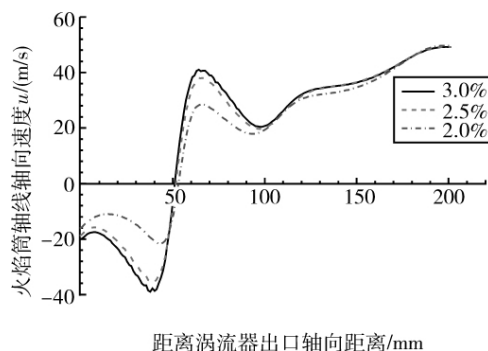


图 11 3 种火焰筒轴线上轴向速度分布

Fig. 11 Comparison of axial velocity distributions on liner centerline

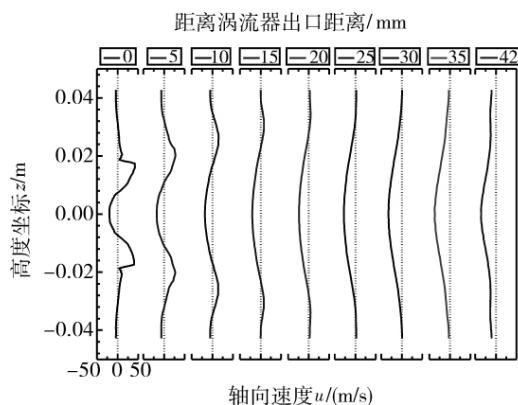


图 12 3.0%方案回流区内轴向速度分布

Fig. 12 Axial velocity distribution of baseline (3.0%) liner recirculation zone

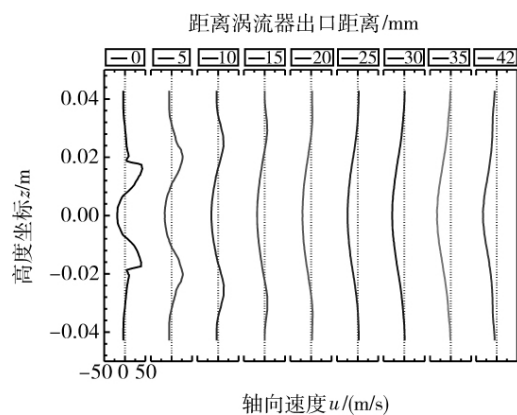


图 13 2.5%方案回流区内轴向速度分布

Fig. 13 Axial velocity distribution of 2.5% liner recirculation zone

3 种方案在涡流器套筒出口附近中心的负速度较大,沿轴向方向负速度逐渐减小.在出口中心

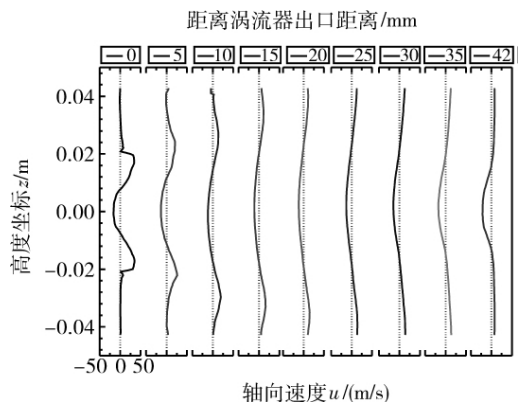


图 14 2.0%方案回流区内轴向速度分布

Fig. 14 Axial velocity distribution of 2.0% liner recirculation zone

由于角落回流区的作用,偏离中心的位置存在正速度分布,随轴向距离增大,整个直线上的速度分布都为负值,即进入了上述的贯通的回流区内.基准方案和 2.5%方案的不同轴向位置的速度分布上,中心的负速度始终最大,形成向轴向负方向凸的速度分布形式.而 2.0%方案在距涡流器套筒出口 20 mm 处中心位置的负速度区域减小很快,上下两侧速度出现了正速度区域,而且 2.0%方案的负速度较前两个方案都小.主要是 2.0%方案火焰筒压降降低,主燃孔射流穿透弱,因而回流区的负速度和分布形式都与前 2 个方案有较大的区别.

综合比较 3 种方案的冷态流场,2.5%方案的结果形式与基准方案比较类似,但是较大的回流区对燃烧室的性能影响是有益的,然而 2.0%方案虽然回流区较基准方案大,但是由于主燃孔射流穿透减弱,使回流区内速度分布变化较大,从与实验结果的比较看,2.0%方案的综合点火性能较 2.5%方案差,这些变化对燃烧室的性能影响是不利的.

6 结 论

以 3.0%火焰筒压力损失的火焰筒为基准,设计 2.5%和 2.0%两种低压力损失的火焰筒,对 3 种方案地面起动状态贫油点火特性进行了试验研究,同时对 3 种方案火焰筒内部流场进行了数值模拟.得出以下主要结论:

- 1) 在火焰筒压降小于 3.0%的状态范围内,3 种方案点火的贫油边界基本一致.
- 2) 低压力损失方案均比基准方案在更宽的火焰筒压力降范围内点燃,2.5%方案拥有最宽的

可燃流量范围.

3) 2.5%方案的内部流场与基准方案类似,较大的回流区对燃烧室的点火性能影响是有益的.

4) 2.0%方案的内部流场与前两个方案有较大的区别,从与实验结果的比较看,2.0%方案的综合点火性能较 2.5%方案差,这些变化对燃烧室的性能影响是不利的.

针对该基准燃烧室而言,火焰筒压力损失降至 2.5%的方案的地面起动点火性能最好.而低压力损失火焰筒对燃烧室的熄火性能和燃烧效率等重要性能的影响还需要进一步的研究.

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, Ballal D R. Gas turbine combustion, alternative fuels and emission, third edition edition[M]. Boca Raton: Taylor & Francis, 2010.
- [5] Williams F A. Combustion theory[M]. 2 版. 庄逢辰, 杨本濂, 译. 北京: 科学出版社, 1990.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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)
- [10] Ballal D R, Lefebvre A H. Ignition of liquid fuel sprays at subatmospheric pressures [J]. Combustion and Flame, 1978, 31(2): 115-126.
- [11] Rao H N S, Lefebvre A H. Ignition of kerosene fuel spray in a flowing air stream[J]. Combustion Science and Technology, 1973, 8(1/2): 95-100.
- [12] Rao K V L, Lefebvre A H. Minimum ignition energies in flowing kerosene-air mixture[J]. Combustion and Flame, 1976, 27: 1-20.
- [13] Ballal D R, Lefebvre A H. A general model of spark ignition for gaseous and liquid fuel-air mixture [C] // 18th Symposium (International) on Combustion. Waterloo: Combustion Institute, 1981: 1737-1746.
- [14] 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.
- [15] Ballal D R, Lefebvre A H. Ignition and flame quenching in flowing gaseous mixtures [C] // Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences. London: Royal Society, 1977: 163-181.
- [16] Ballal D R, Lefebvre A H. Ignition and flame quenching in flowing heterogeneous fuel-air mixtures [J]. Combustion and Flame, 1979, 35: 155-168.