

文章编号: 1000-8055(2009)02-0318-06

驻涡燃烧室燃烧性能试验

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: 开展了空气进口温度、流量和余气系数影响驻涡燃烧室燃烧性能的试验研究, 获得了燃烧性能参数的变化规律: 总压损失系数在 3%~6% 之间, 流阻系数变化不大; 点火和贫油熄火性能随流量变化很小, 随进口温度的提高而改善, 研究中最大点火和贫油余气系数分别为 6.03 和 14.41; 仅驻涡区供油时, 燃烧效率在 90%~95% 之间, 驻涡区和主流同时供油时, 燃烧效率为 84%~99.5%, 并随余气系数和进口流量的变小而上升。

关 键 词: 驻涡燃烧室; 燃烧性能; 试验研究

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Experimental research of the performance of the trapped-vortex combustor

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: Trapped-vortex combustor (TVC) is a novel and compact gas turbine combustor with two pilot zones and a main zone. The pilot zone utilizes cavities to establish the recirculation zone needed for stable combustion, and the main zone is for power. In the research, inlet air pressure was fixed; with different inlet temperatures and inlet air flowrates, experiments were conducted to study TVC performance including pressure loss, ignition limit, lean blowout limit (LBO) and combustion efficiency. Experimental result shows total pressure loss increases from 3%~6% vary with increasing the inlet Mach number of the main zone, the flow drag coefficient is 24~25 which changes little with the inlet air flowrate. Ignition limit and LBO is independent on the inlet air flowrate, and improves with increasing inlet temperature from 300 to 500 K. The fuel/air ratio of ignition limit and LBO is 0.011 and 0.004 5 respectively. When cavity is fueled only, the combustion efficiency of TVC is 90%~95%. When the cavity and main zone are fueled together, the efficiency increases (84%~99.5%) with decreasing the fuel/air ratio.

Key words: trapped-vortex combustor; combustion performance; experimental research

驻涡燃烧室 (Trapped-vortex combustor, TVC) 于上世纪 90 年代由美国空军研究所 (Air force research laboratory, 简称 AFRL) 和通用飞

机发动机公司 (General Electric Aircraft Engines, 简称 GEA E) 共同提出. 十多年来, 国内外开展了很多研究, 获得了一批有价值的研究成果:

收稿日期: 2008-01-17; 修订日期: 2008-12-01

基金项目: 航空基金 (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研究.

如驻涡区结构参数的优化设计^[1-4]、驻涡区油气进入方案^[5-7]、火焰筒进口结构方案^[8]、不同进口参数和燃烧室余气系数下驻涡燃烧室的燃烧性能等^[5,9-10]。这些研究揭示了驻涡燃烧室的结构和性能特点,为驻涡燃烧室的设计和应用奠定了技术基础。但上述研究都以火焰筒为对象展开,各进口都有单独的管道连接,其流量分配、流速分布和火焰筒内的流场与实际有一定的差异。除此外有文献表明美国 GEAE 在改进 F414 发动机时^[11],为提高燃烧性能、减少污染,计划配装 TVC 燃烧室并开展了相应的验证试验,但至今没有公开验证结果。近十年来美国也申请了不少 TVC 的专利^[12-14],对驻涡燃烧室的总体设计有重要的参考价值。

作者前期以驻涡燃烧室火焰筒为平台开展了热力和结构参数影响燃烧性能的研究,为了进一步了解和掌握驻涡燃烧室燃烧性能的变化规律,论文在前期研究基础上,设计了包括燃烧室进口、内外机匣和火焰筒的驻涡燃烧室模型,开展不同进口温度、进口流量和余气系数下驻涡燃烧室的燃烧试验。

1 驻涡燃烧室模型、试验系统和研究参数

1.1 驻涡燃烧室模型

研究设计了含 3 个头部(周向布置三组喷嘴)的矩形驻涡燃烧室模型,图 1(a) 示出了驻涡燃烧室流道示意图,图 1(b) 是试验模型的照片。燃烧室包括了内外环道、火焰筒、燃油系统和点火系统等主要零组件。火焰筒包括了驻涡区、主燃区和掺混区等。驻涡区是关键区域,承担着点火、火焰稳定和小功率燃烧的作用,主要设计参数包括结构参数、前壁面油气进口方案和后壁面的掺混气位

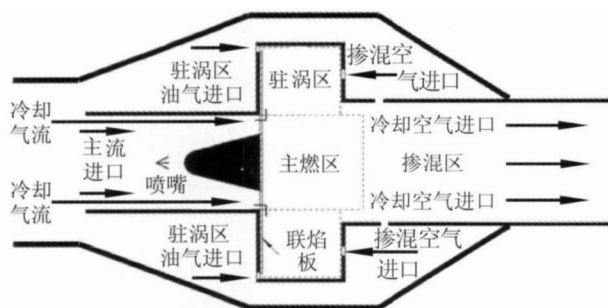
置等。驻涡燃烧室的燃油分两部分共 9 个离心喷嘴供入,一部分供入驻涡区,另外一部分供入主燃区,主燃区的主要功能是实现低阻高效燃烧,设计时进口用钝体引导空气流入主燃区,把燃油喷嘴移至钝体前,使大部分燃油打在钝体上,形成油膜,该设计思路主要是为了降低损失,促进蒸发和油气混合。在对应中间喷嘴的驻涡区上方安装了一个高能点火电嘴(6J, 3~5 Hz)。燃烧室内外环道的设计主要考虑两方面因素:一是保证火焰筒的流量分配,其次是设计合理的流道以减小压力损失并获得理想的火焰筒内流场。火焰筒的空气经由 7 个通道进入:1 个主燃区通道(65 %空气流量)、4 个驻涡区空气通道(30 %空气流量)和 2 个燃烧室冷却空气通道(5 %空气流量)。

1.2 驻涡燃烧室燃烧试验系统

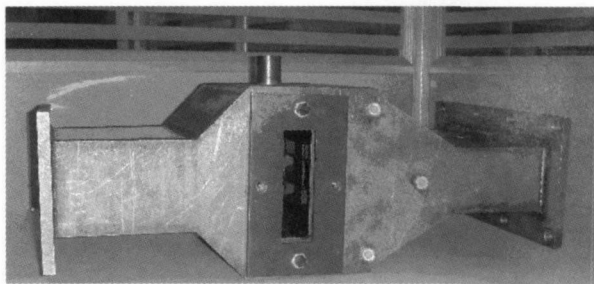
图 2 是驻涡燃烧室燃烧试验系统示意图。系统包括了压气机(压力 0.8 MPa, 单台流量 0.4 kg/s, 共 2 台)、电加热器(0.8 kg/s 流量可加温至 250 °C)、TVC 模型和测试系统。总静压测量采用一点静压、三点总压耙,在径向等距布置,进口温度用 3 点镍铬-镍硅热电偶,装在燃烧室进口位置前 150 mm,出口用 5 点双铂铑热电偶测量。为减弱壁面效应,所有的测量都集中在中间头部。空气流量通过孔板测量,燃油流量通过喷嘴前油压和浮子流量计共同确定。

1.3 研究参数

研究中开展不同进口温度、流量和燃烧室余气系数下燃烧室总压损失、点火性能、贫油熄火极限和燃烧效率等试验,掌握其变化规律。试验中的主要参数如下:进口空气绝对压力固定在 0.108~0.11 MPa 左右;进口空气温度在 350~500 K 之间



(a) 流道示意图



(b) 试验用驻涡燃烧室实物照片

图 1 驻涡燃烧室流道示意图和实物照片

Fig. 1 TVC experimental model

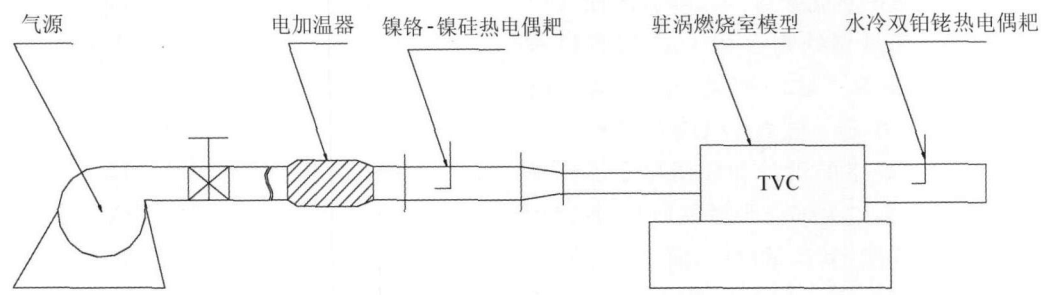


图 2 驻涡燃烧室实验系统
Fig.2 Experimental system of TVC

变化,进口空气流量在 0.45~0.6 kg/s,并通过增减燃油量变化燃烧室驻涡区和总余气系数。

2 试验结果及分析

如前所述,由于空气分别经由 7 个通道进入驻涡燃烧室火焰筒,因而在处理燃烧性能与速度的关系时,很难确定采用哪个进口速度更为合适。文中直接用进口流量作为基准分析性能的变化,图 3 示出了主燃区和驻涡区进气马赫数与进口流量的关系。

2.1 流阻特性

流阻特性分别用总压损失系数 σ^* 和流阻系数 ζ 表示,计算公式如下:

$$\sigma^* = \frac{\Delta p_{34}}{p_{t3}} \quad \zeta = \frac{\Delta p_{34}}{0.5 \rho U_{ref}^2}$$

式中 p_{t3} 和 p_{t4} 表示燃烧室进出口总压, U_{ref} 为参考截面(燃烧室最大截面)的平均速度。

由图 4 和图 5 可知: ①随进口流量和进口温

度的增加, σ^* 分别从 3 % 增至 5.19 % 和从 3.5 % 增至 5.97 %。这主要是随流量的增加,流动速度增加,总压损失增加。进口温度增加,在相同进口压力和流量下,密度下降,流速增加,导致损失增加。②流阻系数 ζ 基本不随进口流量和进口温度的变化而变化 ($\zeta = 24 \sim 25$)。③与常规环形燃烧室相比,获得的总压损失系数差不多,流阻系数稍偏大。另外试验中对应流量下主燃区进口马赫数在 0.2~0.32 之间,相当于常规燃烧室扩压器进口速度,远高于常规火焰筒头部的进气速度。因而如把流动速度降低,驻涡燃烧室的阻力特性还能改善。

2.2 点火性能

图 6 和图 7 显示了点火余气系数与进口总流量和温度间的关系: ①相同温度下,总流量的改变对于点火性能的影响不大。流量相同时,进口温度的提高有利于点火。这主要是因为点火性能主要取决于驻涡区的流态,在试验流量范围内(0.45~0.6 kg/s),驻涡区进口速度并不大(如图 3(b)所

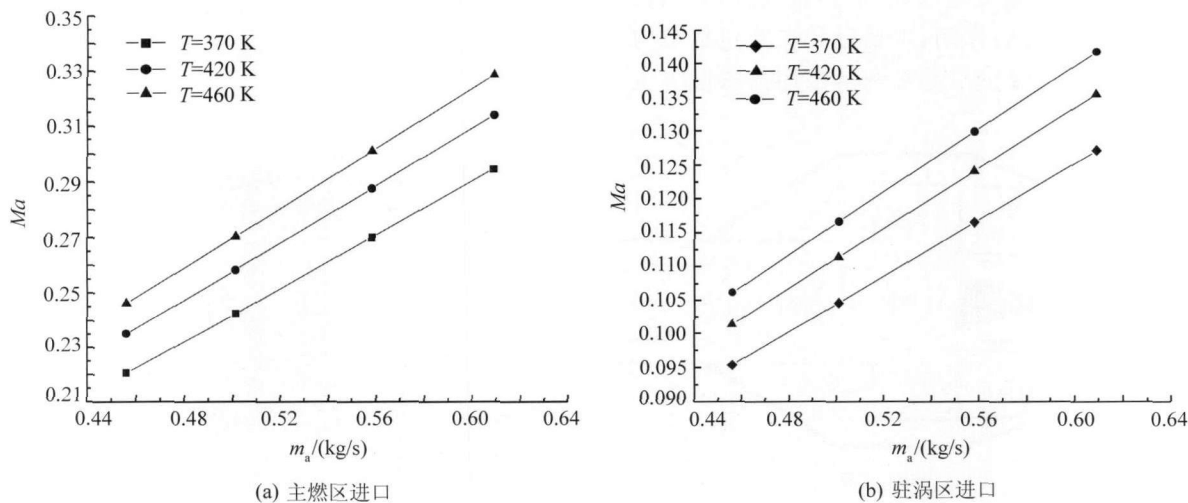


图 3 总流量与进口马赫数间的关系
Fig.3 Relationship between the inlet Ma and the airflow rate

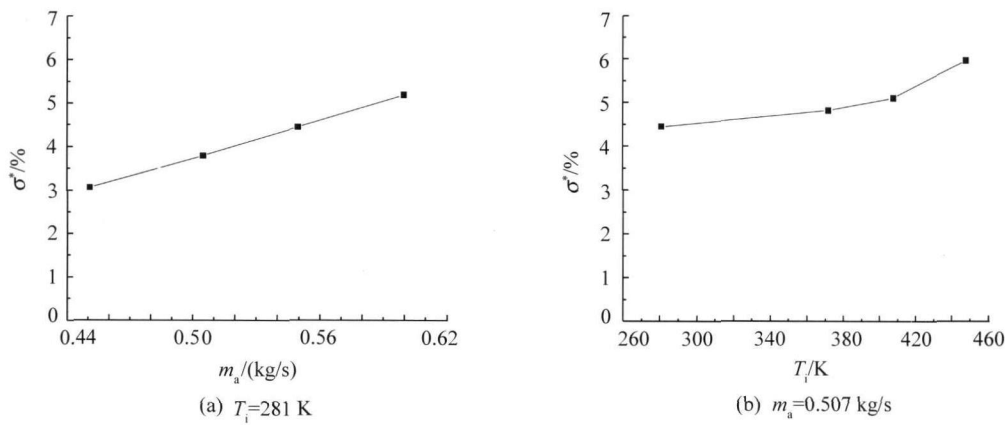


图 4 总压损失系数与进口流量和温度的变化关系

Fig. 4 Total pressure loss versus the inlet airflow rate and temperature

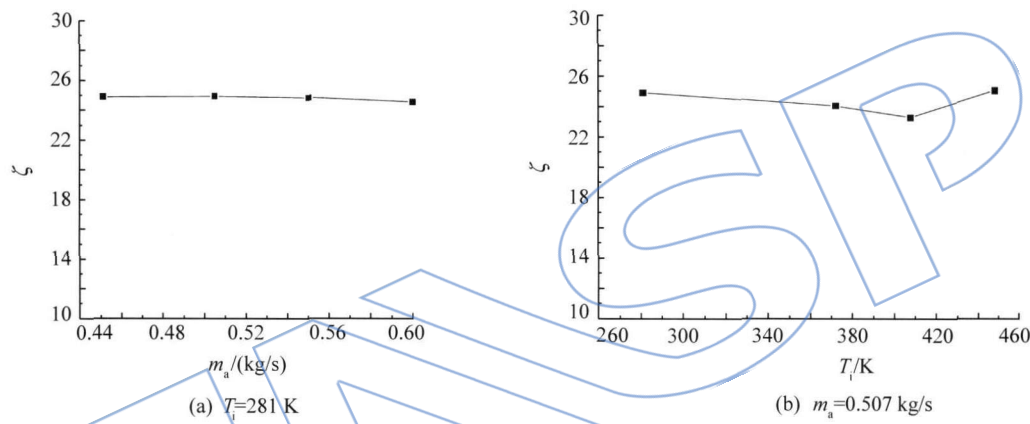


图 5 流阻系数与进口流量和温度的变化关系

Fig. 5 Flow drag coefficient versus the inlet airflow rate and temperature

示),且驻涡区内的回流区稳定,其流场也主要取决于结构.温度升高有利于燃油蒸发和提高化学反应速率、火焰传播速度等.②试验中获得了最大点火余气系数在 6.03 左右,对应的状态为:进口流量 0.609 kg/s,进口温度 460 K.

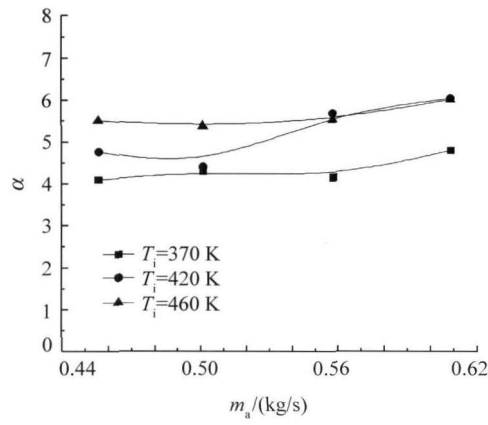


图 6 点火余气系数随总流量的变化图

Fig. 6 Ignition performance versus inlet airflow rate

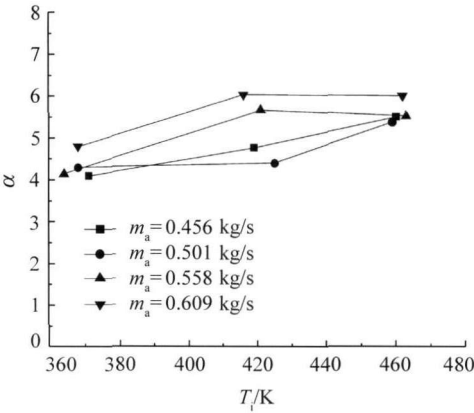


图 7 点火余气系数随进口温度变化图

Fig. 7 Ignition performance versus inlet temperature

2.3 贫油熄火特性

只要驻涡区内不熄火,燃烧室就能稳定燃烧,因而在做贫熄试验时,只在驻涡区供油燃烧.图 8 和图 9 示出了不同进口流量、进口温度下燃烧室贫

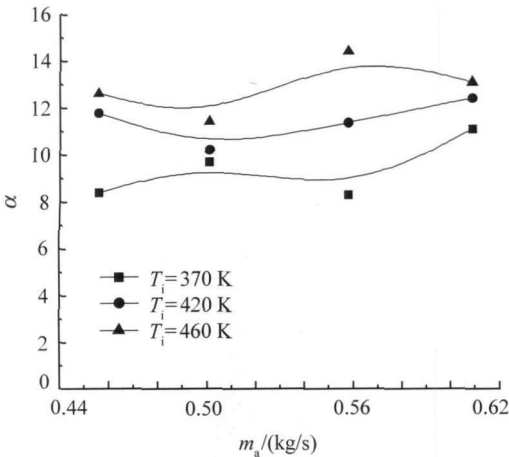


图 8 贫油熄火余气系数随总流量的变化
Fig. 8 LBO versus inlet airflow rate

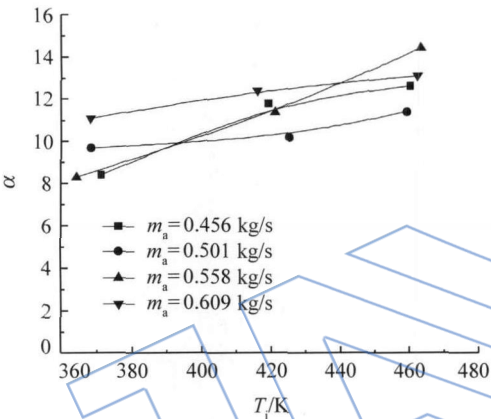
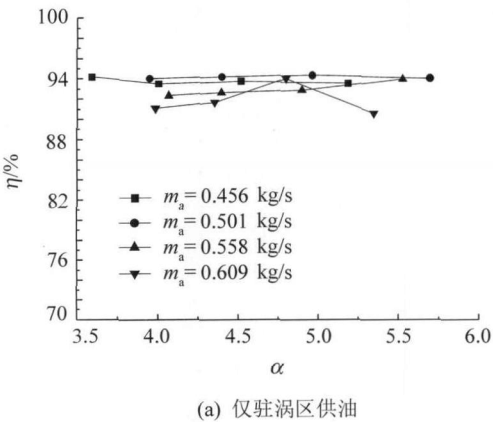


图 9 贫油熄火余气系数随进口温度的变化
Fig. 9 LBO versus inlet temperature

油熄火余气系数的变化情况. 据图可得: ①熄火余



气系数随进口流量的增加变化不大,随进口温度的提高熄火余气系数变大; ②研究中得到的最大熄火余气系数为 14.41,对应的进口流量和温度分别为 0.558 kg/s 和 460 K.

2.4 燃烧效率

试验中分别研究了仅驻涡区供油及驻涡区和主流同时供油两种情况下的燃烧效率. 图 10 示出了进口温度 460 K 时,不同进口流量下燃烧效率 η 随燃烧室总余气系数 α 的变化关系,结果表明: ①仅驻涡区供油时,各流量下 $\eta=90\% \sim 95\%$,且随燃烧室总余气系数 α 的变化不大. 这与试验流量范围内驻涡区内的流速变化不大和驻涡区余气系数 α (以驻涡区内空气流量为基准计算)变化不大(1.2~2.0)有关. 但总体而言燃烧效率不是很高,原因可能是驻涡区的高温燃气流入主燃区后,在主燃区冷空气的冲击和掺混下,温度下降很快,反应无法继续进行. ②驻涡区和主流共同进油时,试验中固定驻涡区余气系数 $\alpha_v=1.6$,然后改变主流燃油以变化燃烧室总余气系数 α . 从试验结果看,燃烧室最大平均温升 1014 $^{\circ}\text{C}$ 左右, η 随 α 的增大(2~3.5)而变小(99.5%~84%),流量小时,如流量为 0.456 kg/s 时,燃烧效率稍高, $\eta>95\%$ 的油汽范围也宽一些. 变化的原因可能是:由于驻涡区燃油量固定, ($\alpha_v=1.6$),因而主燃区实际余气系数 α_m 比燃烧室总余气系数 α 大,试验中 $\alpha=2 \sim 3.3$,对应的 $\alpha_m=2.24 \sim 6.1$,显然 α 变大后,主燃区油气偏贫,不利于燃烧. 另外主燃区进口流量越大,进口速度越高 ($Ma>0.2$),燃烧驻留时间变短,燃烧效率下降.

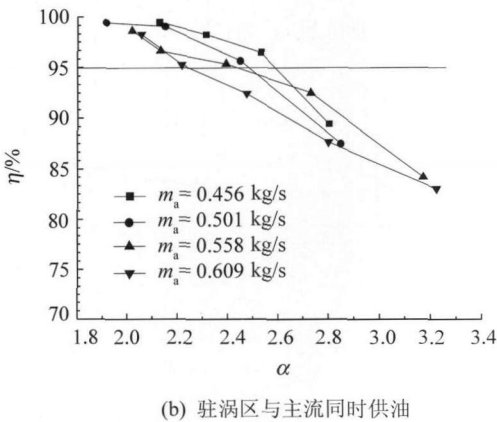


图 10 燃烧效率与燃烧室总余气系数间的关系 ($T_i=460\text{ K}$)
Fig. 10 Combustion efficiency versus the fuel/air ratio ($T_i=460\text{ K}$)

3 结 论

研究中设计了三头部矩形驻涡燃烧室模型,在进口压力为常压,开展了不同进口温度(300~500 K)、流量(0.45~0.65 kg/s)和燃烧室总余气系数下燃烧试验研究,获得了如下结果:

1) 随进口流量和进口温度的增加,总压损失系数 σ^* 分别从3%增至5.19%和从3.5%增至5.97%。流阻系数 ζ 变化不大($\zeta=24\sim25$)。

2) 相同温度下,总流量的改变对于点火性能和贫油熄火性能的影响不大。进口温度的提高有利于点火和贫熄火性能的改善。试验中获得了最大点火和贫熄火余气系数分别为6.03和14.41。

3) 仅驻涡区供油时,燃烧室效率不是很高(90%~95%),且随流量和燃烧室总余气系数的变化都不大。驻涡区和主流同时供油时,燃烧效率随燃烧室总余气系数的变大而下降(介于84%~99.5%之间),进口流量小时,效率相对较高, $\eta>95\%$ 的油气范围也宽一些。

参考文献

[1] Whipkey R R, Little Jr. Locked vortex afterbodies. [J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(5): 296-302.

[2] 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 WANG Jiahua. An investigation on the fluid characteristics of trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 567-571. (in Chinese)

[3] Hsu K Y, Gross L P. Characteristics of a trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Power, 1998, 14(1): 57-65.

[4] Ben-Yakar 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): 256-270.

[5] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines [J]. AIAA-2001-0483.

[6] Acharya S, Murphy M. Mixing and combustion in vortex dominated combustors with distributed air-and-fuel injection [R]. DE Report, AFOSR GRANT No. F49620-98-1-0476.

[7] 何小民,许金生,苏俊卿. 驻涡区进口结构参数影响 TVC 燃烧性能的研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1798-1802.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Effect of air and fuel injection patterns in pilot zone on the trapped-vortex combustor performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1798-1802. (in Chinese)

[8] 苏俊卿,许金生,何小民. 不同进口结构参数影响驻涡燃烧室燃烧性能研究 [C] // 中国航空学会第六届动力年会论文集. 南京:中国航空学会动力专业会, 2006: 393-400.

[9] 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. (in Chinese)

[10] Hendricks R C. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser [R]. NASA/ TM-2004-212507.

[11] 胡晓煜. 增大推力的 F414 发动机即将开始试验 [OL]. 中国航空信息网, [2004-01-06]. <http://www.flightchina.com>.

[12] Burrus D L. High inlet Mach combustor for gas turbine engine: United States, 5619855 [P]. 1997-04-15.

[13] Burrus D L, Johnson A W, Mongia H C, et al. Apparatus and method for rich-quench-lean (RQL) concept in a gas turbine engine combustor having trapped vortex cavity: United States, 6286298 [P]. 2001-09-11.

[14] Aicholtz J C. Gas turbine combustor having dome-to-liner joint: United States 6334298 [P]. 2002-01-01.