

文章编号: 1000-8055(2009)08-1904-07

液体火箭发动机推力室冷却通道温度分层数值研究

康玉东¹, 孙 冰¹, 高翔宇²

- (1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
2. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为了研究冷却剂温度分层的形成机理及其对流动和换热的影响,应用雷诺应力模型(RSM)对液体火箭发动机推力室再生冷却通道的流动与传热进行了三维数值模拟,冷却剂为气氢,考虑其物性随温度和压力的变化. 所得结果表明:冷却剂在非流动方向会出现温度分层现象,随着冷却剂的不断受热,温度分层现象越明显,由于喉部二次流加强了冷却剂间的混合,在喉部区域温度分层被减弱,温度分层对冷却剂温升及压降影响较小,严重影响气壁温度的估算.

关 键 词: 液体火箭发动机; 再生冷却; 变物性; 数值研究; 温度分层
中图分类号: V434. 14 **文献标识码:** A

Numerical investigations of thermal stratification in cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber

KANG Yu-dong¹, SUN Bing¹, GAO Xiang-yu²

- (1. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100091, China;
2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: To study the formation mechanism of thermal stratification in cooling channel and its effects on the flow and heat transfer, three dimensional turbulent fluid flow and heat transfer in a regenerative-cooling channel of liquid rocket engine were numerically investigated with Reynolds stress model(RSM) model, and the coolant was hydrogen, whose thermo-physical properties varied with both temperature and pressure. The results show that thermal stratification occurs at non-flow direction, the extent of thermal stratification becomes increasingly significant as the extent of heating increases, and the thermal stratification of coolant is weakened for the existence of secondary flow in throat region; the thermal stratification has little effect on the bulk temperature increase and hydrodynamic losses of hydrogen, but has significant effect on the calculation of the wall heat fluxes and temperature.

Key words: liquid rocket engine; regenerative cooling; properties changed;
numerical investigations; thermal stratification

在火箭发动机中壁面所处的热环境十分恶劣^[1]. 为了使壁面材料处于许用温度范围内,需要采取一定的冷却措施. 再生冷却广泛应用于目前

大推力火箭发动机推力室的冷却中^[2]. 铣槽式的再生冷却是应用较为广泛的热防护形式,铣槽式再生冷却通道结构复杂,冷却剂在冷却通道中处

收稿日期: 2008-07-29; 修订日期: 2009-03-15

作者简介: 康玉东(1985-),男,江西赣州人,博士生,研究方向为火箭发动机热防护.

于非对称加热状态,冷却剂会出现温度分层现象^[3].冷却剂温度分层严重影响冷却剂的传热能力,忽略冷却剂温度分层现象会使计算的壁温低于实际壁温^[4],文献[5-6]通过“准二维”的经验公式研究了温度分层对传热的影响,忽略了冷却剂周向的温度分层现象.在再生冷却系统设计中,准确获取冷却剂流动情况对冷却通道的设计至关重要,本文以商用 CFD 软件 Fluent 6.3.26 为求解器,结合用户自定义函数,对某型液体火箭发动机推力室再生冷却通道进行三维稳态湍流流动与换热数值模拟,旨在深入研究冷却剂温度分层形成机理及其对冷却剂流动与换热的影响.

1 几何模型

图 1 为计算几何模型,考虑到再生冷却通道的对称性,把冷却通道均分,计算区域包括内壁、冷却剂、外壁,如图 1 所示.

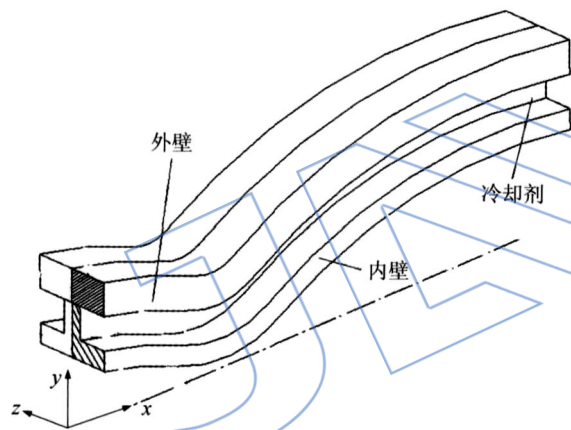


图 1 计算区域示意图

Fig. 1 Computational domain

2 数值计算方法

2.1 控制方程

计算采用的控制方程是对任意控制体的微分方程

$$\operatorname{div}(\rho \mathbf{v} \Phi) = \operatorname{div}(\Gamma \nabla \Phi) + S \quad (1)$$

式中 ρ 是密度; $\mathbf{v}$ 是速度向量; Φ 是待求的标量; Γ 是 Φ 的广义扩散系数; $\nabla \Phi$ 是 Φ 的梯度; S 是 Φ 单位体积的广义源项.

2.2 湍流模型

雷诺应力模型(RSM)严格地考虑了流线弯曲、旋涡、旋转和张力快速变化对湍流的影响,因此它具有能够更为精确模拟复杂流动的潜力.

2.3 边界条件

计算中需给定燃气侧、冷却剂出入口、壁面及对称边界条件,它们按如下方式给出:

1) 燃气侧边界条件:给出燃气有效换热系数和恢复温度,恢复温度按下式计算^[7]:

$$T_r = T_g [1 + r(\kappa - 1) Ma^2 / 2] \quad (2)$$

式中 r 为恢复系数; T_g 为燃气静温; κ 为燃气比热比; Ma 为马赫数.燃气有效换热系数为燃气对流换热系数和辐射换热系数之和,燃气对流换热系数按 Bartz 公式计算^[7]

$$h_c = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (3)$$

式中 D_t 为喉部直径; p_c 为燃烧室压力;燃气气动力黏度 μ 、比定压热容 c_p 、普朗特数 Pr 均以燃气总温 T^* 为定性温度; c^* 为特征速度; σ 为对流换热修正系数.把燃气与壁面的辐射换热等效为第三类边界

$$h_r = \frac{(1 + \varepsilon_w) \times 5.67 \times \left[\varepsilon \left(T_g \right)^4 - \alpha_g \left(T_{wg} \right)^4 \right]}{2 \times 10^8 \times (T_r - T_{wg})} \quad (4)$$

式中 ε_w 是气壁黑度; ε 为水蒸气吸收系数;由 Leckner 公式^[8]确定; α_g 为水蒸气吸收率; T_{wg} 为气壁温;因此,燃气侧有效换热系数为 $h_c + h_r$.

2) 入口边界条件:冷却剂入口给出冷却剂的流量、静压、温度,湍流条件给出湍流强度和水力直径.

3) 出口边界条件:冷却剂出口给出出口反压和回流温度,湍流条件给出湍流回流强度和水力直径.

4) 壁面边界条件:耦合壁面取无滑移条件,给定壁面粗糙度为 $3.2 \mu\text{m}$;非耦合壁面取绝热边界.

5) 对称边界条件:冷却通道及推力室室壁对称面.

2.4 数值方法

本文应用 GAMBIT 生成六面体结构化网格,计算应用 Fluent 6.3.26 求解器,采用 RSM 模型模拟湍流流动,应用壁面函数法处理壁面物理量与近壁区物理量的相互联系,无量纲距离 $y^+ = 30 \sim 300$.采用一阶迎风格式离散耦合方程组的对流项,采用 SIMPLE 算法处理压力和速度的耦合关系.采用自定义函数对燃气侧边界条件进行处理.

采用自定义函数处理冷却剂物性与温度和压力的关系,冷却剂的物性取自文献[9].采用线性插值处理室壁材料物性随温度的关系.

3 计算结果与分析

3.1 计算条件

燃烧室圆柱段燃气热力参数及冷却剂入口参数分别见表 1、表 2.

表 1 燃烧室圆柱段燃气热力参数

Table 1 Characteristics of thrust chamber

参数	数值
压力/MPa	10.66
温度/K	3630
分子量/(g/mol)	14.57
冻结比热容/(kJ/(kg·K))	3.54

表 2 冷却剂入口参数

Table 2 Inlet parameters of coolant

参数	数值
流量/(kg/s)	21.05
入口压力/MPa	14.89
入口温度/K	34.19

3.2 结果分析

图 2 为圆柱段冷却剂对称面温度场.由图可知,冷却剂温度除了沿程存在梯度外,在非流动方向也存在温度梯度,即冷却剂会出现温度分层现象.

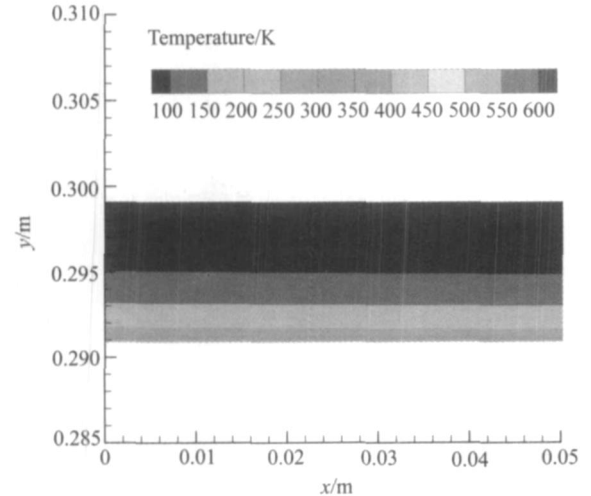


图 2 圆柱段冷却剂对称面温度场

Fig. 2 Temperature contours of coolant in the cylinder symmetry plane

湍流有效导热系数定义为

$$\lambda_{\text{eff}} = \lambda + \lambda \tag{5}$$

它表征了流体热混合能力的大小,通常认为在非流动方向冷却剂处于完全混合状态,即认为温度梯度只存在于流动方向,而在非流动方向,不存在温度梯度.这要求有效导热系数趋近于无穷大,使冷却剂在非流动方向能充分热混合.尽管冷却剂流动具有很高的湍流度,在湍流核心区,湍流热扩散系数也不趋近于无穷大,图 3 为湍流核心区有效导热系数沿程变化,由图可知,有效导热系数最大为 1400 W/m·K,且在喉部达到最小.

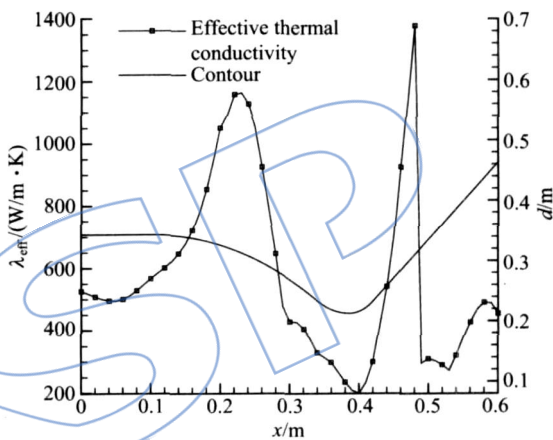


图 3 冷却剂沿程有效导热系数变化

Fig. 3 Variation of average effective thermal conductivity of hydrogen in cooling channel

铣槽式再生冷却通道具有非对称加热的特点,冷却剂受热不均匀.图 4 为室壁喉部温度,与冷却剂接触的壁面分别为液壁、肋片、外壁,由图可知,以上 3 个壁面的温度差别很大,液壁温度沿周向逐渐上升,外壁温度沿周向逐渐下降,且液壁和外壁有 600 K 左右的温差,如此大的径向温度梯度必然导致冷却剂出现温度分层.且由于冷却剂与壁面接触的有效导热系数相对肋片材料的导热系数来说很小,如图 5 所示,因此冷却剂不能完全带走由燃气传向壁面的热量,沿径向肋片有温度梯度且肋片温度沿径向逐渐下降.因此,非对称的加热结构和冷却剂相对较小的导热系数使冷却剂出现温度分层现象.

图 6 为冷却剂喉部温度,由图可知温度分层现象不仅出现在径向,在周向也会出现温度分层现象,冷却剂径向温差达到 350 K,周向温差达到 400 K.

冷却剂温度分层会造成很大的热阻,对流换热系数定义为

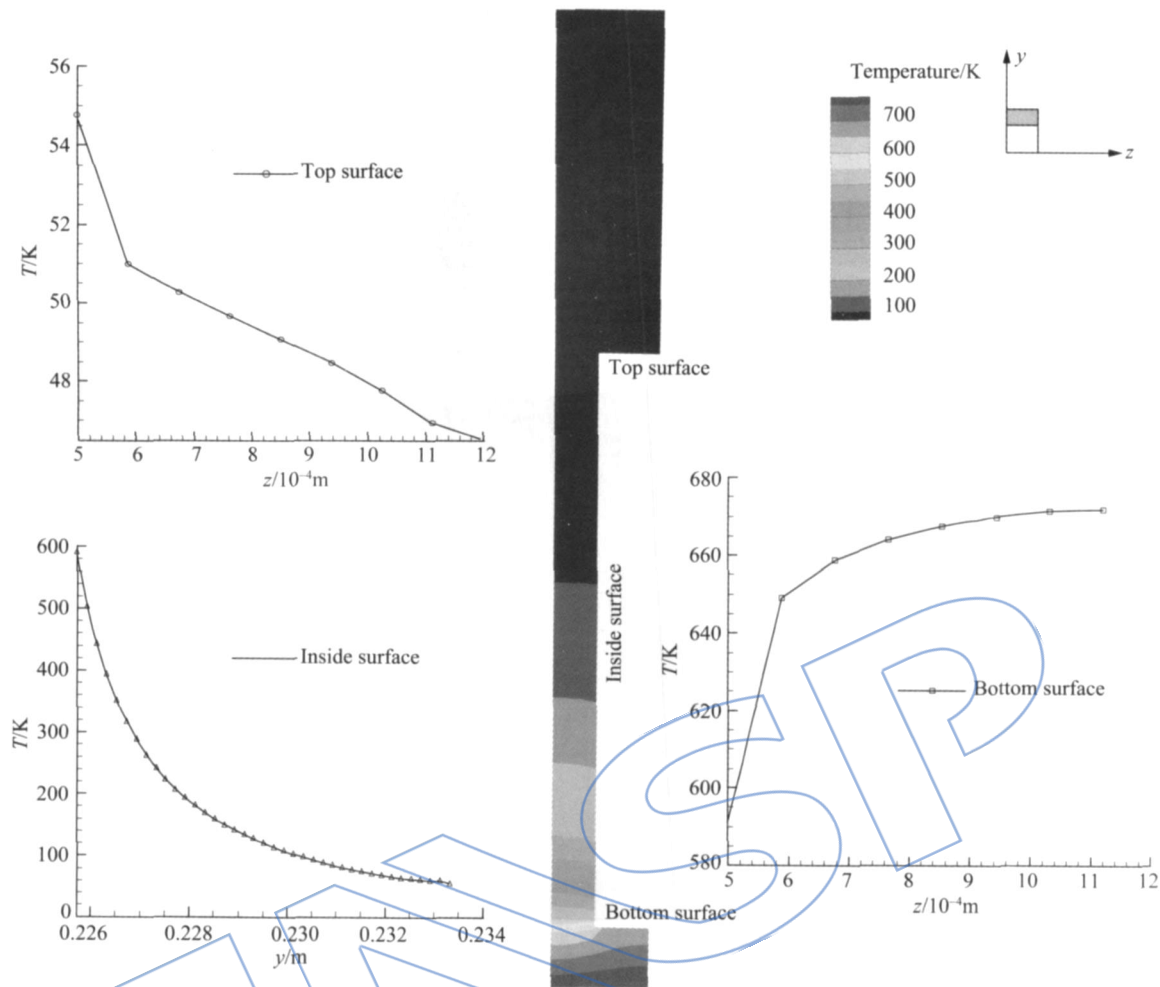


图 4 室壁喉部温度

Fig.4 Temperature contours of metal in throat region

$$h_t = q_w / (T_w - T_i) \tag{6}$$

图 7 为冷却剂沿程对流换热系数变化,由图可知温度分层使沿程对流换热系数小于完全混合

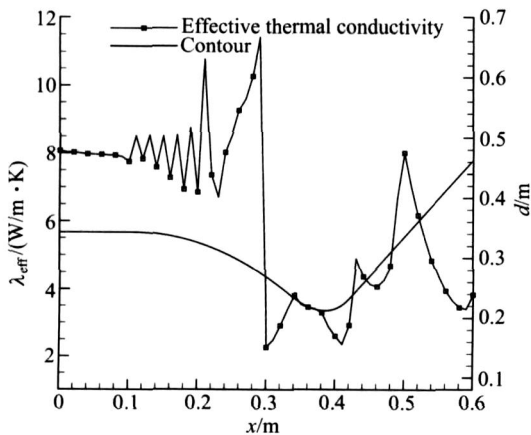


图 5 冷却剂与液壁接触面有效导热系数变化

Fig.5 Variation of hydrogen effective thermal conductivity at gas-solid coupled interface

的对流换热系数.在扩张段由于温度分层现象较弱,二者相差较小,在圆柱段二者相差最大;在喉部区域,由于离心力的作用,在垂直与主流的截面上产生了二次流,如图 8 所示,二次流加强了冷却剂间的混合,使在垂直主流截面上的冷却剂温度趋于相同,因此换热系数在喉部增加且在收敛段达到最大;在圆柱段,由于冷却剂不断被加热,且冷却剂不能通过湍流混合充分地分配通道外围非均匀的加热,因此,温度分层的程度越来越大.

既然冷却剂存在温度分层现象,则在选取冷却剂物性温度区间时应同时考虑温度分层和沿程温升的影响.考虑温度分层就应该使物性温度区间涵盖冷却剂在截面上所有的温度.为了分析温度分层对流动和换热的影响,采用了两个温度区间 33~140 K 和 33~550 K,其中前者可认为只考虑沿程温升,而后者可认为既考虑了沿程温升又考虑了温度分层的影响.图 9 为气壁面热流密度变化,由图可知不考虑温度分层时计算得到的热

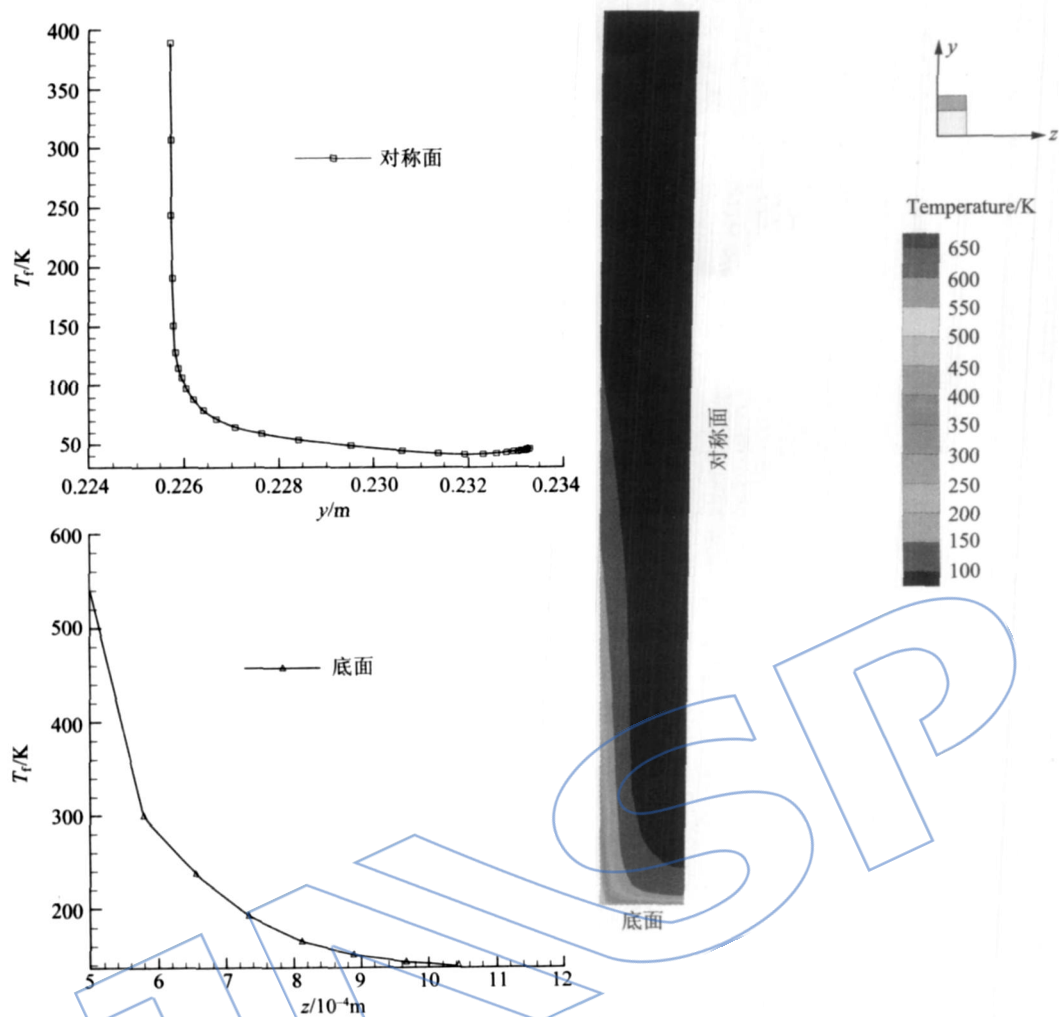


图 6 冷却剂喉部温度
Fig. 6 Temperature contours of coolant in throat region

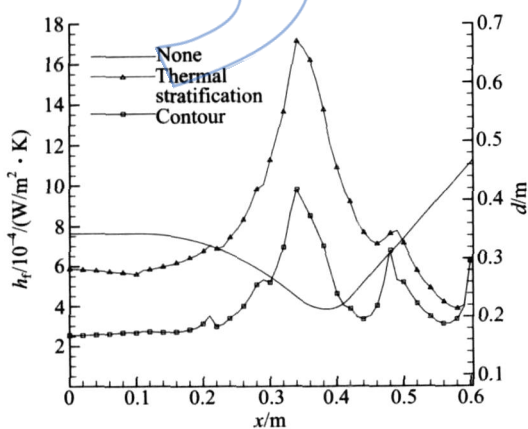


图 7 冷却剂沿程对流换热系数变化
Fig. 7 Variation of heat transfer coefficients of hydrogen in cooling channel

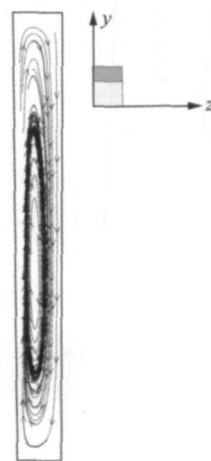


图 8 冷却剂喉部流线
Fig. 8 Velocity distribution of coolant in throat region

流密度大于考虑温度分层计算所得的热流密度,且在喉部二者相差达到 2.78 MW/m^2 。图 10 为气壁温度沿程变化,由图可知,考虑温度分层时气壁温高于未考虑温度分层时气壁温,这是因为冷

却剂温度分层使靠近内壁和外壁的冷却剂温度严重偏离主流温度,限制了壁面对主流的传热,使壁面得不到很好的保护,在喉部是否考虑温度分层

所计算得到的气壁温差达 139 K,因此,温度分层对喉部热流及气壁温计算影响很大.

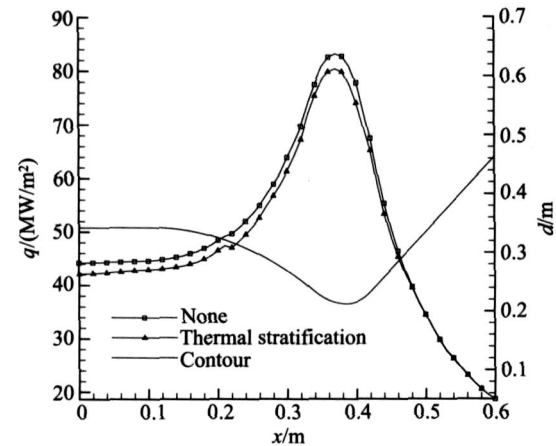


图 9 气壁面热流密度变化

Fig. 9 Variation of hot gas side wall heat flux

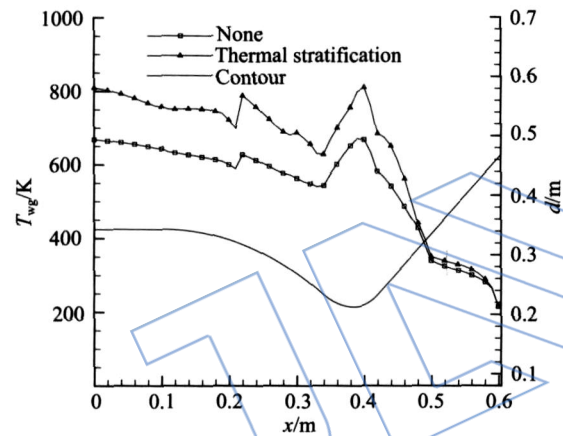


图 10 气壁温度变化

Fig. 10 Variation of hot gas side wall temperature

图 11、图 12 分别为冷却剂沿程流速、温度变化,由以上两图可知,是否考虑温度分层对主流冷却剂温升和流速影响较小,但在圆柱段由于温度分层现象较明显,二者差别也较明显.

表 3 为是否考虑温度分层现象计算结果列

表 3 是否考虑温度分层计算结果

Tabel 3 Simulated results with/ without considering thermal stratification

结果	考虑温度分层	未考虑温度分层	试验数据
压降/ MPa	2. 16	2. 1	2. 3
最大流速/ (m/ s)	173	174. 84	
温升/ K	89. 1	91. 63	90
最大气壁温/ K	809	670	
最大热流密度/ (MW/ m²)	80. 34	83. 12	

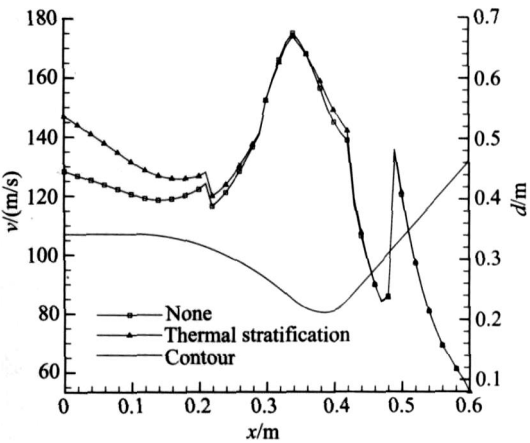


图 11 冷却剂沿程流速变化

Fig. 11 Variation of average velocity of hydrogen in cooling channel

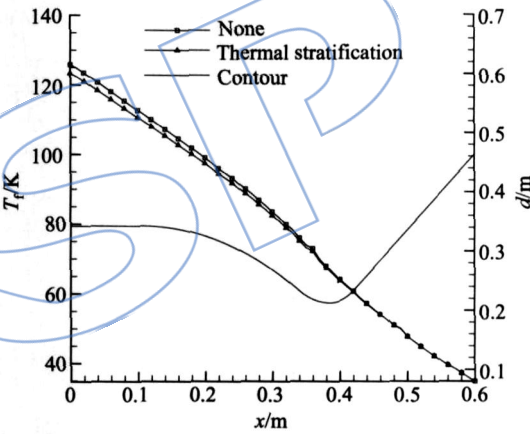


图 12 冷却剂沿程温度变化

Fig. 12 Variation of average temperature of hydrogen in cooling channel

表,从表 3 并对比试验数据可知,在进行冷却通道设计及传热计算时,必须考虑冷却剂温度分层对冷却剂流动与换热的影响,寻求解决方法,减小冷却剂温度分层的大小及区域,使室壁得到充分地保护.

4 结 论

本文通过数值模拟方法对冷却剂温度分层现象的形成机理及其对冷却剂流动和换热的影响进行研究,主要结论如下:

- 1) 由于铄槽式再生冷却通道具有非对称结构及非对称加热的特点,冷却剂在冷却通道中会出现温度分层现象;
- 2) 冷却剂温度分层使冷热冷却剂不能充分地混合,造成很大的热阻,限制了壁面对主流的传热,导致传热恶化;

- 3) 考虑温度分层现象对物性的影响计算得到的气壁面温度比不考虑温度分层现象时计算值高,而热流密度则比不考虑温度分层现象时计算值低;
- 4) 在喉部区域会出现较明显的冷却剂二次流动现象,由于二次流能加强冷热流体间的混合,在喉部区域冷却剂温度分层现象被减弱,在圆柱段温度分层现象明显;
- 5) 在进行冷却通道设计及传热计算时,必须考虑温度分层的影响.

参考文献:

[1] Jason C, William E, Philip A, et al. Supercritical flows in high aspect ratio cooling channels[R]. AIAA 2005-4302.

[2] Prelik D, Wiedmann D, Oechslein W, et al. Cryogenic rocket calorimeter chamber experiments and heat transfer

simulations[R]. AIAA 98-3440.

[3] 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.

[4] Kenneth J. Thermal stratification potential in rocket engine coolant channels[R]. NASA TM-4378,1992.

[5] Alexander W, Michael O. Thermo-and fluidmechanical analysis of high aspect ratio cooling channels[R]. AIAA 2001-3404.

[6] Alexander W, Michael O. Experimental and numerical investigations of thermal stratification effects [R]. AIAA 2003-4615.

[7] 朱宁昌,葛李虎,李斌,等译. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 北京:中国宇航出版社,2003.

[8] 余其铮. 辐射换热基础[M]. 北京:高等教育出版社,1990.

[9] McCarry R D. Hydrogen technological survey thermophysical properties[R]. NASA SP-3809, 1975.