

文章编号: 1000-8055(2009)12-2671-07

头部旋涡蒸发管式直径 6 cm 环形燃烧室 设计和试验

姚尚宏, 雷雨冰, 朱 岩

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210026)

摘 要: 为提高微型燃烧室性能, 提出头部旋涡蒸发管式微型环形燃烧室设计方案. 在常温常压下开展了燃烧室冷态和热态性能试验, 得到了燃烧室的阻力特性、贫油熄火特性和燃烧效率特性. 结果表明: 微型燃烧室未进入模化状态; 头部旋涡结构对火焰的稳定性能相比直流式环形燃烧室有较大改善, 负载参数达到较高水平; 燃烧效率达到 0.8, 燃油驻留时间短是导致燃烧效率偏低的主要因素. 头部旋涡结构用于微型燃烧室中显著提高了燃烧室的贫油熄火特性.

关 键 词: 头部旋涡; 微型燃烧室; 贫油熄火; 燃烧效率; 性能试验

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Design and experimental research on 6 cm diameters head-swirl micro-combustor

YAO Shang-hong, LEI Yu-bing, ZHU Yan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The concept of new form of combustor named as head-swirl micro-combustor was studied to improve the performance of the micro-combustor. The experiment on the ambient temperature and pressure was carried out, the resistance characteristic shows that the combustor couldn't get into modeling state. The characteristics of the limit blow-out show that, the head swirl takes great advantage in keeping the fire stabilization, and the loading parameter is more satisfactory than that without the head swirl, the combustion efficiency is 0.8 at most, the major reason to the low efficiency is attributed to the short residual time for gas to stay in the combustor. The structure of head-swirl is successfully used in the micro-combustor design.

Key words: head-swirl; micro-combustor; limit blow-out; combustion efficiency; performance experiment

微型燃烧室具有面容比大、空气和燃油驻留时间短等特点, 对微型燃烧室的设计是一个难度很大, 极具挑战性的课题^[1]. 目前, 微型发动机可分为毫米级、厘米级两种类型, 毫米级发动机采用气态燃料^[2], 厘米级发动机主要以液态燃油为燃

料. 对于厘米级燃烧室, 为了使燃油与空气充分掺混燃烧, 需要对燃烧室内的气流流动结构进行合理的组织.

涡结构以其较好的掺混性能和稳定火焰的功能成为燃烧室设计中常用的一种流动结构. 旋流

收稿日期: 2008-12-02; 修订日期: 2009-06-01

基金项目: 国家自然科学基金(10577011); 基础预研项目

作者简介: 姚尚宏(1984-), 男, 重庆万州人, 硕士生, 主要从事微型涡轮发动机燃烧室研究.

器是常规尺度燃烧室广泛采用形成涡结构的装置,由于微型燃烧室尺度小,容积较小,通常不采用旋流器,北京航空航天大学设计了直径为13.5 cm 带电油盘的环形折流燃烧室^[3],南京航空航天大学长期从事微型燃烧室的设计和研究,已经成功研制直径11 cm的直流式环形燃烧室^[4],燃烧室结构如图1所示,该燃烧室采用蒸发管供油方式,通过内外环射流在火焰筒内部形成涡结构来掺混油气并稳定火焰,具有较好的燃烧效率和阻力特性。

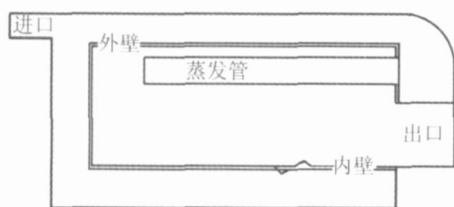


图1 直流式环形燃烧室结构

Fig.1 Structure of direct flow combustor

常规直流式环形燃烧室结构简单,但是仅凭内外环射流产生的涡结构尺度和强度都不大,对稳定火焰和油气掺混效果不明显。本文设计的直径6 cm 环形燃烧室仍采用蒸发管供油方式,并在火焰筒头部增加多股射流以加强涡结构强度并控制涡结构大小,加强燃油与空气的掺混并使火焰能够稳定在火焰筒头部燃烧。美国 NASA Lewis 研究中心^[5-6]、加拿大普惠公司^[7]、意大利 Alfa Romeo Avio S. A. P. A. 研究发展中心^[8]针对尺寸较大的环形回流燃烧室,对火焰筒头部双旋流涡结构、反向旋流结构和单旋流结构做了研究,结果显示在相同条件下,头部单涡结构达到同样的燃烧效率有较小的压力损失和污染排放。

1 头部旋涡微型环形燃烧室设计

至今为止,很多研究者对横向射流进行了较多的研究^[9-10],研究结果表明,当高速流体与被射入的有限空间中的低速流体成一定的动量比时,在主流射流孔的上游会出现如图2所示的回流区。环形燃烧室是一个典型的有限空间的内外环横向射流系统,利用以上的原理在火焰筒头部形成回流区;另外,在火焰筒结构上采取了在火焰筒前端面外环处开孔形成贴壁气流、火焰筒前端面内环处开孔产生前端面贴壁气流、蒸发管出口射流等措施,以加强火焰筒头部涡的强度;通过火焰筒外壁、前端面内外环处的开孔位置和蒸发管的

安装位置可以控制涡结构的大小。如图3的示意图描述了头部旋涡燃烧室的基本结构。本文使用商业软件 Fluent,采用 Realizable $k-\epsilon$ 双方程模型对设计的燃烧室进行初步的数值模拟,图4所示为燃烧室某一截面的速度流场,结果显示在各种因素的影响下,火焰筒头部形成了较为明显的涡结构,初步验证了头部旋涡环形燃烧室的可行性。

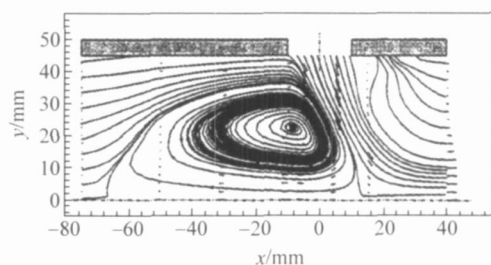


图2 射流产生涡结构原理

Fig.2 Principle of forming the swirl

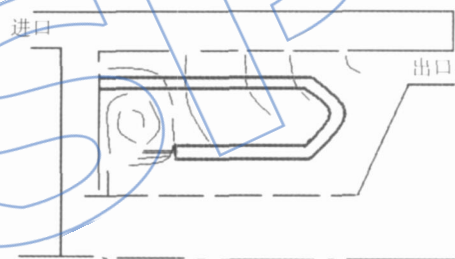


图3 头部旋涡燃烧室设计示意图

Fig.3 Concept of head-swirl combustor

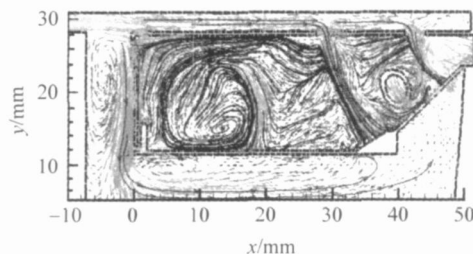


图4 燃烧室截面速度流场分布

Fig.4 Velocity vectors of combustor plan

2 微型环形燃烧室的结构尺寸

本文试验件为头部旋涡微型环形蒸发管燃烧室,燃烧室内、外套筒直径分别为1.3 cm和6 cm,火焰筒内外直径分别为2.4 cm和5.4 cm,火焰筒长度为5.2 cm;微型环形燃烧室采用圆孔射流,为使火焰筒头部油气比达到燃烧的最佳状态,需要合理分布气流流量,在火焰筒内外壁和前端面开孔,通过孔径的大小和数量的分布达到控制射流流量的目的。本文在火焰筒内外壁各分布5排射

流孔,周向均布 24 个和 12 个不等;火焰筒前端面周向均布 24 个进气孔和 6 根外径 $\phi 4$ 的 U 型蒸发管。

燃烧室火焰筒的试验部件和组装图如图 5 所示。

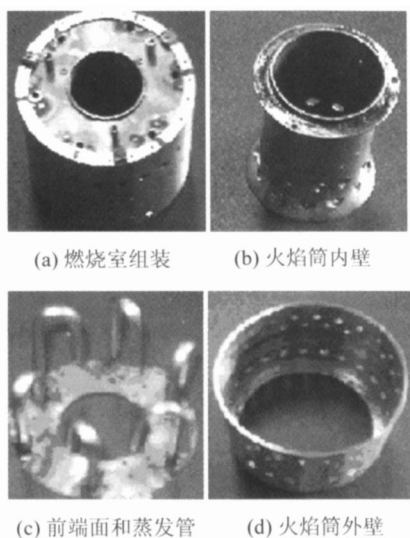


图 5 火焰筒部件和组装图

Fig. 5 Flame tube part and assemble

3 头部旋涡微型环形燃烧室特性

为了对头部旋涡微型环形燃烧室设计方案进行验证,设计试验件进行燃烧室热态性能试验。燃烧室的特性参数有燃烧室贫油熄火特性和燃烧效率特性等,本文的燃烧室性能试验均是在常温常压下进行的,进口空气温度 300 K 左右,压力 101 kPa,空气流量为 15~50 g/s,余气系数为 1.5~5。

3.1 试验系统

测量燃烧室的试验系统包括供气系统、供油系统、测量系统和点火系统,如图 6 所示。空气流量采用涡街流量计测量;燃油流量采用 L ZB-3 型浮子流量计测量,浮子流量计在不同的环境温度下经过标定,结果误差控制在 1%以内;温度测量系统包括热电偶、安装盘和步进电机,如图 7 所示,其中采用直径为 1 mm 的镍铬-镍硅铠装热电偶,精度在 1%以内,由于燃烧室出口径向间距仅为 4 mm,径向分布了一个热电偶,周向均布 6 个热电偶,热电偶装置在安装盘上,由步进电机带动,可测量 8 个角度共 48 个点;试验时先点燃丙烷,然后使燃油燃烧。

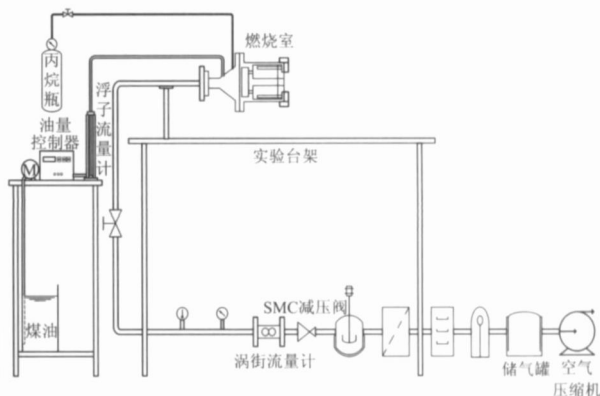


图 6 微型燃烧室试验台示意图

Fig. 6 Sketch of micro-combustor stand

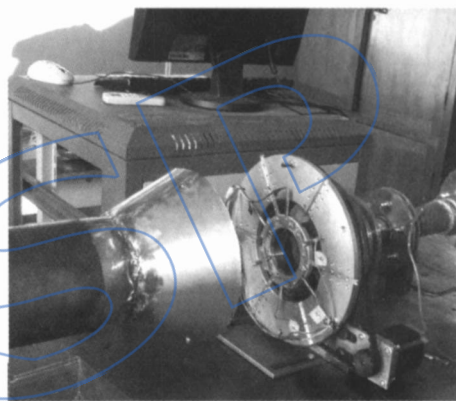


图 7 燃烧室出口温度测量系统

Fig. 7 System of temperature measurement

3.2 头部旋流微型环形燃烧室阻力特性

本文在常温常压下测量了燃烧室冷态条件下的进出口总压,得到了反映燃烧室阻力特性的总压恢复系数和流阻系数,流阻系数以燃烧室最大流通截面为参考面积。

图 8 和图 9 所示为测得的燃烧室总压恢复系数和流阻系数随空气流量的变化曲线,由图中可以看出,燃烧室的总压恢复系数和流阻系数随空气流量的增大而下降,总压恢复系数在 0.94 以上,而流阻系数下降的趋势也比较明显,这是由于燃烧室尺寸较小,气体的黏性影响较大,当空气流量达到 50 g/s 时,燃烧室最大截面的雷诺数为 4.7×10^4 ,燃烧室未进入模化状态。本文对直径 7.4 cm 的丹麦 Simjet 公司的型号为 Simjet 700 AES GE (以下简称 S700) 发动机燃烧室进行了同等条件的试验测量,S700 燃烧室结构如图 10 所示,内外套筒直径为 2.1 cm 和 7.4 cm,火焰筒内外径分别为 3 cm 和 6.4 cm,长 4.7 cm。测量结果显

示,S700 燃烧室总压恢复系数在 0.95 以上,相比 6cm 燃烧室较高,而且流阻系数也较低,但是流阻系数随空气流量增加的变化趋势与6cm燃烧室变化趋势一致,显示其也未达到模化状态。

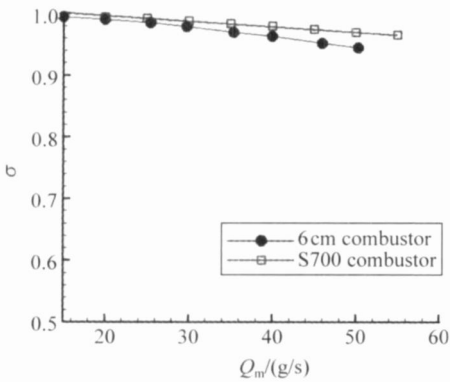


图 8 总压恢复系数随空气流量的变化曲线
Fig. 8 Total pressure recovery coefficient versus mass flow rate

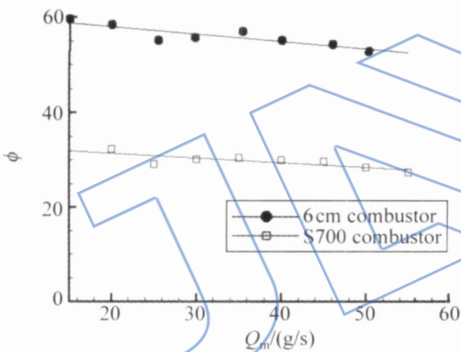


图 9 流阻系数随空气流量的变化曲线
Fig. 9 Resistance coefficient versus mass flow rate

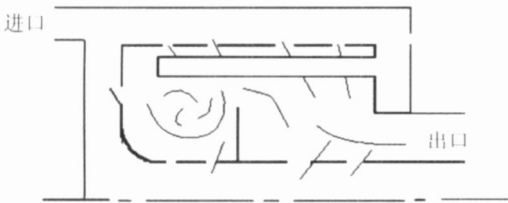


图 10 S700 燃烧室结构简图
Fig. 10 Structure of S700 combustor

3.3 头部旋流微型环形燃烧室贫油熄火特性

熄火极限是一个表示燃烧室燃烧稳定性范围的安全指标,熄火极限包括贫油熄火和富油熄火,富油熄火极限和贫油熄火极限之间的差值越大,燃烧室的稳定性就越好.本文测试了该微型燃烧

室的贫油熄火特性曲线.试验时,先在给定的空气流量下正常燃烧,然后缓慢减小供油量,直到熄火。

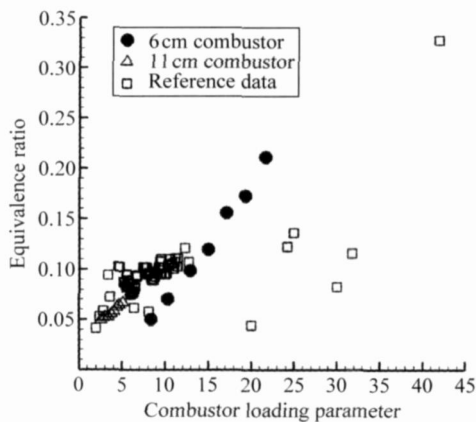
由于燃烧室尺寸相差太大,以空气流量为标准对燃烧室性能进行对比不太合理,至今为止,很多学者采用负载参数 P_L (loading parameter)^[11-14]对燃烧室的贫油熄火性能进行对比.基于反应速率理论的 P_L 表达式为

$$P_L = 16.02 \cdot \frac{Q}{V \left(\frac{p}{101325} \right)^n F} \tag{1}$$

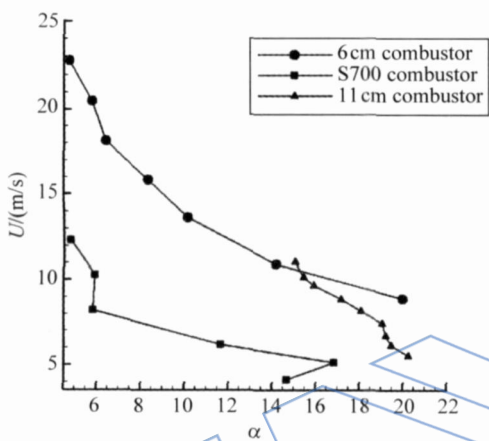
其中 Q (kg/s)为燃油与空气流量总和, V (m^3)为燃烧室容积, p (Pa)为燃烧室压力, $F = \frac{10^{0.00143 T_{in}}}{3.72}$

是关于燃烧室进口温度 T_{in} 的函数.本文和参考文献[4]中直径 11cm 燃烧室均是在常温常压下进行燃烧室的贫油熄火部件特性试验, $\left(\frac{p}{101325} \right)^n$ 的值为 1.此时, P_L 是流量与燃烧室容积的函数,表征单位容积内通过的空气和燃油的总流量.图 11 是该燃烧室的贫油熄火特性曲线图,图 11(a)为燃烧室的 P_L 与油气比的贫油特性图,图中 reference data 为常规尺度燃烧室的试验数据^[13-14],可以看出,直径 11cm 燃烧室单位体积通过的流量较低,较为贫油条件下 P_L 值仅为 5 左右,而直径 6cm 燃烧室在同种贫油条件下 P_L 值在 12 左右,超过直径 11cm 燃烧室两倍多.相比常规尺度燃烧室,本文设计的燃烧室性能与常规尺度燃烧室相当.本文研究了空气速度对贫油熄火的影响,图 11(b)给出了直径6cm,S700 和直径11cm燃烧室最大截面的平均气流速度 U (m/s)对燃烧室贫油特性的影响,横坐标为余气系数 α ,纵坐标为速度 U .结果表明,在低速时,相比直径 11cm燃烧室(燃烧室尺寸参考文献[4]),直径 6cm燃烧室具有较高的余气系数,火焰更容易稳定.另外,在同等试验条件下,S700 燃烧室的贫油熄火性能相对较差。

同时,本文对未采用头部旋涡形式的直径 6cm 直流式环形燃烧室进行常温常压下的热态性能试验,初步结果表明,该燃烧室最高熄火空气流量仅为 33.3 g/s,而相同尺寸的头部旋涡微型燃烧室最高熄火流量已经高达 50 g/s,表明头部旋涡明显改善微型燃烧室对火焰的稳定作用,提高了贫油熄火的空气流量。



(a) 负载参数-当量比图



(b) 余气系数-速度图

图 11 贫油熄火曲线

Fig. 11 Weak extinction characteristic curve

3.4 燃烧效率特性

燃烧效率是燃烧室设计中的一个非常重要的性能参数. 本文采用较为常用的温升燃烧效率法对效率进行计算^[4], 通过试验测得的燃烧室进、出口温度和计算得到的油气比, 计算出燃烧室的燃烧效率.

图 12 是燃烧效率 η 随空气流量的变化曲线. 在空气流量较小的时候燃烧效率相对较高, 随着空气流量的增大, 燃烧效率在不同的余气系数条件下降低比较明显. 根据流量守恒定律, 流量与截面的平均速度成正比关系, 则平均驻留时间随流量的增大而变小, 可以解释燃烧效率随流量变小的现象.

图 13 是燃烧效率 η 随余气系数 α 的变化曲线. 在 15, 20 g/s 空气流量情况下, 余气系数的变化范围在 2.5 到 4.5 之间, 燃烧的效率在 0.6 至 0.8 之间, 最大的燃烧效率能达到 0.8, 变化趋势与常规尺度燃烧室相似. 而当空气流量增大时, 燃

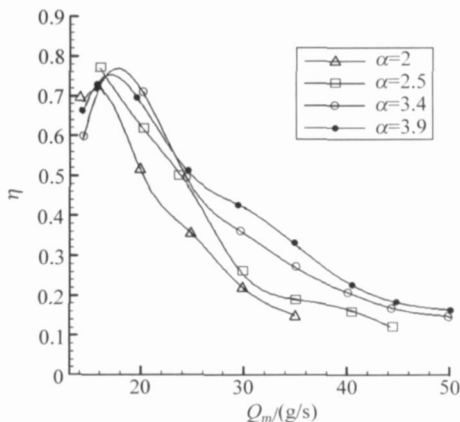


图 12 燃烧效率随空气流量的变化曲线

Fig. 12 Combustion efficiency versus mass flow rate

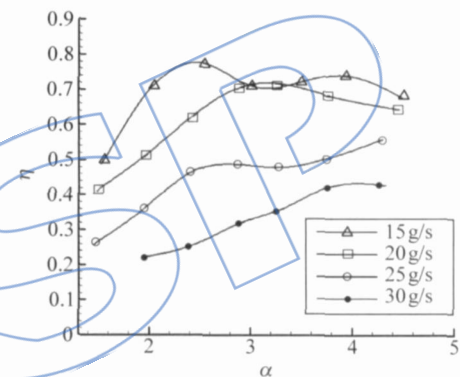


图 13 燃烧效率随余气系数的变化曲线

Fig. 13 Combustion efficiency versus surplus gas coefficient

烧效率降低较为明显; 在空气流量为 25, 30 g/s 时, 同一空气流量条件下燃烧效率整体呈上升趋势, 表明燃油燃烧不完全, 在排出燃烧室之前一直处于燃烧状态. 可以得出结论, 此燃烧室的燃烧效率在大流量情况下很大程度受燃油驻留时间的影响.

燃烧效率与燃油的燃烧程度有很大的关系, 燃油燃烧越完全, 效率越高, 反之则越低. 而燃油的燃烧取决于燃油的反应时间和燃油在燃烧室内的停留时间. 本文采用的是直射式空气雾化喷嘴, 喷嘴直径 0.4 mm, 微型 U 型蒸发管对燃油进行雾化和蒸发, 燃油采用 RP-3 航空煤油, 根据文献 [15-16] 给出的直射式空气雾化喷嘴索太尔平均直径 D_{Smd} 的计算公式

$$\frac{D_{Smd}}{d_0} = 0.48 \left(\frac{\sigma}{\rho_a U_r^2 d_0} \right)^{0.4} \left(1 + \frac{1}{W_{alr}} \right)^{0.4} + 0.15 \left(\frac{\mu^2}{\sigma \rho_l d_0} \right)^{0.5} \left(1 + \frac{1}{W_{alr}} \right) \quad (2)$$

式中 d_0 为喷嘴直径; σ 为液体表面张力; ρ_g 为气体密度; W_{air} 为气液流量比; ρ_l 为液体密度; U_r 为气液相对速度; μ 为液体黏性系数。

在空气流量 20 g/s 情况下,当燃烧室余气系数从 1.5 增加到 4.5 时,通过公式(2)计算得到本文燃油颗粒的 D_{Smd} 从 105 μm 减至 88 μm 。

根据油珠蒸发的 d^2 定律 $\tau = K \cdot d_0^2$,在实际燃烧情况下,本燃烧室出口温度在 600 K 左右,火焰筒内主燃区的温度在 1000 K 左右,根据文献[17],燃油蒸发分为加热期和蒸发期两个阶段,在温度为 1000 K 左右的环境温度条件下,燃油加热期的蒸发常数在 1.2 左右,而在蒸发期,燃油蒸发常数随着初始直径的增大,从 0.6 变化到 1.2,文献中给出的最小燃油直径为 0.8 mm,根据本文推算出的燃油雾化初始直径,蒸发常数定为 1.1,计算出燃油蒸发完全所需时间为 8.5~12.1 ms。取燃烧室最大截面为参考截面,当空气流量为 20 g/s 时,气流的平均驻留时间为 8 ms。对比燃油雾化蒸发时间和蒸发管内气流在燃烧室内的驻留时间,燃烧室内相对较短的气流驻留时间影响了燃油在燃烧室内的驻留时间,部分燃油还未来得及蒸发反应就随气流排出燃烧室,而当空气流量加大后,这一效果更加明显,影响了燃烧室效率,有必要进一步开展工作。

4 结 论

通过对直径 6 cm 头部旋涡微型环形燃烧室初步性能试验研究,首次将头部旋涡结构用于 10 cm 以下尺度微型燃烧室的设计当中,在微小空间尺度成功组织气流流动形成稳定涡结构,燃料采用液态煤油,克服燃烧室尺寸小火焰不易稳定的缺点,得出以下结论:

1) 直径 6 cm 微型环形燃烧室由于其尺度小,气体黏性影响相对大,阻力特性曲线显示其在所研究的流量范围内未达到模化状态。

2) 微型环形燃烧室的头部旋涡结构形式对火焰的稳定有很明显的作用,相比同一尺度直流式环形燃烧室,明显提高了贫油熄火性能,提高了最大熄火空气流量。负载参数 P_L 在相同油气比条件下与常规尺度燃烧室性能相当。

3) 直径 6 cm 微型环形燃烧室采用液态航空煤油,在常温常压下,小流量燃烧效率最高能达到 80%,随着空气流量的增大,燃烧效率下降比较明显,燃油的驻留时间对燃烧效率的影响较大。今后需采取相应措施改善燃烧室内油气的

驻留时间。

参考文献:

- [1] 梁德旺,黄国平.厘米级微型涡轮喷气发动机主要研究进展[J].燃气涡轮试验与研究,2004,17(2):9-13.
LIANG Dewang, HUANG Guoping. Recent development and key techniques of micro-turbine in centimeter size [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 9-13. (in Chinese)
- [2] Spadaccini C M, Mehra A, Zhang X, et al. High power density silicon combustion systems for micro gas turbine engines [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125: 709-719.
- [3] 曾川,王洪铭,单鹏.微涡喷发动机离心电油盘环形折流燃烧室的设计与试验研究[J].航空动力学报,2003,18(1):92-96.
ZENG Chuan, WANG Hongming, SHAN Peng. The design and study of the annular combustion chamber with centrifugal fuel injection [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 92-96. (in Chinese)
- [4] 熊庆荣,雷雨冰,黄国平,等.厘米级微型蒸发管式燃烧室性能试验研究[J].航空动力学报,2007,22(5):733-738.
XIONG Qingrong, LEI Yubing, HUANG Guoping, et al. Experimental research on a centimeter-scale micro combustor with vaporizing tube [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(5): 733-738. (in Chinese)
- [5] Sullivan R E, Novick A S, Miles G A. Small gas turbine combustor primary zone development [R]. AIAA 1982-1159.
- [6] Sullivan R E, Sutton R, Miles G, et al. Application of 3D aerodynamic combustion model to combustor primary zone study [R]. AIAA 1983-1265.
- [7] Prociw L A, Hu T C J, Hastings R R. Reducing temperature distribution factor (TDF) for advanced small gas turbine engines [R]. AGARD SEE N94-34431.
- [8] Martino P D, Cinque G, Colantuoni S, et al. Experimental and computational results from an advanced reverse-flow gas turbine combustor [R]. AIAA 95-2999.
- [9] McGuirk J J, Spencer A. Coupled and uncoupled CFD prediction of the characteristics of jets from combustor air admission ports [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123: 327-332.
- [10] Spencer A, McGuirk J J. LDA measurements of feed annulus effects on combustor liner port flows [J]. Journal of Fluids Engineering, 2001, 123: 219-227.
- [11] Sturgess G J, Gogineni S. Influences of airblast-atomizing fuel injector design on primary zone flame characteristics at blowout [R]. AIAA 97-0269.
- [12] Sturgess G J, Gogineni S, Shouse D T, et al. Emissions and operability trades in the primary zones of gas turbine combustors [R]. AIAA 96-2758.
- [13] Sturgess G J, Sloan D G, Lesmerises A L, et al. Design and development of a research combustor for lean blow-out

studies[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992,114:13-19.

[14] Ballal D R, Vangsness M D, Heneghan S P, et al. Studies of lean blowout in a research combustor [R]. AGARD SEE N94-29246.

[15] Rizk N K, Lefebvre A H. Spray characteristics of plain-jet airblast atomizers[R]. ASME Paper 83-GT-138,1983.

[16] 林宇震, 刘俊, 许全宏, 等. 微小“ I”型蒸发管在常压条件下蒸发率研究[J]. 航空动力学报, 2006,21(5):843-847.

LIN Yuzhen, LIU Jun, XU Quanhong, et al. Study on vaporization rate of a mini Fvaporizer under atmospheric pressure condition[J]. Journal of Aerospace Powe, 2006, 21(5):843-847. (in Chinese)

[17] Khan Q S, Baek S W, Lee S Y. Effect of droplet initial diameter on droplet vaporization regimes for kerosene fuel droplet[R]. AIAA 2007-1181.

JAS