

文章编号:1000-8055(2011)08-1708-05

旋流杯空气雾化喷嘴套筒出口形状 对小型燃烧室点火性能的影响

罗国良, 宋双文, 胡好生, 彭剑勇

(中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 对平滑和扩张套筒出口形状的旋流杯空气雾化喷嘴燃烧室点火性能进行了研究. 这两种旋流杯空气雾化喷嘴中, 涡流器是两个旋向相反的径向叶片涡流器, 喷嘴为单油路离心喷嘴. 采用单头部扇形燃烧室, 在燃烧室进口为常温常压空气, 燃烧室压力降为 0.1%~4.0% 的条件下, 研究了这两种设计的空气雾化喷嘴燃烧室的点火性能. 研究发现, 扩张套筒出口形状旋流杯燃烧室点火性能大大优于平滑出口套筒形状的点火性能, 其原因是套筒出口形状影响了下游的流场和液雾散布, 从而导致了点火性能的差异.

关 键 词: 航空发动机; 燃烧室; 点火; 空气雾化喷嘴; 旋流杯

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Influences of the swirl cup flares design on the small combustor ignition performances

LUO Guo-liang, SONG Shuang-wen, HU Hao-sheng, PENG Jian-yong

(China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The small combustor ignition performances were investigated experimentally with arc flare and straight line flare design swirl cup. Both swirl cups have the same primary and secondary radial vane swirler and a simplex pressure atomizer. The ignition experiments were conducted under atmospheric pressure and temperature, and the pressure drop across the flame tube was between 0.1% and 4.0% of inlet total pressure. The ignition results indicate that the ignition performances of swirl cup with straight line flare design are better than those with arc flare design. The flow field and two-phase flow field investigated from previous measurements illuminate the reason of the ignition results.

Key words: aircraft engine; combustor; ignition; airblast atomizer; swirl cup

为持续改进小型航空发动机(涡轴、小推力涡扇)燃烧室的燃烧性能,特别是为降低污染排放,小型航空发动机中开始广泛使用空气雾化喷嘴^[1],如 T700, PW300 等小型航空发动机. 与大发动机相比,小发动机正常工作时供油量要少很多,低功率条件时供油量就更少,因此,若小型发动机燃烧室采用空气雾化喷嘴,低功率条件下雾化变差,在设计中,一个非常关键的问题是点火,

另外,还有燃烧效率低等问题. 相反,如果小发动机工作在高功率条件下,采用空气雾化喷嘴的小发动机燃烧室的燃烧效率是非常高的. 如果要保障在小发动机整个宽广工作范围内,燃烧室综合性能好,就需要对空气雾化喷嘴进行仔细的设计.

空气雾化喷嘴的结构种类很多,旋流杯空气雾化喷嘴是其中的一种. 旋流杯空气雾化喷嘴由美国通用电器(General Electric, 简称 GE)公司提

收稿日期:2010-07-27; 修订日期:2011-03-04

作者简介:罗国良(1958—),男,湖南邵阳人,研究员,主要从事航空发动机燃烧室设计研究工作.

出并发展^[2],大量应用在 GE 公司的主要军用和民用发动机上,大发动机如 CFM56,GE90 等,军机如 F110,F414 等,小发动机如 T700^[3]等,其中 T700 是涡轴发动机。

国内外学者对旋流杯空气雾化喷嘴进行了深入研究,特别是在流场^[4-6]、喷雾场^[7-8]、熄火稳定性方面^[9-10],文献[2]对此进行了综述。但是,关于旋流杯空气雾化喷嘴对燃烧室点火性能影响方面的研究较少。文献[2]提到了两种旋流杯的不同旋流数对燃烧室点火特性的影响,文献[11]研究了复合式双旋流杯空气雾化喷嘴的点火特性,但是,并没有讨论旋流杯一些关键设计参数,如文献[2]提到的旋流杯套筒出口形状对点火特性有影响。

本文的主要内容就是研究在小型航空发动机直流燃烧室中,旋流杯空气雾化喷嘴的关键设计参数,特别是旋流杯套筒出口形状,对点火特性的影响。

1 旋流杯空气雾化喷嘴及燃烧室结构

本文研究的旋流杯结构如图 1 所示,并采用两种方案,分别称为 5a1 和 5a2。两个方案的关键设计参数中,除了套筒出口形状不同以外,其余参数完全一致。5a1 采用了平滑套筒出口,如图 1 所示套筒出口处两个直径 D_o 和 D_i 之间用一个半径为 2 mm 的 1/4 圆弧相连,5a2 采用了扩张套筒出口,即套筒出口处两个直径 D_o 和 D_i 之间用一条相对于中轴线为 45° 的直线相连。两个方案中,喷嘴流量数为 $11.5 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$ 的空心油雾锥离心喷嘴,喷雾张角为 90° 。内、外涡流器都是

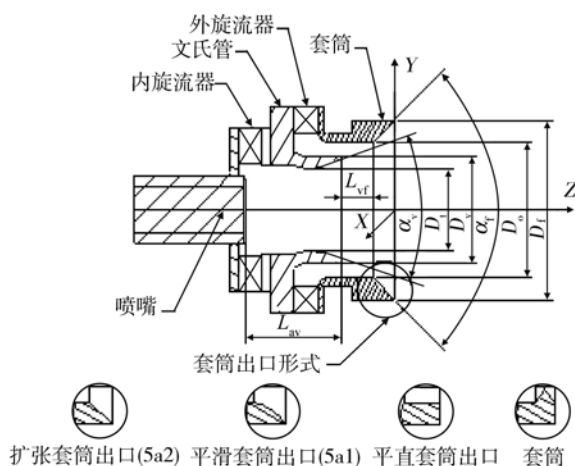


图 1 旋流杯结构参数^[2]

Fig. 1 Structure parameters of swirl cup^[2]

径向涡流器结构,旋流数为 1.0,两级旋流器的旋转方向相反。该离心喷嘴的雾化颗粒度在常温常压下用马尔文粒度仪测量,当压差大于 0.1 MPa 时,雾化颗粒度的索太尔平均直径 (Sauter mean diameter) 小于 $58 \mu\text{m}$ 。

本文研究的小发动机燃烧室为直流设计,如图 2 所示,在该设计中,燃烧室的流量分配是:旋流杯流量分配为 15%,主燃区的流量分配为 35% (含头部和 50% 主燃孔气量分配),壁面冷却采用缝槽气膜冷却方法,冷却气量分配为 30%。设计点工况,旋流器当量比为 2.0;燃烧室的长高比为 2.1,其中头部高度为 65 mm,长度为 135 mm,这样的长度尺寸在小型航空发动机燃烧室中是非常短的。

2 单头部燃烧室点火实验

为研究上述两种方案旋流杯设计的小型航空发动机直流燃烧室的起动点火性能,采用单头部扇形燃烧室进行实验研究。单头部燃烧室整个结构采用扇形设计,因为重点考察头部旋流杯套筒出口形状的设计对点火性能的影响,对火焰筒结构进行适当简化,只包括了主燃孔、掺混孔,没有冷却孔。单头部燃烧室两个侧壁都装了石英玻璃,既耐温还可以直接观察是否着火,同时避免了侧壁冷却气影响燃烧性能。点火器是 XDH-6 高能点火器,工作电压 220 V,储能 6 J,点火电压 2500 V,火花频率 5 次/s,点火电嘴与主燃孔的轴向位置相同,并在两个主燃孔中间,如图 2 所示,通过一个浮动衬套插入燃烧室,电嘴表面与火焰筒的内表面齐平。

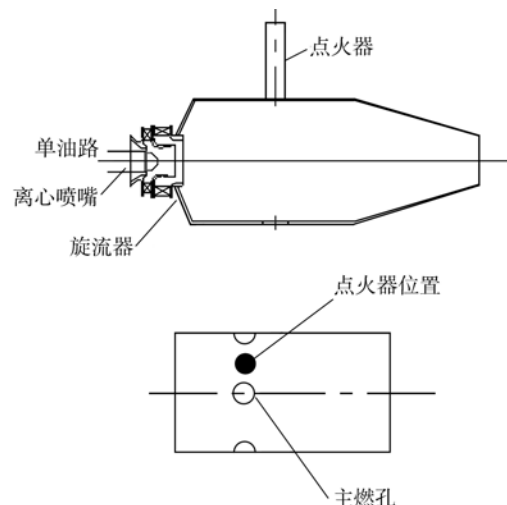


图 2 小发动机直流燃烧室和旋流杯设计

Fig. 2 Combustor and swirl cup design

起动点火实验通常是在常温常压进口空气条件下进行,进行本实验的实验台是常温常压燃烧实验台.空气流量测量采用孔板测量,精度为1%,燃油流量采用哥氏力质量流量计测量,精度为0.5%.进行地面起动点火实验的程序是:①调节燃烧室进口气流状态,直到符合实验要求;②待燃烧室进口气流稳定后按计算好的油气比进行供油同时接通点火系统进行点火;③逐步减小燃油流量,直到获得最小能够点着火的油气比,称之为贫油点火^[12].

在本文起动点火实验中,点火成功的评判标准是点火器接通之后5 s内点燃.另外,为了确定点火器接通到点着火的时间间隔,采用了一个同步记录装置,记录点火器的接通时间和燃烧室出口的温度(采用一个热惯性很小的直径为1 mm铠装热电偶测量)变化曲线,从中计算其差即为点火器接通到点着火的间隔时间.如图3所示.在点火边界上,需要验证两次以上,确保数据可靠.整个实验方法与文献[11]相同,改进的地方就是增加点火时间间隔测量措施.

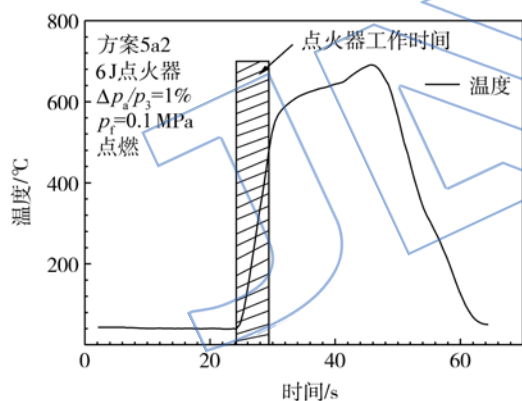


图3 点火工作时间与燃烧室出口温度变化

Fig. 3 Igniter operating time and combustor exit temperature

3 点火实验结果

方案5a1和方案5a2旋流杯燃烧室的点火实验结果如图4和图5所示,图6是两种旋流杯方案的点火边界比较.本设计中,为避免损坏涡轮叶片,点火的上限油气比不能超过0.045,对于压力降的要求是在4%以内保证可靠点燃.从图4、图5和图6中可见,两种方案的设计,除了旋流杯套筒的出口形状外,其余完全一致,却导致了两种方案燃烧室点火结果出现了巨大的差别.方案5a1

的燃烧室,在空气压力降稍大,大于1.5%,则不能点燃燃烧室,油气比略降低,低于0.035,则不能点燃燃烧室,考虑到点火油气比上限的要求,该燃烧室的点火边界集中在一个很小的区域里,即在本身点火边界、要求的点燃上边界以及能够点燃的最大速度边界这3条线围绕出的一个很小的近似三角形的区域中.相比之下,方案5a2的点火边界宽广很多,在要求的压力降范围内即0.1%~4%的范围能够全部点燃,上边界达到规定的燃烧室点燃上界不超过0.045的要求.贫油点火边界随着压力降增加,呈减小趋势,空气压力降大于1%后,点火贫油边界的燃烧室总油气比为0.010上下.整个变化趋势与文献[11]研究结果相同.

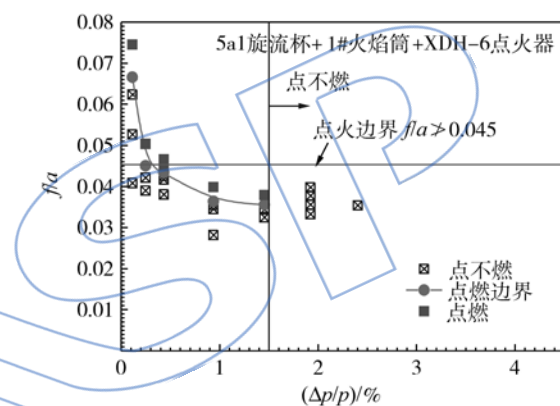


图4 方案5a1旋流杯燃烧室点火性能与燃烧室压力降之间的关系

Fig. 4 Ignition performance of 5a1 swirl cup combustor with pressure drop

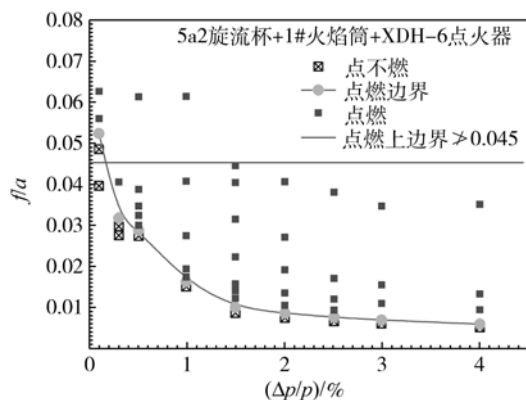


图5 方案5a2旋流杯燃烧室点火性能与燃烧室压力降之间的关系

Fig. 5 Ignition performance of 5a2 swirl cup combustor with pressure drop

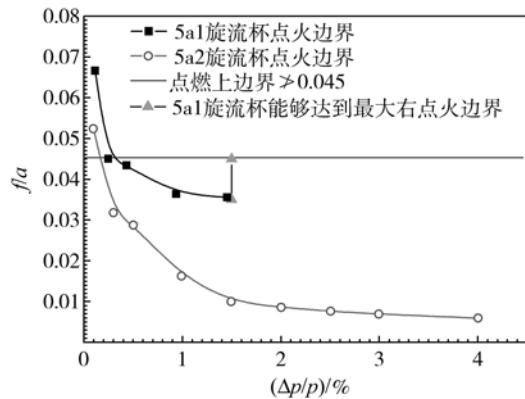


图6 方案5a1和5a2旋流杯燃烧室点火边界比较
Fig. 6 Comparison of ignition boundary between 5a1 and 5a2 swirl cup design

4 点火实验结果的分析与讨论

文献[4]对 CFM56 发动机燃烧室用的旋流杯进行了研究,核心是研究套筒出口形状对下游平均流场和液雾散布的影响,而喷嘴、涡流器和文氏管都相同。从文献[4]的研究得到的结论是:①套筒出口形状是旋流杯设计中的关键参数;②采用平滑出口的旋流杯,与扩张出口的旋流杯相比较,其下游流场中的轴向分速度迅速减小,轴向回流负速度区大但是回流速度低,在套筒出口处,流动附着头部端壁现象严重;③以文氏管出口为原点,在轴向距离文氏管出口 2.75 倍文氏管出口半径处,平滑出口旋流杯的回流量是旋流杯流量的 1.5 倍,在 3.75 倍文氏管出口半径处,平滑出口旋流杯的回流量是进口流量的 2 倍,而扩张出口旋流杯下游相同轴向位置的回流量为进口流量的 0.5 倍;④从液雾颗粒分布来看,大颗粒直径的液雾集中在喷嘴轴线附近,并且速度很高,难以散布到整个回流区中。

这些研究结论清楚地解释了上述两种设计方案的点火特性的巨大差异。核心有两点:一是平滑出口旋流杯喷嘴的燃油颗粒无法散布到壁面附近,导致点火器点火时无法形成有效的核心火团,点火第一步受到了限制;二是平滑出口旋流杯空气雾化喷嘴在中轴线上大颗粒液雾集中,速度高,而流场无法有效回流液雾,同时回流量非常大,导致了主燃区实际上贫油,火焰稳定性差,导致了点火性能差。说明要设计一个综合性能优良的燃烧室,主燃区的空气流动和液雾散布是非常重要的方面。

5 结论

对本文所研究的两种套筒出口形状的旋流杯空气雾化喷嘴燃烧室的起动点火性能进行归纳,得到的主要结论是:

1) 旋流杯空气雾化喷嘴的出口套筒形状对旋流杯出口空气流场和燃油浓度场之间的匹配具有较大影响,平滑形状出口套筒的旋流空气流动和油雾很难匹配,而圆台面直接扩张出口套筒的旋流空气流动和油雾匹配较好;

2) 旋流杯空气雾化喷嘴的出口套筒形状对燃烧室的点火性能影响较大,采用平滑形状(用一段圆弧)出口套筒旋流杯的燃烧室点火性能很差;而采用圆台面直接扩张出口套筒旋流杯的燃烧室点火性能优异。

参考文献:

- [1] Sampath P, Verhiel J, McCaldon K. Low emissions technology for small aviation gas turbines[R]. AIAA 2003-2564, 2003.
- [2] 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. Review of atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)
- [3] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [4] Wang H Y, McDonell V G, Samuelsen G S. Influence of hardware design on the flow field structures and the patterns of droplet dispersion Part I: mean quantities[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1995, 117(2): 282-289.
- [5] Lang H J, Huang Y, Guo Z H. The flow fields in a model combustor with primary holes after different swirl cups[R]. ASME GT2006-90489, 2006.
- [6] Mongia H C, Al-Roub M, Danis A, et al. Swirl cup modeling Part I [R]. AIAA-2001-3576, 2001.
- [7] Ateshkadi A, McDonell V G, Samuelsen G S. Effect of mixer geometry on fuel spray distribution, emissions and stability[R]. AIAA 98-0247, 1998.
- [8] 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): 14-17.
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): 14-17. (in Chinese)
- [9] Mongia H C, Gore J P, Grinstein F F, et al. Combustion re-

- search needs for helping development of next generation advanced combustors[R]. AIAA 2001-3853, 2001.
- [10] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩, 等. 燃油周向分级对贫油熄火油气比的影响[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 639-644.
YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. The effect of fuel-circumferential staging on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 639-644. (in Chinese)
- [11] 林宇震, 林培华, 许全宏, 等. 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)
- [12] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Philadelphia, PA, USA: Taylor & Francis Press, 1999.

JALSP