

文章编号:1000-8055(2012)11-2442-06

# 涡轮级间燃烧室燃烧性能试验

丁国玉, 何小民, 金 义, 秦伟林, 吴泽俊, 蒋 波

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 开展了进口空气马赫数、驻涡区余气系数影响涡轮级间燃烧室燃烧性能的试验研究, 获得了燃烧室性能参数的变化规律; 随着进口马赫数的增大, 总压损失从 1.5% 增加到 7%, 流阻系数变化不大, 出口温度分布系数 OTDF(overall temperature distribution factor) 也相应变大; 对于不同的进口马赫数, 燃烧效率、OTDF 随驻涡区余气系数的增大分别为降低和基本不变; 燃烧效率大多在 70%~85% 之间; 试验中得到的在燃烧室进口温度为 473 K 时的最大贫油熄火余气系数为 9.7。

**关 键 词:** 涡轮级间燃烧室; 驻涡; 燃烧性能; 马赫数; 余气系数

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Experiment of performance of interstage turbine combustor

DING Guo-yu, HE Xiao-min, JIN Yi, QIN Wei-lin,

WU Ze-jun, JIANG Bo

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** Experiments were conducted to study the interstage turbine combustor performance with different inlet air Mach number and the excess air coefficient of cavity. Experimental result shows that total pressure loss increases from 1.5% to 7% varying with the increase of the inlet air Mach number, the flow drag coefficient is 16 which changes little with the inlet air flow Mach number, and overall temperature distribution factor (OTDF) increases with the increase of the inlet air Mach number; OTDF holds the line as the excess air coefficient of cavity increases while the combustion efficiency decreases; the combustion efficiency is almost between 70% through 85%; the maximal lean blow out (LBO) excess air coefficient is 9.7 at the inlet air temperature of 473 K.

**Key words:** interstage turbine combustor; trapped-vortex; combustion performance; Mach number; excess air coefficient

增加涡轮前燃气温度可以提高发动机热力循环性能, 方法之一是增加涡轮级间燃烧室。涡轮级间燃烧室是在高低压涡轮级间加入一个新的燃烧室, 与加力燃烧室一样, 它在主燃烧室的基础上为发动机提供了更多的加热量, 但其油耗却远低于加力燃烧室。采用级间燃烧室不仅可提高发动机

单位推力, 耗油率保持较低的水平, 而且可以通过改变设计参数, 如压气机压比、风扇压比、涵道比等提高其总体性能, 除此之外, 级间燃烧室是在膨胀阶段通过再热提高出口温度, 从而在达到相同热效率的情况下, 降低涡轮前温度<sup>[1-3]</sup>。

由于涡轮通道内空间狭小, 气动热力状态复

收稿日期: 2011-11-14

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.007.html>

作者简介: 丁国玉(1985—), 男, 山东潍坊人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究。

杂, 气体流速高 ( $Ma \approx 0.4$ ), 这都对涡轮级间燃烧室的设计提出了巨大的技术挑战, 需要突破传统燃烧室的设计思路; 为此近些年来, 世界各国在各类研究计划和基金的支持下, 研究了多种新概念燃烧技术, 诸如驻涡燃烧、旋流燃烧、超紧凑燃烧等, 为这些关键技术的解决提供了可寻的途径, 其中的驻涡燃烧技术是一项被公认的非常有发展前景的燃烧技术。

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, AFRL) 和通用飞机发动机公司 (General Electric Aircraft Engines, GEAE) 共同提出, 至今已发展到第 4 代, 技术已经比较成熟。与传统的旋流稳定燃烧室相比, 驻涡燃烧室具有结构简单紧凑、质量轻、成本低、工作范围广、污染排放低等优点<sup>[4-6]</sup>。美国空军研究实验室 (AFRL) 在 2000 年提出了将驻涡燃烧技术 (TVC) 用于涡轮级间的超紧凑燃烧室 UCC (ultra-compact combustor) 概念并开展了系统的研究工作, 研究结果表明: UCC 的火焰长度只有常规情况的 50% 左右、贫油熄火边界较常规旋流稳焰方式扩大将近 4 倍、在宽广范围内燃烧效率在 99% 以上<sup>[7-8]</sup>。

近些年来, 国内在驻涡燃烧技术方面也取得了一些卓有成效的研究成果: 南京航空航天大学何小民等开展了 TVC 冷态流动特性的研究, 并在此基础上加工了不同的模型燃烧室, 获得了结构参数、油气比、进口空气温度和进口空气流量等参数对 TVC 燃烧性能的影响规律<sup>[9-12]</sup>, 北京航空航天大学的研究者们采用大涡模拟等数值方法以及 PIV (particle image velocimetry) 等试验测试手段对 TVC 凹腔内驻涡的形成、发展和演化进行了研究, 获得了有参考价值的结果<sup>[13]</sup>。但驻涡燃烧技术应用于涡轮级间燃烧室这方面的研究基本上还处于起步阶段, 北京航空航天大学樊未军等<sup>[14-16]</sup>开展了一些相关的研究工作, 获得了在驻涡区和主流单独供气情况下级间燃烧室的出口温度分布、燃烧室壁温分布等的变化规律。

本文在前期驻涡燃烧技术研究的基础上, 设计了将驻涡燃烧技术应用于燃气涡轮与动力涡轮过渡段之间的级间燃烧室, 其结构示意图<sup>[17]</sup>如图 1 所示, 开展了贫油条件下进口马赫数、驻涡区余气系数等参数对燃烧室流阻特性、燃烧效率、贫油熄火特性和出口温度场的试验研究。

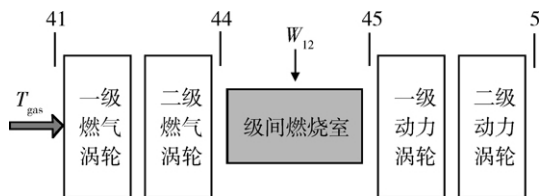


图 1 带级间燃烧室的涡轮过渡段结构示意图

Fig. 1 Layout of turbine transition duct with interstage turbine combustor

## 1 试验模型、试验系统和研究内容

### 1.1 试验模型

级间燃烧室模型示意图如图 2(a) 所示, 该模型为一个梯形燃烧室, 如图 2(b) 所示, 主要包括燃烧室进口系统、驻涡区、补燃区和掺混区等。空气进口包括: 主流区 1 个, 驻涡区 2 个 (前后各 1 个), 掺混区 1 个, 进入燃烧室的空气在燃烧室内按照一定的流量分配分成三路, 一路是主流空气, 另一路是驻涡区空气, 第三路是掺混空气; 该级间燃烧室主流通道中间设置了支板, 以增强油气掺混和促进燃烧; 燃油通过 3 个离心喷嘴喷入驻涡区, 离心喷嘴紧贴驻涡区前端进气口; 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)。

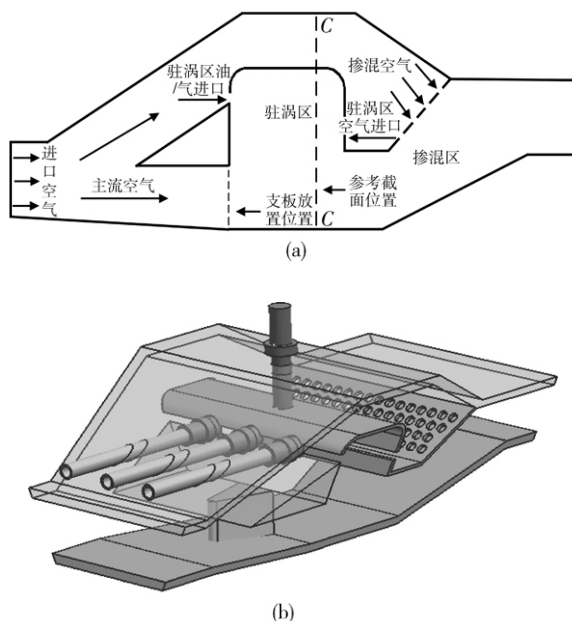


图 2 级间燃烧室模型示意图

Fig. 2 Sketch of interstage turbine combustor

### 1.2 试验系统

试验系统 (图 3) 主要包括级间燃烧室模型、

电加热器、供气系统、供油系统、点火系统及测试系统等。供气系统主要包括 3 台压气机(最大压力为 0.8 MPa,最大流量为 1.2 kg/s),流量为 1.0 kg/s 时,空气经电加热器加热温度可升至 300 ℃左右;供油系统有油泵、阀门和离心喷嘴组成,负责向驻涡区供油,试验用燃油为 RP3 航空煤油;点火系统含高能点火器、电缆和电嘴;测试系统包括测总压损失装置和测出口温度场装置,其中测量燃烧室出口压力和温度装置分别为 3 点总压耙和 5 点可移动式温度耙,两测量耙均在径向等距布置,燃烧室进口压力和温度分别采用 3 点压力耙和镍铬镍硅热电偶测量。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。

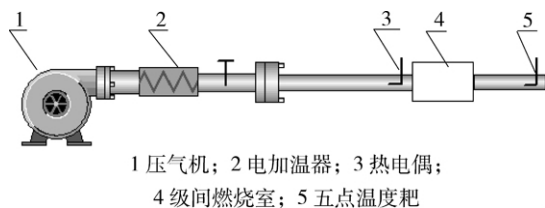


图 3 级间燃烧室试验系统图

Fig. 3 Experimental system of interstage turbine combustor

1.3 研究内容

试验主要开展了不同进口空气马赫数和驻涡区余气系数影响驻涡燃烧室流阻特性、燃烧效率、贫油熄火特性和出口温度分布 OTDF 的工作。主要研究参数如下:进口空气总压为 0.2~0.3 MPa,进口空气马赫数为 0.15~0.36(冷态),0.15~0.25(热态),进口空气温度为 300 K(冷态),473 K(热态),试验中通过增减燃油量变化驻涡区余气系数,驻涡区余气系数在 0.7~1.6 之间。

2 试验结果及分析

2.1 流阻特性

流阻特性分别用总压损失系数  $\sigma^*$  和流阻系数  $\xi$  表示,计算公式如下:

$$\sigma^* = \frac{\Delta p_{t34}}{p_{t3}}$$

$$\xi = \frac{\Delta p_{t34}}{0.5 \rho u_{ref}^2}$$

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,如图 2(a)中 C-C 截面所在位置)的平均速度。

试验中对燃烧室在常温 300 K,压力在 0.2~0.3 MPa 情况下的总压损失系数和流阻系数进行了测量。由图 4 可知,随着进口马赫数从 0.15 增加到 0.36,总压损失从 1.5% 增至 7%,这主要是随着马赫数的增加,流动速度增大,气流与燃烧室壁面的摩擦损失也相应增大,总压损失变大;采用商用软件对燃烧室进行数值模拟,使用结构化网格,采用  $k-\epsilon$  模型,得到燃烧室的冷态计算结果,从 CFD 得到的冷态计算结果来看,当燃烧室进口马赫数为 0.35 时,总压损失为 7.06%,与试验结果基本符合。

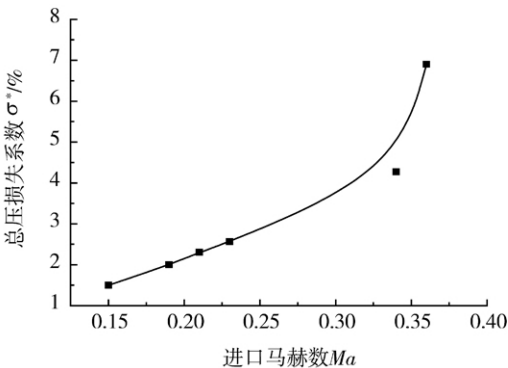


图 4 总压损失系数随进口马赫数的变化

Fig. 4 Variation of total pressure loss versus Ma

从图 5 可以看出,流阻系数  $\xi$  在 16 左右,基本不随燃烧室进口马赫数的变化而变化,这是因为试验各工况下的燃烧室进口雷诺数 ( $Re_{min} = 108463$ ) 均大于临界雷诺数  $10^5$ ,流动进入自模状态。

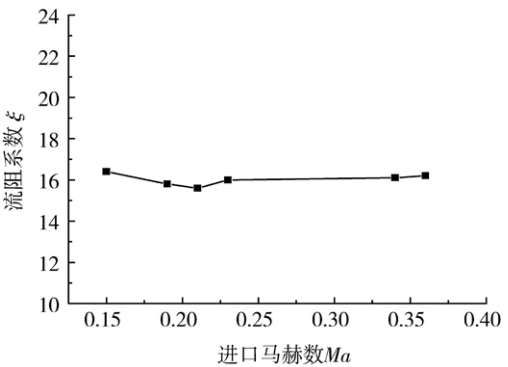


图 5 流阻系数随进口马赫数的变化

Fig. 5 Variation of flow drag coefficient versus Ma

2.2 燃烧效率

燃烧效率的计算采用焓增法,计算公式为

$$\eta = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f)c_{p4}T_4 - \dot{m}_ac_{p3}T_3 - \dot{m}_fc_{pf}T_f}{\dot{m}_fH_f}$$

其中  $\dot{m}_a$  为燃烧室进口空气质量流量;  $\dot{m}_f$  为燃油质量流量;  $c_{p4}$ ,  $c_{p3}$ ,  $c_{pf}$  分别为燃烧室出口燃气、进口空气、燃油的比定压热容;  $T_3$  为燃烧室进口温度;  $T_4$  为燃烧室出口温度;  $T_f$  为燃油温度. 由于出口温度场不均匀, 常用算术平均温度、面积加权平均温度和质量流量加权平均温度 3 种平均温度进行描述, 本文中计算时  $T_4$  取为算术平均温度, 即  $T_4 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N t_{4i}$ , 其中  $N$  为测点总数,  $t_{4i}$  为热电偶测得的第  $i$  点温度;  $H_f$  为 RP3 航空煤油的低热值, 计算时取  $H_f = 43\,200\text{ kJ/kg}$ . 图 6 示出了进口温度为 473 K 时, 不同进口马赫数下燃烧效率  $\eta$  随驻涡区余气系数的变化关系, 结果表明:

1) 在各进口马赫数下, 燃烧效率  $\eta$  大多处于 70%~85% 之间, 总的来说, 燃烧效率偏低, 分析认为主要有 3 方面的原因: 一是因为进口空气温度相对较低, 试验的燃烧室进口温度只有 473 K, 较低的进口温度对燃油蒸发、化学反应速率和火焰传播都是不利的; 二是因为整个试验件模型和驻涡腔尺寸都较小, 使得燃油颗粒在驻涡区和主流区内的滞留时间都减少, 当进口马赫数为 0.15 时, 燃气在掺混区的滞留时间只有 3 ms 左右, 可见滞留时间是比较小的; 三是因为整个燃烧室的温升较小, 总余气系数较大, 在驻涡区里未完全燃烧的高温燃气在跟主流快速混合时会快速淬熄, 使得未完全燃尽的燃油不能及时得到补燃.

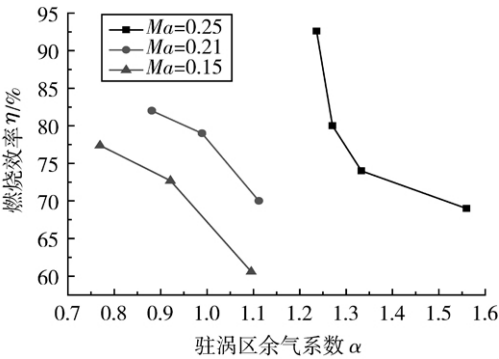


图 6 燃烧效率随驻涡区余气系数的变化  
Fig. 6 Variation of combustion efficiency versus the excess air coefficient of cavity

2) 在不同的进口马赫数下, 燃烧效率  $\eta$  随驻涡区余气系数  $\alpha$  的增大而减小, 其原因可能是: 驻涡区余气系数的增加, 意味着驻涡区内燃油减少, 对离心喷嘴而言, 也就意味着供油压力的降低, 油压的降低会使燃油的雾化质量变差, 这就使得驻涡区里的燃烧效率有所降低, 从而使得总燃烧效

率下降。  
针对燃烧效率低的问题, 拟采取的措施有以下几点: ①在更高的燃烧室进口温度条件下展开燃烧试验, 因为本次试验中级间燃烧室进口温度只有 473 K, 这个进口温度对级间燃烧室而言是偏低的; ②若在更高的进口温度下燃烧效率提高的不明显, 那么可能采取的措施是适当的增大驻涡腔的尺寸, 增大驻涡腔的尺寸无疑可以增加燃气的驻留时间, 但同时也将会增大燃烧室的总压损失, 在增大驻涡腔尺寸时需要综合考虑燃烧效率和燃烧室总压损失等方面的性能; ③同时也可以考虑改变供油方式, 如改成蒸发管供油等, 因为喷雾颗粒尺寸对燃烧效率也有很大的影响.

2.3 贫油熄火特性

图 7 示出了在燃烧室进口温度为 473 K 时燃烧室贫油熄火余气系数 (LBO) 随进口马赫数的增大有所增大, 原因可能是: 虽然进口马赫数的增大会使燃气的驻留时间变短, 但同时能促进燃油的雾化和油气的掺混, 在试验的进口马赫数范围内, 可能是后者的作用占主导. 试验得到的在 473 K 进口温度下的最大贫油熄火余气系数为 9.7.

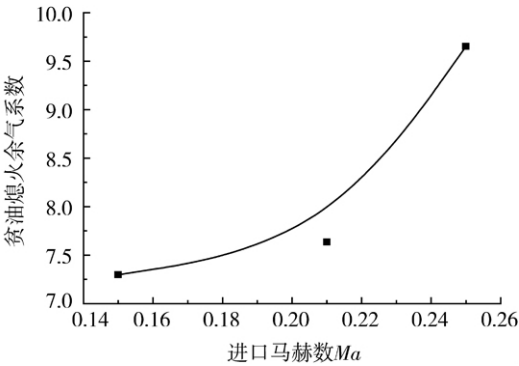


图 7 贫油熄火余气系数随进口马赫数的变化  
Fig. 7 Variation of LBO excess air coefficient versus Ma

2.4 出口温度分布

燃烧室出口温度分布系数用 OTDF 表示, 计算公式为

$$\theta_{otdf} = \frac{t_{4max} - t_{4a}}{t_{4a} - t_{3a}}$$

式中  $t_{3a}$  为燃烧室进口平均温度,  $t_{4a}$  为燃烧室出口平均温度,  $t_{4max}$  为燃烧室出口温度场中的最高温度. 试验时, 为了消除侧壁效应, 只取试验件出口截面中间的一个  $5.5\text{ cm} \times 2.8\text{ cm}$  的矩形区域进行测量, 共 15 个测点, 测点的密度为每平方厘米 0.97, 按照出口温度测量的要求, 包含热点的试验

数据要求该值大于 0.17. 图 8 为燃烧室进口温度为 473 K 时,不同燃烧室进口马赫数下燃烧室出口温度分布 OTDF 随驻涡区余气系数  $\alpha$  的变化关系,试验结果表明:

1) 随着进口马赫数的增大,OTDF 也相应变大,这主要是因为进口马赫数的增大意味着空气流动速度增大,燃油、主流空气、驻涡区空气和掺混空气在燃烧室内的驻留时间都会减小,一方面这会使燃烧不完全程度增大,另一方面使掺混空气与主流燃气的不完全掺混程度增大,这都会不同程度地造成燃烧室出口温度场的恶化;

2) 对不同的进口马赫数,OTDF 随驻涡区余气系数的增大有所变化,但变化不大,综合考虑到试验误差等各方面的因素,可以认为 OTDF 随驻涡区余气系数的变化基本不变.

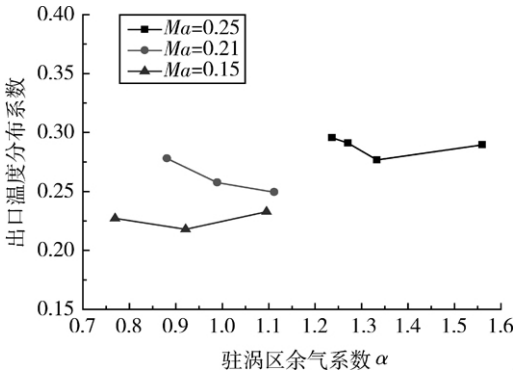


图 8 OTDF 随驻涡区余气系数的变化

Fig. 8 Variation of OTDF versus the excess air coefficient of cavity

3 结 论

研究中设计了梯形涡轮级间燃烧室模型,在进口空气总压为 0.2~0.3 MPa、进口温度为 473 K 条件下,开展了进口马赫数为 0.15~0.36 (冷态)与 0.15~0.25 (热态)、驻涡区余气系数 0.7~1.6 下的燃烧室试验研究,获得了如下研究结果:

1) 随着进口马赫数从 0.15 增加到 0.36,总压损失从 1.5% 增至 7%,流阻系数基本不变,在 16 左右;

2) 燃烧效率随驻涡区余气系数的增大而降低,试验得到的燃烧效率大多在 70%~85% 之间;

3) 试验中得到级间燃烧室的最大贫油熄火余气系数为 9.7;

4) 随着进口马赫数的增大,OTDF 也相应变

大;对于不同的进口马赫数,OTDF 随驻涡区余气系数的变化基本不变.

后续工作将主要围绕提高燃烧效率展开,同时在试验条件允许的情况下,对级间燃烧室在更高的进口温度和进口马赫数下进行性能试验研究,以更加全面地掌握级间燃烧室的燃烧特性和变化规律,为级间燃烧室的发展提供参考.

参考文献:

[1] Sirignano W A, Liu F. Performance increases for gas-turbine engines through combustion inside the turbine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 111-118.

[2] 尚守堂, 程明, 刘殿春, 等. 涡轮级间燃烧室技术的研究现状与发展趋势[J]. 航空科学技术, 2011(4): 79-82. SHANG Shoutang, CHENG Ming, LIU Dianchun, et al. The status and direction of inter-stage turbine burner technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(4): 79-82. (in Chinese)

[3] Balu S. Effect of trapped vortex combustion with radial vane cavity arrangements on predicted inter-turbine burner performance[R]. AIAA-2009-4603, 2009.

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

[5] 何小民, 许金生, 苏俊卿. 驻涡燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 318-323. HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Experimental research of the performance of the trapped-vortex combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 318-323. (in Chinese)

[6] 刘世青, 钟兢军. 驻涡燃烧室最佳中心驻体宽度选择的数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1005-1010. LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Numerical simulation of center-body width in a trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1005-1010. (in Chinese)

[7] Zelina J, Ehret J, Hankcock R D, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[R]. AIAA-2002-3725, 2002.

[8] Zelina J, Sturgess G J, Shouse D T. The behavior of an ultra-compact combustor (UCC) based on centrifugally-enhanced turbulent burning rates[R]. AIAA-2004-3541, 2004.

[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)

[10] 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)

[11] 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)

[12] 苏俊卿. 驻涡燃烧室设计与试验验证研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.  
SU Junqing. Reserch on design and test verification of the trapped-vortex combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[13] 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): 66-71.  
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): 66-71. (in Chinese)

[14] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 涡轮级间单涡燃烧室壁温研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1512-1517.  
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Study of wall temperature on the interstage turbine single vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1512-1517. (in Chinese)

[15] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1238-1244.  
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Experimental study of wall temperature distribution on annular interstage trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1238-1244. (in Chinese)

[16] 孔祥雷, 樊未军, 邢菲, 等. 单涡/贫油驻涡燃烧室的出口温度分布试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 794-799.  
KONG Xianglei, FAN Weijun, XING Fei, et al. Experimental study on outlet temperature distribution in single vortex/lean oil trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 794-799. (in Chinese)

[17] 成本林, 周文祥, 张堃元. 带级间燃烧的涡轴发动机性能仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2543-2548.  
CHENG Benlin, ZHOU Wenxiang, ZHANG Kunyuan. Performance simulation of turboshaft engines with interstage turbine burner[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2543-2548. (in Chinese)