

液体火箭发动机推力室冷却通道流动与传热数值研究*

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 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 采用气固耦合算法对液体火箭发动机推力室再生冷却通道的流动与传热过程进行了三维湍流流动与传热数值模拟, 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。应用大涡模拟及标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型两种湍流模型分别进行数值模拟, 详细揭示了再生冷却通道固体区和流体区内的速度场和温度场, 并在不同的计算网格数目下对两种湍流模型的计算结果进行了对比。结果表明, 在相同的网格条件下, 标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型与实验数据的吻合精度比大涡模拟模型更好, 且满足工程计算精度。随着网格数的增加, 大涡模拟的计算精度逐渐得到改善。

关键词: 气固耦合算法*; 液体推进剂火箭发动机; 推力燃烧室; 再生冷却; 通道; 湍流模型

中图分类号: V434.14 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 05-0389-05

Numerical investigation of heat transfer and fluid flow in cooling channel of H_2/O_2 liquid rocket engine thrust chamber

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

(1 National Key Lab of Multiphase Flow in Power Engineering Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049, China)

2 Beijing Aerospace Propulsion Inst., Beijing 100076, China)

Abstract Turbulent fluid flow and heat transfer in a regenerative-cooling channel of H_2/O_2 liquid rocket engine were numerically investigated by solving three-dimensional elliptical Navier-Stokes equations and the gas-solid coupled arithmetic was adopted. The coolant was hydrogen, whose thermal properties such as thermal conductivity, density, dynamical viscosity, etc. were varied with both temperature and pressure. Large Eddy Simulation and standard $k-\varepsilon$ turbulent model were used to simulate temperature and velocity distribution in fluid and solid region of regenerative-cooling channel. The simulation results of two turbulent models were compared with experiment data at different calculation grids. It is shown that under the same grids, the result obtained by standard $k-\varepsilon$ turbulent model agrees better with the experimental data than that by Large Eddy Simulation (LES), which is also satisfied with engineering precision. With the increase of calculation grids, the calculation precision of LES is gradually enhanced.

Key words Gas-solid coupled arithmetic; Liquid propellant rocket engine; Thrust chamber; Regenerative cooling; Channel; Turbulence model

1 引 言

随着计算机技术及数值计算方法的发展和进步, 流动传热的数值模拟方法在推力室的冷却技术^[1]分析和设计方面得到了应用。文献[2-3]只对再生冷却的流体通道进行了求解, 采用的数值方法为基于步进的抛物型方法, 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, 铅铜等固体区则采用计算固体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进行计算。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]应用二维导热数值

* 收稿日期: 2005-01-26 修订日期: 2005-04-19。

作者简介: 吴 峰 (1978-), 男, 博士生, 研究领域为强化传热及换热器动态特性。E-mail: wufeng97@mail.xjtu.edu.cn

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。

液体火箭推力室再生冷却通道变截面窄缝通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。现有湍流数值方法可分为直接模拟 (DNS)、大涡模拟 (LES) 及时均参数法^[11]。直接模拟法是应用三维非稳态的 Navier-Stokes 方程对湍流进行直接数值计算的方法, 由于其对内存空间及计算速度的要求非常高, 目前还无法用于工程数值计算; 大涡模拟方法是直接模拟方法的一种近似, 旨在用非稳态的 Navier-Stokes 方程来直接模拟大尺度涡, 但不直接计算小尺度涡, 小尺度涡对大涡尺度的影响通过近似的模型来考虑, 这种影响称为亚格子 Reynolds 应力, 应用大涡模拟能够在复杂流动模拟中得到湍流的细微流动结构和流动图像^[12], 近年来的研究与应用日趋广泛; 标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型作为时均参数法当中的一种模型较为广泛的应用于工程及科研计算中, 是目前较为成熟的一种数值方法。

本文模拟的推力室再生冷却属于外冷却, 即对液体火箭推力室身部再生冷却通道在大深宽比、窄缝通道的情况下进行三维湍流流动传热的数值模拟, 以确定在均一混合比下, 推力室结构设计方案能否满足在温度高、热流大情况下的冷却要求, 找出热防护的薄弱环节。应用大涡模拟及标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型分别对冷却通道内氢气流动与换热现象进行数值仿真, 旨在找出相应的合适算法, 并在不同的计算网格数目下分析比较了两种湍流模型的计算结果。某液体火箭推力室的结构示意如图 1(a) 所示, 其中推力室壁面冷却沟槽数目为 144。

2 物理问题描述及边界条件

对图 1 所示的再生冷却通道, 做如下简化假设: 由于问题沿周向的对称性, 取 144 个沟槽的其中一个的二分之一作为分析的对象, 如图 1(b) 所示, 图中黑粗线内为本文计算区域; 流动为三维湍流流动并考虑通道内流体物性的变化; 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

$$h_c = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c}{c} \right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (1)$$

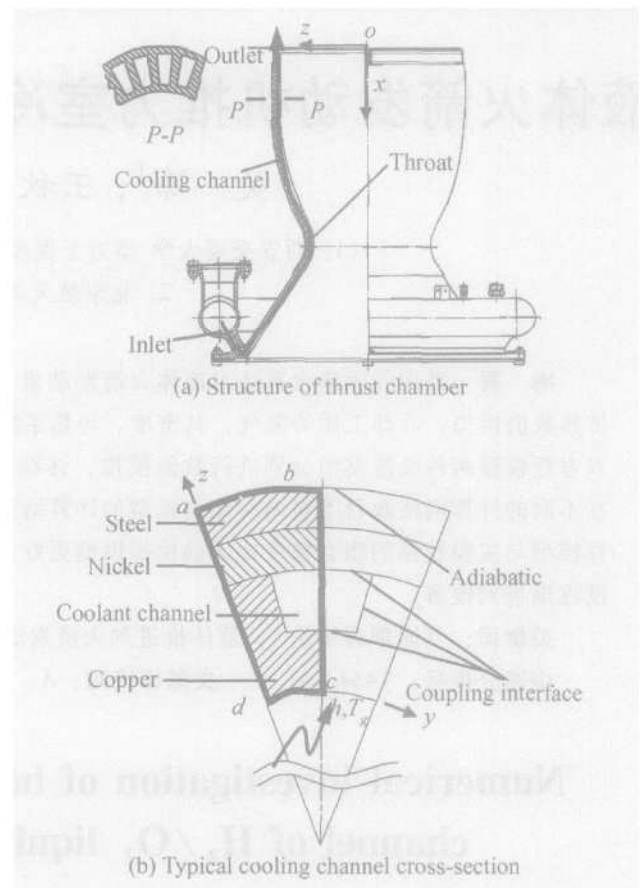


Fig 1 Thrust chamber with cooling channel

式中 μ, 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。

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

上述各式中的 Pr, μ 采用近似计算方法如下

$$Pr \approx 4k / (9k - 5) \quad (3)$$

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

式中 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^[13]

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

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。

大涡模拟模型用于求解非定常 N-S 方程, 描述其流动与换热的控制方程通用形式如下^[11]

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \dots (\rho V\phi) = \dots (\Gamma_\phi \cdot \phi) + S_\phi \quad (6)$$

应用 Smagorinsky-Lilly 亚格子模型处理小涡对大涡的影响, 涡粘性的定义为

$$\mu_t = \rho_s^2 \bar{S} \quad (7)$$

$$\bar{S} = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (8)$$

式中 L_s 为亚格子混和长度, $\bar{S}_\theta$ 为大尺度应变率张量。

相应 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型, 描述其流动与换热的控制方程通用形式如下^[11]

$$\bullet \bullet (\rho \mathbf{V} \phi) = \bullet \bullet (\Gamma_\phi \bullet \phi) + S_\phi \quad (9)$$

待求解的各个变量 u, v, w, k, ε 及温度 T 的扩散系数 Γ_ϕ 及广义源项 S_ϕ 的表达式可见文献 [11]。

由于计算区域同时存在着固体和气体, 故采用气固耦合计算模型。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。计算模型边界条件定义如下 (图 1(b)):

进口截面 $\dot{m} = 0.009 \text{ kg/s}$, $T = 30 \text{ K}$, $p = 4.94 \text{ MPa}$

固体区: $\partial T / \partial x = 0$, $u = v = w = 0$

出口截面: $\partial u / \partial x = \partial v / \partial x = \partial w / \partial x = \partial T / \partial x = 0$

固体区: $\partial T / \partial x = 0$, $u = v = w = 0$

套钢外壁 ab : $\partial T / \partial z = 0$, $u = 0$, $v = 0$, $w = 0$

通道中心线 bc : $\partial u / \partial y = \partial v / \partial y = \partial T / \partial y = 0$, $v = 0$

固壁侧面 ad : $\partial T / \partial y = 0$, $u = 0$, $v = 0$, $w = 0$

燃气侧壁 ac : $(h_c + h_r)(T_{wg} - T_g) = -\lambda \partial T / \partial n|_{\text{wall}}$

式中 $h_r = \frac{\varepsilon \sigma (T_g^4 - T_{wg}^4)}{T_g - T_{wg}}$, n 为表面外法线方向, wall 表示壁面。

3 数值方法

本文采用欧拉模型计算冷却通道氢气流动, 应用 GAMBIT 生成六面体结构化网格, 计算网格划分节点数为 $300(x) \times 30(y) \times 45(z)$ 。

计算应用 FLUENT 6.0 求解器, 采用标准 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型及大涡模拟湍流模型; 其中 $k-\varepsilon$ 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^[11]。壁面函数法的基本思想是: 对于湍流核心区的流动采用 $k-\varepsilon$ 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。对流项的离散采用 QUICK 格式; 处理速度与压力的耦合关系采用 SIMPLE 算法; 采用附加源项法对于燃气壁边界条件进行数值处理。大涡模拟的时间步长取为 1 ms , 壁面函数法无量纲距离 $y^+ = 30 \sim 300$ 。标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型经验常数取值情况见表 1。

Table 1 Experimental constants of $k-\varepsilon$ model

C_μ	C_1	C_2	σ_k	σ_ε	σ_T
0.09	1.2	1.98	1.0	1.3	0.85

氢气物性 (密度、粘度等) 随温度和压力而变, 金属材料 (锆铜、镍、套钢) 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 4.94, 4.6, 4.3, 4.0, 3.7, 3.4, 3.1, 2.8 MPa 等 8 个压力值下拟合出氢气各物性关于温度和压力变化的多项式, 温度变化范围从 30K 到 150K。

4 计算结果及讨论

燃气壁温及燃气壁热流密度随轴向变化趋势对比分别如图 2、3 所示。

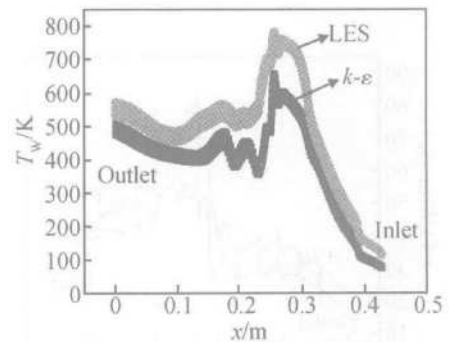


Fig 2 Distribution of hot-gas side wall temperature

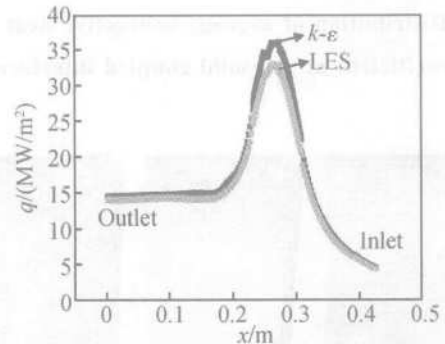


Fig 3 Distribution of hot-gas side wall heat flux

由图可知燃气壁面最高温度、最大热流密度均发生在喉部附近 $x = 0.268 \text{ m}$ 处 (喉部位于 $x = 0.27 \text{ m}$), 其中大涡模拟燃气壁局部平均壁温沿冷却通道方向均高于标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型计算结果, 燃气壁局部平均热流密度的对比情况则相反。大涡模拟燃气壁温位于喉部的最高值达到了 793K, 锆铜材料熔点一般为 900K, 两种模型计算的锆铜温度分布情况均在安全范围之内。两种湍流模型气固耦合面平均热流密度及耦合面平均对流换热系数沿轴向的变化趋势对比情况分别如图 4、5 示。

由于冷却通道喉部横截面积最窄, 故冷却剂流速在喉部达到最高值 (图 6), 流速的提高对于当地局部对流换热起到了强化的作用, 即 $h \propto V$, 故位于喉部的局部对流换热系数达到最大 (图 5)。

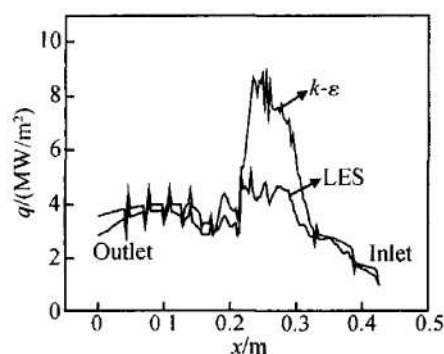


Fig 4 Distribution of average heat flux at gas-solid coupled interface

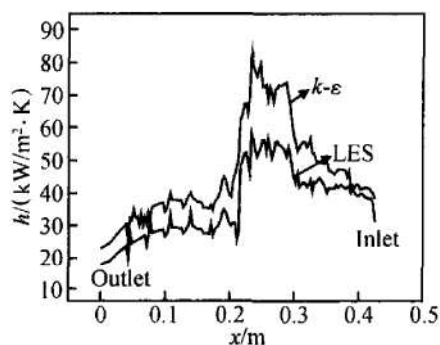
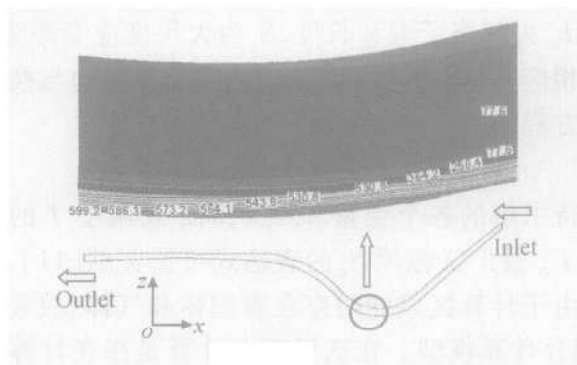
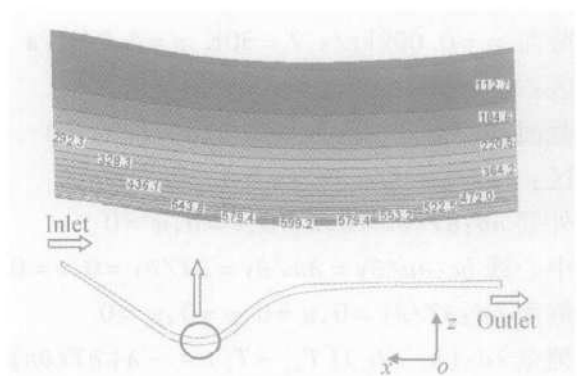


Fig 5 Distribution of average convective heat transfer coefficient at gas-solid coupled interface



(a) Temperature distribution of bc side



(b) Temperature distribution of ad side

Fig 7 Temperature distribution of hydrogen and metal in throat region

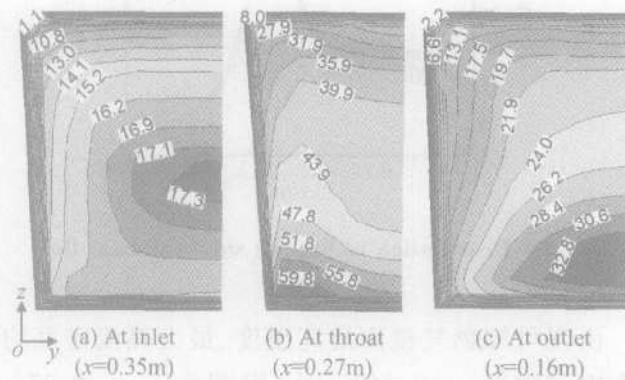


Fig 6 Velocity distribution of hydrogen in different regions (not to scale)

液体火箭推力室喉部燃气壁是推力室再生冷却通道高温、高热流密度发生点,特别是与燃气直接接触的钨铜材料的温度分布情况一直是推力室结构与安全设计的重心。以标准 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型计算结果为例,在轴向坐标范围 x 为 $0.26 \sim 0.28\text{m}$ 内喉部段冷却通道氢气及金属钨铜的温度分布情况进行进一步分析,如图 7 所示。

图 7 表明靠近燃气侧氢气金属钨铜的温度梯度最大,说明此区域氢气及钨铜的温度变化非常剧烈。

进一步分析表明,在喉部垂直于 x 轴的同一直截面内燃气壁钨铜的最高温度位于 bc 侧 c 点,最大热流密度则位于 ad 侧 d 点(参考图 1)。

为校核计算模型,分别在 $285(x) \times 12(y) \times 30(z)$ 、 $300(x) \times 20(y) \times 40(z)$ 及 $300(x) \times 35(y) \times 45(z)$ 的网格系统下应用两种湍流模型进行计算,其中冷却通道内网格数分别为 $8(y) \times 22(z)$ 、 $14(y) \times 30(z)$ 、 $25(y) \times 35(z)$,旨在比较分析计算网格的疏密情况对数值计算的影响。将两种湍流模型在不同计算网格数目下的计算结果与实验数据的比较情况总结如表 2 所示,实验数据来自于对某型号火箭发动机的现场测试。其进口流量、温度及压力等参数在边界条件中定义。

计算结果表明,标准 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型的计算结果更接近实验数据并且满足精度要求。这是由于在相同的计算条件下,大涡模拟对计算网格数及计算机内存和速度的要求仍然比较高。在一般的计算网格条件下,大涡模拟结果反而不如时均参数模型的仿真效果,随着计算网格的逐渐增加,大涡模拟的计算精度也在一定的程度上得到了提高,但同时计算资源提出了更高的要求,大涡模拟作为一种先进的湍流

计算模型仍在不断的发展之中,随着计算机技术的发展有理由相信会越来越受到重视。

Table 2 Comparison of grid number by $k-\epsilon$ and LES models

Turbulent model	Temperature difference between inlet and outlet of hydrogen /K			Pressure difference between inlet and outlet of hydrogen /MPa		
	285 × 12 × 30	300 × 20 × 40	300 × 30 × 45	285 × 12 × 30	300 × 20 × 40	300 × 30 × 45
LES	96.5	97.7	102.2	0.06	0.10	0.138
$k-\epsilon$ model	106.3	106.3	106.5	0.35	0.35	0.352
Experimental data		110			0.4	

5 结 论

应用气-固耦合算法实现了对 H_2/O_2 液体火箭发动机推力室变截面再生冷却通道三维流动与传热的全场数值模拟;揭示了燃气壁及再生冷却通道固体表面沿程温度、换热系数及热流密度的变化规律,在不同的计算网格条件下对比分析了两种湍流计算结果,为工程分析与优化设计提供一定的理论参考。

结果表明:推力室燃气壁及气-固耦合面最高温度和热流密度均发生在喉部附近;喉部是推力室安全及优化设计的重心。与实验数据对比表明,相同网格条件下 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型的计算结果好于大涡模拟结果,但随着计算网格数目的增加,大涡模拟精度逐渐得到提高,同时对计算资源提出了更高的要求。在目前的计算机水平下对于液体火箭推力室壁面冷却的工程计算而言 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型已满足要求。

参考文献:

[1] 冯文澜,张远君. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 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

[3] Lebaill F, Popp M, Numerical analysis of high aspect ratio cooling passage flow and heat transfer[R]. AIAA 93-1829

[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

[5] Lai Y G, Przeczkas A J, Nguyen N. A concurrent multidisciplinary approach for the analysis of liquid rocket en-

gine combustors[R]. AIAA 94-3103

[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

[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).

[8] 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 (iv) 数理模型[J]. 推进技术, 1999, 20(3). (JIANG Peixue, REN Zepei, ZHANG Zuo-fan, et al Numerical simulation of heat transfer in transpiration cooled liquid rocket thruster chamber (iv) Physical mathematical model[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3).)

[9] 姜培学,张左璠,任泽需,等. 液体火箭发动机推力室发汗冷却传热过程的数值模拟 (㊟) 数值方法与计算结果[J]. 推进技术, 1999, 20(4). (JIANG Peixue, ZHANG Zuo-fan, REN Ze-pei et al Numerical simulation of heat transfer in transpiration cooled liquid rocket thruster chamber(㊟) Numerical method and results[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(4).)

[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

[11] 陶文铨. 数值传热学 (第二版) [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2000

[12] 王玲玲. 大涡模拟理论及其应用综述[J]. 河海大学学报 (自然科学版), 2004, 32(3): 261~ 265

[13] 杨世铭. 陶文铨. 传热学 (第三版) [M]. 北京: 高等教育出版社, 2000

(编辑: 刘萝威)