

冲压发动机驻涡燃烧室燃烧性能试验

何小民¹, 秦伟林^{1,2}, 朱志新¹, 牛志刚², 费立群²,
彭力², 杨承宇²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院
江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航天科工集团公司 北京动力机械研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要: 针对某冲压发动机驻涡燃烧室模型,进行了不同进口温度、进口速度系数和余气系数下燃烧室燃烧性能的试验研究,研究结果证明:随着进口速度系数的增加(0.20~0.35),点火总油气比和贫油熄火油气比增加,燃烧效率变化不明显;随着进口温度的增加(573~773 K),点火总油气比和贫油熄火油气比下降,燃烧效率提高;随着余气系数的增加(1.1~2.1),燃烧效率提高。试验中获得最小点火总油气比为0.0035,最小贫油熄火油气比为0.0028,最高燃烧效率93%。研究证明了驻涡应用于冲压发动机燃烧室的可行性。

关 键 词: 冲压发动机; 驻涡; 燃烧室; 燃烧性能; 进口气动参数

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Experiment on combustion performance of ramjet engine with trapped-vortex combustor

HE Xiao-min¹, QIN Wei-lin^{1,2}, ZHU Zhi-xin¹, NIU Zhi-gang²,
FEI Li-qun², PENG Li², YANG Cheng-yu²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,
Beijing Power Machinery Research Institute,
China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: Experiments were conducted to study the combustion performance of ramjet engine model with trapped-vortex combustor under different inlet temperatures and velocity coefficients. The results show: with the increase of inlet velocity coefficient increases (0.20—0.35), the ignition and lean blowout fuel air ratios rise, and the combustion efficiency changes little. As the inlet temperature increases (573—773 K), the ignition fuel air ratio and lean blowout fuel air ratio decreases, and the combustion efficiency increases varying with increase of the excess air coefficient (1.1—2.1). The minimum ignition fuel air ratio and the lean blowout fuel air ratio is 0.0035 and 0.0028 respectively, the maximum combustion efficiency obtained from experiment is 93%. The results prove the feasibility of applying the cavity to the ramjet combustor.

收稿日期: 2013-09-09

基金项目: 高超声速冲压发动机技术重点实验室开放基金; 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ14-01)

作者简介: 何小民(1971—),男,浙江义乌人,教授,博士,主要从事航空航天动力燃烧理论和燃烧技术的研究。

Key words: ramjet engine; trapped-vortex; combustor; combustion performance; inlet aerodynamic parameter

冲压发动机燃烧室内气流速度远高于湍流火焰传播速度^[1],因而为稳定火焰,无一例外的在燃烧室内设置了火焰稳定器.目前有多种形式的火焰稳定器,包括钝体式火焰稳定器^[2-4]、突扩式火焰稳定器^[5]、旋流式火焰稳定器^[6]和凹腔火焰稳定器^[7]等.对于凹腔火焰稳定器,目前主要用于如下两个方面:一是用于超燃冲压发动机燃烧室中;另一个用作亚声速来流条件下航空发动机主燃烧室-驻涡燃烧室.除此外,近些年也开始探讨把凹腔火焰稳定器应用于亚燃冲压发动机和加力燃烧室中的可行性,完成了一些研究工作,取得了一定的进展. Roquemore 等研究了驻涡燃烧室在高进口马赫数条件下的燃烧性能^[8],试验结果表明在进口马赫数超过 0.50 时,驻涡燃烧室燃烧效率超过 98%,为凹腔在高亚声速气流的应用提供了参考.美国在涡轮/冲压组合发动机中把凹腔作为冲压发动机燃烧室的值班稳定器^[9],开展了性能研究.国内也开展了一些研究,席文雄针对亚燃冲压发动机,将凹腔布置在中心锥体上,实现凹腔和进气中心锥体的一体化^[10].中国航天科工集团三十一所设计了一种应用驻涡燃烧室的冲压发动机燃烧室^[11],数值模拟结果表明驻涡区宽高比控制在 1.0 左右时涡系结构最稳定.吴迪等提出了一种基于凹腔支板火焰稳定方案的加力燃烧室^[12],将原有的涡轮后框架支板替换为带凹腔的尾缘突扩翼型支板.文献[13-14]对驻涡燃烧室开展了一些工作,也设计了凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室^[15]并完成了冷态流场测量,获得了燃烧室,

特别是凹腔内的速度分布特性.

本文在上述研究的基础上,针对亚燃冲压发动机的特点,探讨把凹腔作为值班稳定器应用于冲压燃烧室的可行性.研究中设计并加工了基于凹腔值班的发动机冲压驻涡燃烧室(以下简称冲压驻涡燃烧室)模型,开展不同进口温度、进口速度系数和余气系数下冲压驻涡燃烧室的燃烧性能试验,以掌握其性能变化规律和冲压驻涡燃烧室的特点,为凹腔应用于亚燃冲压发动机提供理论和技术支持.

1 试验模型、系统和研究内容

1.1 试验模型

图 1 为冲压驻涡燃烧室的原理图.冲压驻涡燃烧室总长为 800 mm,主要包括扩压器、中心锥体、凹腔值班稳定器、径向 V 型稳定器、供油系统等.凹腔值班稳定器放置在中心锥体后半部分,承担着冲压驻涡燃烧室的点火、火焰稳定和小推力下燃烧的作用.径向 V 型稳定器固定在中心锥体上,后掠角为 30°.凹腔值班稳定器在凹腔前后进气的作用下形成驻涡区,并与径向 V 型稳定器的低速区连成一体.主流供油采用直射式喷嘴,喷油方式为逆斜喷,喷油孔夹角为 90°.凹腔值班稳定器的供油为直射溅板式喷嘴,供油位置处于驻涡区上游 150 mm 处.图 2 为冲压驻涡燃烧室的模型实物照片,燃烧室设计成扇形,扇形角为 40°.整个模型由凹腔值班稳定器、单根径向 V 型稳定

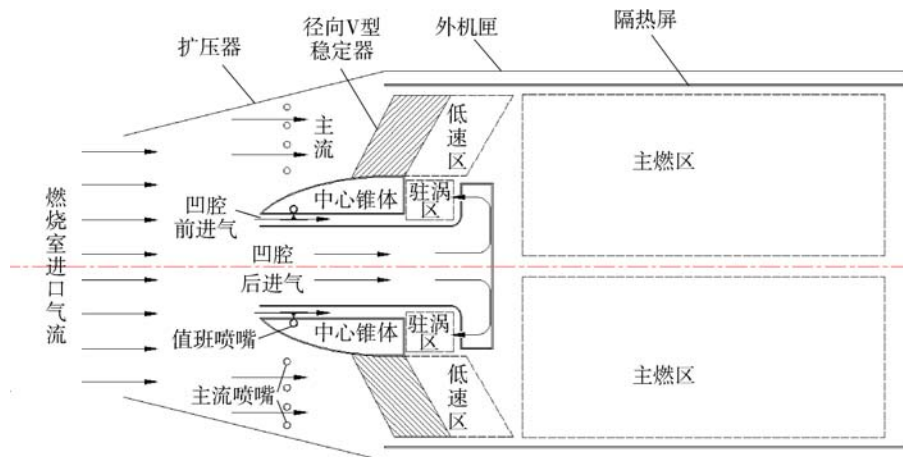


图 1 冲压驻涡燃烧室原理图

Fig. 1 Schematic of ramjet with trapped-vortex combustor

器、主流和凹腔值班区供油系统、点火器及测试系统等组成。点火器采用高能电嘴点火器,固定在燃烧室侧壁上。



图2 冲压驻涡燃烧室试验模型

Fig. 2 Experimental model of ramjet with trapped-vortex combustor

1.2 试验系统

试验系统如图3所示,包括了冲压驻涡燃烧室模型、供气系统、燃油系统、点火系统、空气加热器、测控系统等。供气系统含有3台压气机(最大压力为0.8MPa,最大流量为1.2kg/s),空气加热器采用直接加热法,最高加热到873K。空气流量通过孔板流量计测量,燃油流量经过标定,通过精密压力表测量。燃烧室进口温度用单支镍铬-镍硅热电偶测量,出口温度采用19点水冷式双铂铑热电偶温度靶测量。

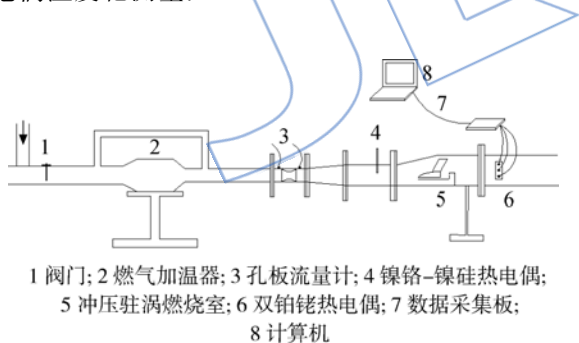


图3 冲压驻涡燃烧室试验系统

Fig. 3 Experimental system of ramjet with trapped-vortex combustor

1.3 研究内容

研究主要开展不同进口温度、进口速度系数和余气系数对冲压驻涡燃烧室的点火性能、贫油熄火性能和燃烧效率影响的试验研究,掌握性能变化规律。

研究中主要改变的参数如下:

- 1) 进口空气温度 $T_i=573\sim 773\text{ K}$ 。
- 2) 进口速度系数 $\lambda=0.15\sim 0.35$ 。

- 3) 余气系数 $\alpha=1.0\sim 3.0$ 。

2 试验结果及分析

2.1 点火性能

冲压驻涡燃烧室点火过程分为两步:首先点燃凹腔值班稳定器,然后凹腔值班稳定器内产生的热燃气引燃主流。一般地,凹腔值班稳定器点燃后,主流都能顺利点燃,因而凹腔值班稳定器的点火性能即代表燃烧室的点火性能。结果分析时用点火总油气比($R_{fa,ig}$,即凹腔值班稳定器的燃油流量除以燃烧室进口总空气流量)与进口速度系数间的关系来表示点火性能。

图4示出了 $R_{fa,ig}$ 随进口速度系数的变化关系,图中的点表示特定进口速度和温度下,试验中都能成功点火的凹腔值班稳定器总油气比。

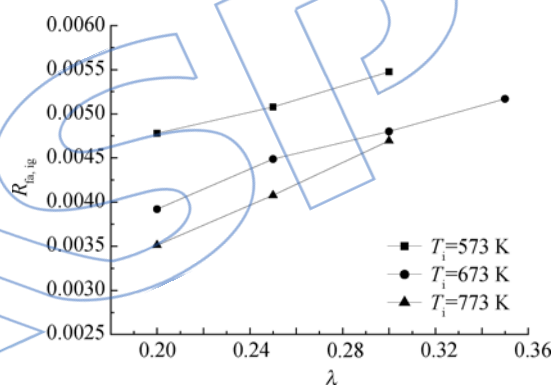


图4 点火总油气比随进口速度系数的变化

Fig. 4 Ignition fuel air ratio varying with inlet velocity coefficient

从图4中可以看出:

1) 在相同进口温度下,随着进口速度系数($\lambda=0.20\sim 0.35$)的增加, $R_{fa,ig}$ 增加,如进口温度为 $T=673\text{ K}$ 时,点火总油气比从0.0039变至0.0052,增加了33%。进口速度系数增加,意味着燃烧室中气流速度增加,凹腔值班稳定器内的速度也增加,同时燃油在凹腔值班稳定器内驻留时间变短,燃油蒸发量减少,这些不利因素都使得点火变得困难。

2) 相同进口速度系数条件下,随着进口温度的增加($T=573\sim 773\text{ K}$),点火总油气比下降,点火成功率提高。原因在于进口气流温度增加有利于提高燃油的蒸发和雾化、可燃混合物的初始化学反应速率和火焰传播速度。

试验中获得的最小 $R_{fa,ig}$ 为0.0035,对应进口气流状态为进口速度系数为0.20,进口温度为

773 K.

2.2 贫油熄火性能

在做贫油熄火试验时, 固定燃烧室进口空气流量不变, 逐渐减少供油量, 直至熄火, 记录下此时的供油量, 并与燃烧室总进气量相比, 得到贫油熄火油气比 ($R_{fa, lbo}$). 图 5 示出了 $R_{fa, lbo}$ 随进口速度系数的变化关系, 图中的每一个点表示在特定进口速度和温度下, 燃烧室的熄火油气比, 在贫油熄火曲线的上方, 都能保证燃烧室稳定燃烧.

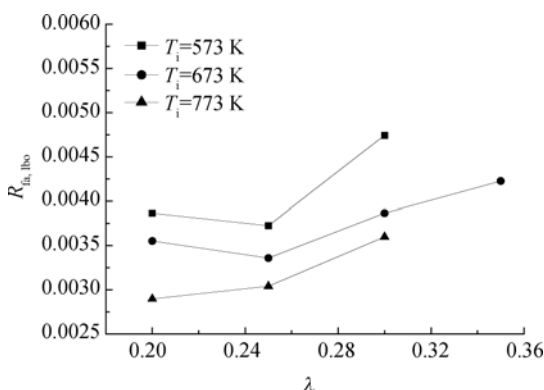


图 5 贫油熄火油气比随进口速度系数的变化

Fig. 5 Lean blowout fuel air ratio varying with inlet velocity coefficient

从图 5 中可以看出:

1) 相同进气温度下, 随着进口速度系数 ($\lambda = 0.20 \sim 0.35$) 的增加, $R_{fa, lbo}$ 呈现总体增加趋势, 在进口温度较低时, 试验中对应于 $T_i = 573$ K 和 $T_i = 673$ K 时, $\lambda = 0.20$ 和 $\lambda = 0.25$ 之间的 $R_{fa, lbo}$ 变化很小, 且在 $\lambda = 0.25$ 时有较小值. 在稳定的燃烧场中, 提高气流速度, 将会打破原先火焰传播速度与气流速度相等的平衡状态, 严重时导致熄火, 因而为了稳定火焰, 当来流压力和温度保持不变时, 增加燃烧场中的油气比, 可以提供更多的反应热, 提升燃气温度, 从而提高化学反应和火焰传播速度, 使之与提高了的气流速度相等, 达到再一次的火焰稳定. 因而随着进口速度的提高, 贫油熄火油气比增加. 另一方面, 气流速度提高, 湍流强度增加, 这对促进燃油雾化和油气混合是有利的, 从而有利于燃烧, 在这一程度上可以补偿, 甚至超过气流速度提高对燃烧带来的损害作用. 但当进口温度高到一定程度时, 此时燃油蒸发已变得很好, 气流速度提高带来的益处将变得很小. 这也是贫油熄火油气比在 $T_i = 573, 673$ K 时存在最小值, 而 $T_i = 773$ K 则是单调增加可能的原因.

2) 相同进口速度系数下, 随着进口温度

($T_i = 573 \sim 773$ K) 的增加, $R_{fa, lbo}$ 下降, 燃烧室不容易熄火. 进口温度增加, 提高了化学反应速率和火焰传播速度, 从而有利于改善火焰稳定性能.

试验中获得的最小贫油熄火油气比为 0.0028, 对应进口温度为 773 K, 进口速度系数为 0.20. 该 $R_{fa, lbo}$ 表明冲压驻涡燃烧室具有良好的贫油熄火性能, 可以满足冲压发动机的要求.

2.3 燃烧效率

试验中采用燃气加热器 (如图 3 中标出的 2 号装置) 对进入冲压驻涡燃烧室的空气进行加热, 如燃气加热器的燃烧效率没有达到 100% 时, 未燃烧完的燃油会进入冲压驻涡燃烧室中, 这样在计算燃烧效率时不仅需要考虑直接供入冲压发动机燃烧室的燃油, 还需要加上由燃气加热器过来的燃油. 试验中也测量了燃气加热器的进出口温度, 计算了燃烧效率, 结果显示在本次试验参数范围内, 燃气加热器的燃烧效率介于 96% ~ 98.5%.

燃烧效率计算时采用等温燃烧焓差法, 计算公式如下:

$$\eta = \frac{(f_0 + f_1)(i_{t2} - i_{t1}) + (c_{p, a2} T_2 - c_{p, a1} T_1)}{(f_0 + f_1) h_f}$$

式中 f 表示油气比; i_t 表示等温燃烧焓差^[16]; $c_{p, a}$ 表示空气比定压热容^[17]; h_f 表示煤油的低热值 (取 44 300 kJ/kg); 下标 0, 1, 2 分别表示燃气加热器出口参数、冲压发动机燃烧室进口和出口参数.

图 6 示出了燃烧效率随燃烧室余气系数的变化关系. 从图中可以看出: 燃烧效率随余气系数的增加而增加, 余气系数为 1.1 时燃烧效率为 80% 左右, 当余气系数增加到 2.1 时, 燃烧效率接近 90%. 主要原因是随着余气系数的增加, 单位燃油所能利用的氧气含量增加, 同时二次燃烧的可能性也增大. 另外从图中看燃烧效率基本不随进口速度系数的变化 (0.20 ~ 0.30) 而变化. 原因可能在于进口气流速度增加, 雷诺数增加, 气流的湍流强度增强, 油气掺混作用加强, 同时气流速度增加还使得气流作用在油珠表面的气动力增加, 提高了燃油的雾化蒸发效果, 这些对提高燃烧效率是有利的. 然而, 随气流速度的增加, 燃油在燃烧室内的驻留时间变短, 部分燃油未来得及充分燃烧就被排除燃烧室, 这对燃烧是不利的.

图 7 为燃烧效率随进口温度的变化关系, 由图可知燃烧效率随进口温度的增加而提高. 进口空气温度增加, 有利于燃油的雾化和蒸发, 增加化学反应速率和火焰传播速度. 但来流温度提高到

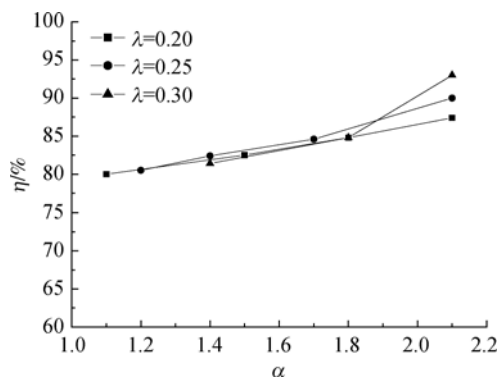


图6 燃烧效率随余气系数的变化 ($T_i=673\text{ K}$)

Fig. 6 Combustion efficiency varying with overall excess air coefficient ($T_i=673\text{ K}$)

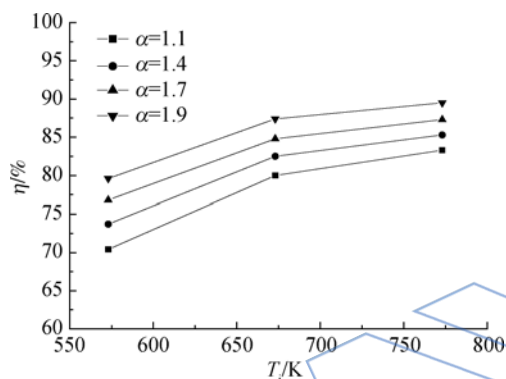


图7 燃烧效率随进口温度的变化 ($\lambda=0.20$)

Fig. 7 Combustion efficiency varying with inlet temperature ($\lambda=0.20$)

煤油的沸点后 ($420\sim 550\text{ K}$), 再提高对燃油蒸发等的改善程度并不明显。

3 结 论

研究中设计了冲压驻涡燃烧室模型, 完成了不同进口温度、进口速度系数和余气系数下燃烧性能试验, 获得了如下研究结果:

1) 探讨分析了冲压驻涡燃烧室的技术特点和性能变化规律。燃烧室点火和贫油熄火性能都随着进口速度系数的减小 ($\lambda=0.20\sim 0.35$) 和进口温度的增加 ($T_i=573\sim 773\text{ K}$) 而有所改善。燃烧效率随着燃烧室余气系数 ($\alpha=1.1\sim 2.1$) 和进口温度 ($T_i=573\sim 773\text{ K}$) 的增加而提高, 在进口速度系数 $\lambda=0.20\sim 0.30$ 范围内燃烧效率的变化大致在 7% 以内。试验中获得的最小点火总油气比为 0.0035, 最小贫油熄火油气比为 0.0028, 燃烧效率介于 80%~93%。

2) 研究中得到的冲压驻涡燃烧室各项燃烧

性能较好地满足了先进冲压发动机的技术要求, 初步验证了驻涡概念用于冲压发动机中的可行性。

参考文献:

- [1] 李庆, 潘余, 李清廉, 等. 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机燃烧室点火过程研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1600-1605.
LI Qing, PAN Yu, LI Qinglian, et al. Ignition characteristics of ramjet with cavity-based flameholder[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4): 1600-1605. (in Chinese)
- [2] 金莉, 谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 30-34.
JIN Li, TAN Yonghua. Study on flameholders[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(1): 30-34. (in Chinese)
- [3] 韩启祥, 王家骅. 沙丘驻涡蒸发式稳定器低压性能的试验研究[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 40-42.
HAN Qixiang, WANG Jiahua. Experimental investigation on performance of vapor barchane dune vortex flameholder at low pressure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 40-42. (in Chinese)
- [4] 杨茂林, 全中, 白兴艳, 等. 尾缘吹气式火焰稳定器试验研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(2): 185-188.
YANG Maolin, QUAN Zhong, BAI Xingyan, et al. Experimental investigation on EBMC flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 185-188. (in Chinese)
- [5] Kim S D, Jeung I. Numerical simulation on a reacting flows of coaxial ramjet dump combustor with liquid fuel injection [R]. AIAA-2006-4749, 2006.
- [6] 刘巍, 杨涛. 固体燃烧冲压发动机旋流冷态流场数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 711-716.
LIU Wei, YANG Tao. Numerical simulation of cold swirl flow field for solid fuel ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 711-716. (in Chinese)
- [7] 丁猛, 王振国. 凹腔火焰稳定器阻力特性的实验研究[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 556-560.
DING Meng, WANG Zhenguo. Experimental investigation on the drag of cavity flame holder[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 556-560. (in Chinese)
- [8] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbines[R]. AIAA-2001-0483, 2001.
- [9] Lee J, Winslow R, Buehrle R J. The GE-NASA RTA hyperburner design and development[R]. NASA/TM-2005-213803, 2005.
- [10] 席文雄. 亚燃冲压发动机燃烧室数值仿真与试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
XI Wenxiong. Numerical and experimental research on the ramjet combustor based on cavity[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [11] 费立群, 张炎, 牛志刚, 等. 冲压发动机驻涡燃烧室模型方案数值模拟研究[J]. 推进技术, 2011, 32(5): 676-679.

- FEI Liqun, ZHANG Yan, NIU Zhigang, et al. Numerical simulation on trapped-vortex combustor model for ramjet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(5): 676-679. (in Chinese)
- [12] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣. 一种加力燃烧室凹腔支板火焰稳定方案研究[C]//中国航空学会第七届动力年会论文集. 贵州: 中国航空学会, 2010: 657-660.
- [13] 金义, 何小民, 蒋波. 富油燃烧/快速淬熄/贫油燃烧(RQL)工作模式下驻涡燃烧室排放性能试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1031-1036.
- JIN Yi, HE Xiaomin, JIANG Bo. Experimental study on emission performance of rich-burn quick-quench lean-burn (RQL) trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1031-1036. (in Chinese)
- [14] JIN Yi, HE Xiaomin, ZHANG Jinyu, et al. Experimental study on emission performance of an LPP/TVC[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(3): 335-341.
- [15] 秦伟林, 何小民, 金义, 等. 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型冷态流场试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1347-1354.
- QIN Weilin, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Experimental investigation on cold flow characteristics of afterburner with cavity/strut hybrid flameholders[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1347-1354. (in Chinese)
- [16] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第11分册 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [17] 沈维道, 童钧耕. 工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2000.