

文章编号: 1000-8055(2005)04-0707-06

液体推进剂火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热数值计算

吴峰¹, 王秋旺¹, 罗来勤¹, 孙纪国²

(1 西安交通大学 动力工程多相流国家重点实验室, 陕西 西安 710049;

2 北京航空动力研究所, 北京 100076)

摘要: 应用湍流模型对液体推进剂火箭发动机再生冷却推力室通道的流动与传热进行了三维数值模拟, 冷却工质为氢气, 其密度、导热系数、动力粘度随着温度和压力而变化, 冷却剂比热容及金属固体物性随着温度而变化。计算采用标准 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型及气-固耦合算法。结果表明: 推力室燃气侧壁面的温度和热流密度的最高点均发生在喉部附近, 喉部横截面固体区域最大温度梯度靠近燃气, 喉部附近氢气在垂直主流方向的截面上产生了二次流。气固耦合面最大热流密度及最大对流换热系数同样位于推力室喉部附近。

关键词: 航空、航天推进系统; 液体推进剂火箭发动机; 再生冷却通道; 变物性; 气-固耦合算法

中图分类号: V 434.14

文献标识码: A

Numerical Simulation of Heat Transfer and Fluid Flow in Cooling Channel of the Liquid Rocket Engine Thrust Chamber

WU Feng¹, WANG Qi-wang¹, LUO Lai-qin¹, SUN Ji-guo²

(1 State of Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2 Beijing Aviation Power Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The turbulent fluid flow and heat transfer in a regenerative-cooling channel of the liquid propellant rocket engine were numerically investigated by solving three-dimensional elliptical Navier-Stokes equations. The coolant is hydrogen, whose thermal properties such as thermal conductivity, density, dynamic viscosity etc. are varied with both temperature and pressure. The specific heat of hydrogen and thermal properties of solid metal are varied with temperature only. The standard $k-\epsilon$ turbulent model and gas-solid coupled technique was adopted. The results show that both the highest temperature of hydrogen and the maximal wall heat fluxes at the hot-gas side occur at the throat region, and the maximal cross-sectional temperature gradients of the solid region occur close to the hot-gas side. In addition, the secondary flow is generated near the throat region perpendicular to the main flow, the highest heat flux and convective heat transfer coefficient of gas-solid coupled interface also occur at throat region.

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engine;

收稿日期: 2004-09-30; **修订日期:** 2005-01-05

作者简介: 吴峰(1978-), 男, 江西德兴人, 西安交通大学动力工程多相流国家重点实验室博士生, 主要从事强化传热和计算传热方面的研究

regenerative cooling channel; varied property; gas-solid coupled technique

液体火箭发动机传热主要指推力室身部再生冷却,其次有燃气发生器传热、蒸发器或加热器传热^[1]。其中推力室冷却措施又可分为外冷却和内冷却两类,外冷却指在受热壁的外侧采取冷却措施,把燃气传到壁内的热量带走,主要是指对流冷却。内冷却是指对受热壁的内表面采取冷却措施,把壁面与燃气隔开,以减少燃气向壁的传热,主要有膜冷却、发汗冷却、屏蔽冷却、烧蚀冷却、自蚀冷却等方法,本文模拟的推力室再生冷却属于外冷却。文献[2, 3]只对再生冷却的流体通道进行了求解,受当时计算机资源的限制,采用的是基于步进的抛物型方法,采用这种方法的前提是通道沿冷却流动方向没有回流。文献[4, 5]对再生冷却通道内冷却剂的流动和燃气侧的燃气换热采用 CFD 技术,而铅铜等固体区则采用计算固体纯导热的方法计算其温度分布,流体和固体的公共界面采用耦合技术处理。在国内,文献[6, 7]分析了壁内的三维温度分布,通道内冷却剂采用一维经验公式计算。文献[8, 9]对推力室发汗冷却传热二维局部非热平衡模型进行了数理建模及数值计算。文献[10]采用将二维导热数值模拟及推力室壁面一维冷却模型计算结果相结合的方法得到了冷却套的温度场。

液体推进剂火箭推力室再生冷却通道变截面窄缝道内的流动一般为轻微可压缩、高雷诺数湍流流动。湍流流动与换热的数值计算是目前计算流体力学与计算传热学中困难最多研究最活跃的领域之一。文献[11]应用标准 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型对某液体火箭发动机推力室再生冷却通道进行了数值仿真,仿真结果与试验数据进行了校核,符合良好,表明其湍流数值模型是合理的。本文应用其湍流计算模型对另外一种新型液体火箭发动机推力室再生冷却通道在大深宽比、窄缝通道,的情况下进行三维稳态湍流流动与传热数值模拟,以确定在均一混合比下,推力室结构设计方案能否满足在高温、大热流情况下的冷却要求,找出热防护的薄弱环节,为液体火箭发动机推力室的优化设计及实验研究提供理论参考。

1 物理问题数学描写及边界条件

1.1 物理问题及数学描述

保护推力室免受强大热流烧坏的最常用、最

有效而经济的办法就是再生冷却法。再生冷却推力室的室壁一般由内、外两层壁构成的冷却夹套,冷却剂流经冷却套,对内壁进行对流冷却。图 1 为某一液体火箭推力室的具体结构示意图,推力室壁面冷却沟槽数目为 300。

对图 1 所示的再生冷却通道,做如下简化假设:由于物理问题沿周向的对称性,取 300 个沟槽的其中一个的二分之一作为计算分析的对象(如图 2 所示,图中黑粗线内为本文的计算区域)。

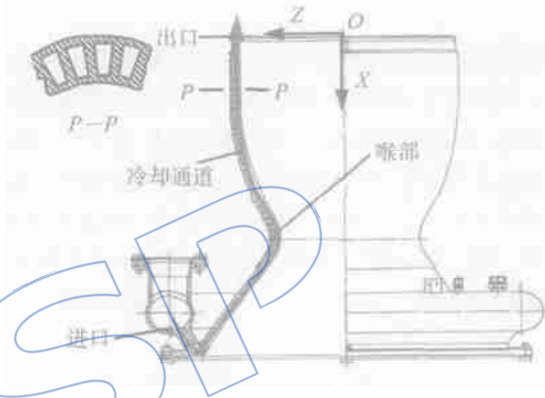


图 1 推力室结构图

Fig 1 Thrust chamber with cooling channel

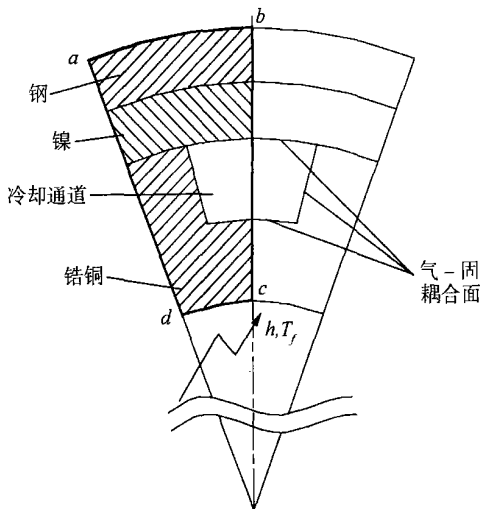


图 2 冷却通道横截面示意

Fig 2 Typical cooling channel cross-section

假定流动为三维、稳态、湍流并考虑通道内流体物性的变化及金属固体的物性变化;考虑到燃气侧通道内直径远大于再生冷却通道的深度,将通道截面形状由原来环扇形近似按梯形截面处理;燃气侧壁面对流换热系数按巴兹公式计算^[1],

即:

$$h = \frac{0.026}{D_i^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_i}{A} \right)^{0.9} \sigma \tag{1}$$

式中: 动力粘度 μ , 定压比热容 c_p , Pr 均以燃气总温 T^* 为定性温度; σ 为定性温度变换系数。

$$\sigma = \left[0.5 \frac{T_{wg}}{T^*} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) + 0.5 \right]^{-0.68} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{-0.12} \tag{2}$$

上述各式中的 Pr, μ 采用近似计算方法如下:

$$Pr \approx \frac{4k}{9k - 5} \tag{3}$$

$$\mu \approx 1.184 \times 10^{-7} M_r^{0.5} T^{0.6} \tag{4}$$

其中: M_r 为相对分子质量。

燃气侧辐射传热可按均分成分的燃气对壁面的辐射热流密度公式计算^[12]:

$$q_r = \epsilon \sigma (T_g^4 - T_{wg}^4) \tag{5}$$

式中: ϵ 为燃气有效黑度, σ 为斯特藩- 波耳兹曼常数, T_g 为燃气温度, T_{wg} 为燃气壁温。

在上述简化假设下, 描述其流动与换热的控制方程通用形式如下^[13]:

$$\nabla \cdot (\rho \nabla \Phi) = \nabla \cdot (\Gamma_\Phi \nabla \Phi) + S_\Phi \tag{6}$$

不同变量 Φ 的扩散系数 Γ_Φ 具体形式如表 1 所示。

表 1 不同变量所对应的 Φ, Γ_Φ

Table 1 Expressions of Φ, Γ_Φ for different variables

方程	Φ	Γ_Φ
连续性方程	1	0
u 方程	u	$\eta_\tau \eta$
v 方程	v	$\eta_\tau \eta$
w 方程	w	$\eta_\tau \eta$
能量方程	T	$\eta_{Pr} + \eta_{\sigma T}$
k 方程	k	$\eta_\tau \eta_{\sigma k}$
ϵ 方程	ϵ	$\eta_\tau \eta_{\sigma \epsilon}$

对于湍流流动, 广义变量同时中增加了 k, ϵ 两项变量, 各个变量其源项 S_Φ 具体表达式见文献 [13]。

1.2 边界条件

由于计算区域中同时存在着固体导热和气体对流换热, 故采用耦合计算模型。在这里耦合计算是指在计算中将气体和固体区域作为一个整体来

全场求解。固体和气体的交界面称为耦合面。计算模型边界条件定义如下(图 2):

进口截面:

$$\dot{m} = 0.03 \text{ kg/s}, \quad T = 40 \text{ K}, \quad P = 15.2 \text{ MPa}$$

固体区: $\frac{\partial T}{\partial x} = 0, \quad u = v = w = 0$

出口截面:

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial T}{\partial x} = 0$$

固体区: $\frac{\partial T}{\partial x} = 0, \quad u = v = w = 0$

钢套外壁 ab :

$$\frac{\partial T}{\partial z} = 0, \quad u = 0, \quad v = 0, \quad w = 0$$

通道中心线 bc :

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial T}{\partial y} = 0, \quad v = 0$$

固壁侧面 ad :

$$\frac{\partial T}{\partial y} = 0, \quad u = 0, \quad v = 0, \quad w = 0$$

燃气侧壁 cd :

$$(h_c + h_r)(T_{wg} - T_g) = -\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{\text{wall}}$$

其中:
$$h_r = \frac{\epsilon \sigma (T_g^4 - T_{wg}^4)}{T_g - T_{wg}}$$

2 求解方法

2.1 网格生成情况

由于计算模型空间几何形状的不规则性(表现为空间曲线), 采用贴体坐标法生成六面体网

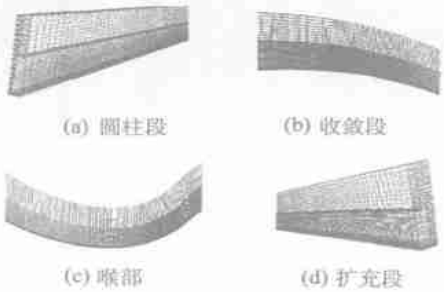


图 3 计算模型的块结构化网格

Fig 3 Block-structured grid of model

格, 网格划分节点数为 $300(x) \times 28(y) \times 50(z)$, 如图 3 示。

2.2 数值计算处理

计算采用标准高 Re 数 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型, 应用壁面函数法处理壁面上的物理量与湍流核心区内待求未知量的相互联系^[13], 壁面函数法的基本思想是: 对于湍流核心区的流动使用 $k-\epsilon$ 模型求解, 而在壁面区不进行求解, 直接使用半经验公式将壁面上的物理量与湍流核心区内的求解变量联系起来。这样不需要对壁面区内的流动进行求解就可以直接得到与壁面相邻控制体积的节点变量值。壁面函数法近壁面无量纲距离取值 $y^+ = 30 \sim 300$ 。计算格式采用二阶迎风格式, 处理速度与压力的耦合关系采用 SIMPLE 算法。湍流模型经验常数的取值如下: $C_\mu = 0.09$, $c_1 = 1.44$, $c_2 = 1.92$, $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\epsilon = 1.3$, $\sigma_T = 0.85$ 。

氢气物性(密度、粘度等)随温度和压力而变, 金属材料(铅铜、镍、钢)物性随温度变化。对于氢气物性变化应用分段线性插值计算方法, 即在 15.2 MPa, 14.9 MPa, 14.6 MPa, 14.3 MPa, 14.0 MPa, 13.7 MPa, 13.4 MPa, 13.1 MPa, 12.8 MPa, 12.5 MPa 等 10 个压力值下拟合出氢气各个物性关于温度变化的多项式, 温度变化范围从 40 K 到 180 K。然后根据氢气的温度及压力值分别进行多项式计算和线性插值。

3 计算结果及讨论

分别截取进口段、喉部段及出口段一横截面, 其截面温度分布云图如图 4 所示。计算表明, 沿着 x 轴方向(即流动方向)横截面上温度不均匀, 燃

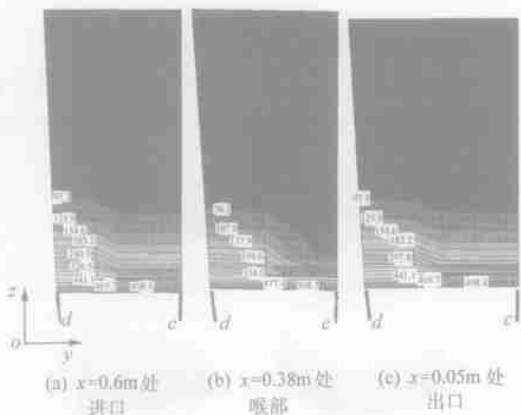


图 4 冷却通道横截面不同区段温度分布
(未按比例作图)

Fig. 4 Temperature distribution of cooling channel in different regions (not to scale)

气壁的最高温度点位于燃气壁冷却通道的中心线

处(如图 4 中 c 点, 其对应位置见图 2), 而燃气壁温度较低点位于铅铜肋基处(如图 4 中 d 点, 其对应位置见图 2)。

产生这一现象的原因是由于分隔冷却通道的铅铜(图 2)相当于肋壁, 起到了强化传热的作用, 由于流动方向横截面上 h 基本不变, 对于 d 点, 局部热流密度相对较大, 由 $q = h\Delta t$ 可知此处 Δt 较大, 由 $\Delta T = T_{\text{gas}} - T_{\text{wg}}$ 可知此处燃气壁温相对较低。对于 c 点情况则相反。

3.1 燃气壁参数分布情况

由于数值计算为三维模型, 故沿 x 轴向, 任一横截面上燃气壁的热工参数值并不唯一, 而是体现在一条直线上若干网格节点上的数值。为了便于分析问题, 对沿 x 方向各个截面上各网格点热工参数取算术平均, 以此来研究各个参数沿 x 轴方向的变化情况。燃气壁温、燃气壁热流密度及燃气壁对流换热系数随轴向变化趋势分别如图 5、图 6 所示。

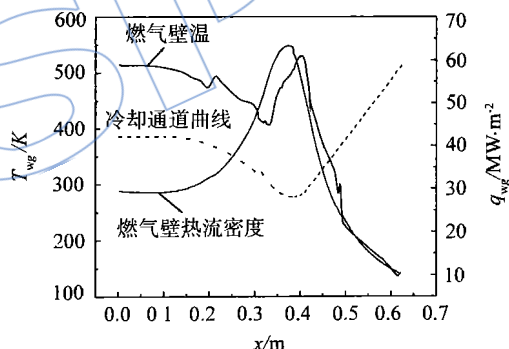


图 5 燃气壁温及热流密度变化趋势

Fig. 5 Variation of hot-gas side wall temperature and heat flux

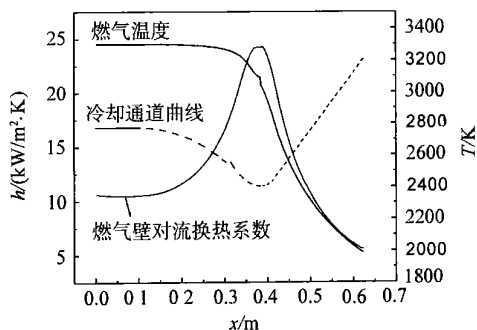


图 6 燃气温度及燃气壁对流换热系数变化趋势

Fig. 6 Variation of hot-gas temperature and convective heat transfer coefficient of hot-gas side wall

由图可知燃气壁面最高温度、最大热流密度及最高对流换热系数均发生在喉部附近, 其中最高温度值为 545.9 K, 位于 $x = 0.4\text{ m}$; 最大热流密度值为 $6.34 \times 10^7\text{ W/m}^2$, 位于 $x = 0.37\text{ m}$; 最高对流换热系数值为 $2\,4511\text{ W/(m}^2 \cdot \text{K)}$, 位于 $x = 0.38\text{ m}$ 。计算结果再次表明喉部是高温、高热流密度集中的地方, 是火箭推力室安全与结构设计中的首要考虑对象。

3.2 冷却通道及耦合面计算结果

气固耦合面平均对流换热系数、冷却通道横截面氢气平均温度、耦合面平均热流密度及平均温度沿轴向的变化趋势如图 7、图 8 示。横截面氢气的平均速度及耦合面与冷却剂平均温差随轴向变化趋势如图 9 所示。

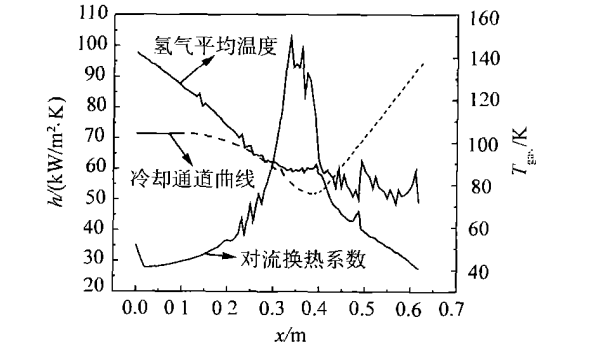


图 7 冷却通道内氢气局部平均温度及耦合面对流换热系数沿轴向变化

Fig 7 Variation of average temperature of hydrogen in cooling channel and average convective heat transfer coefficient at gas-solid coupled interface

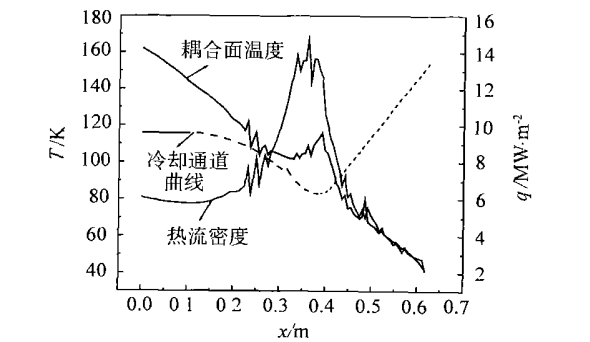


图 8 耦合面平均温度及热流密度沿轴向变化

Fig 8 Variation of average wall temperature and heat flux at gas-solid coupled interface

由图 9 可知: 位于喉部冷却剂流速达到了最高值, 这是由于喉部处冷却通道的横截面积最小。而流速越高, 对流换热系数越大, 即 $h \propto V$, 故位于

喉部的局部对流换热系数达到最高(图 7)。由于耦合面与氢气之间的平均温差在喉部也达到最大, 由 $q = h\Delta T$ 可知喉部处局部热流密度也达到了最高值(图 8)。图 9 中喉部段和扩张段之间冷却剂速度达到一个峰值, 这是推力室冷却通道自身的结构尺寸的原因, 使得位于此处冷却通道横截面积沿流动方向急剧缩小, 故此处冷却剂流速达到局部最高, 从而影响了此处的流动与换热状况。冷却通道在进口段、喉部及出口段横截面速度分布对比情况如图 10 所示。由图也能看出, 喉部截面速度最高, 出口段次之, 而进口截面速度最小。同时位于喉部冷却通道内产生了二次流(图 11)。

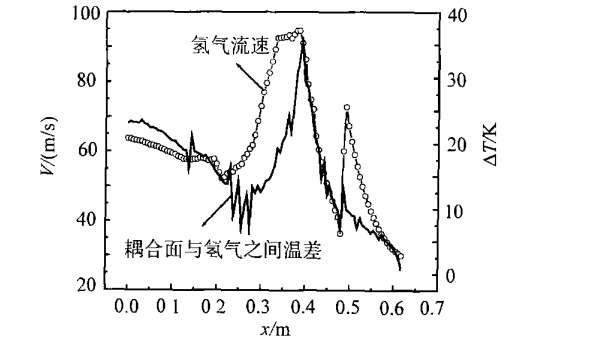


图 9 冷却通道内氢气平均流速及耦合面与氢气之间平均温差沿轴向变化

Fig 9 Variation of average velocity and temperature difference between coupled interface and hydrogen

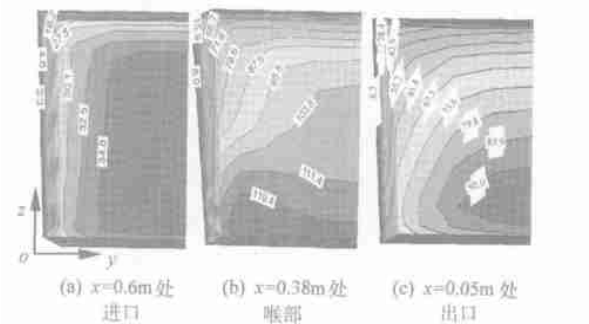


图 10 冷却通道横截面不同区段速度分布 (未按比例作图)

Fig 10 Velocity magnitude distribution of cooling channel in different regions (not to scale)

本文针对上述发动机参数下的推力室冷却通道计算结果表明: 氢气进出口压差为 0.99 MPa, 温差为 102.3 K。

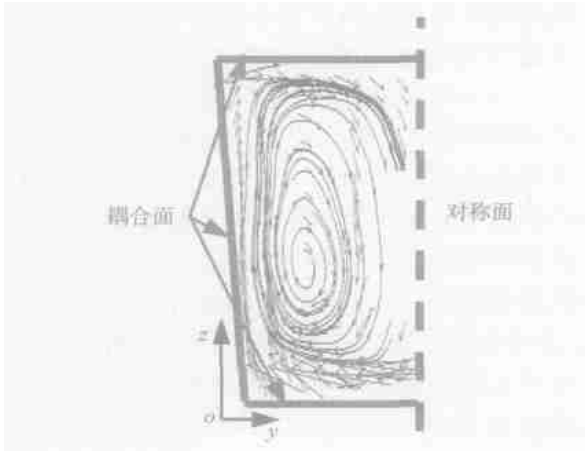


图 11 冷却通道喉部 $x = 0.38\text{ m}$ 处横截面流场

Fig 11 Velocity distribution in cooling channel at throat region of $x = 0.38\text{ m}$

4 结 论

本文应用气-固耦合方法实现了对 H_2/O_2 液体推进剂火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热的全场数值模拟;冷却剂(氢气)的物性随温度、压力而变化;金属固体物性随温度变化;燃气侧采用巴兹公式计算对流换热系数并赋以第三类边界条件同时考虑了燃气辐射传热情况。

应用数值分析的方法对于液体推进剂火箭发动机推力室壁面冷却这一特殊及极端条件下的复杂流动与传热现象进行了数值仿真。通过计算,揭示了再生冷却通道内氢气及通道固体的沿程温度、换热系数及热流密度的变化规律。结果表明,推力室最高温度和热流密度均发生在喉部附近,因此喉部是推力室最危险的区域,尤其是靠近燃气侧且位于冷却通道中心处(图 2 中 c 点)的锆铜材料,必须承受高的热流密度和温度,设计时应着重考虑。

参考文献

[1] 冯文澜,张远君.液体火箭发动机原理[M].北京:北京航空航天大学,1991.
[2] Frohlich A, Immich H, Lebaill F, et al. Three-Dimensional Flow Analysis in a Rocket Engine Coolant Channel of High Depth/Width Ratio[R]. AIAA 91-2183, 1991.

[3] Lebaill F, Popp M. Numerical Analysis of High Aspect Ratio Cooling Passage Flow and Heat Transfer[R]. AIAA 93, 1993.
[4] Wang T S, Luong V. Numerical Analysis of the Hot-Gas-Side and Coolant-Side Heat Transfer for Liquid Rocket Engine Combustors[R]. AIAA 92-3151, 1992.
[5] Lai Y G, Przekwas A J, Nguyen N. A Concurrent Multidisciplinary Approach for the Analysis of Liquid Rocket Engine Combustors[R]. AIAA 94-3103, 1994.
[6] 韩振兴,林文,张远君,等.液体火箭发动机铣槽推力室三维壁温分布计算[J].航空动力学报,1996,11(2):145~148.
HAN Zhen-xing, LIN Wen, ZHANG Yuan-jun, et al. Computing of Three-Dimensional Wall Temperature Field in Liquid Rocket Thruster Chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(2): 145~148.
[7] 刘伟强,姜春林,周进,等.气氧/煤油发动机水冷推力室壁热分析[J].国防科技大学学报,1999,21(2):13~16.
LIU Weiqiang, JIANG Chunlin, ZHOU Jin, et al. Thermal Analysis of CO_2 Kerosene Rocket Thrust Chamber Wall[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1999, 21(2): 13~16.
[8] 姜培学,任泽霏,陈旭扬,等.液体火箭发动机推力室发汗冷却传热过程的数值模拟(I)数理模型[J].推进技术,1999,20(3):1~4.
JIANG Peixue, REN Zepei, CHEN Xuyang, et al. Numerical Simulation of Heat Transfer in Transpiration Cooled Liquid Rocket Thruster Chamber (I) Physical-Mathematical Model[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3): 1~4.
[9] 姜培学,任泽霏,陈旭扬,等.液体火箭发动机推力室发汗冷却传热过程的数值模拟(II)数值方法与计算结果[J].推进技术,1999,20(4):17~20.
JIANG Peixue, REN Zepei, CHEN Xuyang, et al. Numerical Simulation of Heat Transfer in Transpiration Cooled Liquid Rocket Thruster Chamber (II) Numerical Method and Results[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(4): 17~20.
[10] 李军伟,刘宇.一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J].航空动力学报,2004,19(4):550~556.
LI Jun-wei, LIU Yu. Method of Computing Temperature Field in Regeneratively-Cooled Thrust Chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 550~556.
[11] Wu F, Wang Q W, Luo L Q. Numerical Simulation on Heat Transfer and Fluid Flow in Cooling Channel of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber[A]. The 16th Computational Mechanics Conference JSM E[C]. Kobe: 2003, No. 03-26: 177~178.
[12] 杨世铭,陶文铨.传热学(第三版)[M].北京:高等教育出版社,2000.
[13] 陶文铨.数值传热学(第二版)[M].陕西西安:西安交通大学出版社,2001.