

文章编号: 1000-8055(2007)01-0114-05

通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响

吴 峰¹, 曾 敏¹, 王秋旺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 $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型及气-固耦合算法. 保持再生冷却通道个数及冷却工质进口流量不变, 通过改变通道肋壁厚度来改变冷却通道深宽比, 研究不同深宽比对推力室壁面再生冷却效果的影响规律. 计算结果表明: 增加通道深宽比对推力室壁面能够起到强化传热的作用, 但同时也增加了冷却通道的进出口压差. 这是由于冷却工质流速的增高, 从而提高了推力室传热系数. 随着深宽比不断增加, 推力室再生冷却效果趋于饱和, 而冷却工质进出口压降则不断上升.

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; 通道深宽比

中图分类号: V434.14

文献标识码: A

Effect of aspect ratio on heat transfer and fluid flow in regenerative cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber

WU Feng¹, ZENG Min¹, WANG Qiu-wang¹, SUN Ji-guo²

(1. State 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 liquid propellant rocket engine were numerically investigated by solving three-dimensional elliptical Navier-Stokes equations. The coolant was hydrogen, whose thermal properties such as thermal conductivity, density, dynamical viscosity, etc varied with both temperature and pressure. The specific heat of hydrogen and thermal properties of solid metal varied with temperature. The standard $k-\varepsilon$ turbulence model and gas-solid coupled technique were adopted. An optimized calculation scheme was applied so as to find the best design for rocket combustion chamber. In the scheme, the cooling channel aspect ratio varied with the thickness of channel ribs while the channel number is fixed and coolant mass flow rate remains constant. The simulation results show that the heat transfer of rocket chamber will be enhanced when increasing the aspect ratio, but the pressure drop will increase simultaneously. The cooling

收稿日期: 2005-11-4; **修订日期:** 2006-2-26

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50323001)

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, 主要从事强化传热及换热器动态特性方面的研究.

effect of rocket thrust chamber will to be reach saturated as the aspect ratio becomes large enough.

Key words : aerospace propulsion system ; liquid propellant rocket engine ; regenerative cooling channel ; channel aspect ratio

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.本文的研究工作即为液体火箭发动机外冷却情况.文献[2]介绍了带突起的壁面对加热方管道内传热性能影响的研究.文献[3]在高室压下对液氧/甲烷推进剂火箭发动机发汗冷却性能模拟的研究,采用了真实气体物性.文献[4]对液体火箭发动机推力室冷却机理进行了研究,主要研究再生冷却及幕冷却方法.文献[5]则采用整体耦合模型,对液体火箭发动机推力室燃气侧和冷却剂侧的传热进行了研究.在国内,文献[6]为了能够快速而准确地得到再生冷却推力室的温度分布,建立了一种计算再生冷却推力室温度场的方法.此外还有对推力室冷却通道内的人为粗糙度强化换热机理进行了分析,讨论了影响人为粗糙度强化换热的因素^[7].文献[8]应用标准 $k-\varepsilon$ 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.文献[9]应用其模型对推力室壁面的再生冷却传热过程进行了数值分析.而文献[10]则进一步研究了网格疏密对数值计算结果的影响.本文应用其湍流计算模型对液体火箭发动机推力室再生冷却通道传热过程进行了优化分析,研究在改变肋壁厚度情况下冷却通道不同深宽比对推力室壁面再生冷却效果的影响,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

图 1 为本文所研究液体火箭推力室再生冷却计算模型,其中推力室壁面冷却沟槽数目为 300.由于物理问题沿周向的对称性,故取 300 个沟槽其中一个的二分之一作为计算分析的对象.

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

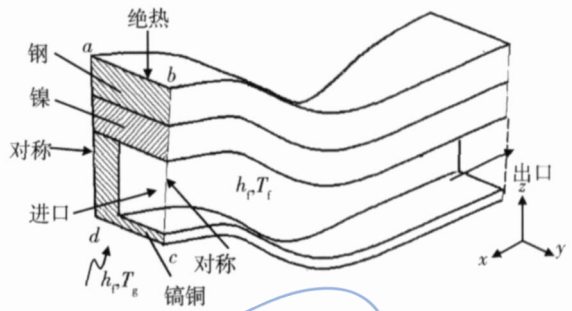


图 1 计算模型区域

Fig. 1 Computational domain

气侧壁面对流换热系数按巴兹公式计算^[11],即

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

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.

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

$$(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2)^{-0.12} \quad (2)$$

上述各式中的 Pr, μ 采用近似计算方法如下

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

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

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^[11]

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

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.

计算模型推进剂燃烧室热力参数及推力室结构参数如表 1 所示.

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^[12]

$$\nabla \cdot (\rho \nabla \phi) = \nabla \cdot (\Gamma_\phi \nabla \phi) + S_\phi \quad (6)$$

不同变量 ϕ 的扩散系数 Γ_ϕ 具体形式如表 2 所示.

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 具体表达式可参见文献[12].

表 1 推力室热力参数及结构参数

Table 1 Parameters of liquid rocket chamber

部位 参数	圆柱段	喉部	推力室 (面积比 5.0)
燃烧室压力/ MPa	10.00	5.778	0.363 6
燃烧室温度/ K	3 615.9	3 429.3	2 562.9
燃气密度/ (kg/ m ³)	4.839	2.983	0.263
燃气等熵指数	1.173 4	1.016 52	1.159 8
燃气马赫数	0.229 1	1.133 5	2.662
通道肋宽/ mm	1.2	1	2.2
通道肋高/ mm	9	7.6	8.2
燃气壁钎铜厚度 / mm	0.8	0.8	0.8

表 2 不同变量所对应的 ϕ, Γ_ϕ

Table 2 Expressions of ϕ, Γ_ϕ for different variables

方程	ϕ	Γ_ϕ
连续性方程	1	0
u 方程	u	$\eta^+ \eta$
v 方程	v	$\eta^+ \eta$
w 方程	w	$\eta^+ \eta$
能量方程	T	$\eta^- Pr + \eta / \sigma_r$
k 方程	k	$\eta^+ \eta / \alpha_k$
ε 方程	ε	$\eta^+ \eta / \alpha_\varepsilon$

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 1):

进口截面: $\dot{m} = 0.0345 \text{ kg/s}$, $T = 40 \text{ K}$,

$p = 15.2 \text{ MPa}$

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

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

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

通道中心线 bc : $\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial T}{\partial y} = 0, v = 0$

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

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 $h_r = \frac{80(T_g^4 - T_{wg}^4)}{T_g - T_{wg}}$, T_g 为燃气温度.

2 求解方法

本文采用有限容积法对计算区域进行离散,采用六面体结构化网格,计算网格划分节点数为 $320(x) \times 35(y) \times 50(z)$.

计算采用标准高 Re 数 $k-\varepsilon$ 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待求未知量的相互联系^[12],壁面函数法近壁面无量纲距离取值 $y^+ = 30 \sim 300$.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 SIMPL EC 算法.

氢气物性(密度、粘度等)随温度和压力而变,金属材料(铅铜、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 15.2,14.9,14.6,14.3,14.0,13.7,13.4,13.1,12.8,12.5 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 优化计算及讨论

在保持再生冷却通道个数及冷却工质进口流量不变的情况下,改变冷却通道肋壁厚度则必然改变了冷却通道的横截面宽度,从而改变冷却通道深宽比,以此研究不同深宽比对推力室壁面再生冷却效果的影响规律.由于计算模型为变截面通道,故通道截面深宽比沿流动方向是不断变化的,为了便于研究,以通道出口处深宽比为标准.以某一标准型号火箭为例,其深宽比为 $a = 8.2 \text{ mm} / 2.39 \text{ mm} = 3.43$.在不同深宽比下推力室燃气壁最高温度、燃气壁平均热流密度、冷却通道进出口温差及压差的计算结果及其变化规律分别如图 2,图 3 所示.

由图 2,图 3 可知随着深宽比的增加推力室壁面再生冷却效果逐渐变好,其中燃气壁最高壁温呈现下降趋势;而燃气壁平均热流密度则逐渐升高;冷却通道进出口温差逐渐上升,推力室壁面传热过程得到了强化;但同时增大了冷却工质的进出口压差,当再生冷却通道深宽比增加到一定值时,其再生冷却效果近似地趋于一种饱和状态,而冷却通道进出口压差则不断攀升,并超出了一般的工程设计范围.这是由于增加冷却通道的深

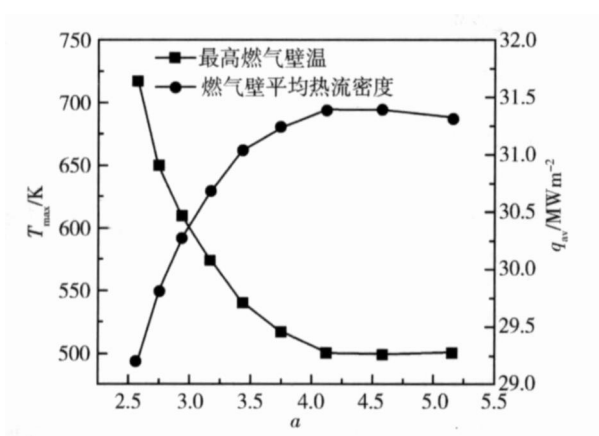


图 2 燃气壁最高壁温及平均热流密度变化规律

Fig.2 Variation of highest temperature and average wall heat flux at hot-gas side wall temperature

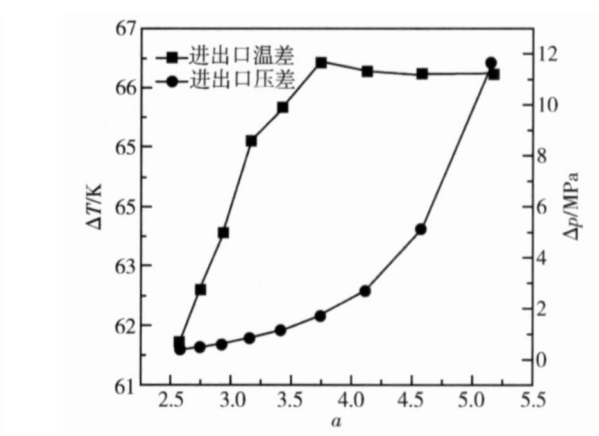


图 3 冷却通道进出口温差及压差变化规律

Fig.3 Variation of temperature difference and pressure drop between inlet and outlet

宽比,即增加冷却通道肋厚度则同时减少了冷却通道的宽度,这样在增加了壁面肋效率^[11]的同时也提高了通道内冷却工质的流速,这是有利于推力室壁面强化传热的.但同时也减少了冷却通道

内的对流换热面积,是不利于强化传热的.当冷却通道深宽比增加到一定的时候,通道内对流换热面积急剧减少对强化传热的负面影响与增加肋效率及提高冷却工质流速的正面影响相当,甚至

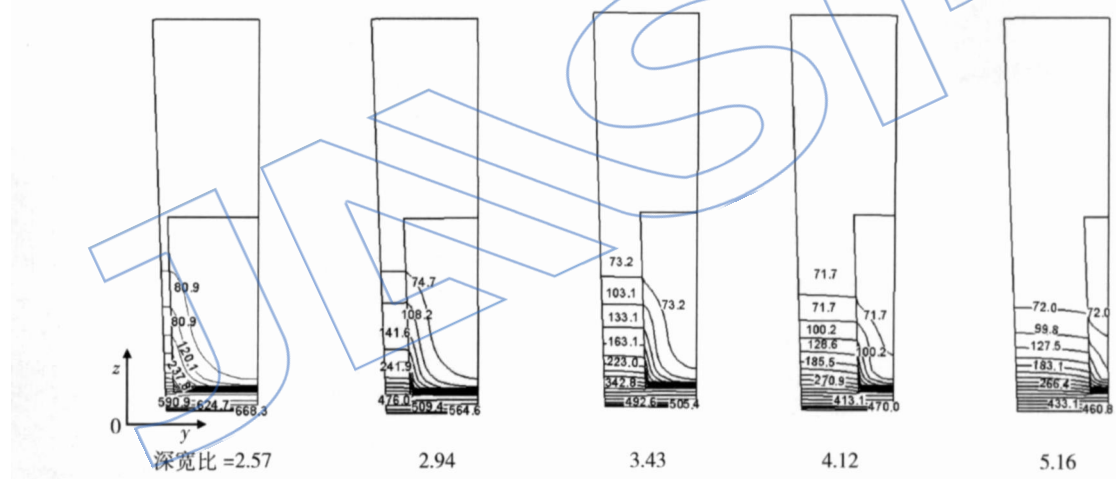


图 4 冷却通道喉部横截面温度分布变化规律(单位:K) (注:未按比例作图)

Fig.4 Variation of temperature difference of cross-section in different aspect-ratio (unit: K) (not to scale)

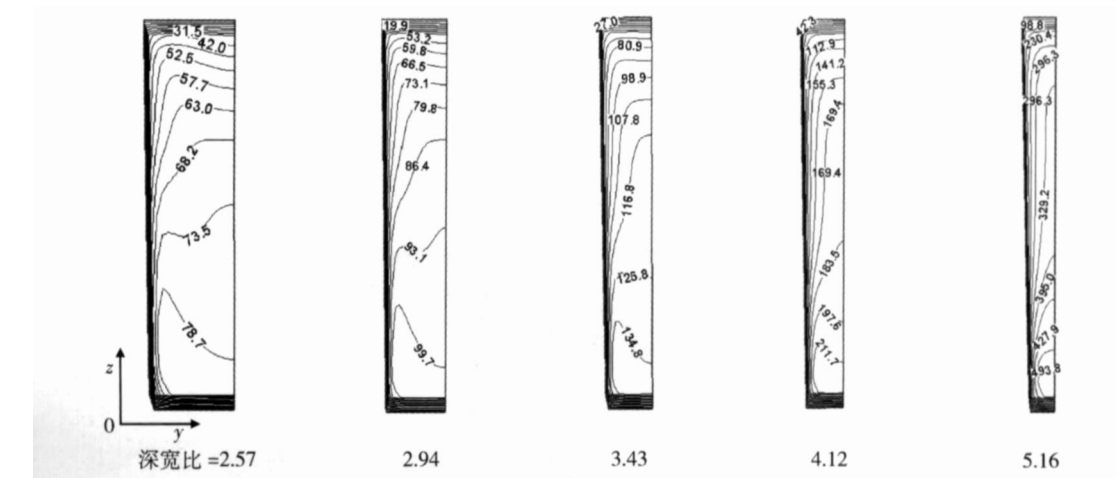


图 5 冷却通道喉部横截面速度分布变化规律(单位:m/s) (注:未按比例作图)

Fig.5 Variation of velocity of cross-section in different aspect-ratio (unit: m/s) (not to scale)

大于正面因素(见图2、图3),同时冷却工质进出口压差则不断增加,这些现象不利于推力室壁面的再生冷却。因此,增加再生冷却通道的深宽比有利于推力室的再生冷却效果有其一定的适用范围,在进行推力室再生冷却通道的结构设计时,可根据工艺加工能力、经济性及推力室的设计目标等角度综合选择和设计推力室再生冷却通道的结构尺寸。

进一步分析不同深宽比对推力室壁面再生冷却过程的影响规律。为便于分析研究,在推力室再生冷却通道喉部处取一垂直于流动方向的横截面,研究其不同深宽比下的温度及速度分布情况,如图4、图5所示。由图可知随着深宽比的不断增加,冷却通道燃气壁温呈现下降趋势,通道内冷却工质的温度分布逐渐趋于均匀。同时通道内流速不断增加,截面内高流速区主要集中在通道底部,最高流速接近500 m/s,在这样高的流速下,冷却通道进出口压差迅速上升。

4 结 论

本文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。

通过改变再生冷却通道肋厚度来改变冷却通道的深宽比,计算并研究了在不同深宽比下推力室再生冷却通道的传热特性及规律。计算表明增加冷却通道的深宽比在一定程度上有利于推力室壁面的再生冷却,能够降低推力室燃气壁温,但同时也增加了冷却工质的进出口压差,随着深宽比的不断增加,其冷却效果趋于饱和,甚至出现不利于推力室壁面的再生冷却现象。因此,在进行推力室再生冷却通道的结构设计时,应综合考虑并选择和设计推力室再生冷却通道的结构尺寸。

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] Vazquez M S, Rodriguez W V, Issa R. Effects of ridged WALLS on the heat transfer in a heated square duct [R]. AIAA 91-2183, 1991.
- [3] Bucchi, Andrea, Bruno, Claudio. Congiunti cooling performance in lox/ methane liquid-fuel rocket engines bucchi, andrea [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42 (3): 476-486.
- [4] WANG TenSee, Luong V. Numerical a study on the cooling mechanism in liquid rocket engine [R]. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit; Fort Lauderdale, FL; July 11-14, 2004.
- [5] WANG TenSee, Luong V. Hot-gas-side and coolant-side heat transfer in liquid rocket engine combustors [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(3): 524-530.
- [6] 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.
- [7] 陈建华,杨宝庆,周立新,等. 人为粗糙度强化换热机理分析及效果评估[J]. 火箭推进, 2004, 30(4): 1-5.
- [8] 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]. Kobe: The 16th Computational Mechanics Conference JSME[C]. 2003, No. 03-26: 177-178.
- [9] 吴峰,王秋旺,罗来勤,等. 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[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 707-712.
- [10] 吴峰,王秋旺,罗来勤,等. 液体火箭发动机推力室冷却通道流动与传热数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(5): 389-393.
- [11] 杨世铭,陶文铨. 传热学(第三版)[M]. 北京:高等教育出版社, 2000.
- [12] 陶文铨. 数值传热学(第二版)[M]. 西安:西安交通大学出版社, 2001.