

# 推力室多孔面板发汗冷却试验研究

高翔宇, 孙纪国  
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 为了研究液体火箭发动机推力室喷注器多孔面板发汗冷却特性, 以缩比推力室挤压热试验的形式开展了多孔面板发汗冷却特性研究, 试验采用常温气氢对喷注器多孔面板进行发汗冷却。发汗冷却试验共进行 5 次, 燃烧室压力为 3.9~7.6 MPa, 燃烧室氢氧混合比为 2.8~7.2。研究表明在本试验研究状态下面板燃气侧温度为 680~830 K, 总结了推力室多孔面板渗透率与压降的工程关系式。

**关键词:** 发汗冷却; 多孔面板; 液体火箭发动机; 推力室

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2011) 05-0009-04

## Experimental study on porous plate transpiration cooling of thrust chamber

GAO Xiang-yu, SUN Ji-guo  
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Hot fire tests were performed on subscale thrust chamber to investigate the transpiration cooling characteristics of thrust chamber injector porous face plate cooled by  $H_2$  of room temperature. Five times tests were conducted under the conditions: combustion chamber pressure of 3.9-7.6 MPa, and O/F mixture ratio of 2.8-7.2. The investigation demonstrates that the hot gas wall temperature of the porous plate is 680-830 K under the test conditions. The engineering flow resistance function applied to thrust chamber porous face plate was obtained.

**Keywords:** transpiration cooling; porous plate; liquid rocket engine; thrust chamber

## 0 引言

发汗冷却也称渗透冷却, 是膜冷却的极限形式, 有着冷却效率高、冷却剂用量少的优点, 被广泛应用于高温燃气轮机叶片的冷却、超高音速

飞行器发动机燃烧室壁面的热防护、液体火箭发动机推力室的冷却以及重返大气层时航天器前端冷却等众多航空航天热防护领域。其原理如图 1 所示, 图中  $T_s$ 、 $T_f$  分别代表多孔面板结构温度和发汗冷却剂温度, 冷却剂以与热流相反的方向穿过多孔介质骨架中的微孔, 与多孔介质骨架发生

收稿日期: 2011-06-09; 修回日期: 2011-08-01

基金项目: 国家航天高技术项目

作者简介: 高翔宇 (1980—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置设计

热交换,吸收外界热环境导入的热量,并在流出壁面的出口形成连续均匀的气膜,阻隔高温燃气对冷却壁面的传热。发汗冷却技术研究始于 20 世纪 40 年代,近年来随着航空航天技术的不断进步,对高温工作部件使用的材料和性能要求越来越高,发汗冷却技术的研究在各航空航天大国受到更多的关注,被认为是解决极度苛刻热环境下热防护的有效冷却技术。Andrea Bucchi 等人通过对发汗冷却的研究和计算发现,只需要冷却剂流量的 5% 左右就可以使推力室喉部表面温度降低到 500~700 K,对于降低维护成本、提高发动机寿命都是一种很好的冷却方式。

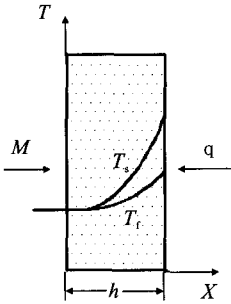


图 1 发汗冷却原理图

Fig. 1 Heat transfer principle for typical transpiration cooling

多孔材料的发汗冷却技术在液体火箭发动机中已经得到了比较广泛的应用,针对该技术的试验研究以及数值模拟研究也在不断地深入。但目前大多关于发汗冷却的研究都是对发动机燃烧室壁内垂直于主流方向的研究,尚未见有关燃烧室头部喷注器多孔面板内平行于主流的发汗冷却的试验研究,而这种冷却形式广泛应用于 J-2、RS-68、LE-7 等氢氧火箭发动机上。本文以缩比推力室热试验的形式开展了喷注器多孔面板的发汗冷却特性研究,测得了面板的中间层温度和燃气侧温度,并总结了推力室多孔面板渗透率与压降的工程关系式。

1 试验装置

图 2 为缩比推力室多孔面板发汗冷却试验装置结构示意图,缩比推力室主要由点火器、喷注

器、燃烧室三大部分组成,各部分之间采用法兰连接,石墨密封圈密封。喷注器为三底两腔结构,多孔面板位于喷注器的底端(即内底),起到固定喷嘴并隔断喷注腔与燃烧室的作用。液氧与大部分气氢通过喷注器内的同轴直流式喷嘴组织喷注燃烧,其余小部分气氢通过多孔面板对其进行发汗冷却。试验所用多孔面板为 GH30 丝网烧结而成,孔隙率约为 10%。燃烧室为铣槽电铸结构,采用低温液态甲烷进行冷却。挤压试验系统中液氧和液态甲烷由高压低温储箱供给,气氢由常温高压气瓶供给。除推力室热试验的一些常规测点(如室压、氢氧喷前压力、温度等)外,在喷注器多孔面板上布置了测量面板燃气侧温度测点  $T_1$  和测量面板中间层温度测点  $T_2$ ,测点位置如图 3 所示,并采用压紧测量装置保证传感器感温点与被测结构的完全接触状态。

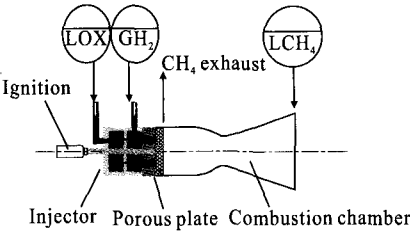


图 2 多孔面板发汗冷却试验装置结构示意图  
Fig. 2 Test facility schematic of porous plate transpiration cooling

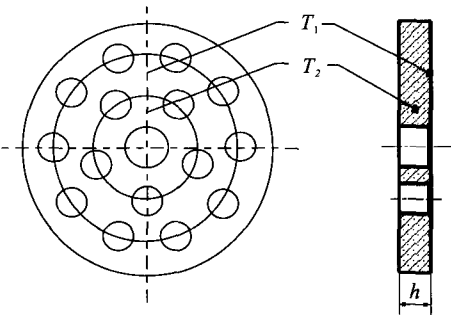


图 3 喷注器面板温度测点分布示意图

Fig. 3 Distribution of temperature test points on porous plate

## 2 试验结果

共进行了 5 次多孔面板发汗冷却试验, 试验覆盖工况范围: 燃烧室压力为 3.9~7.6 MPa, 燃烧室混合比为 2.8~7.2, 发汗面板入口气氢温度约 300 K, 发汗面板入口气氢压力为 6.2~9.2 MPa, 燃烧室内壁喷管喉部最大热流密度 32~65 MW/m<sup>2</sup>。试验测得面板燃气侧温度为 680~830 K, 图 4 为多孔面板温度分布情况, 多孔面板中间层温度与发汗冷却介质入口温度基本相同, 约 300 K, 表明在多孔面板内受燃气辐射的热浸深度不大于面板厚度的一半。图 5 为多孔面板燃气侧温度随混合比变化情况, 试验结果表明多孔面板燃气侧温度随推力室室压升高以及混合比的增大而升高。

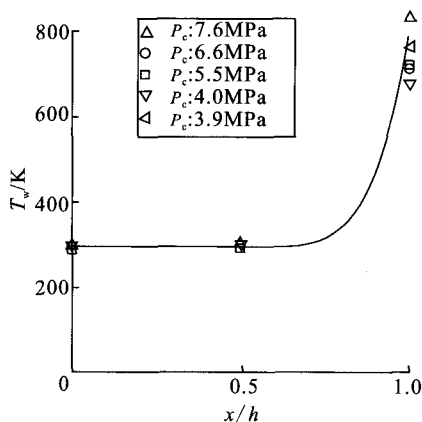


图 4 多孔面板温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of porous plate

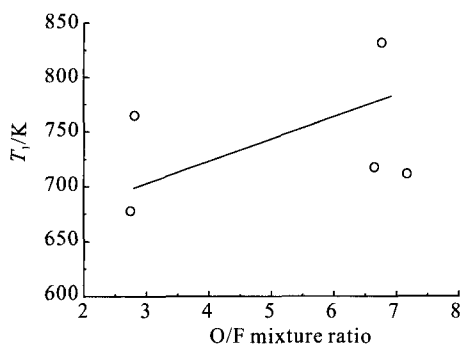


图 5 混合比对多孔面板燃气侧温度的影响

Fig. 5 Effect of O/F mixture ratio on hot gas wall temperature of porous plate

## 3 发汗面板渗透率分析

多孔介质中的等效雷诺数定义为:

$$Re_e = \frac{2Md_p}{3\mu_f(1-\varepsilon)} \quad (1)$$

式中:  $M$  为单位面积上的冷却剂质量流率;  $d_p$  为多孔介质颗粒尺寸;  $\mu_f$  为流体动力粘度;  $\varepsilon$  为多孔介质孔隙率。冷却介质在多孔材料中的流动, 在流动速度较低的情况下 ( $Re_e < 1$ ), 压力梯度主要用来克服粘性阻力的流动, 其流动特征符合 Darcy 定律式 (2)。当流速增大 ( $Re_e > 1$ ), 流速与压力梯度不再成正比关系, 压力梯度除用来克服粘性阻力外, 还要用于克服与流速平方成正比的惯性力项的影响, 其流动符合 Darcy-Forchheimer 式 (3)。一般在氢氧喷注器多孔面板内冷却剂流动等效雷诺数  $Re_e > 1$ , 其流动流阻状态符合式 (3)。

$$u = \frac{k}{\mu_f} \nabla p \quad (2)$$

$$\nabla p = -\frac{\mu_f}{k} u - \frac{1}{2} C \rho_f |u| |u| \quad (3)$$

式中:  $\rho_f$  为流体密度;  $k$  为多孔介质渗透率;  $C$  为流动惯性系数。Ergun 基于颗粒堆积床模型给出了  $k$ 、 $C$  的经验关系式 (4)、(5), 式中  $d_p$  为多孔介质颗粒尺寸 (对于金属丝网烧结多孔材料, 其特征尺寸  $d_p$  由气流试验获得);  $\varepsilon$  为多孔介质孔隙率。

$$k = \frac{d_p^2}{150} \frac{\varepsilon^3}{(1-\varepsilon)^2} \quad (4)$$

$$C = \frac{3.5(1-\varepsilon)}{d_p \varepsilon} \quad (5)$$

对式 (3) 在发汗冷却剂流动方向上进行一维积分, 当发汗冷却剂渗透过厚度较薄 ( $h \leq 10$  mm) 的喷注器多孔面板时, 压力变化相对较小, 不考虑压力、温度对  $\mu_f$  的影响, 引入理想气体状态方程  $p = \rho R_g T$ , 并带入边界条件:  $x=0$  时,  $p=p_w$ ;

$x=h$  时,  $p=p_{ef}$ , 得到式 (6), 式中  $\bar{T}_f$ ,  $\bar{\mu}_f$  为发汗冷却剂进出口平均温度和平均动力粘度;  $p_{if}$  为冷却剂入口压力;  $p_{ef}$  为冷却剂出口压力;  $M=\rho u$  为单位面积上的冷却剂质量流率。

$$\frac{p_{if}^2 - p_{ef}^2}{2R_g \bar{T}_f h} = \frac{\bar{\mu}_f}{k} M + \frac{C}{2} M^2 \quad (6)$$

曾在某发动机热试验中测量了推力室喷注器发汗面板的冷却剂质量流量, 采用式 (6) 验算其热试验工况下的面板冷却剂质量流量, 其计算值与试验测量值较为接近, 如图 6 所示, 图中发汗冷却注入率  $F=M_f/M_\infty$ , 为发汗冷却剂与主流质量流量的比值。式 (6) 适用于工程上求解可压缩气体在压差相对较小情况下 ( $\frac{\Delta p}{p} \leq 20\%$ ) 流经厚度较薄 ( $h \leq 10\text{mm}$ ) 的多孔介质的发汗冷却流量。

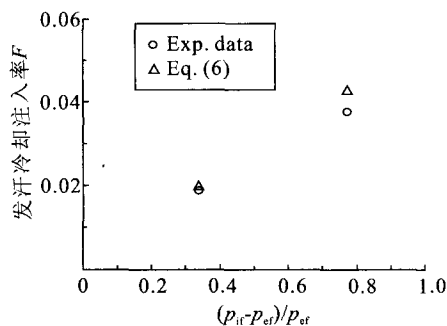


图 6 多孔面板发汗冷却渗透率计算值与试验值比较

Fig. 6 Comparison of calculated and detected values of porous plate transpiration cooling permeability rate

## 4 结论

通过缩比推力室热试验获得了氢氧喷注器多孔面板在热试状态下的燃气侧温度和中间层温度, 试验测量的面板燃气侧温度为 680~830 K, 燃气辐射热浸深度不超过面板厚度的一半。研究总结了面板渗透质量流率与压降的工程计算关系式。

### 参考文献:

- [1] 丁水汀, 崔亮. 内部冲击和外部气膜的组合特性研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22 (2): 25-30.
- [2] 张峰, 刘伟强. 层板发汗冷却在液体火箭发动机中的应用与发展综述[J]. 火箭推进, 2007, 33 (6): 47-52.
- [3] 张纯良, 张振鹏. 发汗冷却喷管在火箭发动机上的应用[J]. 上海航天, 2002 (2): 10-14.
- [4] BUCCHI A, A CONGIUNTI L, BRUNO C. Investigation of transpiration cooling performance in LOX/Methane liquid rocket engines, IAC-03-S.3.08 [R]. Italy: University of Rome "La Sapienza", 2003.
- [5] 黄春桃, 孙冰. 层板发汗冷却推力室传热分析[J]. 火箭推进, 2011, 37 (1): 19-23, 41.
- [6] SIZEN M, DAVIS P A. Transpiration cooling of a liquid rocket thrust chamber wall, AIAA 2008-4559 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] 孙纪国, 王建华. 烧结多孔结构的渗透和流阻特性研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 130-133.
- [8] ERGUN S. Fluid flow through packed columns [J]. Chem. Eng. Prog., 1952, 48(2): 89-94.

(编辑: 陈红霞)