

文章编号: 1000-8055(2007)07-1132-06

采用蒸发管供油的驻涡燃烧室点火及贫油熄火特性

孔昭健, 樊未军, 易 琪, 刘玉英, 杨茂林
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了研究驻涡燃烧室拓宽燃烧边界的能力, 设计了一种驻涡燃烧室实验件, 并对其点火性能和贫油熄火特性进行了实验研究. 驻涡燃烧室采用汽化器和蒸发管的组合作为供油方式, 以煤油为燃料, 实验中改变燃烧室的进口条件, 测试其点火极限和贫油极限. 实验结果表明, 采用蒸发管供油驻涡燃烧室具有良好的点火特性和贫油熄火性能.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 驻涡燃烧室; 点火; 贫油熄火

中图分类号: V235. 11

文献标识码: A

Ignition and lean blow out performance of trapped vortex combustor with evaporating tubes fuel injection

KONG Zhao-jian, FAN Wei-jun, YI Qi, LIU Yu-ying, YANG Mao-lin

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To investigate the ignition and lean blow out performance of a trapped vortex combustor (TVC) test rig, abundant experiments have been employed in variety inlet conditions. The TVC used a new type evaporating tubes as fuel injection manner, with kerosene as fuel. The results of the experiment indicate that the TVC could be used to extend combustion boundary.

Key words: aerospace propulsion system; trapped vortex combustor; ignition; lean blow out

现代航空发动机的发展对设计提出了更高的要求, 其中一个重要问题是拓宽燃烧稳定工作范围^[1]. 军用航空发动机慢车工况的贫油熄火油气比如果能小于或等于 0.005 的设计指标, 那么在高空一般就能稳定燃烧, 在机动飞行时不易熄火^[2]. 作为发动机的重要组成部分, 燃烧室油气比随着飞机推重比的增加而提高, 随着油气比的提高, 主燃烧室将会产生严重的冒烟, 为了避免这种情况就必须增加头部气流量, 而这又会引起稳定性问题, 如贫油熄火和高空再点火困难. 为适应高性能燃气轮机燃烧室性能的需要, 产生了一些新概念的稳定方案, 包括层板燃料喷嘴、撑杆式燃烧

室、旋流增强器、径向和轴向燃料分级方案、多点喷射以及微波稳定燃烧室等^[3], 但由此会造成头部和喷嘴的设计变得越来越复杂.

1988 年美国提出的 IHPTET 计划中公布了研究中的驻涡燃烧室 (Trapped vortex combustor) 方案. 驻涡燃烧室是一种简单、紧凑的燃烧室, 与过去四十年来所被普遍采用的漩流器燃烧室相比, 驻涡燃烧室采用了一种不同的燃烧组织方式. 燃烧室分为两个部分, 驻涡区和主燃烧区, 驻涡区用来稳定火焰, 主燃区用来提供动力. 驻涡区使用凹腔建立稳定的回流区. 采用合理的凹腔尺寸设计, 使得在一个比较宽范围的主流进气状

收稿日期: 2006-06-15; 修订日期: 2006-11-02

作者简介: 孔昭健(1981-), 男, 山东曲阜人, 硕士生, 主要从事高性能液雾燃烧研究.

况下都能建立稳定的回流区,同时还可以得到相对低的燃烧室压力损失.燃料与空气以一定的方式注入凹腔内,达到改善燃料浓度场和加强涡的强度的作用.驻涡区与主流被凹腔分隔开,在主进气速度比较高的情况下也能获得稳定的火焰^[4-6].

美国驻涡燃烧室的研究到目前为止已经发展到第四代,从最初的使用气体燃料到更接近真实应用的以煤油作燃料,研究表明 TVC 具有较低的贫油熄火(LBO)极限以及良好的高空再点火能力^[7].目前国内对驻涡燃烧室也开展的研究大多是在理论分析及数值模拟方面,对应用于工程应用的研究很少^[8-9].本文针对某小型高性能发动机燃烧室的需要,尝试使用蒸发管与汽化器组合的新型蒸发管作为燃料供应方式,设计和加工出以液态煤油为燃料的驻涡燃烧室,对其点火性能及贫油熄火特性开展了试验研究.

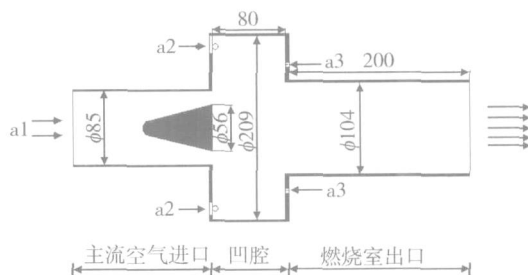
1 试验系统

1.1 试验件

液态燃料驻涡燃烧室如图 1 所示,凹腔主要结构尺寸比例参考了二元驻涡燃烧室^[6].试验件分为主流通道、凹腔、出口通道三个部分组成.其中凹腔又分为凹腔前体、凹腔和凹腔后体.空气由主流 a1、凹腔前体 a2 及凹腔后体 a3 三处通道引入,燃油分为两路,即主流供油和凹腔供油.凹腔供给的燃油和凹腔前后体引入的空气在由环状凹腔形成的预燃区内有效混合并燃烧形成稳定的火焰区.主流通道由锥形火焰稳定器和雾化挡槽喷嘴组成,主流空气从燃烧室前端引入并与由燃油雾化挡槽雾化的燃油掺混并流入主燃区.驻涡区供油方式采用侧喷汽化器与蒸发管组合的新型蒸发管.从燃油总管引出的燃油分别供应到 6 个汽化器中然后喷入凹腔.在凹腔侧壁安装点火嘴座和观察窗,用来点火和观察凹腔内的燃烧状态.凹腔后体进气由驻涡中部供入,这种进气方式有利于在凹腔中形成稳定的涡.

1.2 试验装置及测试系统

驻涡燃烧室燃烧试验系统如图 2 所示.试验使用的燃料为航空煤油,燃料通过两路进入驻涡燃烧室,凹腔供油采用汽化器和蒸发管的组合,主路则通过燃油环射向雾化挡槽,两路的燃料都分别使用科里奥利质量流量计计量流量.气体分三路进入燃烧室,分别为主流 a1、凹腔前体进气 a2 和凹腔后体进气 a3.主流进气量使用电动阀调

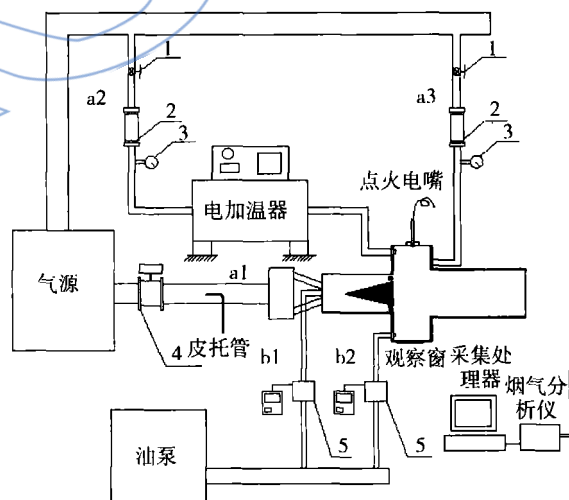


a1 主流空气进口, a2 凹腔前体空气进口,
a3 凹腔后体空气进口

图 1 驻涡燃烧室试验件结构(单位:mm)

Fig. 1 Structure of trapped vortex combustor test rig(Unit:mm)

节,采用皮托管测量燃烧室出口与大气压的压差,并根据压差计算主流流量.凹腔前后体进气量使用手动球阀调节,分别采用浮子流量计测量流量.凹腔前体进气通过电加热器加热后进入燃烧室.喷入凹腔的燃油通过安放在凹腔底部的点火电嘴点燃,点火电嘴的点火频率为 2~3 Hz,能量为 6J.利用接在燃烧室出口的 testo360 烟气分析仪测量燃烧室出口温度.



气路:a1 主流进气, a2 凹腔前体进气, a3. 凹腔后体进气
油路:b1 主流供油, b2 凹腔供油

1 阀门, 2 浮子流量计, 3 压力表, 4 电动阀, 5 质量流量计
图 2 驻涡燃烧室试验系统图

Fig. 2 System sketch of trapped vortex combustor experiment

1.3 试验方法及过程

在燃烧试验之前进行了凹腔供油装置的雾化和蒸发率两方面的研究.凹腔供油使用蒸发管与汽化器的结合在一起的新型蒸发管,如图 3 所示,其结构为在传统蒸发管的前端加装一段汽化器.

区别于传统的蒸发管燃油顺着空气主流喷入管内,新型蒸发管在汽化管的侧壁上开一个 $\Phi 0.5$ mm小孔,燃料都从小孔中喷入汽化管中,与传统蒸发管相比,它能与来流空气混合获得更好的雾化效果后再进入蒸发管.雾化和蒸发率试验采用水代替煤油,首先利用二维粒子动态分析仪(2D-partical dynamic analyzer)对蒸发管出口的液雾场进行测量.激光器在汽化器及蒸发管轴向 x 方向测量液雾分布,测量面取在 $x = 5, 20, 40, 60, 80$ mm 及 100 mm 六个截面,通过测量不同截面沿蒸发管中心 x 轴附近液雾 SMD 分析沿出口轴向雾化性能的变化.蒸发率试验中通过测试蒸发的气体与蒸发管总供水量考察蒸发管的蒸发特性,采用离心分离器分离汽和水的混合物.本实验蒸发率的定义为 $\eta = 1 - m_q / m_w$,其中 m_q 为汽化的水的质量, m_w 为蒸发管的总供水量.

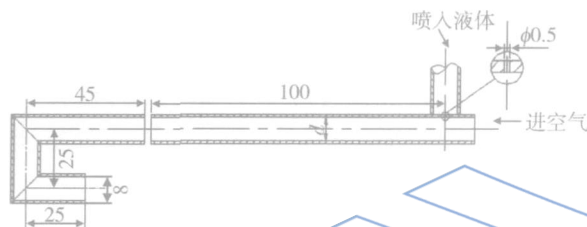


图3 新型蒸发管结构图

Fig. 3 Structure of new type evaporating tube

在驻涡燃烧室燃烧试验台上开展的试验主要包括驻涡燃烧室的点火性能和贫油熄火特性.考虑到试验台的能力,进行了降参数试验.供气压力为常压,仅对凹腔前体进气加温,温度为 T_2 ,主流进气温度 T_1 和凹腔后体进气温度 T_3 为常温 283 K.通过改变凹腔前体进气量 m_2 ,凹腔后体进气量 m_3 ,主流进气量 m_1 ,凹腔前体进气温度 T_2 以及主流供油量 m_{fuel1} 和凹腔供油量 m_{fuel2} 来考察燃烧室点火和贫油熄火性能.主流空气供给量 m_1 分别为 $138.0, 195.1, 242.8$ g/s 和 258.2 g/s,凹腔的总空气量 m_{cavity} ($m_{cavity} = m_2 + m_3$) 在 $80 \sim 160$ g/s 范围内浮动.通过控制电加热器,凹腔前体进气温度 T_2 分别为 $570, 470, 370$ K 和 280 K.

2 试验结果及分析

2.1 蒸发管雾化及蒸发率试验

图4为本文使用的新型蒸发管在不同的进口空气速度 V_e 时,出口 SMD 沿出口轴向距离 x 的变化曲线.由图中可以看出,蒸发管沿出口轴向距离 x 在 $0 \sim 100$ mm 范围内,液雾 SMD 在 $20 \sim 130 \mu\text{m}$ 之间变化.

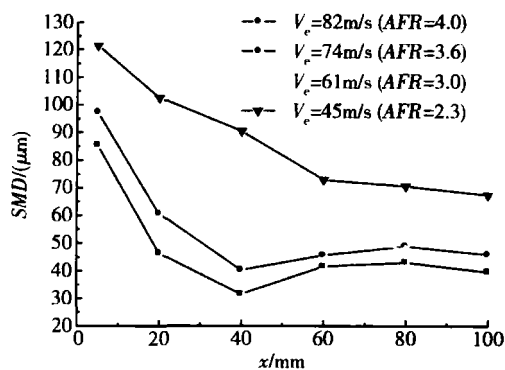
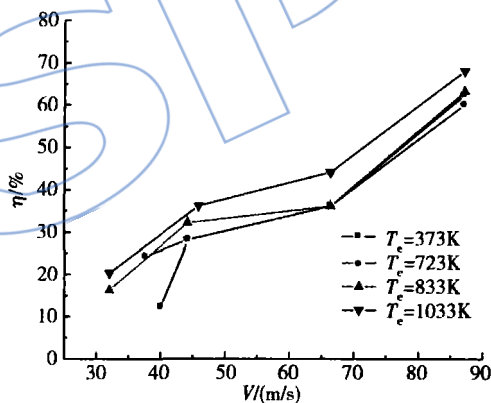
图4 SMD 分布随 x 的变化Fig. 4 SMD distributing varying with x

图5显示出在周围温度 T_e 变化时,蒸发管蒸发率随进口空气速度 V_e 的变化.蒸发管雾化及蒸发率试验表明,新型蒸发管能较好的完成雾化与蒸发性能,并且对供油压力要求低,结构简单,成本低,可以作为驻涡燃烧室的一种有效燃油供给方式.

图5 η 随 v 的变化Fig. 5 η varying with v

2.2 燃烧室点火性能

驻涡燃烧室点火顺序为首先凹腔供油点燃凹腔,然后由凹腔区的火焰点燃主流.点火油气比为两项来讨论,即凹腔点火油气比 $f_{cavity} = m_{fuel2} / m_{cavity}$ 和总的点火油气比 $f_{all} = m_{fuel2} / m_{all}$,其中 m_{fuel2} 为点火时凹腔供油量, m_{cavity} ($m_{cavity} = m_2 + m_3$) 为点火时凹腔供给的空气量, m_{all} ($m_{all} = m_1 + m_2 + m_3$) 为点火时燃烧室总供给的空气量,另外 T_2 为凹腔前体进气温度, m_1 为主流供给进气量.

主流进气量 138.0 g/s, 3个状态下凹腔进气量分别占总空气流量 36.6% , 46.7% 和 53.1% ,燃烧室总的空气供给量在 $210 \sim 300$ g/s,凹腔点火油气比在 $0.035 \sim 0.09$,总的点火油气比在 $0.018 \sim 0.033$.随着凹腔供气量的加大,凹腔点火油气比和总点火油气比呈下降趋势.从图中还能

看到,凹腔前体进气温度也就是汽化器蒸发管的进气温度越高,点火油气比相应的也越低。

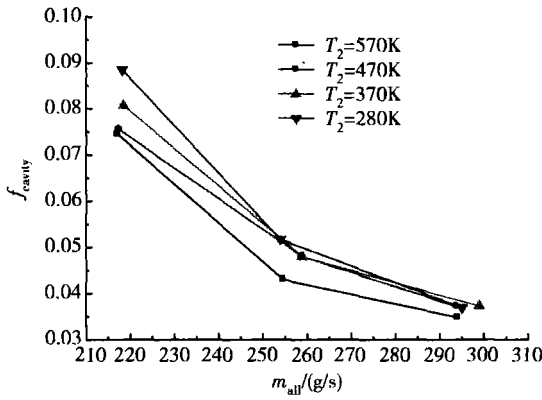


图 6 $m_1 = 138.0 \text{ g/s}$ 状态 f_{cavity} 随 m_{all} 的变化

Fig. 6 ignition f_{cavity} varying with m_{all} as $m_1 = 138.0 \text{ g/s}$

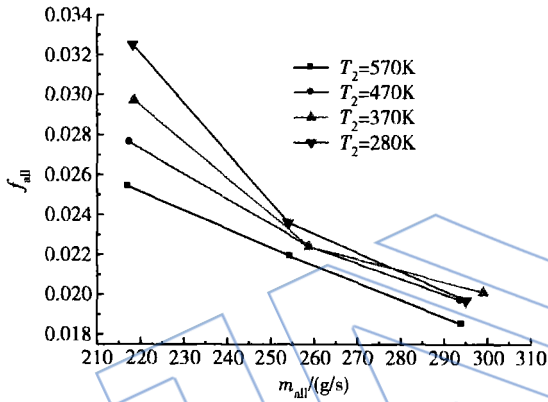


图 7 $m_1 = 138.0 \text{ g/s}$ 状态 f_{all} 随 m_{all} 的变化

Fig. 7 Ignition f_{all} varying with m_{all} as $m_1 = 138.0 \text{ g/s}$

主流进气量 195.1 g/s , 3 个状态下凹腔进气量分别占总空气流量 29.1%, 37.3% 和 44.5%, 燃烧室总空气流量在 $270 \sim 355 \text{ g/s}$, 凹腔点火油气比在 0.03~0.085, 总点火油气比在 0.013~0.025。

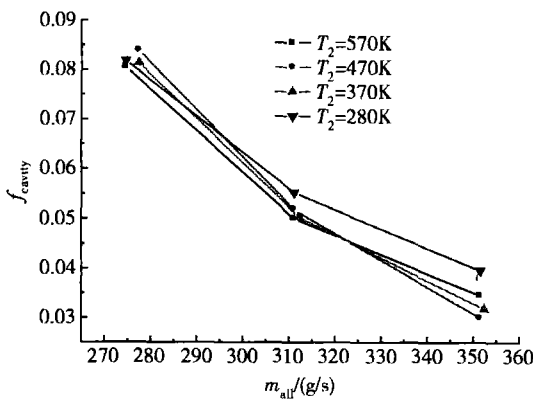


图 8 $m_1 = 195.1 \text{ g/s}$ 状态 f_{cavity} 随 m_{all} 的变化

Fig. 8 Ignition f_{cavity} varying with m_{all} as $m_1 = 195.1 \text{ g/s}$

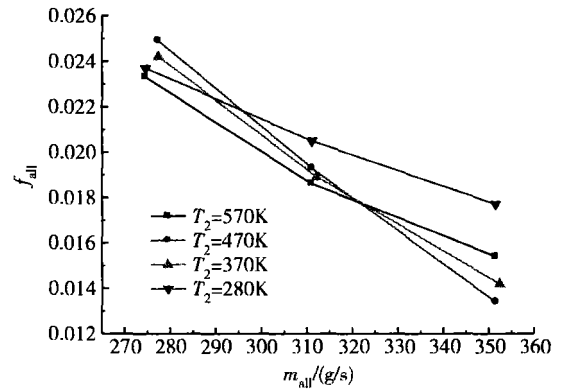


图 9 $m_1 = 195.1 \text{ g/s}$ 状态 f_{all} 随 m_{all} 的变化

Fig. 9 Ignition f_{all} varying with m_{all} as $m_1 = 195.1 \text{ g/s}$

主流进气量 242.8 g/s , 3 个状态下凹腔进气量分别占总空气流量 24.7%, 32.4% 和 40.1%, 燃烧室总空气流量在 $320 \sim 410 \text{ g/s}$, 凹腔点火油气比在 0.03~0.09, 总点火油气比在 0.0125~0.023。

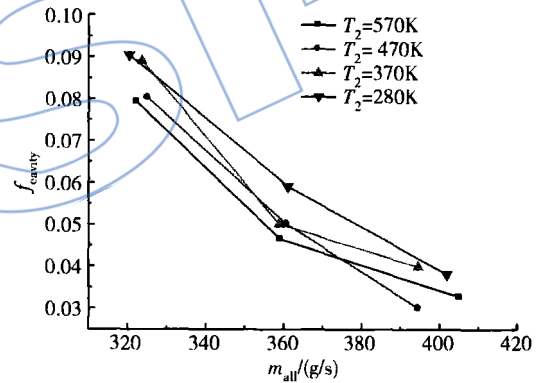


图 10 $a_1 = 242.8 \text{ g/s}$ 状态 f_{cavity} 随 m_{all} 的变化

Fig. 10 Ignition f_{cavity} varying with m_{all} as $m_1 = 242.8 \text{ g/s}$

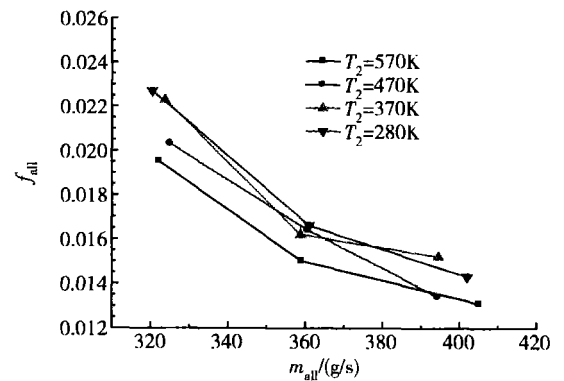


图 11 $m_1 = 242.8 \text{ g/s}$ 状态 f_{all} 随 m_{all} 的变化

Fig. 11 Ignition f_{all} varying with m_{all} as $m_1 = 242.8 \text{ g/s}$

主流进气量 258.2 g/s 状态点火性能如图 12 和图 13 所示。此工况为保持凹腔前体进气温度 570 K , 主流进气量 258.2 g/s , 4 个状态下凹腔进

气量分别占总空气流量 23.5%,27.9%,31.0% 及 35.8%,空气总流量在 335~405 g/s,凹腔前体进气温度保持 570 K,采用多点平均的方法,凹腔点火油气比在 0.042~0.080,总点火油气比在 0.015~0.020.

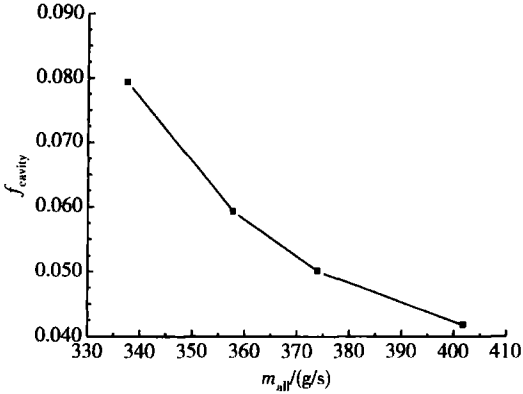


图 12 $m_1 = 252.8\text{ g/s}$ 状态 f_{cavity} 随 m_{all} 的变化

Fig. 12 Ignition f_{cavity} varying with m_{all} as $m_1 = 252.8\text{ g}$

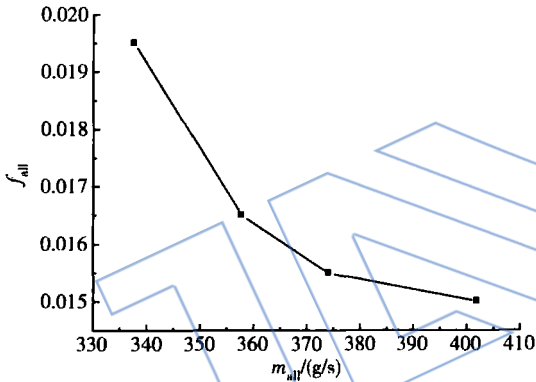


图 13 $m_1 = 252.8\text{ g/s}$ 状态 f_{all} 随 m_{all} 的变化

Fig. 13 Ignition f_{all} varying with m_{all} as $m_1 = 252.8\text{ g/s}$

对驻涡燃烧室的点火特性分析得出以下结论:

(1) 在凹腔供气量 80~150 g/s,主流气量 138.0~258.2 g/s 情况下,随着凹腔供气量的加大,点火油量变化不大,凹腔点火油气比及总点火油气比都不断下降,凹腔点火油气比最低为 0.03 左右,总点火油气比最低为 0.013 左右;

(2) 在同一进气工况下,凹腔前体进气温度越高越有利于点火,即进口温度越高,点火油气比越低,但此因素影响不显著.

2.3 驻涡燃烧室贫油熄火特性

驻涡燃烧室的油路分为两路,分别供给凹腔和主路.对燃烧室贫油熄火特性的研究分为两组,一组在燃烧室点燃后只凹腔供油,然后逐渐减小油量,直至熄灭;另一组在燃烧室点燃后只主路供

油,然后逐渐减小油量直至熄灭.凹腔前体进气温度 T_2 为 570 K,进气速度 V_2 范围为 140~320 m/s.主流进气温度 T_1 为常温,进气速度 V_1 范围为 70~90 m/s.贫油熄火油气比分为三项来讨论,即凹腔油气比 $f_{cavity} = m_{fuel2} / m_{cavity}$ 、主流油气比 $f_{main} = m_{fuel1} / m_1$ 和总油气比 $f_{all} = m_{fuel1} / m_{all}$.

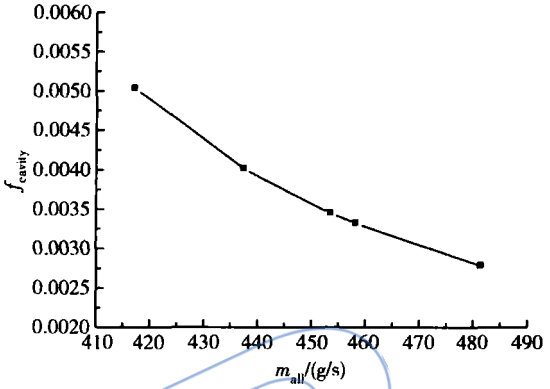


图 14 仅凹腔供油 f_{cavity} 随 m_{all} 的变化

Fig. 14 f_{cavity} varying with m_{all} when cavity only fueling

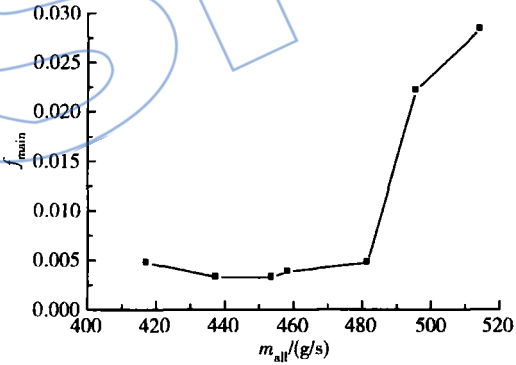


图 15 仅主流供油贫油 f_{main} 随 m_{all} 的变化

Fig. 15 LBO f_{main} varying with m_{all} when main flow only fueling

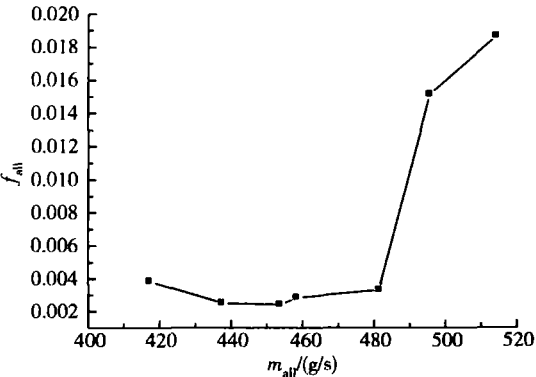


图 16 仅主流供油贫油 f_{all} 随 m_{all} 的变化

Fig. 16 LBO f_{all} varying with m_{all} when main flow only fueling

对燃烧室贫油熄火特性的研究可得出以下结论:

(1) 驻涡燃烧室在火焰稳定中起主导作用的是驻涡,即使主流不供油,在燃烧过程中凹腔保持很低的供油量仍能保持燃烧室不熄灭;

(2) 当驻涡燃烧室凹腔不供油而仅仅主流供油时,燃烧室的稳定性会下降很多,当燃烧室总空气流量超过 480 g/s 后,即使主流供给很大的燃油流量也不能稳定住火焰;

(3) 仅主流供油时,贫燃油气比曲线会在 $m_{\text{all}} = 480\text{ g/s}$ 时发生突变。这主要是由于, m_{all} 小于 480 g/s 时,由于 m_1 较低,驻涡中的混合气有足够的燃料,这时火焰稳定性主要取决于驻涡回流区; m_{all} 大于 480 g/s 时,由于主流速度高,大部分燃油都被主流夹带,进入驻涡回流区的较少,这时火焰的稳定性主要决定于主流中心锥形稳定器,由于中心锥的槽宽比较小,火焰稳定性变差;

(4) 在凹腔供给燃油的工况下,凹腔供给空气量的不断加大,从 79.6 g/s 变化到 176.3 g/s ,在凹腔供油保持很低的流量情况下,燃烧室依然能保持稳定,说明凹腔汽化器和蒸发管的雾化和蒸发效果很好。

3 结 论

通过对驻涡燃烧室点火及贫油熄火特性的试验分析,可以得出:本文采用的新型蒸发管结构简单,供油均匀,而且雾化和蒸发效果好,作为环形驻涡燃烧室凹腔供油方式有很大的优势;采用驻涡燃烧室结构组织燃烧可以获得比传统的旋流器稳定燃烧室宽的多的工作范围,而且驻涡燃烧室的结构紧凑、部件简单,不需要复杂的燃烧室头部或喷嘴设计就可以获得良好的点火性能及贫油特

性;驻涡区在火焰稳定中起主导作用,提高凹腔进气温度有利于点火。

参考文献:

- [1] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [2] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors [R]. AIAA-85-1292.
- [3] 于达仁,刘金福,徐基豫. 面向 21 世纪的燃气轮机技术的发展[J]. 燃气轮机技术,2001,14(1):14-21.
YU Daren, LIU Jinfu, XU Jiyu. Gas turbine technology development face to 21st century[J]. Gas Turbine Technology, 2001, 14(1):14-21.
- [4] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a Trapped Vortex Combustor[R]. AIAA95-0810.
- [5] Hsu K Y, Goss L P. Characteristics of a trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1):57-65.
- [6] Burrus D L, Johnson A W, Roquemore W M, et al. Performance assessment of prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application [R]. ASME2001-GT-0087.
- [7] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines [R]. AIAA 2001-0483.
- [8] 樊未军,易琪,严明,等. 驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究[J]. 中国电机工程学报,2006,26(9):66-70.
FAN Weijun, YI Qi, YAN Ming, et al. A study of double vortex structure in the trapped vortex combustor[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(9):66-70.
- [9] 樊未军,严明,易琪,等. 富油/快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低 NO_x 排放[J]. 推进技术,2006,127(1):88-91.
FAN Weijun, YAN Ming, YI Qi, et al. Low NO_x emission of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 127(1):88-91.