

文章编号: 1000-8055(2008)12-2346-07

发汗冷却喷管多孔壁面的分段设计分析

金韶山¹, 姜培学¹, 孙纪国²

(1. 清华大学 热能工程系 热科学与动力工程教育部重点实验室, 北京 100084;
2. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 对于采用烧结多孔结构作为发汗冷却壁面的喷管, 为最大限度的减少冷却剂流量, 提出了对多孔介质壁面沿轴向进行分段的发汗冷却结构. 通过采用 Fluent 软件对分 4 段结构的多孔壁面推力室发汗冷却进行数值模拟并且与不分段的发汗冷却喷管比较发现, 分 4 段的结构在满足室壁温冷却要求的前提下可将冷却剂与主气流量百分比从 28.3% 降至 12.6%, 这表明烧结多孔结构分段设计是减少喷管发汗冷却剂流量的有效手段.

关 键 词: 发汗冷却; 喷管; 多孔壁面; 分段设计

中图分类号: TK124

文献标识码: A

Analysis of the subsection design of the porous wall of a transpiration cooling nozzle

JIN Shaoshan¹, JIANG Peixue¹, SUN Jiguo²

(1. Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineering of Ministry of Education, Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to minimize the coolant flow for transpiration cooling rocket nozzle with sintered porous media wall, an optimized transpiration cooling structure was presented in this paper, whose porous wall was divided into several sections along the axis direction. The transpiration cooling for a thruster with four-section structure porous wall was numerically studied by Fluent code and the results were compared with those of the one-section structure transpiration thruster. The results show that four-section structure can decrease the ratio of coolant flow and gas flow from 28.3% to 12.6% on the premise of satisfying the cooling need of the nozzle inner surface wall, the multi-section porous wall design is an effective way to reduce nozzle transpiration coolant flow.

Key words: transpiration cooling; nozzle; porous media wall; subsection design

如何有效降低冷却剂流量是发汗冷却研究的一个重要内容. 以层板发汗冷却为例, 其优势之一就是能精确控制发汗剂流量^[1-2]; 但目前层板应用成本昂贵, 因此对于烧结多孔结构发汗冷却应用的研究非常必要, 特别是优化发汗壁面的结构以减少发汗剂流量、克服多孔介质发汗冷却特定工

况下可能出现传热恶化的研究尤其重要. 文献[3-5]中分别研究了一维、二维和三维的发汗冷却控制数学模型; 文献[6]中选取了一维的发汗冷却数学模型, 用数学方法证明用发汗冷却剂的流量作为控制变量, 理论上存在最优的控制量. 杨学实在专著^[7]中系统研究了变域传热发汗控制理论. 其

收稿日期: 2007-11-30; 修订日期: 2008-03-12

作者简介: 金韶山(1972-), 宁夏永宁人, 男, 博士生, 主要从事航天器热防护技术、高温表面发汗冷却和气动加热方面研究.

Email: jss03@mails.thu.edu.cn; Jiangpx@tsinghua.edu.cn

他文献也是从控制角度采用数学分析的方法进行了理论探讨^[8-10], 但目前建立在完整物理场模拟基础上的通过改变多孔结构设计来有效减少发汗冷却剂流量的研究还不多。

到目前为止, 国内外针对发汗冷却的基本规律已经开展了比较深入的研究^[11-17]. 本课题组也开展了多年的实验研究和数值模拟^[18-23]. 本文在已有研究的基础上, 提出了将火箭推力室多孔壁面沿轴向进行分段的结构, 采用通用 CFD 软件 Fluent 进行数值模拟, 探讨有效减少喷管发汗冷却冷却剂流量的烧结多孔壁面结构。

1 问题的提出与分析

对于液体火箭发动机喷管, 燃气沿轴向存在很大的压力梯度. 当采用烧结多孔结构作为壁面材料进行发汗冷却时, 如图 1 所示的模型, 若冷却剂采用均布进口压力, 那么冷却剂和喷管内壁面之间的压差沿轴向不断增大. 数值模拟表明^[23],

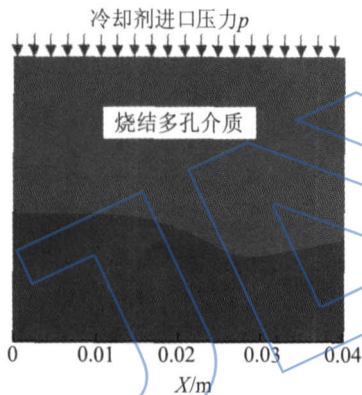


图 1 发汗冷却喷管
Fig. 1 Transpiration cooling nozzle

冷却剂在注入喷管内壁时流动方向将会强烈偏向下游方向(如图 2 所示), 冷却剂注入流量沿喷管内壁分布极不均匀, 当推力室进口压力越高、喷管内主流压力梯度越大时这种现象越明显; 在这种情况下推力室扩张段壁上冷却剂注入流量远高于喉部前面的收敛段壁面. 当前大推力火箭发展趋势之一是进口参数(静压、静温)不断提高, 采用烧结多孔发汗冷却必然面临上面所述的问题。

进一步的研究表明喷管发汗冷却冷却剂进口采用这种均布进口压力方案时存在冷却剂流量不经济的问题. 表 1 给出了图 1 所示氢氧火箭发动机喷管发汗冷却的一组数值计算算例. 喷管喉部壁面采用颗粒直径为 40 μm 的 1Cr18N9Ti 金属粉末烧结多孔介质; 主流进口燃气为混合比 O/F=7 的液态 O₂ 和 H₂ 燃烧产物, 冷却剂为 300 K 的气氢. 主流区湍流采用 SST (Shear stress transport) *k*- ω 模型. 可见, 当冷却剂入口与主流燃气的压差较大时, 冷却剂的流量与主流燃气的流量之比可高达 28.3%.

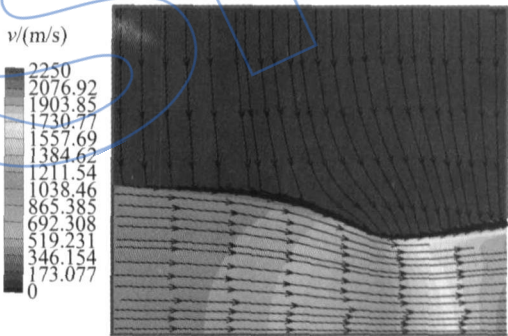


图 2 发汗冷却喷管流线
Fig. 2 Transpiration cooling streamline

表 1 发汗冷却喷管算例

Table 1 Cases of transpiration cooling nozzle

算例	喷管进口参数	冷却剂压力/ MPa	主流流量/(kg/ s)	冷却剂流量/(kg/ s)	(冷却剂/ 主流流量比) / %
1	$p_{in_total} = 10.0 \text{ MPa}$	12.0	1.296	0.367	28.3179
2	$T_{in_total} = 3600 \text{ K}$	11.5	1.352	0.380	28.10651
3	O/ F= 7	11.0	1.389	0.336	24.19006
4		10.1	1.435	0.195	13.58885

图 3 给出了冷却剂进口压力为 10.5 MPa 时发汗冷却算例的注入率 $F = \rho_c V_c / \rho_g V_g$ (式中下标 c 和 g 分别表示冷却剂和主流燃气) 和内壁温的分布. 可以看出, 喷管进口段由于注入率非常低,

室壁温远高于下游; 而下游注入率急剧增高, 使得壁温被不必要得过度冷却, 整个发汗区域室壁温极其不均匀, 而且由于进口段室壁温过高, 实际情况下这种局部高温会引起传热恶化^[24], 使壁面烧

毁. 这种情况下, 为保证壁面最高温度处于安全温度范围内, 就需要提高冷却剂进口压力来增加冷却剂流量. 而对于使用氢作为喷管发汗冷却剂的氢氧火箭发动机来说, 无疑浪费太大^[25]. 同时, 喷管下游注入的冷却剂流量过多对喷管内燃气主流气动特性的影响将不能忽略.

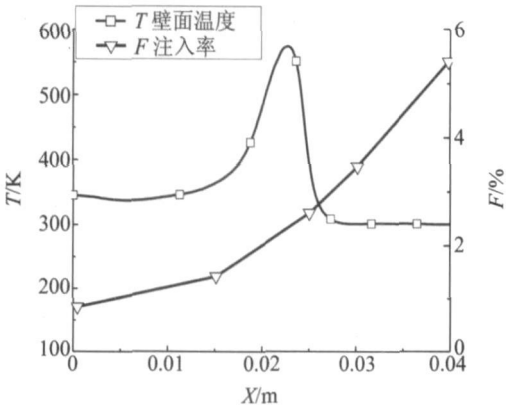


图 3 注入率与内壁面温度分布

Fig. 3 Blowing ratio and inner surface temperature distributions

图 4 所示的不同冷却剂进口压力下的壁温分布表明, 为保证局部的壁面温度在允许范围内, 过高的冷却剂进口压力使得喷管大部分壁温降到了远低于允许温度的范围. 因此, 如何有效减少发汗剂流量分布成为烧结多孔结构发汗冷却技术亟需克服的问题之一. 对此, 本文提出通过对多孔介质壁面沿轴向进行分段, 从而实现根据下游不同的燃气主流压力来分配不同的冷却剂进口压力, 以满足在保证壁温在允许值范围且分布尽量均匀的前提下冷却剂注入流量尽量少的要求.

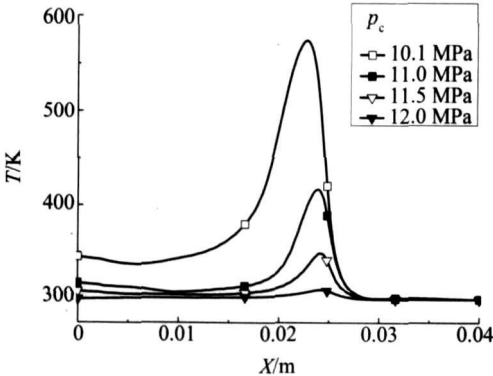


图 4 不同冷却剂压力下的内壁温分布

Fig. 4 Inner surface temperature for different coolant pressure

2 多孔壁的分段结构

针对前文所述算例边界条件下的发汗冷却问题, 对分段的烧结多孔结构推力室壁进行了研究. 分段的基本原则如下: ①适应喷管轴向热流密度的分布特点; 因为热流密度直接影响壁温分布, 因此可参照图 4 中壁温分布规律在壁温变化剧烈之处相对密分段, 否则疏分段; ②适应喷管轴向室压分布及多孔壁厚特点; 在室压及多孔壁厚变化剧烈之处相对密分段, 否则疏分段; ③分段不需要太密, 以避免工程应用中不必要的结构复杂性.

由于一般注入率范围内发汗冷却对喷管推力系数等气动性能影响非常小^[26], 因此冷却剂压力分配的原则就是相应的冷却剂流量刚好满足推力室气壁最高温度低于设计许用温度. 各段冷却剂进口压力分配方法如下:

1) 首先计算出满足气壁温被冷却到许用温度 $T_{w,a}$ 条件的冷却剂密流 $\rho v_c(x)$ (单位面积质量流量, x 为轴向) 及气壁侧注入速度分布 $v_c(x)$

$$v_c = \frac{h_g(T_{aw} - T_{w,a})}{\rho c_{p_c}(T_{w,a} - T_c)} \quad (1)$$

式(1)中 T_c 为冷却剂进口温度, 已知; $T_{w,a}$ 为气壁的许用温度, 根据材料确定; h_g 为燃气侧换热系数, T_{aw} 为燃气的绝热壁温, c_{p_c} 为冷却剂比热容, 这 3 个参数可以通过图 1 中同型面不分段喷管的 CFD 计算得到, 结果更接近发汗冷却实际工况; 也可以分别通过 Bartz 公式(h_g)、喷管一维气动理论公式(T_{aw})^[25] 及冷却剂物性公式(c_{p_c}) 得到, 但 Bartz 公式得到的 h_g 为无发汗时的换热系数, 会高于有发汗时的值, 由此得到的冷却剂流量是偏保守的.

2) 根据壁上压力轴向分布 $p_g(x)$ 、冷却剂注入速度分布 $v_c(x)$ 以及多孔壁厚 L 利用计算多孔介质流动较为准确的 Ergun 经验关系反算出冷却剂进口压力 $p_c(x)$

$$-\frac{p_c - p_g}{L} = \frac{1}{\alpha} \mu_v + \frac{1}{2} C \rho^2 \quad (2)$$

式(2)中多孔介质粘性阻力系数 α 与惯性阻力系数 C 均由经过微尺度流动 Klinkenberg 效应修正的 Ergun 经验公式得到^[23], μ 为冷却剂动力粘度, ρ 为冷却剂密度. 各段冷却剂压力取 $p_c(x)$ 在所在分段区间平均值.

如图 5(a), (b) 所示, 本文通过数值模拟计算了多孔结构推力室壁被气密的金属隔断分成 3 段

或 4 段的情形, 分析了分段结构对于烧结多孔壁喷管发汗冷却有效减少冷却剂流量的可行性、必要性和优势.

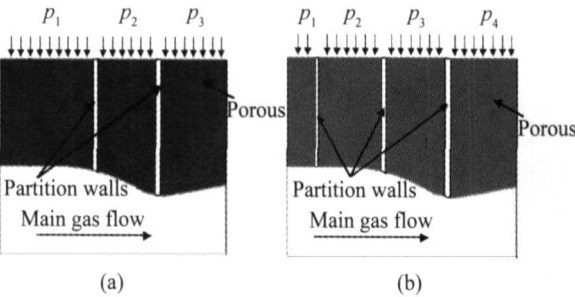


图 5 分段多孔壁设计

Fig. 5 Design of the porous wall with several sections

3 结果和讨论

对于分 3 段的模型, 按照前文所述要求来布置各段冷却剂进口压力, 发现分段可以有效地减少冷却剂总流量; 但是分段太少使得注入率不均匀的情况仍然存在; 显然分段越密越容易精确的控制冷却剂的注入流量. 以下就多孔壁分 4 段的结果进行探讨. 本文实施了多组数值计算算例, 除冷却剂进口压力外其它边界条件与前文表 1 中算例相同. 图 6 中示出了本文实施算例组中满足室壁温冷却要求进口压力设置, 图 7 为对应的速度场及流线; 对比图 2 可以看到: 多孔壁分为 4 段后, 由于冷却剂进口压力是在满足克服流动阻力和内壁温冷却要求前提下按照流量最小化的原则来布置, 同时由于受到隔断的束缚, 冷却剂在多孔壁内流动不再出现过度涌向下游造成下游注入率过高、而喉部及上游注入率相对偏低的情况, 因此分段结构明显改善了冷却剂的分布.

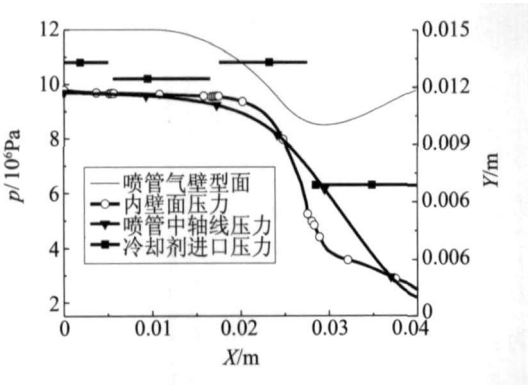


图 6 分 4 段多孔壁压力分布

Fig. 6 Pressure distribution of 4 section porous wall

图 8、图 9 分别给出了多孔壁分段前后的发汗冷却推力室温度场, 可以看到分段结构使得喷管室壁温趋于更加均匀.

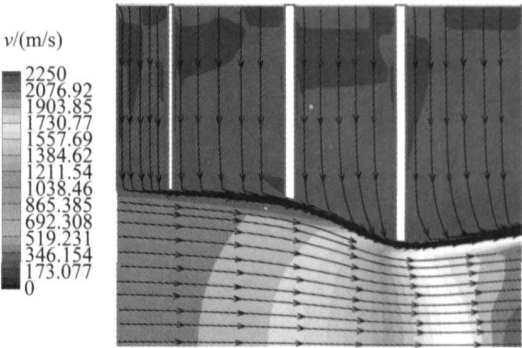


图 7 多孔壁分 4 段流线

Fig. 7 Streamlines of four section design

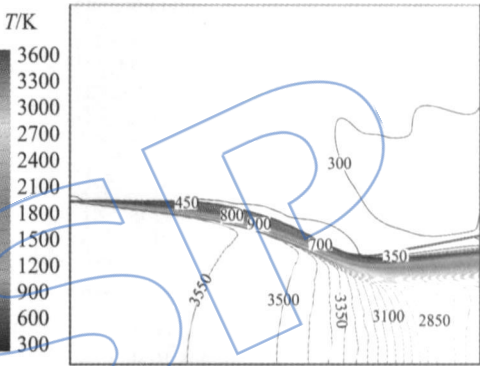


图 8 多孔壁不分段温度场

Fig. 8 Static temperature of one section design

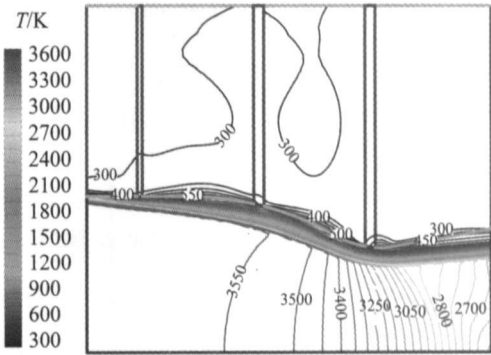


图 9 多孔壁分 4 段温度场

Fig. 9 Static temperature of four section design

图 10 和图 11 分别是未分段设计和分段设计并且冷却剂进口压力经按照压力分配原则调整后得到的冷却剂流量较小情况下的压力场. 可以看到分段设计使得多孔壁内压力场主要沿喷管径向存在压力梯度, 极大削弱了冷却剂在多孔壁内的轴向流动; 结果喷管尾部较低的冷却剂进口压力即可满足壁温的冷却需要.

从图 12 给出的注入率、冷却剂密流和壁温关

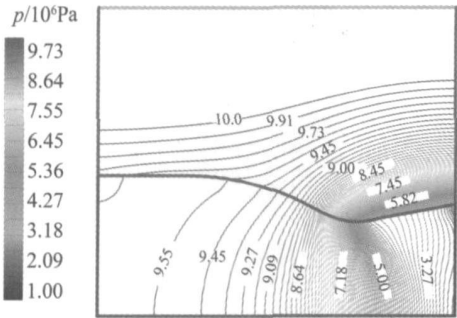


图 10 多孔壁不分段压力场

Fig. 10 Static pressure of one section design

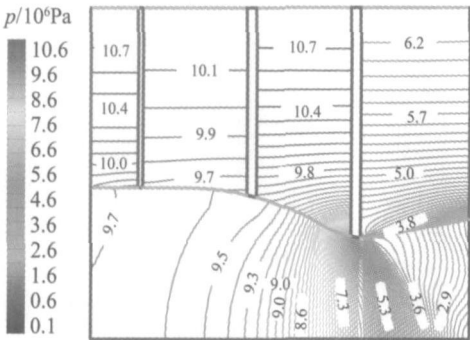


图 11 多孔壁分 4 段压力场

Fig. 11 Static pressure of four section design

系可以看到,分段分配的冷却剂进口压力使得整

表 2 未分段与分段多孔壁发汗冷却比较

Table 2 Transpiration coolant flow with and without optimization (4 partition porous wall)

算例	冷却剂参数					冷却剂总 流量/ (kg/s)	主流流量/ (kg/ s)	(冷却剂/ 主流 流量比)/ %
1	进口静压 /M Pa	10. 8	10. 2	10. 8	6. 0	0. 1793	1. 420	12. 6
	质量流量/(kg/ s)	0. 0284	0. 0423	0. 0604	0. 048 2			
2	进口静压/ MPa			10. 1		0. 195	1. 435	13. 6
3	进口静压/ MPa			12. 0		0. 367	1. 296	28. 3

4 结 论

本文研究了发汗冷却多孔壁分段结构在有效降低冷却剂流量问题上的原则、可行性、必要性和优势:

1) 针对喷管气壁侧压力及热流密度分布极其不均匀的情况,应该根据气壁侧压力梯度及沿轴向热流密度变化率的分布情况用气密金属板对烧结多孔结构的发汗冷却喷管壁分隔段,压力或热流密度变化愈剧烈之处,原则上分段愈密,反之

个发汗壁温总体比较平均而且均满足冷却要求,同时下游的注入率明显降低.

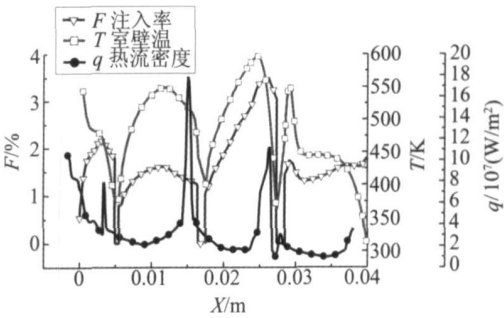


图 12 注入率、壁面温度、热流密度沿程分布

Fig. 12 Blowing ratio, mass flux and inner surface temperature distributions

表 2 将分为 4 段并且压力分段分配的发汗冷却流量与不分段、冷却剂进口压力均布发汗冷却流量进行了比较,其中各算例的燃气进口参数同表 1. 可以看到,对多孔壁进行分段后(算例 1),在保证壁面冷却在相近的温度要求前提下,总的冷却剂注入流量相对不分段时明显减少;平均注入率也明显降低,即使比最低的均布压力 10.1 MPa (算例 2) 情况下(10.1 MPa 的均布冷却剂进口压力尚不能保证进口段壁温全部满足允许温度要求)还要节省冷却剂氢气.

亦然.

- 2) 各段冷却剂进口应该分配不同的压力,以有效减少冷却剂总体消耗量;每段压力分配原则为:相应的冷却剂流量可以使得气壁温能够被冷却到壁面金属材料的设计许用温度.
- 3) 多孔壁分段设计的结构可以使得发汗冷却剂显著减少;相比不分段多孔壁面来讲,分 4 段的方案使冷却剂流量减少了 50% 以上,表明分段设计方案是合理可行的.
- 4) 相比不分段多孔壁面,分段多孔壁发汗冷

却使喷管内壁温更均匀, 多孔壁内温差也降低了。

参考文献:

- [1] Lepsch R A. Dual fuel propulsion in single stage advanced manned launch system vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(3): 417-425.
- [2] Blubaugh A L, Labotz R J. Liquid rocket demonstration of an advanced transpiration cooled thrust chamber [R]. AD380029, 1967.
- [3] 杨学实. 热防护发汗冷却控制[J]. 自动化学报, 1985, 11(4): 11-16.
YANG Xueshi. Transpiration cooling control of thermal protection[J]. Acta Automatica Sinica, 1985, 11(4): 11-16. (in Chinese)
- [4] 杨学实, 袁兆鼎, 徐燕候. 二维动边界发汗控制数学仿真研究[J]. 自动化学报, 1993 19(4): 393-403.
YANG Xueshi, YU AN Zhaoding, XU Yanhou. Mathematical simulation research of two dimensional transpiration control with moving boundary[J]. Acta Automatica Sinica, 1993 19(4): 393-403. (in Chinese)
- [5] 徐燕候, 杨学实. 发汗冷却控制系统及其特性[J]. 应用数学和力学, 1993, 14(11): 1047-1056.
XU Yanhou, YANG Xueshi. Control of transpiration cooling system and its characteristics[J]. Applied Mathematics and Mechanics (English Edition), 1993, 14(11): 1047-1056. (in Chinese)
- [6] 于景元, 许香敏, 焦红兵, 等. 发汗冷却系统的最优控制[J]. 控制与决策, 1999, 14(5): 398-402.
YU Jingyuan, XU Xiangmin, JIAO Hongbing, et al. Optimal control of transpiration cooling system[J]. Control and Decision, 1999, 9, 14(5): 398-402. (in Chinese)
- [7] 杨学实. 变域传热发汗冷却控制理论[M]. 北京: 北京大学出版社, 2002.
- [8] YANG Xueshi. Transpiration cooling control and its experiment method[C]//Proc. 2nd Asia Pacific Conference on Control and Measurement. [S. l.]: IEEE, June, 1995.
- [9] 孙冀, 罗学波. 固定边界发汗冷却系统的最优控制问题[J]. 自动化学报, 2003, 29(2): 227-233.
SUN Ji, LUO Xuebo. Optimal control of fixed boundary transpiration cooling system[J]. Acta Automatica Sinica, 2003, 29(2): 227-233. (in Chinese)
- [10] 孙冀, 罗学波, 杨学实. 多层介质的发汗冷却自适应控制[J]. 数学的时间与认识, 2004, 34(9): 70-76.
SUN Ji, LUO Xuebo, YANG Xueshi. Adaptive control for multilayer medium transpiration cooling system [J], Mathematics in Practice and Theory, 2004, 34(9): 70-76. (in Chinese)
- [11] Eckert E R G, Cho H H. Transition from transpiration to film cooling[J]. Int. J. Heat Mass Transfer, 1994, 37 (Suppl. 1): 3-82.
- [12] Yanovski L S. Physical basis of transpiration cooling for engines of flying apparatus (in Russian) [M]. Moscow: MAI Press, 1996.
- [13] 刘伟强, 陈启智, 吴宝元. 液体火箭发动机层板式预燃室液氧发汗冷却热控制[J]. 推进技术, 1998, 19(5): 10-14.
LIU Weiqiang, CHEN Qizhi, WU Baoyuan. Thermal control for platelet transpiration cooled preburner of liquid rocket engine using liquid oxygen[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(5): 10-14. (in Chinese)
- [14] 吴慧英, 程惠尔, 牛禄. 层板发汗冷却推力室壁温的数值模拟[J]. 工程热物理论, 2001, 22(1): 104-106.
WU Huiying, CHENG Huier, NIU Lu. Numerical simulation of wall temperature for a transpiration cooled thrust chamber with platelet design[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(1): 104-106. (in Chinese)
- [15] Wang J H, Messner J, Stetter H. An experimental investigation of transpiration cooling. Part I: An application investigation on infrared measurement technique[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2003, (3): 154-163.
- [16] WANG J H, Messner J, Stetter H. An experimental investigation of transpiration cooling. Part II: Comparison of cooling methods and media[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2004, 9(10): 355-363.
- [17] 杨卫华, 程惠尔, 王平阳, 等. 推力室喉部层板发汗冷却段的结构设计分析[J]. 推进技术, 2004, 25(4): 316-319.
YANG Weihua, CHENG Huier, WANG Pingyang, et al. Structural design analysis for platelet transpiration cooling section at throat of thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4): 316-319. (in Chinese)
- [18] 姜培学, 任泽霏, 张左璠, 等. 液体火箭发动机推力室发汗冷却传热过程的数值模拟—1. 数理模型[J]. 推进技术, 1999, 20(3): 1-4.
JIANG Peixue, REN Zepei, ZHANG Zuopan, et al. Numerical simulation of heat transfer in transpiration cooled liquid rocket thruster chamber(1) Physical mathematical model[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3): 1-4. (in Chinese)
- [19] 姜培学, 任泽霏, 张左璠, 等. 液体火箭发动机推力室发汗冷却传热过程的数值模拟—2. 数值方法及计算结果[J]. 推进技术, 1999, 20(4): 17-21.
JIANG Peixue, REN Zepei, ZHANG Zuopan, et al. Numerical simulation of heat transfer in transpiration cooled liquid rocket thruster chamber(2) Numerical method and results[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(4): 17-21. (in Chinese)
- [20] JIANG P X, YU L, SUN J G, et al. Experimental research and numerical simulation of convection heat transfer in transpiration cooling[J]. Applied Thermal Engineering, 2004, 24: 1271-1289.
- [21] 孟丽燕, 姜培学, 余磊, 等. 烧结多孔壁面发汗冷却换热实验研究[J]. 清华大学学报, 2005, 45(11): 1537-1539.
MENG Liyan, JIANG Peixue, YU Lei, et al. Experimental investigation of the heat transfer for transpiration cooling through a sintered porous plate[J]. Journal of Tsinghua University, 2005, 45(11): 1537-1539. (in Chinese)

- [22] 孟丽燕, 姜培学, 蒋方帅, 等. 基于局部非热平衡模型的发汗冷却过程的数值模拟[J]. 工程热物理学, 2006, 27(4): 667-669.
- MENG Liyan, JIANG Peixue, JIANG Fangshuai, et al. Numerical investigation on transpiration cooling based on local thermal non equilibrium model[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(4): 667-669. (in Chinese)
- [23] 金韶山, 姜培学, 孙纪国. 液体火箭发动机喷管发汗冷却研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1334-1340.
- JIN Shaoshan, JIANG Peixue, SUN Jiguo. The investigation on the transpiration cooling of a liquid rocket nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1334-1340. (in Chinese)
- [24] 刘伟强, 陈启智, 吴宝元. 层板发汗冷却计算模型[R]. [S. l.]: 中国工程热物理学会第七届全国学术会议, 1998.
- [25] Huzel D K, Huang D H. Modern engineering for design of liquid propellant rocket engines[M]. ISBN 10: 1-56347-013-6, Washington, DC: AIAA, 1992.
- [26] Keener D, Lenertz J L, Bowersox R, et. al. Transpiration cooling effects on nozzle heat transfer and performance [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(6): 981-985.