

文章编号:1000-6893(2010)10-1914-05

# 基于驻涡燃烧室的贫油熄火经验关系式初探

邢菲, 张帅, 邹建锋, 郑耀

(浙江大学 航空航天学院, 浙江 杭州 310027)

## A Preliminary Study on Empirical Correlation of Lean Blow-out Based on Trapped Vortex Combustor

Xing Fei, Zhang Shuai, Zou Jianfeng, Zheng Yao

(School of Aeronautics and Astronautics, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

**摘要:** 驻涡燃烧室(TVC)与传统旋流燃烧室相比采用不同稳焰方式。在前期试验研究的基础上对其贫油熄火(LBO)性能进行归纳总结,参考并与 Lefebvre 基于化学反应的贫油熄火经验关系式相比较,提出适用于采用煤油为燃料、蒸发管方式供油的驻涡燃烧室的贫油熄火经验关系式。针对驻涡燃烧室提出的贫油熄火经验关系式包含了蒸发管雾化性能、主流气流量和凹腔卷吸气流量等因素,对比经验关系式的预测结果与试验结果,最大误差在 15% 以内。

**关键词:** 航空发动机; 驻涡燃烧室; 贫油熄火; 经验关系式

**中图分类号:** V235 **文献标识码:** A

**Abstract:** The trapped vortex combustor (TVC) is different from traditional combustors in its combustion method. Based on previous experimental studies, a preliminary study on the empirical correlation of lean blow-out (LBO) is conducted on a TVC. Compared with Lefebvre's empirical correlation of LBO, the proposed new empirical correlation in this article agrees better with the experimental data of TVC. The new empirical correlation takes into consideration the effect of the atomizing performance of the evaporation tube, the mainstream flow rate, the entrainment of mainstream flow of the cavity, etc. The resultant LBO data from the new correlation are consistent with experimental observation under different operating conditions, and the largest error is less than 15%.

**Key words:** aeroengine; trapped vortex combustor; lean blow-out; empirical correlation

现代航空发动机的发展对燃烧室设计提出了更高的要求,其中一个重要问题是拓宽燃烧稳定工作范围。航空发动机慢车工况的贫油熄火油气比如果能小于等于 0.005 的设计指标,那么在高空一般就能稳定燃烧,在机动飞行时不易熄火<sup>[1]</sup>。为适应高性能燃气轮机燃烧室发展的需要,1988 年美国提出的 JHPDET 计划中公布了研究中的驻涡燃烧室(Trapped Vortex Combustor, TVC)方案<sup>[2-4]</sup>。驻涡燃烧室是一种简单、紧凑的燃烧室,在稳定燃烧、低排放等方面具有巨大的潜力<sup>[5]</sup>。

航空发动机燃烧室熄火一般分为两种方式:富油吹熄和贫油熄火(Lean Blow-out, LBO)。针对燃气轮机燃烧室贫油熄火有两种不同的方式, A. M. Mellor<sup>[6]</sup>按照特征时间观点,提出了特

征时间模型,把燃烧室内液雾燃烧所需的 3 个特征时间(油滴蒸发时间,化学反应时间和回流区剪切层驻留时间)作为考察重点。A. H. Lefebvre<sup>[7]</sup>按照能量守恒的观点,提出了热平衡模型,认为当主燃区的释热率不足以把进入燃烧室的新鲜混合气加热到产生燃烧反应所需的温度时,不能将新鲜油气混合物点燃,就会发生燃烧室熄火现象。

### 1 驻涡燃烧室试验模型

A. H. Lefebvre 在大量发动机试验数据的基础上总结了慢车工况贫油熄火的经验关系式,主要考虑了油滴蒸发、雾化、化学反应动力学及工况的影响。他提出的贫油熄火经验关系式为<sup>[7]</sup>

$$(f/a)_{LBO} = \left(\frac{A}{V_c}\right) \left[ \frac{\dot{m}_a}{p_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \right] \left( \frac{SMD^2}{\lambda Hu} \right) \quad (1)$$

收稿日期: 2009-10-24; 修订日期: 2010-01-09

基金项目: 国家自然科学基金(10702064)

通讯作者: 张帅 E-mail: shuaizhang@zju.edu.cn

式中:  $(f/a)_{LBO}$  为燃烧室贫油熄火时的油气比;  $V_c$  为燃烧室体积;  $\dot{m}_a$  为空气流量;  $p_3$  和  $T_3$  分别为燃烧室进口空气压力和温度; SMD 为索特平均直径;  $\lambda$  为有效蒸发常数;  $Hu$  为燃油低热值;  $A$  为常数, 主要与燃烧室几何结构和燃烧区的混合特性有关。

式(1)右边第 1 项包含燃烧容积,  $A$  随不同燃烧室的设计而变化; 第 2 项表示燃烧室工作状态; 第 3 项与燃油属性相关。用式(1)对采用蒸发管供油的驻涡燃烧室进行贫油熄火公式的估算, 结果与试验值相差较大。其原因是在式(1)中, 采用不同燃油喷嘴的 SMD 相差较大; 化学动力学在贫油熄火过程中占主导地位, 温度的影响呈自然指数函数的形式, 气流量只是一次项; 同时, 该经验关系式还将贫油熄火问题作为燃烧室整体来考虑, 而从试验中的燃烧现象可以发现, 贫油熄火油气比受到供油装置局部油气比很大的影响。

本文研究的驻涡燃烧室试验模型的整体设计思路是: 采用燃烧室蒸发管一体式进气, 对进口段进入的高温高速气流进行分流, 如图 1 所示。一部分从主流通道流出; 一部分进入到封闭的冷却腔, 利用高速进口气流滞止产生的压力, 使这部分冷却气流通过凹腔壁面及出口段的进气孔、冷却孔、掺混孔及发散孔进入到火焰筒内, 参与燃烧并与主流通道内气体进行掺混, 同时还有部分气体通过蒸发管和燃油混合喷入凹腔。

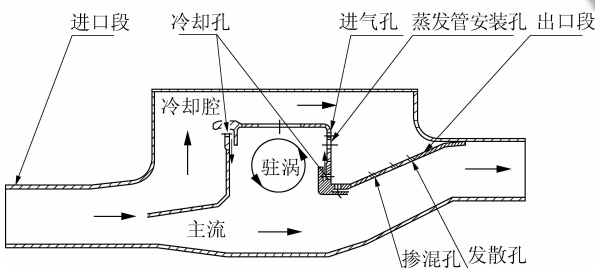


图 1 驻涡燃烧室整体进气示意图

Fig. 1 Schematic of stream flow in TVC

驻涡燃烧室凹腔底部长度为 48 mm, 凹腔前体壁面高度为 38 mm, 后体壁面高度为 30 mm, 矩形试验件宽为 300 mm; 主流气流量与冷却腔气流量比例约为 7 : 3, 其中冷却腔内约 50% 的气体通过进气孔进入凹腔并参与燃烧, 其余起冷却掺混作用; 蒸发管安装在凹腔后体的底部, 如图 2 所示。蒸发管头部贴紧凹腔后体壁面, 内径为 6 mm, 周向总长为 40 mm, 两侧喷口直径为 4 mm。

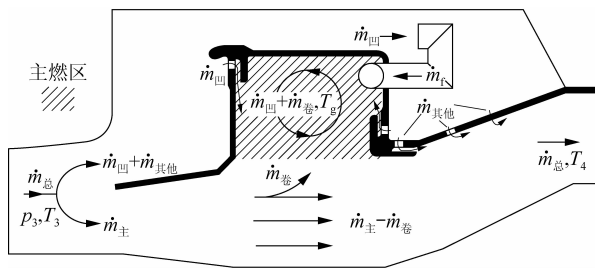


图 2 贫油熄火流量分配及主燃区示意图

Fig. 2 Schematic of flow distribution and geometry of primary combustion zone

图中:  $\dot{m}_f$  为蒸发管供油流量;  $T_g$  为维持凹腔内着火的最低温度;  $\dot{m}_{总}$  为燃烧室总的空气流量;  $\dot{m}_{凹}$ 、 $\dot{m}_{主}$ 、 $\dot{m}_{卷}$  和  $\dot{m}_{其他}$  分别为进入凹腔内的, 进入主流通道的, 主流卷吸进凹腔内的和从冷却孔及掺混孔进入主流通道的空气流量;  $T_4$  为燃烧室出口温度;  $T_{回}$  为凹腔内回流区燃烧温度。

## 2 驻涡燃烧室试验贫油熄火经验关系式

针对驻涡燃烧室试验模型参考文献[8]和文献[9]的方法, 本文提出了驻涡燃烧室的贫油熄火经验关系式, 重点考虑的区域是凹腔区域。试验证明, 如果能点着凹腔内回流区的油气混合物, 火焰就能维持稳定。

按照 Lefebvre 经验关系式的推导过程<sup>[7]</sup>, 首先假设同相油气混合物(即燃油为气态), 得出此时的贫油熄火经验关系式, 此时贫油熄火油气比受各个因素的影响。根据整个级间驻涡燃烧室的能量方程得

$$\eta Hu \dot{m}_f = \dot{m}_{总} (T_4 - T_3) c_p \quad (2)$$

式中:  $\eta$  为燃烧效率;  $c_p$  为燃气的定压比热容(整个燃烧室处于加温燃烧器后方)。

由凹腔区与主流区混合过程可得

$$(\dot{m}_{凹} + \dot{m}_{卷}) c_p T_{回} + (\dot{m}_{主} + \dot{m}_{其他} - \dot{m}_{卷}) c_p T_3 = \dot{m}_{总} c_p T_4 \quad (3)$$

式中:  $\dot{m}_{总} = \dot{m}_{主} + \dot{m}_{其他} + \dot{m}_{凹}$

同时联立式(2)和式(3)可得

$$\frac{f}{a} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{总}} = \frac{c_p}{Hu \eta \dot{m}_{总}} (\dot{m}_{卷} + \dot{m}_{凹}) (T_{回} - T_3) \quad (4)$$

如果凹腔内回流区的温度大于等于维持凹腔内着火的最低温度, 火焰就能稳定而不致于贫油

熄火。因此贫油熄火时,回流区的最低温度就应该为  $T_g$ ,于是可得出贫油熄火油气比为

$$\frac{f}{a} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{\text{总}}} = \frac{c_p}{\text{Hu}\eta\dot{m}_{\text{总}}} (\dot{m}_{\text{卷}} + \dot{m}_{\text{凹}}) (T_g - T_3) \quad (5)$$

本文采用式(5)作为预混贫油熄火经验关系式。对于不同相的油气混合物(即燃油不是气态),还要考虑燃油蒸发的百分比。如果燃油在燃烧区蒸发得非常快,在主燃区内燃油能蒸发完全,那么就可以不用考虑相变,可采用同相油气混合物的贫油熄火经验关系式来预估贫油熄火极限;如果燃油不能在主燃区内完全蒸发,那么就要考虑燃油蒸发百分比,计算公式为<sup>[7]</sup>

$$(f/a)_{\text{LBO,不同相混气}} = (f/a)_{\text{LBO,同相混气}} f_i^{-1} \quad (6)$$

式中: $f_i$ 为主燃区内蒸发掉的燃油分数,且 $f_i \leq 1$ 。

D. R. Ballal 等<sup>[10]</sup>提出了燃油蒸发百分数的表达式:

$$f_i = 8(\rho_g/\rho_F)(\lambda/c_p)_g \ln(1+B)[V_{\text{pz}}/(\dot{m}_{\text{pz}}\text{SMD}^2)] \cdot (1+0.22\text{Re}^{0.5}) \quad (7)$$

式中: $\rho_g$ 为油气密度; $\rho_F$ 为液态燃料的密度; $V_{\text{pz}}$ 为主燃区容积,本文燃烧室主燃区容积为凹腔体积:  $979.2 \text{ cm}^3$ ;  $B$ 为传热传质常数,取 3.75;  $\dot{m}_{\text{pz}}$ 为主燃区空气占总空气量的分数; $\text{Re}$ 为针对燃油液滴在主燃区流动的雷诺数。

由文献[7]得到有效蒸发常数为

$$\lambda_{\text{eff}} = 8(\lambda/c_p)_g \ln(1+B)(1+0.22\text{Re}^{0.5})/\rho_F \quad (8)$$

将式(8)代入式(7)中,得到

$$f_i = \frac{\rho_g V_{\text{pz}} \lambda_{\text{eff}}}{\dot{m}_{\text{pz}} \text{SMD}^2} \quad (9)$$

同时根据密度与压力和温度的比值成正比和  $\dot{m}_{\text{pz}} = \dot{m}_{\text{卷}} + \dot{m}_{\text{凹}}$ , 所以有

$$f_i \propto \frac{V_{\text{pz}} \lambda_{\text{eff}} p_3}{(\dot{m}_{\text{卷}} + \dot{m}_{\text{凹}}) \text{SMD}^2 T_g} \quad (10)$$

将式(5)和式(10)代入式(6)可得出贫油熄火经验关系式:

$$\frac{f}{a} = N \cdot \frac{c_p}{\text{Hu}\eta p_3} \cdot \frac{(\dot{m}_{\text{卷}} + \dot{m}_{\text{凹}})^2}{\dot{m}_{\text{总}}} \cdot (T_g - T_3) T_g \frac{\text{SMD}^2}{V_{\text{pz}} \lambda_{\text{eff}}} \quad (11)$$

式中: $N$ 为常数,与凹腔的几何特性和油气混合

特性有关,需通过试验得出。

由于驻涡燃烧室采用的是一体式进气并采用蒸发管供油方式,所以主流气量、凹腔卷吸量及燃油流量对贫油熄火油气比都有影响,接下来就对在式(11)中出现的各个影响量进行推导确定。

首先确定凹腔卷吸气量  $\dot{m}_{\text{卷}}$ , 这里做出如下两个假设<sup>[11]</sup>:一是贫油熄火发生在凹腔内燃油相对少的小工况状态,此时火焰团基本处于凹腔内部;二是在熄火前燃油与空气混合均匀,此时贫油熄火发生时为燃料的燃烧极限油气比。在这两种假设成立的条件下,确认本次试验贫油熄火极限就是采用的航空煤油燃料在试验工况下的燃烧极限。燃烧极限中贫油熄火油气比中的气量即为凹腔气量和卷吸气量。

$T_g$  温度下航空煤油的燃烧极限油气比为

$$\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_\varphi} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{\text{凹}} + \dot{m}_{\text{卷}}} = \left(\frac{V_f}{V_a}\right)_{293} \left(\frac{1650 - T_g}{1650 - 293}\right) \left(\frac{\rho_f}{\rho_g}\right)_{T_g} \quad (12)$$

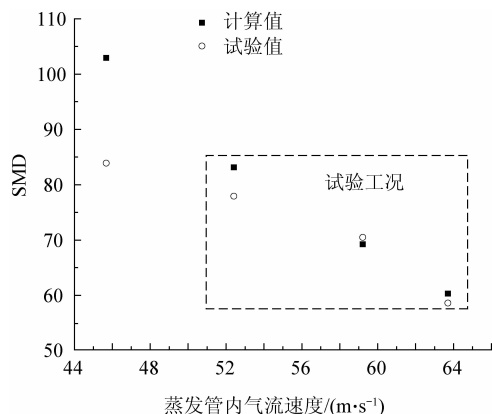
式中: $V_f$ 和 $\rho_f$ 与 $V_a$ 和 $\rho_a$ 分别为燃料与空气的体积和密度。 $\rho_f$ 是把航空煤油完全气化后作为理想气体来确定其密度,遵循理想气体状态方程,其中航空煤油的分子量取 140<sup>[12]</sup>。

其次确定 SMD, 参考文献[13]中的经验公式,结合蒸发管雾化试验中的部分结果,归纳出适合本次试验蒸发管的经验公式为

$$\text{SMD} = 101120(V_{\text{eva}})^{-1.7956} \left(\frac{\dot{m}_{\text{eva}}}{\dot{m}_f}\right)^{-0.0885} \quad (13)$$

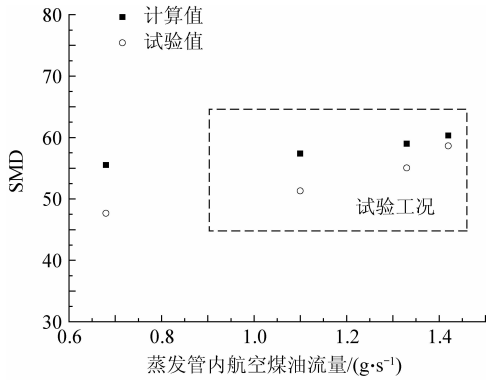
式中:eva表示蒸发管内气流参数,在下面的公式推导中, $V_{\text{eva}}$ 由三维冷态数值计算结果结合试验测量得到。

图3是采用式(13)进行计算得到的 SMD 与实



(a) SMD随蒸发管内气流速度变化的对比





(b) SMD随蒸发管内航空煤油流量变化的对比

图 3 SMD 计算值与试验值的对比

Fig. 3 Comparison of SMD results between calculation and test

际试验得到的结果对比。图 3(a)为固定蒸发管内液体流量, SMD 随空气速度变化的对比;图 3(b)为固定蒸发管内气体流速, SMD 随航空煤油流量变化的对比。在试验工况的范围内(虚线区域)计算值与试验值符合较好, 最大误差小于 10.5%。

将式(12)和式(13)代入到式(11)中得

$$\frac{f}{a} = N \left\{ \frac{c_p}{Hu\eta p_3} \cdot \frac{(T_g - T_3)T_g}{\dot{m}_{\text{总}}^{-1.177} V_{\text{pz}} \lambda_{\text{eff}}} \cdot \left[ \frac{101.120(V_{\text{eva}})^{-1.7956} (\dot{m}_{\text{eva}})^{-0.0885}}{\left(\frac{V_f}{V_a}\right)_{293} \left(\frac{1650 - T_g}{1650 - 293}\right) \left(\frac{\rho_f}{\rho_g}\right)_{T_g}} \right]^2 \right\}^{1.177} \quad (14)$$

在通过确定某状态下的  $N$  的值后, 就可以采用式(11)贫油熄火经验关系式预估其他状态下的贫油熄火油气比, 对于每个不同的试验件都应该对应一个常数  $N$ 。

式(14)中取燃烧效率  $\eta = 0.99$ ,  $Hu = 43\,500 \text{ kJ/kg}$ ,  $c_p = 1.093 \text{ kJ/(kg} \cdot \text{K)}$ ;  $p_3$ 、流量  $\dot{m}$  和  $T_3$  由试验测量得到; 有效蒸发常数由式(8)计算得到; 确定自燃点温度  $T_g$  首先要确定驻留时间: 参考已经完成的数值计算结果<sup>[14]</sup>, 取气流在凹腔内流动的 1/4 周期, 驻留时间约为 100 ms。本试验所用的燃油为 RP3, 属性类似于 JetA, 因此可根据试验参数在文献[6]查出各个状态下燃油液雾与空气混合物的着火点温度。本次试验取的自燃点温度为 950 K。式(14)中需要确定的各个参数试验结果及计算结果如表 1 所示。

表 1 主要试验结果及参数计算结果

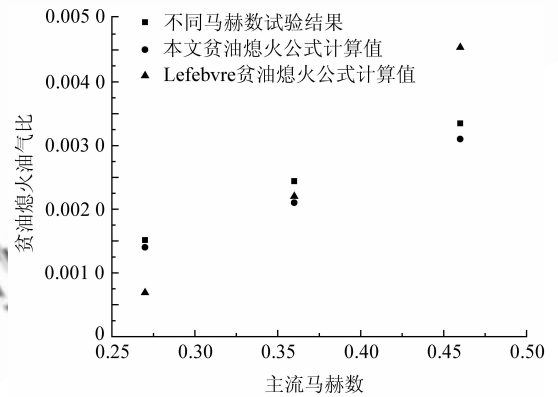
Table 1 Major experimental and computational results

参数	数值		
$T_3^*/\text{K}$	603	623	593
$p_3^*/\text{Pa}$	110 000	118 306	129 167
$\dot{m}_a/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.623	0.847	1.086
$\dot{m}_{\text{总}}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.004 6	0.037 1	0.109 0
$(f/a)_{\text{LBO}}$	0.001 4	0.002 1	0.003 1
$T_g/\text{K}$	950	950	950
$\lambda_{\text{eff}}/(\text{mm}^2 \cdot \text{s}^{-1})$	0.967	0.893	0.838

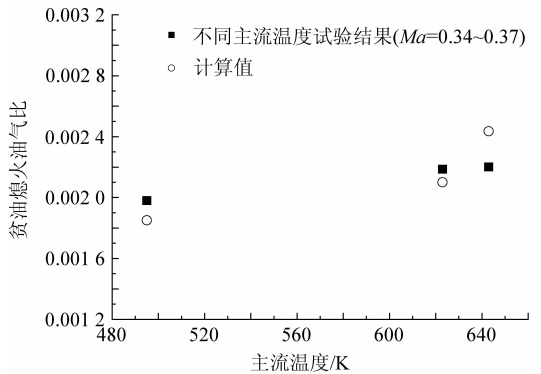
通过上述各个试验结果进行拟合, 得到常数  $N$  的值:  $N=48$ 。

### 3 经验关系式与试验结果对比

利用该常数  $N$  的值来计算若干状态的贫油熄火油气比, 并与试验值对比, 如图 4 所示。图 4 对比结果表明, 试验值和预估值相符得很好。最大误差不超过 15%, 改善了慢车工况的贫油熄火预估的精度。但是本文的贫油熄火经验关系式只是初步推导, 试验点略少, 因此对于贫油熄火模型还有待更加细致的研究。



(a) 油气比随主流马赫数变化



(b) 油气比随主流温度变化

图 4 试验结果与经验公式计算值比较

Fig. 4 Comparison between predicted LBO data and experimental results

## 4 结 论

本文提出的经验关系式中包含了主流工况对凹腔卷吸量、蒸发管内油气比和 SMD 的影响,同时贫油熄火油气比受到温度的影响并不十分显著;而 Lefebvre 经验关系式中化学动力学因素占了绝对主导作用。此外,传统的经验关系式几乎都是关于常规燃烧室建立的;本文的经验关系式采用物理方程为基础,弱化了进口温度的影响,拓宽了主流速度参数的影响范围,更加符合驻涡燃烧室的设计和工作特点,可以为工程估算应用提供参考。

## 致 谢

感谢北京航空航天大学热动力研究所的所有师生以及压气站、试验间的相关工程师对试验给予的极大帮助。

## 参 考 文 献

- [1] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.  
Hou Xiaochun, Ji Heming, Liu Qingguo, et al. Combustion technology for high performance aviation gas turbine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [2] Burrus D L, Johnson A W, Roquemore W M, et al. Performance assessment of prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application[R]. ASME 2001-GT-0087, 2001.
- [3] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.  
Liu Daxiang, Cheng Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)
- [4] 方昌德. 航空发动机的发展前景[J]. 航空发动机, 2004, 30(1): 1-5.  
Fang Changde. Prospective development of aeroengines [J]. Aeroengine, 2004, 30(1): 1-5. (in Chinese)
- [5] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines [R]. AIAA-2001-483, 2001.
- [6] Meller A M. Design of modern turbine combustor[M].

New York: Academic Press Inc., 1990.

- [7] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion - ignition, stability and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(1): 24-37.
- [8] 彭云晖. 高热容液雾燃烧的基础研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.  
Peng Yunhui. Fundamental investigation of high heat release spray combustion[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [9] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.  
Lin Yuzhen, Xu Quanhong, Liu Gaoen. Gas turbine combustor[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [10] Ballal D R, Lefebvre A H. Weak extinction limits of turbulent heterogeneous fuel/air mixtures[J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102(2): 416-421.
- [11] Sturgess G J, Hsu K-Y. Entrainment of mainstream flow in a trapped vortex combustor [R]. AIAA-1997-216, 1997.
- [12] 刘济瀛. 中国喷气燃料[M]. 北京: 中国石化出版社, 1991.  
Liu Jiyong. Chinese jet fuel[M]. Beijing: China Petrochemical Press, 1991. (in Chinese)
- [13] 孙跃中. 蒸发管喷嘴燃油雾化特性试验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 4(3): 277-279.  
Sun Yuezhong. An experimental study on fuel spray atomizing characteristics of evaporation pipe atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(3): 277-279. (in Chinese)
- [14] Xing E, Fan W J, Yang M L. Experiments and simulation study on flow field and LBO of TVC with H/L changed [R]. AIAA-2009-4830, 2009.

### 作者简介:

邢菲(1980—) 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 航空宇航推进理论与工程。

Tel: 0571-87951925

E-mail: xingfei@zju.edu.cn

张帅(1977—) 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 高超声速飞行器、发动机数值模拟、计算空气动力学。

E-mail: shuaizhang@zju.edu.cn

(编辑: 赵利)