

文章编号: 1000-8055(2007) 11-1798-05

驻涡区进口结构参数影响 TVC 燃烧性能的试验

何小民, 许金生, 苏俊卿

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 驻涡区的空气、燃油供给位置和两者之间的匹配关系是影响驻涡燃烧室性能最重要的参数之一。研究中把 4 种驻涡区油气进入位置和 3 种掺混空气孔位置组合成 7 组油气参数, 在不同进口温度和进口流量下开展了相应的燃烧性能试验, 获得了点火性能、贫油熄火特性和燃烧效率与 7 组油气参数之间的关系, 并分析得出了第 7 组组合参数是综合性能最好的驻涡区油气进口参数。

关键词: 航空、航天推进系统; 燃烧; 驻涡燃烧室; 油气进口参数; 燃烧性能

中图分类号: V231. 2

文献标识码: A

Effect of air and fuel injection patterns in pilot zone on trapped-vortex combustor performance

HE Xiao-min, XU Jin-sheng, SU Jun-qing

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The matching relationship between locations of air and fuel injection in cavities is one of the most important parameters of trapped-vortex combustor (TVC). Researches were conducted to evaluate seven groups of air and fuel parameters covering 4 injection locations in cavities and 3 mixed air hole locations. The combustion performance test was performed under different injection temperatures and flow rates. So, the relationship among ignition performance, lean blow out (LBO) and efficiency, and 7 groups of air and fuel parameters was obtained, showing that the 7th parameter is an optimal parameter of air and fuel injection in cavities.

Key words: aerospace propulsion system; combustion; trapped-vortex combustor (TVC); air and fuel injection pattern; combustion performance

驻涡燃烧室 (Trapped-vortex combustor, 简称 TVC) 由美国空军研究所 (AFRL) 和通用发动机公司 (GEAE) 于上世纪 90 年代提出, 国内外对此开展了不少研究^[1-3], 结果展现了驻涡燃烧室优越的燃烧性能和良好的技术发展前景。驻涡燃烧室主要包括驻涡区和主燃区两部分。驻涡区 (Cavity) 起着点火、火焰稳定和发动机小功率状态时分区工作的作用, 是影响驻涡燃烧室性能的关键

部件。影响驻涡区性能的因素主要包括驻涡区的结构参数、气动及燃油方案等, 国内外对此开展了一些研究工作。上世纪 60、70 年代, 对空腔 (Cavity, 驻涡燃烧室和超音速燃烧中分别称为驻涡区和凹槽) 的研究集中在气动损失与结构参数间的关系上, 研究获得了两者之间的变化规律^[4-5]。空腔作为火焰稳定器 (凹槽稳定器) 最先应用于超音速燃烧中, 对凹槽的结构型式、燃油供给方案与燃

收稿日期: 2006-11-13; 修订日期: 2007-02-15

基金项目: 航空科学基金 (04C52018)

作者简介: 何小民 (1971-), 男, 浙江义乌人, 副教授, 博士, 主要从事航空动力燃烧和燃烧室的研究。

烧性能的关系开展了研究,获得了一批有参考价值的结果^[6]. 国内外对于驻涡燃烧室的驻涡区主要开展了其结构参数和油气进口方案两方面的研究. 驻涡区结构参数的研究主要是在空腔气动研究的基础上针对第一代驻涡燃烧室开展的^[7-9], 美国 GEAE 和 AFRL 随后发展的第二、第三代驻涡燃烧室和超紧凑燃烧室(UCC)中驻涡区的结构设计都基于上述规律,参数也基本没有改变. 对驻涡区油气进口方案,GEAE 基于第三代驻涡燃烧室对 19 种方案进行了优化研究,以确定最佳的驻涡区油气方案,但至今 GEAE 没有公开上述方案和研究结果^[10].

综合当前驻涡区的研究看,油气进口方案是影响燃烧室性能更为重要的因素. 本文以第三代驻涡燃烧室为研究对象,开展各种驻涡区油气进口方案对燃烧性能的影响研究,以确定较优的油气进口方案.

1 研究方案、试验系统和参数

图 1 和图 2 分别示出了驻涡燃烧室火焰筒和驻涡区的原理示意图. 试验中燃烧室为矩形燃烧室,含 3 个头部,主要包括燃烧室进口系统、驻涡区、主燃区和掺混区等. 驻涡区(如图 2)包括了 3 个进口,前壁面由前往后流的空气和燃油进口及



图 1 驻涡燃烧室模型

Fig. 1 Trapped-vortex combustor model

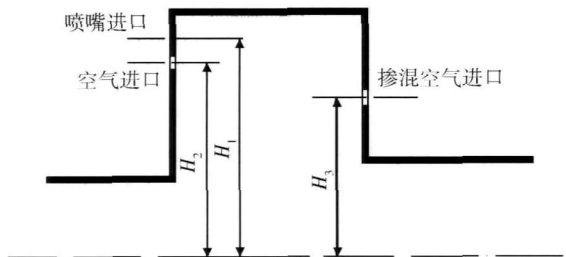


图 2 驻涡区示意图

Fig. 2 Pilot zone

后壁面从后往前流的掺混空气进口. 当驻涡区总体结构参数确定后,上述 3 个进口位置的参数即成为影响性能的关键因素. 方案中分别设计

了 4 个驻涡区油气和 3 个掺混气进口位置,如图 3 所示. 图 3(a)中斜线区为空气进口,黑色圆点为喷嘴(各方式中位置参数 H_1/H_2 分别为:59.5/59.5,54/59.45,59.5/54,54/54 mm). 图 3(b)中示出了 3 个掺混孔位置,距中心轴线的距离 H_3 分别为 46,44 和 41 mm。

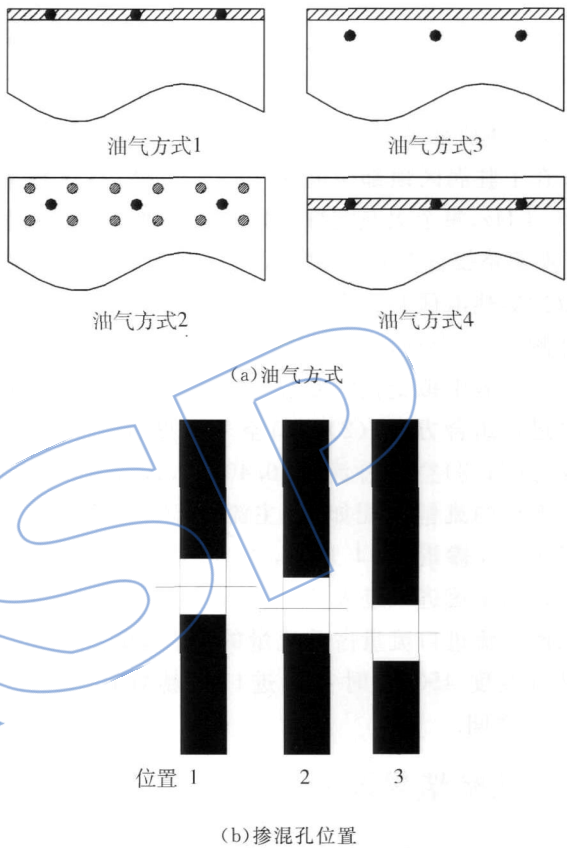


图 3 驻涡区油气方案

Fig. 3 Configurations of air and fuel in pilot zone

不同的驻涡区油气和掺混区进气位置组合如下:

- (1) 方案 1:驻涡区油气方式 1,掺混进气位置 1;
- (2) 方案 2:驻涡区油气方式 2,掺混进气位置 3;
- (3) 方案 3:驻涡区油气方式 2,掺混进气位置 2;
- (4) 方案 4:驻涡区油气方式 3,掺混进气位置 3;
- (5) 方案 5:驻涡区油气方式 3,掺混进气位置 2;
- (6) 方案 6:驻涡区油气方式 4,掺混进气位置 2;
- (7) 方案 7:驻涡区油气方式 4,掺混进气位置 3.

图 4 示出了驻涡燃烧室试验系统. 空气由 3 台空气压缩机(最大压力 0.8 MPa,流量 1.2 kg/s)提供,经由 5 路(主流,2 路驻涡区进口,2 路掺混气进口)进入驻涡燃烧室火焰筒,各流路上都装有孔板流量计和阀门用以调控流量. 主流和驻涡区用 9 个离心喷嘴(主流、上下驻涡区各 3 个)供

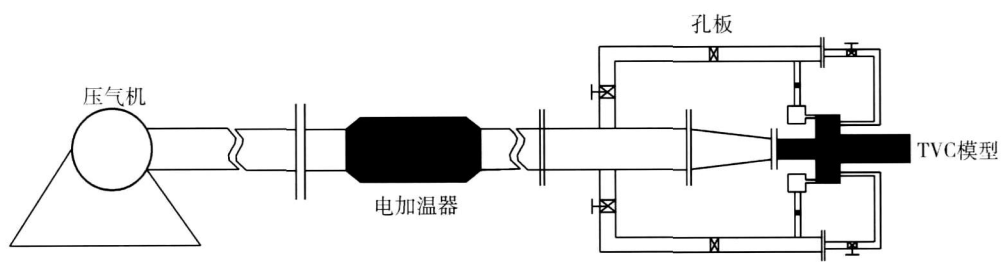


图 4 驻涡燃烧室试验系统

Fig. 4 Experimental system of trapped-vortex combustor

油,供油油泵最高油压 10 MPa,油流量 > 100 g/s. 在上驻涡区顶部中间装了一个电嘴,点火频率 2~3 Hz,每个火花能量 6 J. 燃烧室进口温度采用 5 点镍铬镍硅热电偶测量,出口温度用 5 点水冷双铂铑热电偶并在周向每隔 5 mm 移动测量,总计测了 60 个点,轴向距燃烧室出口 25 mm.

试验中拟变化的参数包括:(1) 7 种驻涡区油气进口组合方案;(2) 进口空气温度在 300~550 K 之间;(3) 空气总流量:0. 40~0. 55 kg/s,其中各流道的流量分配如下:主流占 50 %,驻涡区进口 15 %,掺混进口 15 %,冷却气量 20 % (其中 15 %从主流进口进入,5 %从掺混空气进口进入). 因此主流进口流量占总流量的 65 %,据此可得在进口温度 450 K 时主流进口马赫数在 0. 23~0. 32 之间.

2 试验结果及分析

2.1 点火性能

驻涡燃烧室点火过程分为两步:首先点燃驻涡区,然后驻涡区产生的热燃气点燃主流. 一般驻涡区点燃后,主流都能顺利点燃,因此认为驻涡区点火性能即代表燃烧室的点火性能. 图 5 和图 6 示出了不同组合参数下点火余气系数随进口温度和主流进口马赫数的变化关系. 结果表明:(1) 随进口温度的升高,方案 2 和 3 的点火余气系数变

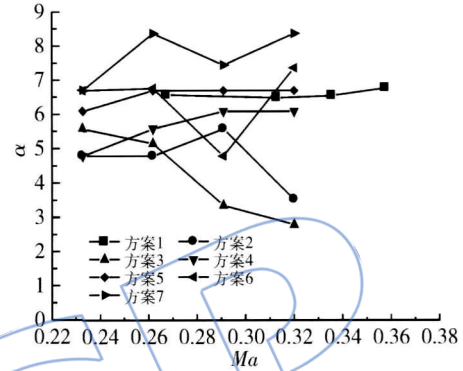


图 6 点火余气系数随主流进口马赫数变化图

Fig. 6 Ignition limits versus main inlet Mach

大,其余 5 种方案在 417,453 K 时略大,但总体而言变化不大.(2) 方案 2 和 3 的点火余气系数随流量的增加而变小,其余 5 种方案基本没有变化.(3) 从数值上看,第 7 种方案的点火性能最好,1 和 6 次之,方案 2 和 3 较差.

2.2 贫油熄火极限

驻涡燃烧室中只要驻涡区不熄灭,燃烧室就可以稳定工作,因此研究贫油熄火特性时,仅驻涡区供油燃烧,然后逐渐减小油量,直至熄灭. 图 7 和图 8 示出了不同温度和主流进口马赫数下贫熄余气系数的变化规律. 由图可得:(1) 进口温度提高后,各方案的熄火余气系数都变大,其中以方案 2,3 变化最大.(2) 方案 1~3 贫熄余气系数随

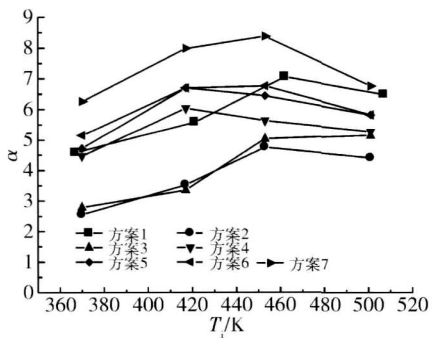


图 5 点火余气系数随进口温度的变化

Fig. 5 Ignition limits versus inlet temperature

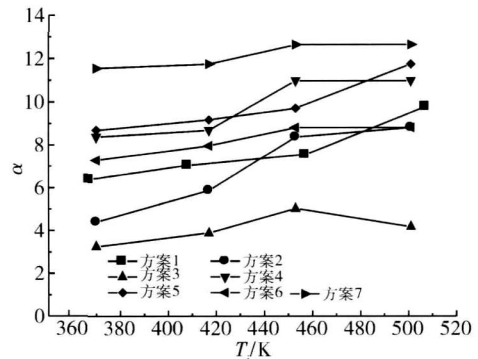


图 7 贫熄余气系数随进口温度的变化

Fig. 7 LBO versus inlet temperature

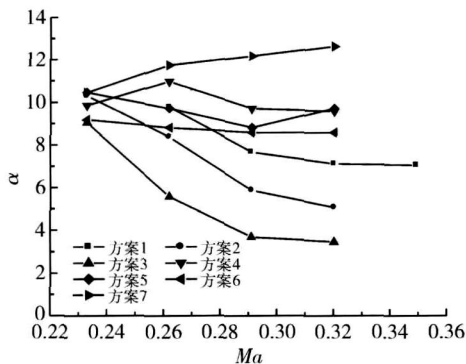


图 8 贫熄火气系数随主流进口马赫数的变化

Fig. 8 LBO versus main inlet Mach number

流量的增加而变小,其余方案变化不大。(3)比较各方案的熄火油气比可知:第 7 种方案的熄火性能最好,方案 4~6 差不多,方案 2 和 3 较差。试验中得到的最大熄火余气系数为 12.64 (对应于进口温度为 453 K,总流量 0.549 kg/s)。

2.3 燃烧效率

研究中根据试验测得的燃烧室进出口温度,采用温升法计算燃烧效率,计算公式如下

$$\eta = \frac{m C_p T_o - m_a C_{pa} T_i - m_f C_{pf} T_i}{H_u m_f}$$

其中

η —燃烧效率;

T_i, T_o, T_f —进、出口平均温度和进口燃油温度;

m, m_f, m_a —出口燃气、燃油和进口空气质量;

H_u —燃油热值(43 388 kJ/kg)。

图 9 和图 10 分别为仅驻涡区供油及驻涡区和主流共同供油时燃烧效率与进口温度的关系曲线。关系图表明:(1)两种进油方式(只驻涡进油和加主流供油)下,燃烧效率都随进口温度的增加而增加,其中方案 4,6,7 的效率在各进口温度下均超过了 95 %。(2)仅驻涡区供油时,方案 4,6,7 的燃烧效率更高,接近 100 %,而方案 2,3,5 的效率较低;驻涡和主流同时供油时,方案 4,6,7 的效率较高,方案 2 和 3 较差。但在进口温度较高时,各方案的燃烧效率差不多。(3)另外比较两图可知,进口温度较低时,加入主流燃油后的燃烧效率比仅驻涡供油时小。主流燃油的燃烧完全程度与以下因素有关:一方面主流速度高,燃烧驻留时间短,进口温度低时,主流燃油蒸发差,燃烧效率变小;另一方面还与驻涡区高温燃气的流态有关系,如驻涡区高温燃气和主流油气能在主流进口处相互掺混,则对促进主流燃油蒸发、油气混合和加快

主流油气的燃烧都是有利的,而驻涡区内的流态与油气供入方式息息相关。

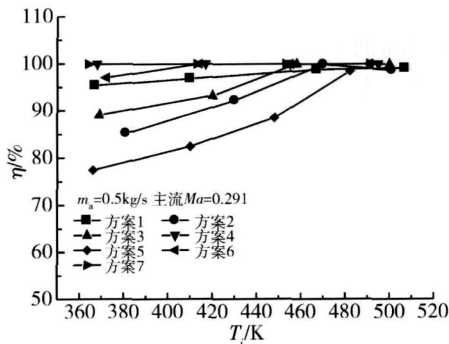


图 9 仅驻涡区供油时燃烧效率与进口温度的关系

Fig. 9 η versus T_i (Cavity fueled only)

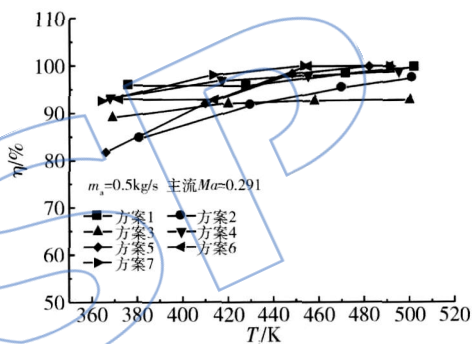


图 10 主流供油时燃烧效率与进口温度的关系

Fig. 10 η versus T_i (Cavity and main fueled)

各油气方案导致点火、熄火和燃烧效率如上述变化的原因分析如下:影响燃烧性能的因素主要包括当地流场和油气状态。7 种方案中,槽式进气比孔式进气(方案 2 和 3)较易在驻涡区内形成完整的回流区,这对改善性能是有利的。除此外火焰筒内流场还与驻涡区前壁面进气和掺混进气口的相对位置有关,图 11 是方案 4 和 5 中掺混孔位置分别是 $H_3 = 41, 44$ mm 时的流场图(数值模拟结果),由图可知,较近掺混孔位置时掺混气的流线在涡心下方,流动有助于加强回流,掺混孔位置提高后,前后壁面的进气位置靠近,掺混气的流线有可能高于涡心,这会破坏驻涡区内回流区的形成。方案 2 和 3 中驻涡区前壁面进气孔中下面一排孔的位置距中心 45 mm 左右,与掺混气进口位置(41, 44 mm)差不多,两股流动方向相反,驻涡区内的回流受到破坏。因而各方案中,方案 2 和 3 的回流区是最差的。另一方面,从油气混合看,与其余方案相比,方案 4 和 5 中,空气进气槽与喷嘴分开,油气混合质量会差一些,方案 1 中喷嘴装在顶部会使一部分燃油打在驻涡区上壁面,这部分

燃油雾化质量差,也不易与空气混合,方案2,3和方案6,7中喷嘴夹在两排进气孔之间或安在进气槽中,油气混合会更好一些。但方案2和3中,各进气孔之间的空气较少,油气混合质量受到影响,而且方案2和3中由于掺混气的影响使回流区不完整,会使驻涡区下部油气混合变差。因而综合看,方案6和7更好一些,而方案2和3较差。

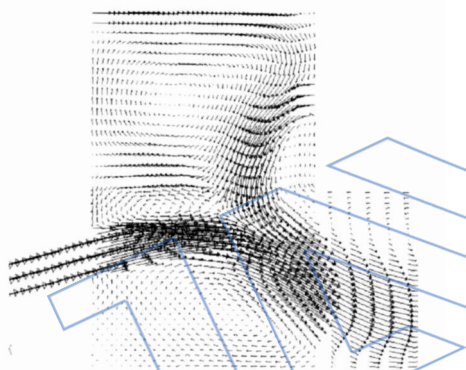
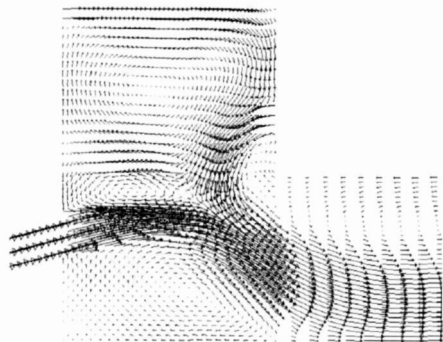


图11 不同掺混孔位置时的流场图

Fig. 11 Flow field with different added air location

3 结 论

研究中把4种驻涡区前壁面油气进口参数和3种掺混气进口位置组合成7种方案,开展了不同进口温度和进口总流量下点火、贫油熄火和燃烧效率等性能的燃烧试验,获得了如下结果:

(1) 比较不同进口温度和进口总流量下7种方案燃烧性能的变化关系可知:方案2和3燃烧性能较差,对温度和流量的变化也更敏感,方案6和7的点火和贫油熄火性能最好,方案4,6和7的燃烧效率相对较高。

(2) 综合7种方案的研究结果可知如下设计驻涡区油气进口参数对改善燃烧性能是有利的:驻涡区前壁面采用槽式进气,喷嘴装在进气槽中间,同时掺混进气位置比前壁进气槽更靠近燃烧室中心线,这样掺混气有利于加强驻涡区内的回流区,并促使高温燃气在驻涡区前部与主流油气混合。

参考文献:

- [1] Hendricks R C. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser [R]. NASA/ TM-2004-212507.
- [2] Burrus D L, Johnson A W, Mroquomore W, et al. Performance assessment of a prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application [R]. 2001- GT-0087.
- [3] 何小民,姚锋. 流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 810-813.
HE Xiaomin, YAO Feng. Effect of flow parameters and equivalence ratio on the trapped-vortex combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 810-813.
- [4] Mair W A. The effect of a rear-mounted disc on the drag of a blunt-based body of revolution [J]. The Aeronautical Quarterly, November 1965: 350-360.
- [5] Little Jr., Whipkey R R. Locked vortex afterbodies [J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(5): 296-302.
- [6] Ben A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 275-281.
- [7] Hsu K Y, Gross L P. Characteristics of a trapped vortex combustor [J]. Journal of Propulsion Power, 1998, 14(1): 57-65.
- [8] Stone C, Menon S. Simulation of fuel-air mixing and combustion in a trapped-vortex combustor [R]. AIAA 2000-0478 January 10-13, 2000/ Reno, NV.
- [9] 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, 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.
- [10] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines [R]. AIAA 2001-0483, 8-11 January 2001.