

文章编号: 1000-8055(2008)07-1334-07

液体火箭发动机喷管发汗冷却研究

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: 采用 SST $k-\omega$ 湍流模型对液体火箭发动机喷管发汗冷却进行了全场耦合计算, 考虑了不同孔隙率、变物性、可压缩性、多孔介质热弥散效应、微尺度流动以及传质等因素的影响, 对比再生冷却分析了不同注入率对壁面温度、冷却效率以及边界层厚度的影响; 结果表明平均注入率的增大使平均壁温以更大的比例降低, 采用发汗冷却的喷管喉部不再是最高温的部位。将 CFD 计算结果分别与实验以及一维气动公式计算结果进行了比较, 证实计算结果可靠。

关 键 词: 发汗冷却; 液体火箭发动机; 拉瓦尔喷管; 再生冷却; 烧结多孔
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Investigation on the transpiration cooling of a liquid rocket nozzle

JIN Shao-shan¹, JIANG Pei-xue¹, SUN Ji-guo²

(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: The SST $k-\omega$ turbulence model was used to simulate the coupled whole field of the transpiration cooling of a Laval nozzle of a liquid O₂/H₂ propellant rocket engine. The influences of porosity, variation property, compressibility, the thermal disperse effect of porous media, micro-scale flow and mass transfer were considered in the model. The influences of porosity on local blowing ratio, the wall temperature and the boundary layer thickness were analyzed and compared with the regenerative cooling. The results showed that the increase of average blowing ratio can decrease the average wall temperature with a larger proportion and for the transpiration cooling nozzle the throat is no longer the highest temperature point. The simulation results were compared with both the experimental results and the one dimension aerodynamics formula and approved to be accurate.

Key words: transpiration cooling; liquid rocket engine; Laval nozzle; regeneration cooling; sintered porous media

发汗冷却的研究可以追溯到 1904 年 L. Prandtl 的一篇论文里^[1]。发展可重复使用航天飞行器(RLV)的需要使先进热防护技术成为许多发达国家一直坚持研发的技术发展方向之一^[2]。对于大推力液体火箭发动机喷管喉部这样处于高温、高压、大热流密度条件下的工作部件, 相对于传统的

再生冷却等热防护技术, 发汗冷却具有极高的冷却效率, 是最富发展潜力的先进冷却方式^[3]。发汗冷却壁面材料主要包括层板和多孔结构两种。自 1964 年 Transpire 高温高压燃烧室采用层板发汗冷却以来^[1], 已有包括 OMS 发动机^[4]、J-2 发动机在内的十余种发动机的燃烧室以及 SSME 的喷注

收稿日期: 2007-06-26; 修订日期: 2007-10-31

作者简介: 金韶山(1972-), 男, 宁夏永宁人, 博士生, 主要从事高温表面发汗冷却与气动加热研究。

面板^[5-7]采用这类先进的冷却技术,燃烧室压力从 4.14 MPa 直至 20.68 MPa,冷却剂工质包括 N_2O_4 、 H_2O 、He 以及 H_2 等。目前层板加工工艺较复杂且成本昂贵,相对而言烧结多孔则加工简单且成本低廉,因此采用烧结多孔结构进行发汗冷却应用价值显著,对于多孔结构发汗冷却的研究依然非常重要。尽管近些年来对发汗冷却基本规律开展了比较深入的研究^[8-22],但是,针对火箭发动机喷管发汗冷却的整场数值模拟尚不多见于文献。

发汗冷却的热防护机理包括两部分:其一为冷却剂渗流于多孔介质内与微多孔固体骨架进行高效传热,吸收固体骨架的热量进而降低其温度;其二为冷却剂渗出多孔介质、在多孔壁表面上对高温主流边界层进行吹除,隔离高温主流与壁面的直接对流换热,同时使边界层加厚,增加对流换热热阻。对发汗冷却的数值计算,如果孤立地选择其中之一来研究,把另外一部分作为边界条件,显然无法考虑多孔壁与高温主流在边界上的相互影响的耦合作用,因此只有将这两部分的流动与传热进行全场耦合求解才可能得到完整可靠的结果。本文采用 CFD 工具对以液态 O_2/H_2 为推进剂的火箭发动机喷管的氢发汗冷却过程进行了全场数值模拟,计算区域包括多孔结构壁面和燃气主流区;对不同孔隙率烧结多孔壁的发汗冷却进行了研究,分析了压力梯度和注入率对壁面温度、冷却效率以及边界层厚度的影响。

1 物理模型与数学描述

如图 1 所示,计算区域包括多孔壁面区、拉瓦尔喷管主流区以及喷管前的进口段。计算模型为二维轴对称模型。图 2 所示为在粗网格上进行近壁区自适应加密后的计算网格。计算区域增加进口段是为了模拟实际的实验段,同时避免了热进口段效应造成进口处壁面温度与实际情况不相符的偏高。进口段的外壁采用水冷。喷管喉部壁面采用 1Cr18Ni9Ti 金属粉末烧结多孔结构,算例中的多孔壁孔隙率分别为 17%、30%及 40%。主流进口燃气为混合比 $\Phi=7$ 的液态 O_2 和 H_2 燃烧产物。假设燃烧室燃烧充分,根据反应产物成份分析,可知喷管进口处氧已耗尽,喷管主流区的进口工质 98.44% 为氢氧燃烧产物,1.56% 为氢,因此喷管发汗冷却注入氢不存在化学反应的影响。

计算中喷管主流区采用 SST $k-\omega$ 湍流模型。该模型增加了横向耗散导数项,同时在湍流粘度定义中考虑了湍流剪切应力的输运过程,在近壁区采用低雷诺数模型,在远离壁面的区域采用高

雷诺数模型,因此很适合包含低雷诺数影响、强压力梯度、跨声速可压缩性影响以及存在曲壁效应的喷管流动计算^[23]。

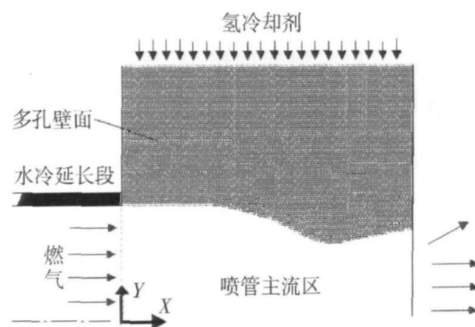


图 1 计算区域

Fig. 1 Computation model

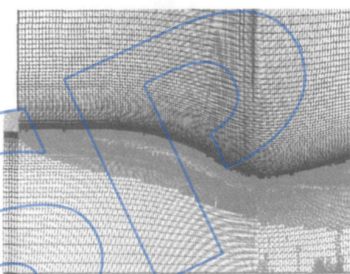


图 2 网格划分

Fig. 2 Grid

对于喷管壁多孔结构内的流动,微尺度效应增加了额外的流动阻力。这项阻力可以通过在动量方程中加入源项予以考虑。一般对于低速流动, Ergun 经验公式较为准确地描述了这项阻力

$$\nabla p = -\frac{1}{K}\mu_v - \sum_j F_{ij} \left(\frac{1}{2} \rho v_{\text{mag}} \right) \quad (1)$$

其中渗透率 K 和惯性损失系数 F_{loss} 分别由经验公式得到

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

$$F_{\text{loss}} = \frac{3.5(1 - \varepsilon)}{d_p \varepsilon} \quad (3)$$

微多孔结构内存在的热弥散效应强化了其中流体与固体骨架的传热^[24],考虑这种影响,在多孔介质有效导热系数 λ_{eff} 中加入了热弥散引起的附加导热系数 λ_d ,即 $\lambda_{\text{eff}} = \lambda_k + \lambda_d$,其中

$$\lambda_d = C(\rho c_p)_f d_p \sqrt{u_p^2 + v_p^2} (1 - \varepsilon) \quad (4)$$

$$C = 1.60 [Re_p \cdot Pr_f (1 - \varepsilon_m)]^{-0.8282} \quad (5)$$

喷管外壁面为冷却氢气腔室,压力为 6.78 MPa,均布压力的冷却剂气氢从喷管外壁面通过烧结多孔壁渗透并注入喷管内汇入主流。喷管内的燃气流动是明显的变物性流动,同时由于氢的物性与

氢氧产物相比差别很大,在喷管内壁面附近由于注入的冷却剂氢和主流燃气的传质会造成密度、定压比热以及绝热指数等物性参数的剧烈变化,对边界层内流动和传热的影响很大,因此计算中必须考虑传质和变物性的影响.混合物组元间扩散通量通过下式计算

$$J_i = - \left[\rho D_{i,m} + \frac{\mu}{Sc_t} \right] \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (6)$$

其中 $Sc_t = \frac{\mu}{\rho D_t}$,式中 $D_{i,m}$ 是混合物中成分 i 的质量扩散系数, $D_{T,i}$ 是热扩散系数,即 Soret 系数; Sc_t 是湍流有效 Schmidt 数. D_t 是由湍流引起的有效质量扩散系数.

混合物比定压热容与密度由混合律得到;混合物导热系数及粘性等其他物性采用组分质量加权混合律来计算.

三个算例中多孔介质孔隙率分别为 17 %, 30 %及 45 %,喷管主流区进口参数为:静压 3.94 MPa,静温 3 600 K, O_2/H_2 混合比为 7;冷却剂氢进口参数为:静压 6.78 MPa,静温 292 K.

2 结果和讨论

2.1 计算验证

图 3 示出了孔隙率 30 %算例的喷管全场参数分布.

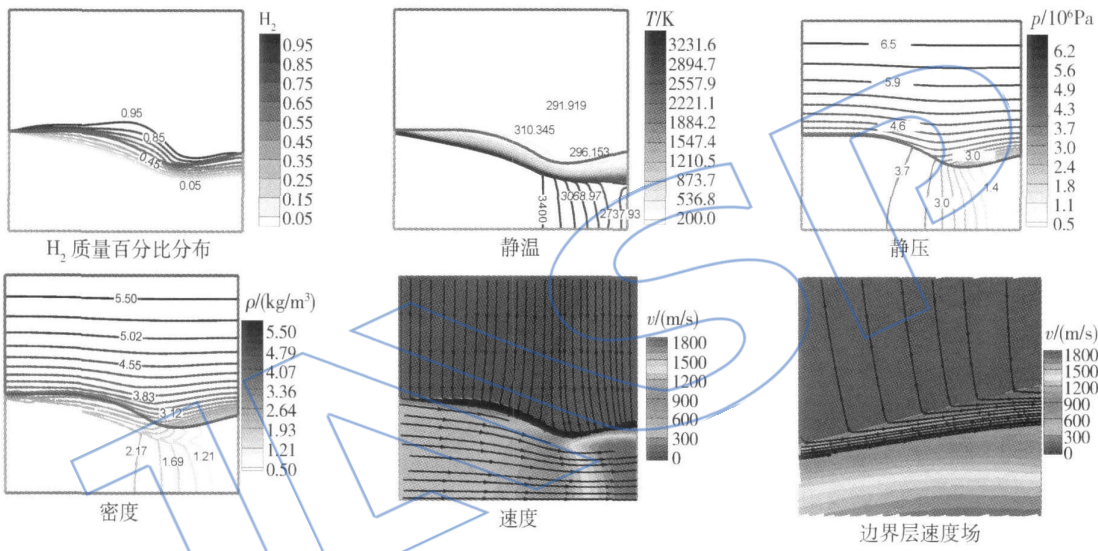


图 3 孔隙率 30 %算例的喷管全场参数云图

Fig.3 Nozzle whole field contour of case which porosity is 30 %

作为验证,在表 1 中将孔隙率为 30 %的算例计算结果与喷管发汗冷却实验结果进行了比较.其中实验壁温测点位置如图 4 所示.相对于实验值,上游收敛段壁温测点实验结果与计算结果相差在 - 4.72 %,喉部壁温相差 0.89 %,喉部多孔壁内测点相差也在 1 %左右;对于流动模拟情况,主流燃气流量计算结果与实验结果差别较大,冷却剂计算流量与实验结果非常接近,验证了多孔介质流动模型的准确性.

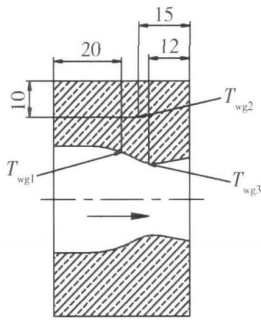


图 4 喷管发汗冷却实验气壁温测点布置图

Fig.4 Wall temperature measuring points arrangements of nozzle transpiration cooling experiment

表 1 CFD 计算值与实验结果的比较

Table 1 Comparison of CFD and the experiments results

参数	壁温 T_{wg1}/K	壁温 T_{wg2}/K	壁温 T_{wg3}/K	主流气流量/(g/s)	冷却剂流量/(g/s)
实验结果	300.35	288.97	299.08	709.00	54.83
计算值	314.514	291.919	296.391	607.50	56.20
误差/ %	- 4.715 83	- 1.020 52	0.899 091	14.315 94	- 2.498 63

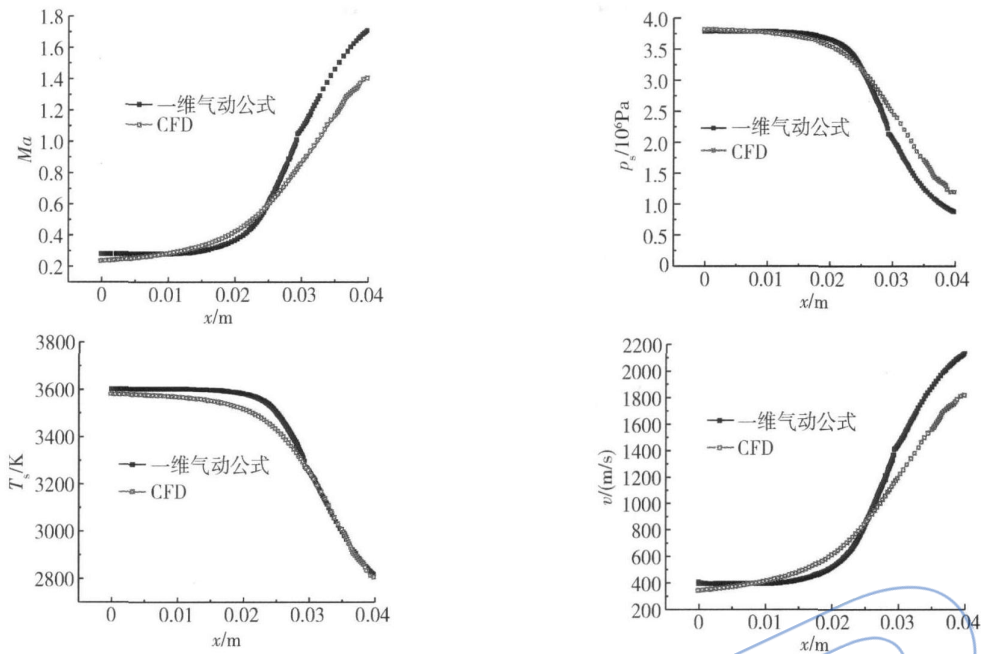


图 5 CFD 结果与一维气动公式计算值的比较

Fig. 5 Comparison of the results of CFD and the 1-D aerodynamics formula

此外,本文还采用喷管的一维气动计算公式^[25]对算例中的喷管主流参数进行了对比计算,主流工质绝热指数取 1.22。图 5 对数值计算与一维气动计算结果进行了对比。可以看到喉部之前的压力、速度及马赫数等气动参数 CFD 结果和公式结果较为接近,喉部之后温度较为接近;主要原因是由于气动公式计算中绝热指数取为常数,因此在一定区间内两者计算结果存在差异。

2.2 注入率对气壁温及冷却效率的影响

喷管多孔壁的局部注入率 F 定义为

$$F = \frac{\rho_c v_c}{\rho_g v_g} \quad (7)$$

式中下标 c 和 g 分别表示冷却剂和主流燃气,燃气的密流 $\rho_g v_g$ 取截面的质量加权平均值。对于喷管内流这种强压力梯度流动,冷却剂采用均布进口压力进行发汗冷却时,局部注入率必然极不均匀,因此为描述全局注入率水平,定义平均注入率

$$\bar{F} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N F_i \quad (8)$$

式中 F_i 为第 i 个单位多孔壁面曲面面积对应的局部注入率, N 为取点个数。

图 6 示出了三种不同孔隙率下发汗冷却喷管的壁温,对应平均注入率分别为 $\bar{F} = 1.68\%$, 3.37% 和 7.21% 。可以看到平均注入率 1.68% 时喷管最高内壁温也被降低到 750 K 以下,在喷管喉

部及其以后的扩张段,气壁温相对于收敛段降低更显著。分析其原因,对于喷管这样强压力梯度流动,如果发汗冷却剂采用均布进口压力,则由于主流燃气下游扩张段压力远低于上游收敛段,因此下游冷却剂压差远大于上游,其结果是冷却剂在多孔壁中的流动明显偏向下游,造成下游绝对注入流量会很高(此时由于喷管主流处于超声速段,局部注入率未必表现为上升,如图 11),壁温被冷却到远低于上游收敛段,壁温沿轴向分布不均匀。这种趋势随冷却剂压力增高而更加明显。

对比主流燃气温度,发汗冷却显然有效的降低了壁温;平均注入率到 7.21% 的情况属于过多注入冷却剂的过度冷却。为评价发汗冷却效果,一般采用发汗冷却效率,其定义为

$$\eta = \frac{T_\infty - T_w}{T_\infty - T_c} \quad (9)$$

其中 T_∞ 为主流燃气温度, T_w 为气壁温, T_c 为冷却剂贮箱内温度。

图 7 给出了不同平均注入率下的发汗冷却效率分布。可以看到,冷却效率随平均注入率的增加而升高;此外,除去过度冷却的算例,喷管发汗冷却效率沿程变化呈以下特点:在喉部之前,由于流动加速导致对流换热增强,因此沿轴向壁温升高,同时由于燃气处于高温区,主流燃气与喷管壁温差减小,发汗冷却效率呈降低趋势;而在喉部之后,由于上游边界层增厚在下游的累积效应超过

了由于流动加速导致的对流换热增强作用,沿轴向壁温迅速下降,冷却效率很快升高.

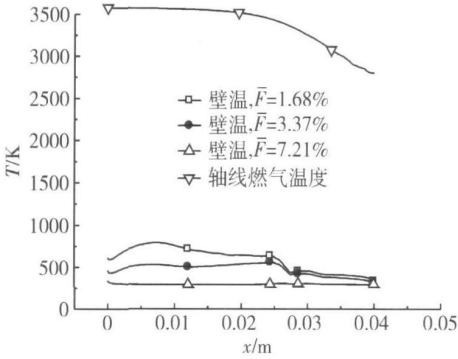


图 6 不同平均注入率下内壁面温度

Fig. 6 Wall temperatures of various average blowing ratio

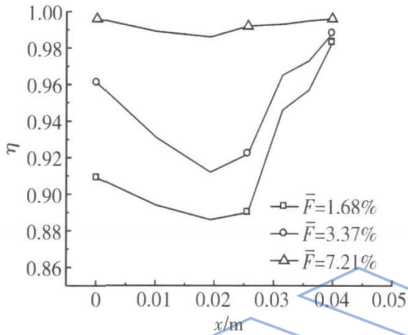


图 7 不同平均注入率下冷却效率

Fig. 7 Cooling efficiencies of various average blowing ratio

2.3 发汗冷却对壁温峰值的影响

为对比再生冷却与发汗冷却下壁温分布,采用如图 8 所示的薄壁喷管模型进行再生冷却计算,外壁面取第三类边界条件,主流参数及冷却剂温度同发汗冷却算例相同.图 9 所示计算结果表明,将壁温冷却到 800 K 左右时,需要对流换热系数 h 达 6.9×10^5 ($\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$),这是一个极高的值,要实现这个换热系数意味着需要极高的再生冷却流量,具体本文不作讨论.喉部是喷管内壁热流密度最高之处,当采用再生冷却时,壁温的峰值出现在喉部附近;而采用发汗冷却时,由于前文所分析的原因,最大热流密度不再出现在喉部附近,壁温的峰值向喉部之前偏移,喉部壁温显著下降,也就是说,采用发汗冷却的喷管喉部不再是热工

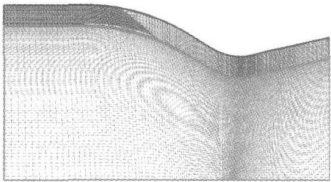


图 8 再生冷却计算模型

Fig. 8 Regeneration cooling computation model

况最恶劣的部位.

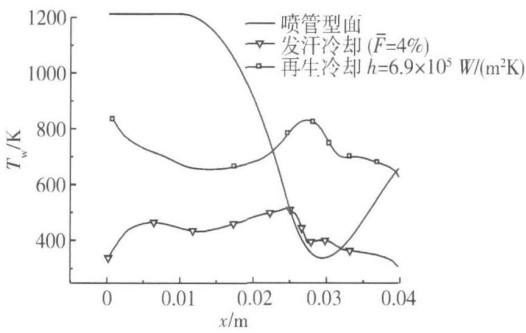


图 9 发汗冷却与再生冷却气壁温分布

Fig. 9 Wall temperature distribution of transpiration and regeneration cooling

2.4 发汗冷却对喷管边界层的影响

图 10 给出了全场速度矢量图,可以看到沿轴向随着冷却剂注入,燃气主流流动边界层一直在增厚,而且上游边界层内的注入使边界层的增厚作用会在下游形成累积效应.图 11 给出了局部注入率与边界层厚度的关系,可以看到平均注入率 $F=1.68\%$ 时,边界层平均厚度是无发汗时的 15 倍以上.值得注意的是,虽然沿喷管主流方向注入流量在不断增加,但由于扩张段的主流剧烈加速,局部注入率并不与局部注入流量呈相同变化趋

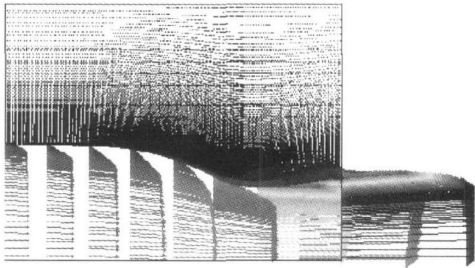


图 10 全场速度矢量图

Fig. 10 Whole field velocity vectors

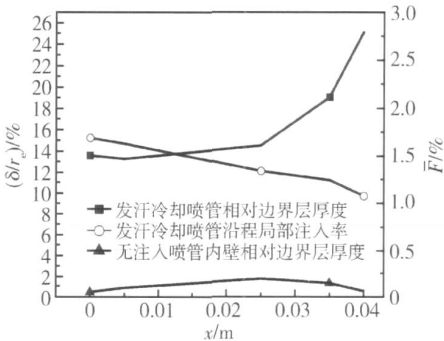


图 11 注入率对边界层厚度的影响

Fig. 11 Influence of blowing ratio on boundary layer

势,这是喷管这种强压力梯度、跨声速流动特点下

进行发汗冷却的一个特点.图12中示出了无冷却剂注入的再生冷却边界层与注入率分别为3.37%和7.71%的发汗冷却边界层的速度矢量图.显然平均注入率越高,边界层增厚越明显.

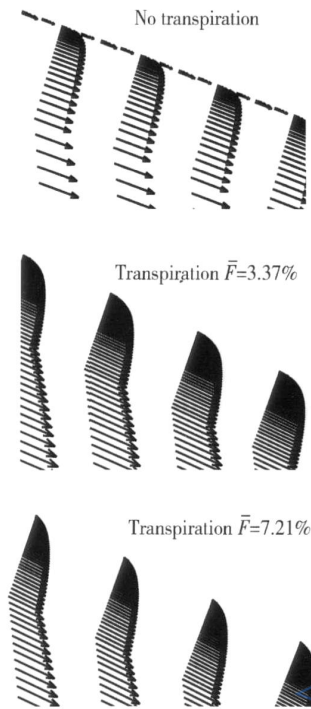


图12 再生冷却与不同平均注入率发汗冷却下的边界层
Fig. 12 Boundary layers of regeneration and transpiration cooling with different blowing ratio

3 结 论

1) 本文采用 SST $k-\omega$ 湍流模型和多孔介质模型,对以金属粉末烧结多孔结构作为发汗壁的液氢液氧推进剂火箭发动机喷管进行了氢发汗冷却完整的全场数值模拟.分别计算了不同孔隙率的算例.模型中考虑了变物性、可压缩性、多孔介质热弥散效应以及传质等因素的影响.壁温计算结果与实验吻合.喷管内压力、温度、速度、马赫数等主要气动参数与喷管一维气动计算公式结果也基本一致.

2) 平均注入率的增大使喷管壁面总体温度水平以更大的比例降低.

3) 拉瓦尔喷管伴随温度强烈变化的跨声速流动特点以及边界层增厚的累积效应,使得发汗冷却效率在喉部之前呈降低趋势,在喉部之后很快升高.

4) 当喷管采用均布冷却剂进口压力进行发汗冷却时,燃气主流的强压力梯度特点使得冷却剂注入流量严重偏向下流,其结果是壁温沿轴向

分布不均匀.这种趋势随冷却剂压力增高而更加明显.

5) 相对于再生冷却,冷却剂进口压力均布的发汗冷却使喷管气壁温的峰值不再出现在喉部附近,而是出现在喉部之前的收敛段,即采用发汗冷却的喷管喉部不再是最高温的部位.

6) 拉瓦尔喷管的加速流动和强压力梯度特点,使得由于冷却剂的局部注入量与局部注入率并不呈相同变化趋势.

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 王振国,罗世彬,吴建军. 可重复使用运载器研究进展[M]. 合肥:国防科技大学出版社,2004.
- [3] Glass D E, Arthur D. Numerical analysis of convection/transpiration cooling[R]. NASA/ TM- 1999-209828.
- [4] Haeseler D, Rubinskiy V. Experimental investigation of transpiration cooled hydrogen-oxygen subscale chamber[R]. AIAA-98-3364.
- [5] Keener D, enertz J L, Bowersox R, et al. Transpiration cooling effects on nozzle heat transfer and performance[J]. J. Spacecraft Rockets, 1995; 32(6): 981-985.
- [6] Frohlike K, Haidn O, Serbest E. New experimental results on transpiration cooling for H_2/O_2 rocket combustion chamber[C]. // AIAA: 98-3422. In: 34th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, 1998: 952-954.
- [7] Sutton G P, Biblarz O. Rocket propulsion elements[M]. New York: Wiley, 2001: 290-291.
- [8] 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.
- [9] Yanovski L S. Physical basis of transpiration cooling for engines of flying apparatus (in Russian) [M]. Moscow: MAI Press, 1996.
- [10] 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]. 工程热物理学报, 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)
- [11] 姜培学,任泽需,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 Zuofan. 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)
- [12] 姜培学,任泽需,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 Zuofan, 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)
- [13] 孟丽燕, 姜培学, 任泽霈. 发汗冷却中流动与换热的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 593-595.
- MENG Liyan, JIANG Peixue, REN Zepei. Numerical simulation of fluid flow and heat transfer in transpiration cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(5): 593-595. (in Chinese)
- [14] 余磊, 姜培学, 任泽霈. 发汗冷却湍流换热过程的数值模拟[J]. 清华大学学报, 2003, 43(12): 1668-1671.
- YU Lei, JIANG Peixue, REN Zepei. Numerical simulation for turbulent transpiration cooling processes [J], Journal of Tsinghua University(Science and Technology), 2003, 43(12): 1668-1671. (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, 9(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, 余磊, 任泽霈. 变物性与热辐射对发汗冷却过程的影响规律研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 184-190.
- JIANG Peixue, YU Lei, REN Zepei. Influence of variable thermophysical properties and thermal radiation on convection heat transfer in transpiration cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 184-190. (in Chinese)
- [19] JIANG Peixue, YU Lei, SUN Jiguo, et al. Experimental research and numerical simulation of convection heat transfer in transpiration cooling[J]. Applied Thermal Engineering, 2004, 24: 1271-1289.
- [20] 余磊, 姜培学, 任泽霈. 发汗冷却换热过程的实验研究与数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(1): 95-97.
- YU Lei, JIANG Peixue, REN Zepei. Experimental investigation and numerical simulation of convection heat transfer in transpiration cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(1): 95-97. (in Chinese)
- [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] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD[M]. California: KNI, Inc., 2000.
- [24] Jiang P X, Li M, Ma Y C, et al. Boundary conditions and wall effect for forced convection heat transfer in sintered porous plate channels [J]. Int. J. of Heat and Mass Transfer, 2004, 47: 2073-2083.
- [25] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2004.