

文章编号: 1000-8055(2007)05-0733-06

厘米级微型蒸发管式燃烧室性能实验研究

熊庆荣, 雷雨冰, 黄国平, 梁德旺
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了了解和掌握厘米级蒸发管式微型燃烧室性能, 并为以后的设计提供技术数据, 设计了微型燃烧室实验和测试系统, 在常温常压下开展了微型燃烧室性能实验, 获得了微型燃烧室的阻力特性、贫油熄火特性、燃烧效率、比容热强度和出口温度分布等数据。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 微型燃烧室; 蒸发管; 燃烧效率; 实验研究

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Experimental research on a centimeter scale micro combustor with vaporizing tube

XIONG Qing-rong, LEI Yu-bing, HUANG Guo-ping, LIANG De-wang

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A micro combustor experimental and testing system was designed to learn the performance of centimeter scale micro combustor with vaporizing tube, and also provide some technical data for subsequent design. Under room temperature and pressure, the performance of micro combustion combustor was tested, during which some data were made available, such as: resistance characteristic, weak extinction characteristic, combustion efficiency, specific volume calorific intensity and exit temperature distribution.

Key words: aerospace propulsion system; micro combustor; vaporizing tube; combustion efficiency; experimental research

近年来,微型动力系统已经成为国内外研究的热点,其中微型涡轮发动机(Micro Turbine Engine, MTE)是最有前途的动力之一,它具有体积小、重量轻、输出能量大、密度高等优点。美国国防部预研计划局的小尺寸动力系统计划中,重点支持推力在 0.1~100 N 之间的 MTE 相关技术研究^[1-2];日本正在研制功率为 100W 的 MTE^[3];中国台湾开展了推力为 54 N 的 MTE 的试验研究^[4],国内的南京航空航天大学^[5]、北京航空航天大学^[6]等单位也相继对 MTE 开展了研究。

微型燃烧室的设计是 MTE 设计的关键技术

之一,与常规尺度燃烧室相比,微型燃烧室具有特征尺寸小和面容比大的特点,导致气流的停留时间短、散热损失大,这就给燃烧稳定造成不利影响,而且加工误差对微型燃烧室的性能影响较大^[7]。在厘米级燃烧室研究方面,美国在技术上处于领先地位,微型燃烧室已应用于微型发动机产品中^[2],但是由于其多为军方产品,公布的技术资料很少。国内的西北工业大学研制成功了带九个蒸发管的回流式环形燃烧室,但是尺寸较大^[8];北京航空航天大学设计了带电油盘的环形折流燃烧室^[6],其燃烧室直径为 13.5 cm;上海理工大

收稿日期: 2006-05-08; 修订日期: 2006-11-02

基金项目:国家自然科学基金(编号:1077011)和国防基础研究重点项目(编号:K1601060711)的资助

作者简介:熊庆荣(1980),男,江西进贤人,硕士生,主要从事微型涡轮喷气发动机燃烧室研究。

学^[9-10]、浙江大学和西安交通大学^[11-12]开展了微型燃气轮机燃烧室的设计、实验和数值模拟等研究工作。

国内外虽然开展了微型燃烧室的相关研究工作,但是关于微型燃烧室的流动特征和性能的研究还没有见到. 蒸发管式环形燃烧室具有雾化良好、燃烧效率高、供油压力低、成本低以及重量轻等特点. 为了解和掌握厘米级蒸发管式微型燃烧室的性能,并为以后蒸发管式微型燃烧室的设计提供技术数据,本文开展了直径为 11 cm 的蒸发管式微型燃烧室的性能实验研究。

1 试验设备简介

本文实验件为蒸发管式微型环形燃烧室,燃烧室进口通道的内外环直径分别为 107 mm 和 97 mm、出口通道的内外环直径分别为 68 mm 和 40 mm,燃烧室长度为 112.5 mm. 图 1 是微型燃烧室火焰筒的实物图,火焰筒内沿周向均匀分布 6 个蒸发管,在火焰筒的内外环壁面分别分布了 5 排和 6 排孔. 该燃烧室的设计流量为 280 g/s(在压气机的压比为 2.8 的条件下),设计余气系数为 3.4.

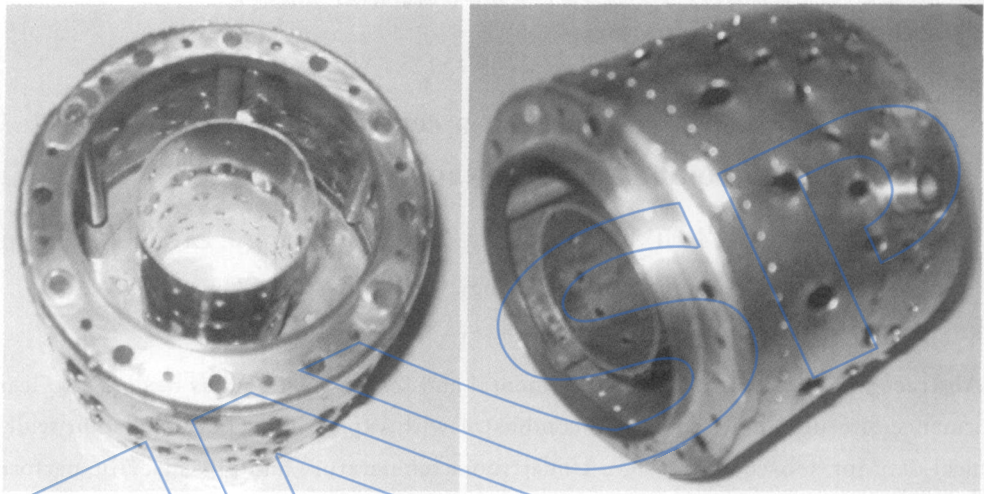
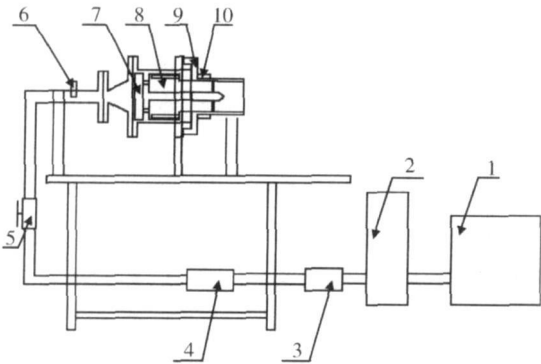


图 1 火焰筒实物图
Fig. 1 Flame tube configuration

微型燃烧室实验系统由供气、供油、流量和温度测量以及控制四部分组成,实验系统示意图见图 2.



1. 空气压缩机; 2. 储气罐; 3. SMC 减压阀; 4. 涡街流量计;
5. 球形阀门; 6. Pt100 热电阻; 7. 导向器; 8. 微型燃烧室;
9. 可旋转温度测量件; 10. 温度测量座

图 2 微型燃烧室实验台示意图

Fig. 2 Sketch of micro combustor stand

实验用气由空气压缩机提供,在压缩机后面安装一个 SMC(System Measure Company)减压阀,用于减小空气流量的波动;空气流量由涡街流量计测量;在燃烧室导向器出口周向布置了 4 对总压测点,用来测量燃烧室进口的总压,在燃烧室出口周向布置了 4 个总压测点,用来测量燃烧室出口总压,所有的压力都用 PSI 测量,测量精度为 0.5%;可旋转温度测量段位于燃烧室出口,在周向均布 3 个温度测量座,每个测量座上沿径向分布有 3 个铂铑 30-铂铑 6 热电偶测头,用来测量燃烧室出口温度,实验中每隔 10° 测量一组数据,每个试验状态总计测量 108 点温度;采用玻璃转子流量计测量燃油流量,燃油流量由计算机进行控制。

2 微型燃烧室阻力特性

本文在常温常压下测量了微型燃烧室进、出口的总压,得到了反映燃烧室流阻特性的总压恢

复系数和流阻损失系数.

总压恢复系数 σ 定义为燃烧室出口平均总压 p_4^* 和燃烧室进口平均总压 p_3^* 的比值.

$$\sigma = \frac{p_4^*}{p_3^*} \tag{1}$$

流阻损失系数 ϕ 定义为燃烧室总压损失值与燃烧室某一参考截面平均动压的比值.

$$\phi = \frac{p_3^* - p_4^*}{\rho^* v^2 / 2} \tag{2}$$

式中: ρ 和 v 分别为参考截面的密度和速度, 本文选取燃烧室最大流通截面作为速度参考截面.

图 3 和图 4 分别为测得的总压恢复系数和流阻系数随空气流量的变化曲线, 由图中可以看出, 总压恢复系数和流阻系数随空气量变化较小, 而且总压恢复系数都在 0.98 以上, 流阻系数变化非常小, 本文还采用 Fluent 软件分别模拟了 100%, 80%, 60% 和 40% 设计流量下的燃烧室流场^[13], 计算结果也有同样的现象. 以上结果表明燃烧室接近自模状态.

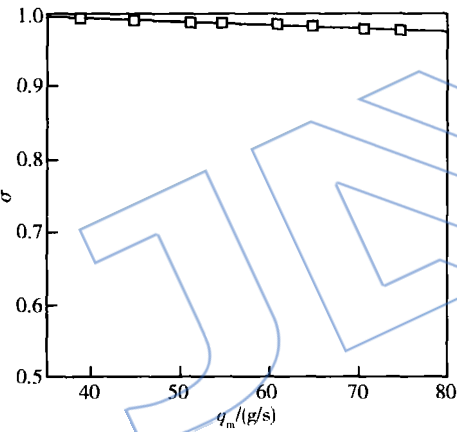


图 3 总压恢复系数随空气流量的变化曲线

Fig.3 Total pressure recovery coefficient flow ratio

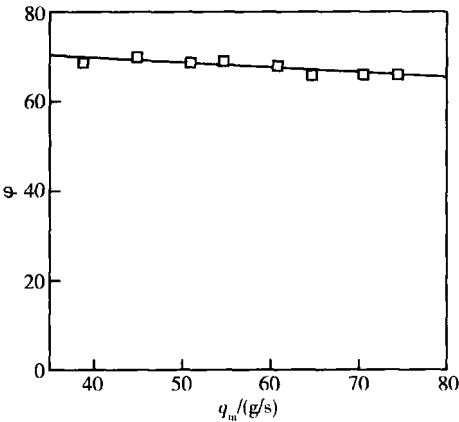


图 4 流阻系数随空气流量的变化曲线

Fig.4 Resistance coefficient versus mass versus mass flow ratio

图 5~ 图 7 分别为燃烧室内流量分配的计算结果, 图 5 是火焰筒外壁 6 排孔在不同进口流量下的流量分配对比图, 图 6 是火焰筒内壁 5 排孔在不同进口流量下的流量分配对比图, 图 7 是火焰筒后盖 3 排孔在不同进口流量下的流量分配对比图, 图中横坐标表示孔的序号, 纵坐标表示对应孔的流量占燃烧室总流量的百分比. 从图中可以看出, 对于不同的进口空气流量, 从局部上, 在火焰筒外壁、内壁和后盖的每个孔的流量分配变化在 0.36% 之内; 从整体上讲, 内环、外环和后盖上的流量分配变化在 0.46% 之内, 流量分配的变化较小, 这也反映燃烧室内的流动已经达到或者接近自模状态. 在 40% 进口流量下, 雷诺数为 1.633×10^4 , 比常规尺度的燃烧室达到自模状态的雷诺数量级 10^5 要小.

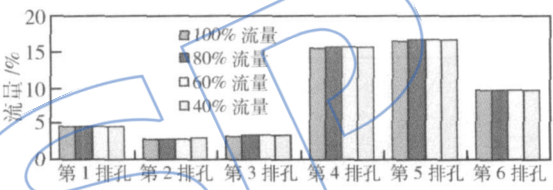


图 5 火焰筒外壁 6 排孔在不同流量下的流量分配对比图

Fig.5 Flow rate comparison in different inlet flow rate in holes of the chamber outer wall

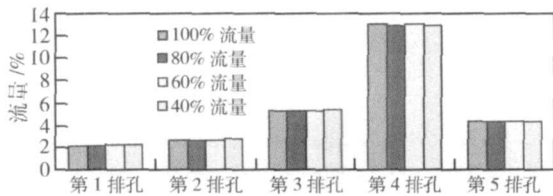


图 6 火焰筒内壁 5 排孔在不同流量下的流量分配对比图

Fig.6 Flow rate comparison in different inlet flow rate in holes of the chamber inner wall

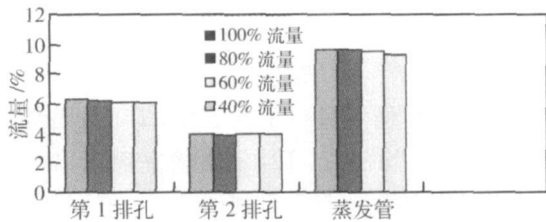


图 7 火焰筒后盖 3 排孔在不同流量下的流量分配对比图

Fig.7 Flow rate comparison in different inlet flow rate in holes of the chamber back wall

3 微型燃烧室贫油熄火特性

熄火极限是一个表示燃烧室燃烧稳定性范围的安全指标, 燃烧稳定性范围是当燃烧室在这个运行参数范围内工作时, 将不会发生强烈的火焰脉动或者熄火现象. 熄火极限包括贫油熄火和富油熄火极限, 富油熄火极限和贫油熄火极限之间的差值越大, 燃烧室的稳定性就越好. 本文测试了该微型燃烧室的贫油熄火特性曲线, 即当余气系数 α 大到一定程度后, 燃料过稀, 空气供应过多, 燃气出口温度低, 燃烧室熄火. 实验时, 先在给定的空气流量下正常燃烧, 然后缓慢减小供油量, 直到熄火. 图 8 为各种空气流量下贫油熄火的余气系数曲线, 横坐标为余气系数 α , 纵坐标为空气流量 q_m . 由图可以看出, 厘米级蒸发管式微型燃烧室的贫油熄火极限与常规尺度燃烧室相差不多.

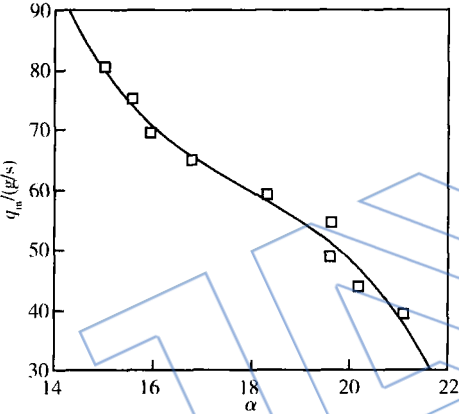


图 8 贫油熄火曲线
Fig. 8 Weak extinction characteristic curve

4 燃烧效率特性

燃烧效率是燃烧室设计中的一个非常重要的性能参数, 本文采用较为常用的温升燃烧效率法, 即燃烧效率是实际温升与理论计算的理论温升的比值

$$\eta = \frac{T_4^* - T_3^*}{T_{4th}^* - T_3^*} \tag{3}$$

式中: T_3^* 是燃烧室进口平均温度, T_4^* 是燃烧室出口的实际平均温度, T_{4th}^* 是燃烧室理论出口温度, 由相应的油气比查表得到^[14].

图 9 是燃烧效率随空气量的变化曲线. 对同一余气系数, 随着空气流量的增加, 燃烧效率减小, 这是因为空气流量增加, 燃烧室内的速度增加, 燃油和空气在燃烧室内的驻留时间减小, 允许在燃烧室内发生化学反应的时间减小, 使得一部

分燃油还没有来得及燃烧就排出燃烧室, 所以燃烧效率降低. 对同一空气流量, $\alpha=2.6$ 的效率高于 $\alpha=3.4$, 对该微型燃烧室, 从图 10 中可以看出, 在余气系数在 2.5~3 左右效率最高. 在图 9 中, 空气量较小时, 不同的余气系数效率差别不大, 当空气量增大时, 效率差别较大, 这是由于空气量小时, 空气和燃油在燃烧室内的停留时间较长, 对燃烧效率的影响不大; 反之, 停留时间较短, 在一定范围内, 停留时间对余气系数大的燃烧效率影响较大.

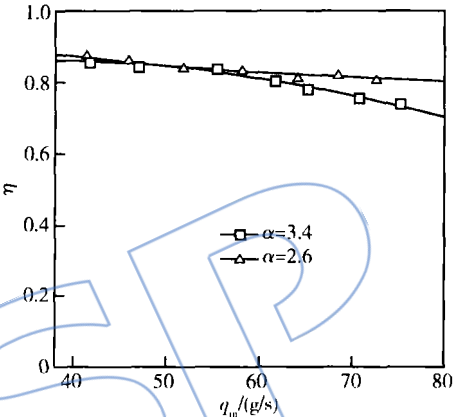


图 9 燃烧效率随空气流量的变化曲线
Fig. 9 Combustion efficiency versus mass flow ratio

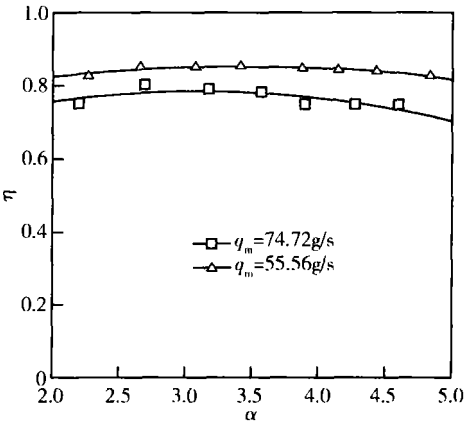


图 10 燃烧效率随余气系数的变化曲线
Fig. 10 Combustion efficiency versus surplus gas coefficient

图 10 是燃烧效率随余气系数的变化曲线, 对同一个空气流量, 燃烧效率先随余气系数的增加先增加, 然后再减小, 因为处在富油状态时, 头部的燃油增多, 增加的燃油蒸发时吸收一部分热量, 使头部温度降低, 燃烧速度下降, 燃烧效率降低; 当处于贫油时, 火焰筒内过量的空气使燃气温度下降, 并且冲淡了燃烧的混气, 所以燃烧效率降

低.对不同的空气流量,空气流量较小时燃烧效率相应要高一些,这与图9中的结果一致.

由图9和图10可以看出,本文测得的蒸发管式微型燃烧室的燃烧效率总体来说比较低.根据文献[15]对蒸发管雾化特性的研究表明,进口温度对蒸发管的雾化影响较大,燃烧室进口压力和进口温度对燃烧效率的影响较大,本实验在常温常压下进行的,所以导致燃烧效率偏低.

比容积热强度 q_v 反映了燃烧室结构设计的紧凑程度,定义为

$$q_v = \frac{3600q_f \cdot H_u \cdot \eta}{V \cdot p_3} \quad (4)$$

式中, V 是燃烧室容积, H_u 是燃料的低燃烧热值, q_f 是燃油流量.

一般航空发动机燃烧室的比容积热强度为1 234~2 037 kJ/(m³·h·Pa),本文的微型燃烧室比容积热强度为2 369.4 kJ/(m³·h·Pa),文献[6]中的离心电油盘环形折流燃烧室的比容积热强度为2 215.3 kJ/(m³·h·Pa),由此表明微型燃烧室结构较为紧凑.

5 微型燃烧室出口温度分布

燃烧室出口燃气温度场的均匀程度对于燃气涡轮叶轮和工作叶片的工作安全性有密切的影响.采用温度分布系数来评价微型燃烧室的温度分布,温度分布系数 δ 为燃烧室出口温度分布中最高温度超出平均值的量与实际温升之比.

$$\delta = \frac{T_{4\max}^* - T_4^*}{T_4^* - T_3^*} \quad (5)$$

式中, $T_{4\max}^*$ 是燃烧室出口温度的最高温度, T_4^* 是燃烧室出口的平均温度, T_3^* 是燃烧室进口平均温度.

在常温常压下,燃烧室出口最高温度在1 300 K左右,温度分布系数为0.48,高于常规燃烧室的温度分布系数0.3.实验中发现,燃烧室出口高温区偏向一边,不在燃烧室出口的下方,而且随着实验件的转动,高温区也随着转动,表明高温区不是受燃油重力的影响而产生的,主要是由于加工和安装精度引起的.由于微型燃烧室特征尺度小,加工精度和安装精度对出口温度分布影响较大.

6 结 论

通过微型燃烧室的性能实验研究,得出以下结论性:

1 该蒸发管式微型燃烧室内的流动在实验时已经达到或接近自模状态,该状态对应的雷诺数的数量级较常规燃烧室小.

2 蒸发管式燃烧室的比容积热强度较高,表明其结构比较紧凑.

3 在常温常压条件下,微型燃烧室的燃烧效率在0.8左右;加工精度和安装精度对燃烧室出口温度分布影响较大,燃烧室出口最高温度在1 300K左右.

参考文献:

- [1] Waitz I A, Gauba G, Tzeng Y S. Combustors for micro gas turbine engines[J]. Journal of Fluids Engineering, 1998, 120(1): 109-117.
- [2] Harris M M, Jones A C, Alexander E J. Miniature turbojet development at hamilton sundstrand the T J 50, T J 120 and T J 30 turbojet[R]. AIAA 2003-6568.
- [3] Matsunuma T, Yoshida H, et al. Micro gas turbine with ceramic nozzle and rotor[R]. ASME GT-2005-68711.
- [4] Chiang H W D, Hsu C N, Huang Y M. Dynamic performance of a small turbojet engine[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2003, 20: 195-207.
- [5] 梁德旺, 黄国平. 厘米级微型涡轮喷气发动机主要研究进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 9-1.
- LIANG Dewang, HUANG Guoping. Recent development and key techniques of micro turbine in centimeter size[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 9-13.
- [6] 曾川, 王洪铭, 单鹏. 微涡轮发动机离心电油盘环形折流燃烧室的设计与实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 92-96.
- ZENG Chuan, WANG Hongming, SHAN Peng. The design and study of the annular combustion chamber with centrifugal fuel injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 92-96.
- [7] 叶奇昉. 微型发动机燃烧室设计与性能初步研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004: 1-2.
- YE Qifang. Research on design and characteristics of micro combustor[D]. Nanjing: Master's Dissertation of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004: 1-2.
- [8] 袁培益, 黄知涛. W₂P-1 微型涡轮喷气发动机研制中的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(2): 18-22.
- YUAN Peiyi, HUANG Zhitao. Experimental research on the developing of W₂P-1 micro turbine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2000, 13(2): 18-22.
- [9] 杜晖, 汪军, 徐开义, 等. 微型燃气轮机燃烧室实验系统与测量方法[J]. 上海理工大学学报, 2004, 26(5): 434-437.
- DU Hui, WANG Jun, XU Kaiyi, et al. Experimental system and measurement technique for the micro gas turbine combustion chamber[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2004, 26(5): 434-437.

[10] 程勇,汪军. 旋流燃烧室内等温流场特性的研究[J]. 动力工程, 2005, 25(3) : 331-334.
CHEN Yong, WANG Jun. Research on isothermal flow field characteristics of cyclone combustion chambers[J]. Power Engineering, 2005, 25(3) : 331-334.

[11] 张文普, 丰镇平. 微型燃气轮机环型燃烧室的设计研究[J]. 中国电机工程学报, 2005, 25(5) : 150-153.
ZHANG Wenpu, FENG Zhenping. Design and study of annular combustor for micro turbine[J]. Proceedings of the CSEE, 2005, 25(5) : 150-153.

[12] 张文普, 丰镇平. 微型燃气轮机燃烧室性能的数值研究[J]. 燃气轮机技术, 2003, 16(2) : 27-30.
ZHANG Wenpu, FENG Zhenping. Numerical research on characteristics of combustor for micro turbine[J]. Gas Turbine Technology, 2003, 16(2) : 27-30.

[13] 熊庆荣. 微型蒸发管式燃烧室性能实验及其数值仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
XIONG Qingrong. The experiment and numerical simulation of a micro combustor with vaporizing tube[D]. Nanjing: Master's Dissertation of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[14] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1985.

[15] 胡正义. 蒸发管内雾化和蒸发过程的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1989, 8: 45-54.
HU Zhengyi. Research on pulverization and vaporizing process in vaporizing tube[J]. Experiment and Research of Gas Turbine, 1989, 8: 45-54.

