

文章编号: 1000-8055(2006)05-0810-04

流动和油气参数对驻涡燃烧室 燃烧性能的影响

何小民, 姚 锋

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 针对新型驻涡燃烧室开展了燃烧性能实验研究。研究首先设计研制了驻涡燃烧室模型和实验系统, 然后在此基础上开展了不同油气比、进口温度和进口流量等参数影响驻涡燃烧室燃烧性能的实验研究。结果表明燃烧室可以在不同工况下顺利点火和稳定工作, 同时研究表明随着进口流量的增加($0.45 \sim 0.7 \text{ kg/s}$), 点火性能基本不受影响, 熄火特性变差; 随着进口气流温度的上升($360 \sim 510 \text{ K}$), 点火和熄火性能改善, 燃烧效率提高。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 燃烧; 驻涡燃烧室; 流动参数; 燃烧性能

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Effect of flow parameters and equivalence ratio on the trapped vortex combustor performance

HE Xiao-min, YAO Feng

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Trapped Vortex Combustor (TVC) is a simple, compact and high performance gas turbine combustor. The TVC design consisted of two parts, a pilot combustor for stable combustion and a main combustor for power. The effect of a variety of parameters such as inlet temperature, airflow rate and equivalence ratio on the performance of TVC had been studied. Experimental results show: (1) the ignition of the TVC is independent of the main airflow rate in the range of $0.45 \sim 0.7 \text{ kg/s}$; (2) the lean blowout limit is improved with a decrease in airflow rate and with a increase of inlet flow temperature of $360 \sim 510 \text{ K}$; (3) combustion efficiency improves with the increase of equivalence ratio to the maximum value of 99% in the range of overall equivalence ratio between $0.34 \sim 0.4$.

Key words: aerospace propulsion system; combustion; Trapped Vortex Combustor (TVC); flow parameters; combustion performance

驻涡燃烧室(Trapped Vortex Combustor, 简称 TVC)由美国空军研究室(AFRL)和通用公司(GEAE)于上世纪 90 年代中期提出, 至今已发展到第三代^[1~3]。TVC 的基本结构主要包含两个

部分: 驻涡区(Cavity)和主燃区, 燃烧室工作时, 约 30%~40% 的空气和燃油进入驻涡区, 另外一部分进入主燃区, 驻涡区为火焰稳定区, 产生的热燃气点燃主流。从 GEAE 公司的研究结果可知:

收稿日期: 2005-08-12; 修订日期: 2005-11-10

作者简介: 何小民(1971-), 男, 浙江义乌人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 主要从事燃烧理论和燃烧装置工作原理的研究。

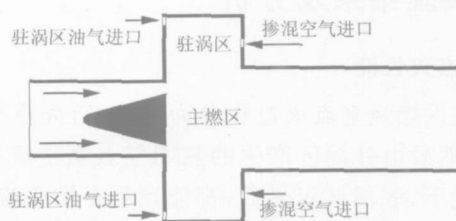
与常规旋流器式燃烧室相比,驻涡燃烧室结构简单、贫富油极限宽、高空点火性能优越、能在更宽的油气范围内保持高燃烧效率和污染物排放量低等优点^[2]。从目前进展看,美国已完成概念研究,进入工程应用阶段,最快预计今明两年将在 XTE-77/SE 上对其进行验证^[4]。与此同时,美国其余一些部门也开展了相应的研究,如 NASA 开展了高速进气条件下(进口 $Ma > 0.7$)驻涡燃烧室的适用性研究^[5],能源部(DOE)主持开发了 RQL(Rich-burn Quick-quench Lean-burn)模式下的驻涡燃烧室^[6],用以减少污染物的排放,两项研究都取得了令人满意的结果。国内从上世纪末开始,陆陆续续开展了一些基础性的工作,作者最早于 2000 年开展了第一代驻涡燃烧室冷态流场研究,取得了一定的成果^[7],其后基于国外第三代驻涡燃烧室的结构,进行了燃烧室性能研究。

本文结合模型驻涡燃烧室的特点,设计相关的实验系统,开展油气比、进口流量和进口温度等流动参数影响燃烧室点火、贫油熄火和燃烧效率等性能参数的研究。

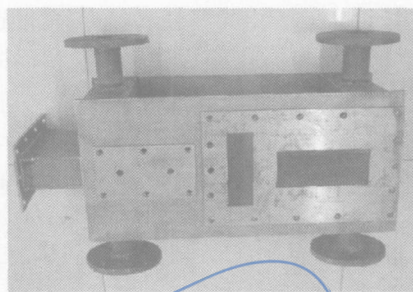
1 驻涡燃烧室模型、实验系统和研究参数

驻涡燃烧室模型原理图和模型照片如图 1 所示,模型为一含 3 个头部的矩形燃烧室,基本尺寸是 $347\text{ mm} \times 180\text{ mm} \times 148\text{ mm}$,材料采用 S310 高温不锈钢(最高耐温 $1\ 100\text{ }^{\circ}\text{C}$)。燃烧室主要包括驻涡区、主燃区、油气进口和主流稳定器等。燃烧室共有 5 个气流进口:主流进口、驻涡区进口(2 个)和掺混空气进口(2 个)。燃油分别从主流进口和驻涡区进口供入。主流喷嘴采用 3 个离心喷嘴(雾化角 60°),安装在主流稳定器前,驻涡区进口处的喷嘴采用直射式喷嘴,1 个头部上下驻涡区各对应 1 个,共 6 个。1 个电嘴安在驻涡区顶部中间位置,火花能量 6 J ,点火频率 $2\sim 3\text{ Hz}$ 。

实验系统(如图 2)包括了 TVC 模型、气路、油路、电加温器和测控系统等部分。气源由 3 台空气压缩机(最大压力 0.8 MPa ,总流量 1.2 kg/s)提供。电加温器在空气流量为 0.8 kg/s 时,最高可加温至 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。油路包括主流和驻涡区两个油路,各包含了油泵、油路和对应的喷嘴。系统中设计了 5 个气路接入对应 TVC 的 5 个进口,各流道中空气流量采用孔板流量计测量,在每个流道上都装了高温阀门,用以调节流量。进、出口温度分别采用 5 点镍铬镍硅和 5 点水冷双铂铑热电偶



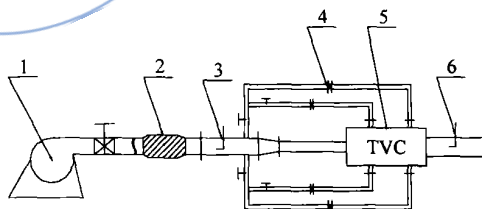
(a) 驻涡燃烧室模型原理图



(b) 驻涡燃烧室模型照片

图 1 驻涡燃烧室模型原理和实验模型照片示意图

Fig. 1 Model of Trapped Vortex Combustor (TVC)



1 气源 2 电加温器 3 镍铬镍硅热电偶 4 孔板
5 TVC 模型 6 水冷双铂铑热电偶

图 2 驻涡燃烧室实验系统

Fig. 2 Experimental System of TVC

温度靶测量,通过导轨移动出口温度靶,研究中主要移动测量了中间头部的温度。

1.1 研究内容和参数

研究主要开展不同进气和油气条件影响燃烧室点火、熄火和燃烧效率等性能的工作。主要研究参数如下:

空气进口绝对压力在 0.11 MPa 左右;进口温度: $367, 413, 457, 507\text{ K}$;进口流量: $0.45\sim 0.7\text{ kg/s}$,驻涡区流量占总流量的 $25\%\sim 30\%$;油气比:固定空气流量,增加或减小燃油流量改变燃烧室内总油气比。

2 实验结果及分析

2.1 点火性能

驻涡燃烧室点火过程分为 2 步:首先点燃驻涡区,然后由驻涡区产生的热燃气点燃主流。一般情况下,驻涡区点燃后,都能顺利点燃主流,因此认为驻涡区点火性能即代表燃烧室的点火性能。图 3 示出了点火油当量比与进口总流量间的关系,由图可知:(1) 相同温度下,总流量的改变对于点火性能几乎没有影响。(2) 流量相同时温度的提高有利于点火。变化原因可能是:一方面每个驻涡区进口分配的流量仅占总流量的 5%~6%左右,驻涡区进口速度在数值上的变化不是很大,而且流动速度的适当变大对燃油雾化和油气混合是有利的,另一方面,驻涡区内的回流区结构主要取决于结构参数,因此对驻涡区而言在本研究的流量范围内,流量变化对驻涡区流场和油雾场结构的影响并不大。提高来流温度有利于油雾蒸发、初始火焰的形成和热量的传递,对点火是有利的。

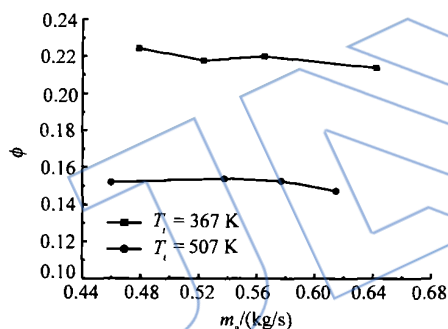


图 3 点火当量比与总流量间的变化关系曲线

Fig. 3 Ignition limits versus main airflow rate

2.2 贫油熄火极限

驻涡燃烧室主导火焰稳定的是驻涡区,只要驻涡区不熄,燃烧室就可以稳定工作,因此研究贫油熄火时,只驻涡区供油,点火燃烧,然后逐渐减小油量,直至熄灭。图 4~图 6 示出了不同进口参数下燃烧室贫油熄火油当量比的变化情况。据图可得:(1) 随进口流量增加,熄火当量比变大,熄火性能变差,这主要是流量增加,进口速度加快,火焰易被吹熄,图 6 示出的熄火当量比与驻涡区进口速度间的关系也说明了这一点。(2) 图 5 列出了熄火油当量比与进口温度间的关系曲线,由图可知进口温度提高对改善熄火性能是有利的,这主要是温度提高,燃油雾化蒸发效果变好,燃烧速度

提高。(3) 本研究中得到的最小熄火油当量比为 0.1,对应的进口状态是:进口总流量 0.48 kg/s,进口压力和温度分别是 0.11 MPa 和 507 K。

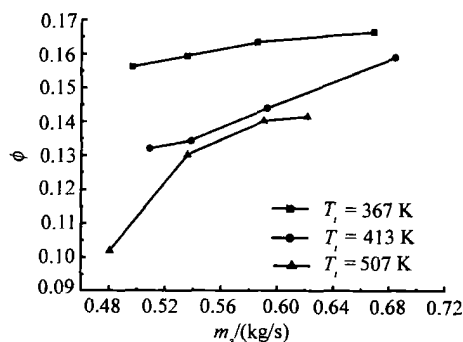


图 4 贫油熄火当量比与总流量间变化关系曲线

Fig. 4 LBO limits versus main airflow rate

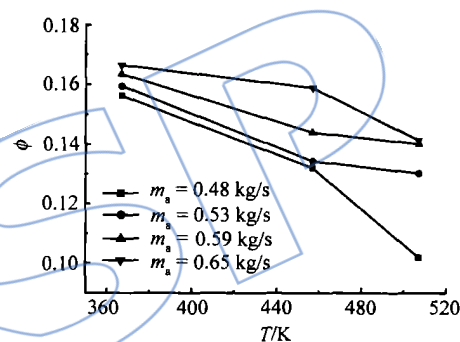


图 5 贫油熄火当量比随进口温度的变化

Fig. 5 LBO limits versus inlet temperature

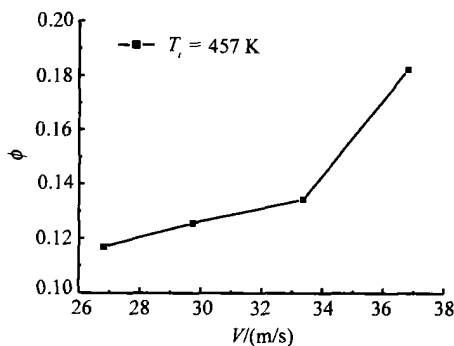


图 6 贫油熄火当量比随驻涡进口速度变化

Fig. 6 LBO limits versus cavity velocity

2.3 燃烧效率

研究中探讨了 2 种情况的燃烧效率,一是只有驻涡区供油时,另外是驻涡区和主流同时供油,这用来模拟实际燃烧室中的小功率和大功率状态,研究中据测得的进出口温度,采用温升法计算燃烧效率,计算公式如下:

$$\eta = \frac{m c_p T_{out} - m_{air} c_{p,air} T_{in} - m_i c_{p,i} T_i}{H_{\mu m f}}$$

其中: η 为燃烧效率; T_{in} , T_{out} , T_f 为进、出口平均温度和进口燃油温度; m , m_f , m_{air} 为出口燃气、燃油和进口空气质量; H_u 为燃油热值(43 388 kJ/kg)。

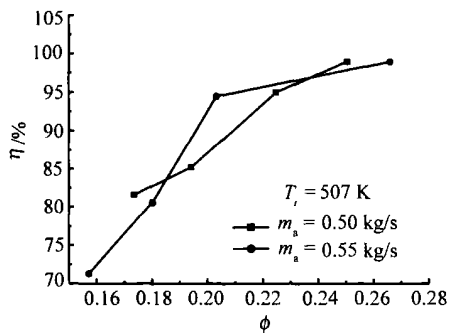


图7 燃烧效率随当量比变化(仅驻涡区供油)

Fig. 7 Efficiency versus equivalence ratio (Cavity fueled only)

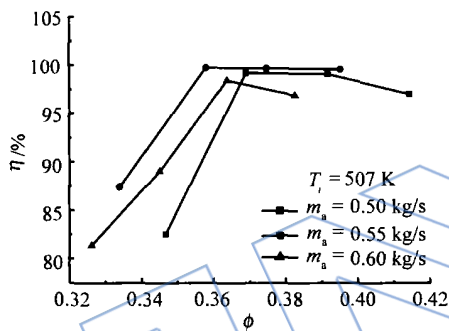


图8 燃烧效率随当量比变化
(驻涡区和主流同时供油)

Fig. 8 Efficiency versus equivalence ratio

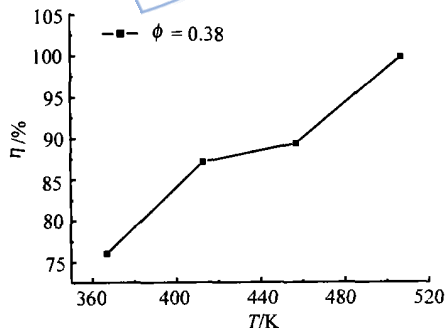


图9 燃烧效率随进气温度的变化

Fig. 9 Efficiency versus inlet temperature

图7~图9示出了燃烧效率在不同油气参数时的变化情况,结果表明:(1)仅驻涡进油时(图7),燃烧效率随油当量比(0.16~0.27)的增加而变大,当量比过小,燃烧放热量小,反应速度低,燃烧效率小。(2)驻涡区和主流共同进油时(图8),

燃烧效率先随当量比的增加而增加,在当量比0.34~0.4之间,燃烧效率差不多,接近100%。另外在进口温度507 K、油当量比为0.4左右时,燃烧室平均温升为1 046 °C。(3)进口温度提高后(图9),燃烧条件得以改善,效率增加,温度达到500 K时,燃烧效率超过99%。

4 结 论

针对新型驻涡燃烧室,开展了不同进口温度、流量和油当量比影响驻涡燃烧室燃烧性能的实验研究,获得了如下研究结果:研究中进口空气压力维持在0.11 MPa左右,随进口流量的增加(0.45~0.7 kg/s),点火性能基本不受影响,熄火特性变差;随着进口气流温度的上升(360~510 K),点火、熄火性能变好,燃烧效率提高;仅驻涡区进油时,燃烧效率随油当量比(从0.16~0.27)的增加而变大;驻涡区和主流共同进油时,燃烧效率先随油当量比的增加而增加,在当量比0.34~0.4之间,燃烧效率基本一样,接近100%。实验中得到的最小贫油熄火油当量比为0.1,燃烧效率最高达到99.9%。

参考文献:

- [1] Hsu K Y, Gross L P. Characteristics of a trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Power, 1998, 14(1): 57-65.
 - [2] Burrus D L, Johnson A W, Mroquemoire M, Shouse D T. Performance assessment of a prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application[R]. 2001- GT-0087.
 - [3] Hendricks R C. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser[R]. NASA/ TM-2004-212507.
 - [4] Stanley W Kandebo. New combustor aims to boost performance, lower emissions[J]. Aviation Week and Space Technology, 2001, 3: 43-44.
 - [5] Andreja Brankovic, Robert C Ryder. Measurement and computation of supersonic flow in a lobed diffuser-mixer for trapped vortex combustor[R]. NASA/ TM-2002-211127.
 - [6] Hendricks R C, Shouse D T, Roquemore W M. Water injector turbomachinery[R]. NASA/ TM-05-21632.
 - [7] 何小民,王家骅. 驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 567-571.
- He Xiaomin, Wan Jiahua. An investigation on the fluid characteristics of trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 567-571.