

液氧/甲烷发动机变截面冷却通道传热数值研究

张明, 孙冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘要:为提高液体火箭发动机推力室再生冷却通道的冷却效率,对液氧/甲烷发动机推力室变截面冷却通道的耦合传热进行数值模拟,探究了冷却通道的高宽比对跨临界甲烷的湍流流动和对流传热的影响。燃气-冷却通道-冷却剂的三维耦合计算采用一种改进的迭代耦合方法。研究表明:在冷却通道横截面积不变时,增大冷却通道高宽比可以降低喉部燃气侧壁面最高温度。冷却通道的高宽比越大,冷却剂压力损失越大。但过大的高宽比会导致压力损失急剧增大,且进一步降低喉部壁面最高温度的效果不明显。燃气侧壁面温度在变截面冷却通道的突扩突缩处出现局部下降,且下降幅度会随着高宽比的减小而增加。大高宽比冷却通道中,喉部侧壁面附近发生传热恶化的范围有限,主要在肋侧壁面附近的下半部分。研究结果为推力室变截面再生冷却通道的设计提供了参考。

关键词:甲烷;跨临界;耦合传热;火箭发动机;再生冷却;突缩突扩

中图分类号:V434.14 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2019)02-0009-07

Numerical study of heat transfer in variable cross-section cooling channels of LOX/methane rocket engines

ZHANG Ming, SUN Bing

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to improve the cooling efficiency of regenerative cooling channels of liquid rocket engine thrust chamber, the numerical simulation of the coupled heat transfer in the variable cross-section cooling channels of the LOX/methane engine thrust chamber was carried out to investigate the effects of the aspect ratio on the turbulent flow and convective heat transfer of the transcritical methane in this paper. An improved iterative coupling method was used for the three-dimensional coupling calculation of the hot gas, the cooling channel and the coolant domain. The research results show that when the cooling channel cross-sectional area is constant, increasing the aspect ratio of the cooling channel can reduce the maximum hot-gas-side wall temperature at the throat. The larger the cooling channel aspect ratio is, the greater the coolant pressure loss is. However, excessive aspect ratio will lead to a sharp increase in pressure loss, and the effect of further reducing the maximum temperature of the hot-gas-side wall at the throat is not obvious. The hot-gas-side wall temperature drops at the sudden contraction/sudden expansion structures of variable cross-section cooling channel. And the magnitude of the decrease increases as the

收稿日期:2018-06-30;修回日期:2018-08-05

作者简介:张明(1993—),男,硕士,研究领域为液体火箭发动机热防护

aspect ratio decreases. In the large aspect ratio cooling channel, the area where the heat transfer deterioration occurs near the lateral wall surface at the throat is limited, mainly in the lower half of the rib side wall. This paper provides a reference for the design of variable cross-section regenerative cooling channels of the thrust chamber.

Keywords: methane; transcritical; coupled heat transfer; rocket engine; regenerative cooling; sudden contraction/sudden expansion

0 引言

近年来,随着大推力火箭发动机和可重复使用运载器的不断发展,采用高比冲、无毒、无污染、来源广和价格低的甲烷作为推进剂已成为液体火箭发动机的发展趋势之一^[1-4]。现代高性能的液体火箭发动机推力室内燃气温度高(3 600 K),喉部附近热流密度大(160 MW/m²),多采用再生冷却的方法来避免推力室壁的烧蚀^[5]。在再生冷却的过程中,冷却通道内的甲烷压力一般保持在临界值 4.6 MPa 以上,入口温度一般低于临界温度 190.53 K,但随着甲烷的流动,温度会逐渐升高,在接近临界值时,物性变化剧烈,对实际的冷却效果产生影响^[6-7]。目前,与液氧煤油发动机的研究相比,对液氧甲烷的研究较为滞后^[8]。因此,研究液氧甲烷火箭发动机再生冷却通道内跨临界状态下甲烷的流动和传热具有较大的理论意义和工程价值。陈尊敬^[9]等研究了超临界压力条件下低温甲烷在矩形冷却通道中的湍流流动和传热,但是其边界条件和几何结构与真实的发动机差距较大,参考价值有限。此外,实际冷却通道通常具有突扩突缩结构,与固定槽宽或肋宽的冷却通道相比,变截面冷却通道在保证压降合理的前提下能有效地降低燃气侧壁面温度^[10]。孙冰^[11]等研究了再生冷却通道中较大幅度的突扩突缩对跨临界甲烷的流动和传热特性的影响,结果表明燃气侧壁面温度最大值出现在喉部上游,并且由于突扩突缩处存在较强的旋涡运动,此处燃气侧壁面温度出现局部极小值。

本文对液氧甲烷发动机推力室变截面冷却通道的耦合传热进行数值模拟,深入研究了不同高宽比的变截面冷却通道对跨临界甲烷的湍流流动和对流传热的影响。一种改进的耦合方法被用于推力室燃气-冷却通道-冷却剂的三维耦合计算。

1 数值计算方法

1.1 几何模型

由于结构的对称性,对冷却通道沿周向进行了均分。冷却通道内衬厚 1 mm,外壁厚 3 mm。将冷却通道高度和宽度的比值定义为高宽比。冷却剂先流经冷却通道突缩结构,再流经突扩结构,且流动方向与燃气流动方向相反。突扩突缩的面积比保持为 1.5。喷管收敛段和扩张段的型面均采用双圆弧形设计。目前研究高宽比对冷却效果的影响主要有两种设计方案,一种是保持高度或宽度其中之一不变,改变另一项,如文献[12];另一种是保持冷却通道横截面积不变,改变高宽比,如文献[13]。本文选择后一种设计方案,用于对比的五种方案通道参数见表 1。

表 1 变截面冷却通道的参数

Tab. 1 The parameters of variable section cooling channels

方案	1	2	3	4	5
喉部宽度/mm	0.500	0.600	0.800	1.000	1.200
出、入口处宽度/mm	0.750	0.900	1.200	1.500	1.800
高度/mm	3.200	2.667	2.000	1.600	1.333
喉部高宽比	6.400	4.445	2.500	1.600	1.111

1.2 数值方法

冷却剂的控制方程为连续方程、动量方程和能量方程,表示为:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\lambda + \lambda_t) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] + S_h \quad (3)$$

式中: ρ 为密度, kg/m³; u_j 为速度, m/s; p 为压力,

Pa; T 为温度, K; τ_{ij} 为黏性应力项, Pa; λ 和 λ_t 分别为层流和湍流导热系数, W/(m·K); E 为流体总内能, J; S_b 为单位体积的源项。燃气的控制方程除以上的连续方程和动量方程外, 还包括组分连续方程和能量方程。

本文采用甲烷-氧 14 组分 20 步化学反应机理, 燃气的流动采用非平衡流, 燃气进入推力室后继续在高温高压下发生化学反应, 其中湍流与化学反应的相互作用由涡耗散模型的扩展模型 Eddy-Dissipation-Concept (EDC) 模型计算得到^[14]。采用 Fluent 基于压力求解器的 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型求解湍流流动, 采用二阶迎风格式离散耦合方程组的对流项。通过 UDF 编程的方式处理冷却剂的物性与温度和压力的关系。由于推力室整场耦合计算的不稳定性, 因此将计算域分为燃气域和冷却剂-冷却通道域两部分, 通过文献[15]中采用的改进型手动迭代耦合方法来实现, 具体计算过程如下:

1) 给定燃气侧初始壁面温度作为燃气域湍流燃烧的边界条件, 计算得到燃气侧壁面的热流密度分布;

2) 将燃气侧热流密度作为冷却剂-冷却通道域耦合传热的边界条件, 通过计算得到新的燃气侧壁面温度分布;

3) 将新得到的燃气侧壁面温度再次作为燃气域湍流燃烧的边界条件, 计算得到燃气侧壁面的新的热流密度分布;

4) 重复以上 2) 和 3) 的过程, 直至燃气侧壁面温度分布满足收敛要求。

1.3 边界条件和物性计算

文献[16]对液氢/液氧火箭发动机的燃气非平衡流再生冷却耦合传热进行的数值模拟与实验数据吻合良好, 本文采用同样的方式处理边界条件。燃烧室液氧/甲烷的混合比为 3.0, 燃烧室室压为 5 MPa。燃气和冷却剂入口边界条件均为流量入口, 其中燃气入口给定流量、温度、静压、各组分质量浓度, 部分参数通过 Chemical Equilibrium with Applications (CEA) 程序求得; 冷却剂入口给定流量为 2.71 kg/s, 温度为 120 K, 静压为 10 MPa; 出口边界条件均为压力出口, 给定出口反压; 湍流条件给定湍流回流强度和水力直径; 耦合壁面取无滑移边界条件, 给定壁面粗糙度为 3.5 μm , 非耦合壁面取绝热边界条件。本文中甲烷的密度、黏度系数、导

热系数和定压比热容等参数通过参考文献[17]和[18]计算得到。推力室内壁的材料为 Narloy-Z 银钨铜合金, 外套材料为电铸镍, 它们的物性资料来自 NASA^[19], 计算时采用线性插值法处理室壁材料物性随温度发生的改变。

2 计算结果与分析

2.1 网格收敛性验证和数值模型验证

本文选用表 1 中方案 3 的模型进行验证, 采用六面体结构网格进行网格划分。标准壁面函数法用来处理壁面物理量与近壁区物理的关系, 近壁面量纲为 1 的距离满足 $y^+ = 30 \sim 300$ 。如图 1 所示, 对比 3 种不同疏密程度网格下的计算结果, 发现在基础网格分布之上加密网格, 对数值计算结果的影响很小, 因此选择基础网格配置来作为本文数值模拟的网格划分, 划分结果如图 2 所示。

本课题组已完成过液氧/甲烷发动机再生冷却^[15]和液氧/液氢发动机再生冷却^[20]方面的数值模型和试验数据的对比, 充分证明了该数值模型的准确性。

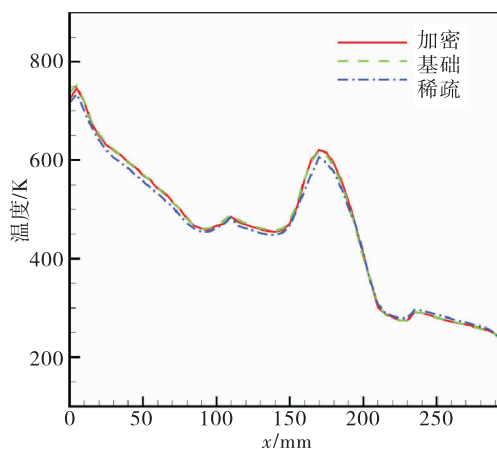


图 1 3 种网格级别下燃气侧壁面温度沿程变化

Fig. 1 Variations of hot-gas-side wall temperature along the axial direction for three grid levels

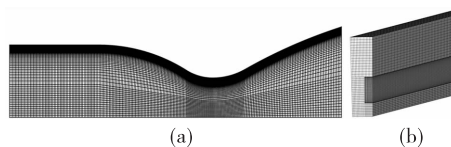


图 2 数值网格划分

Fig. 2 Numerical grid

2.2 高宽比对再生冷却全局的影响

如图3所示,燃气侧热流密度最大值位于冷却通道喉部的上游,喉部附近燃气侧壁面的最高温度也同步出现在喉部偏上游的位置,与文献[11]中一致。喉部附近燃气侧最高壁面温度随着高宽比的增大而减小,最高达751 K,最低只有613 K。同时,燃气侧壁面温度在突扩突缩处都有下降,且温度下降的幅度会随着高宽比的减小而增加,在突扩处表现得更为明显。这是因为突扩突缩处湍流强度增大,换热强化,壁温降低。但是随着高宽比增大,冷却剂与肋的接触面积变大,冷却效率提高,突扩突缩结构降低壁温的效果相对减弱。在燃烧室圆柱段,随着冷却剂向下游的流动,燃气侧壁面的温度会持续上升,直至达到一个峰值。实际上,由于喷注器面板外层有一圈喷嘴提供边区膜冷却,在推力室入口处一段距离内室壁有冷却剂液滴附着,使室壁能够得到有效的热防护,所以此处的壁面热流密度和壁面温度计算值略高于实际情况。

如图4所示,冷却剂压力沿程由于摩擦不断减小。在流过冷却通道突缩结构后,静压迅速下降,此时高宽比带来的影响很小。流过突扩结构时,冷却剂静压会出现小幅回升,然后继续下降,高宽比越大,下降幅度越大。图5为冷却剂平均流速的沿程变化曲线,冷却剂在流动过程中,吸收热量之后密度逐渐减小,流速逐渐增大。突缩突扩的存在使得冷却剂流速出现突升和突降。随着高宽比的增大,冷却通道出口处平均流速增大。方案4和方案5中冷却剂静压和流速之间的差异较小。

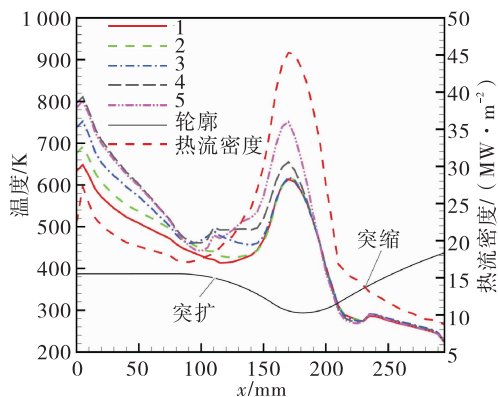


图3 燃气侧壁面温度和热流密度沿轴向的变化
Fig. 3 Variation of hot-gas-side wall temperature and heat flux along the axial direction

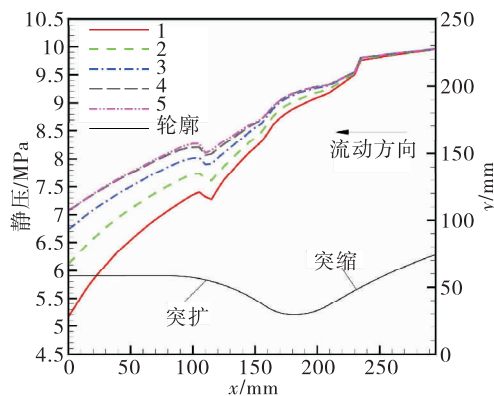


图4 冷却剂静压沿程变化

Fig. 4 Variation of coolant static pressure along the axial direction

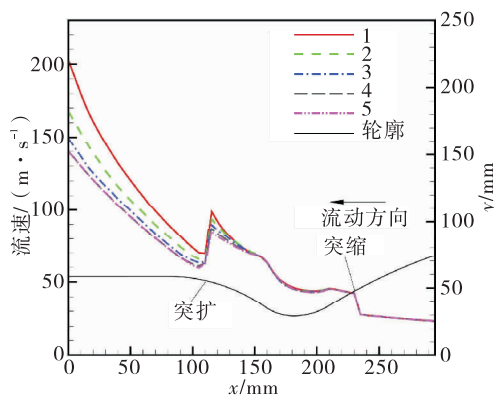


图5 冷却剂流速沿程变化

Fig. 5 Variation of coolant velocity along the axial direction

流体螺旋度的绝对值可以衡量二次流和旋涡的强度,正负号代表流动方向,定义为:

$$H = (\nabla \mathbf{V}) \cdot \mathbf{V} \quad (4)$$

式中 \mathbf{V} 为速度矢量。

如图6所示,冷却剂流经突缩处时,会在通道的拐角处形成旋涡;流出突扩处时,流体由于惯性会与壁面短暂分离而形成旋涡^[11]。旋涡的产生导致螺旋度在突缩和突扩处出现了一小一大两个峰值。在突缩处,螺旋度峰值不随高宽比变化;在突扩处,随着高宽比的增大,螺旋度峰值增大到一定值后保持不变。在喉部,由于通道底面曲率为凹,离心力方向由外壁面指向底壁面,因此产生向下的二次流,如图7所示;随着冷却剂的流动,喷管收敛段的底面曲率由凹转为凸,离心力方向由底壁面指向外壁面,二次流的方向随之改变。所以螺旋度在喉部

上游先增大后减小,出现了较大的局部峰值。随着高宽比的增大,螺旋度的峰值也在逐渐增大。在螺旋度峰值处,二次流比较强烈,使得该处冷却剂流速增大,静压降低,如图4和图5所示。另外,随着高宽比的增加,喉部冷却剂旋涡的中心更靠近底壁面,如图7所示。

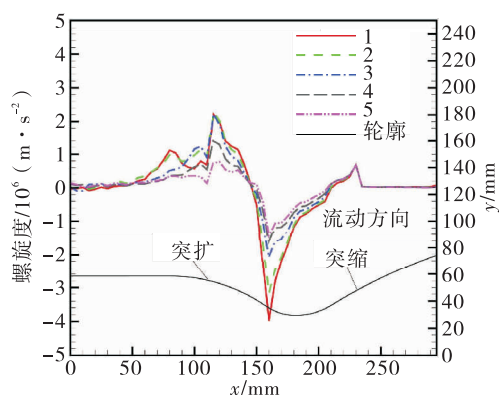


图6 冷却剂螺旋度沿轴向的变化

Fig. 6 Variation of coolant helicity along the axial direction

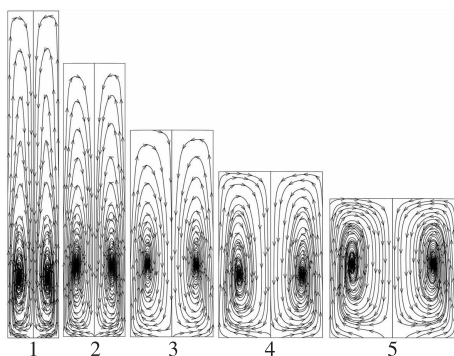


图7 喉部截面冷却剂的流线

Fig. 7 Streamlines of coolant at the throat

在实际工程应用中,再生冷却方案的设计需要综合考虑冷却效果和压力损失。如图8所示,随着高宽比的增大,喉部最高壁面温度逐渐下降,且降幅越来越小,而压力损失逐步增加,且增幅越来越大。当高宽比从1.111增大到1.6时,最高温度下降幅度高达12.8%,而压力损失只增加了0.1%。而当高宽比从4.445增大到6.4时,最高温度下降幅度只有0.5%,而压力损失增长了24.5%,达到了4.84 MPa。因此,当冷却通道数目不变时,在保证压力损失合理的情况下尽量增大冷却通道高宽比,可以最大程度地降低喉部燃气侧壁面最高温度。

但过大的高宽比容易导致压力损失的急剧增大,也对进一步降低壁面最高温度的效果有限。

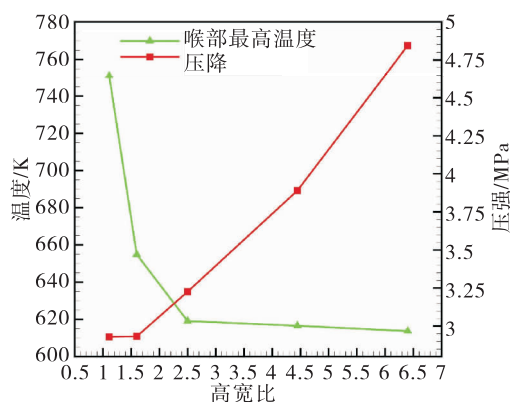


图8 喉部燃气侧壁面最高温度和冷却剂压降的变化

Fig. 8 Variation of the maximum hot-gas-side wall temperature at the throat and pressure drop of the coolant

2.3 高宽比对喉部区域传热的影响

冷却通道的非对称加热导致冷却剂在径向和周向出现了温度分层现象,且靠近底壁面的温度远高于主流温度,处于跨临界状态,如图9所示。图10显示冷却通道内衬在径向也出现了明显的温度分层。由于冷却剂与壁面接触的有效导热系数相对于内衬的导热系数来说很小,再加上加热的非对称性,燃气侧带来的热量有一部分会通过肋片向外壁传导,这导致了温度沿径向逐渐下降。随着高宽比的增大,靠近外壁的肋片温度逐渐降低,靠近外壁面的冷却剂沿周向和径向的温度分层程度也逐渐降低。

因为冷却剂温度分层,在主流区域,冷却剂温度低于拟临界温度,而贴近底壁面处,温度高于拟临界温度,因此冷却剂在近底壁面处发生了伪相变^[21-22],冷却剂的“类液态”与“类气态”共存。根据超临界压力下甲烷的物性计算结果可知,甲烷的温度处于拟临界温度时,定压比热容存在极大值。当冷却剂温度超过拟临界温度时,定压比热容急剧下降。图11显示,靠近冷却通道底面和肋侧壁处,定压比热容达到最大值;而在紧贴底壁面与肋侧壁面的薄层内,定压比热容达到最小值。同时,紧贴底壁面与肋侧壁面处的冷却剂导热系数又极小,如图12所示,因此壁面与冷却剂的热交换受到阻碍,发生传热恶化^[23]。对于小高宽比的冷却通道而言,传

热恶化的区域主要集中在底壁面和肋侧壁面;对于大高宽比的冷却通道而言,传热恶化的区域主要集中在底壁面和肋侧壁面下半部分附近的有限范围内,这是因为肋片中存在温度梯度,肋侧壁面温度沿径向降幅较大所致。

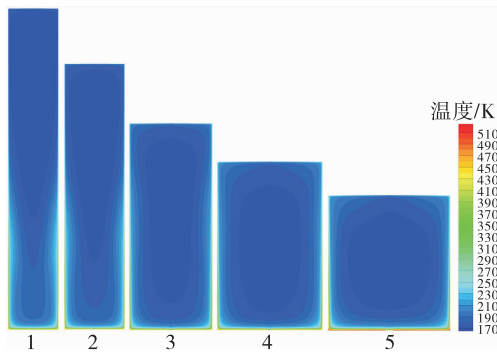


图 9 喉部截面冷却剂的温度分布

Fig. 9 The coolant temperature distribution at the throat

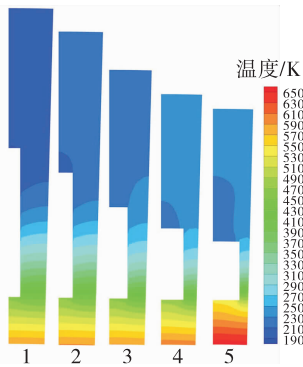


图 10 喉部截面壁面的温度分布

Fig. 10 The wall temperature distribution at the throat

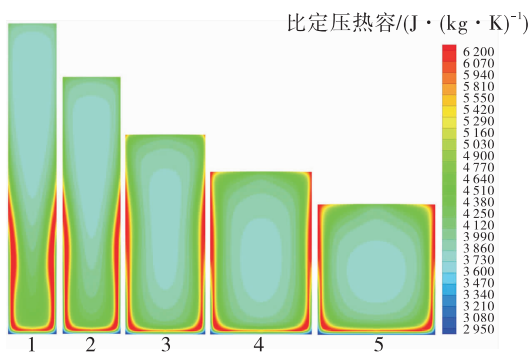


图 11 喉部截面冷却剂的比定压热容分布

Fig. 11 Specific heat capacity distribution of the coolant at the throat

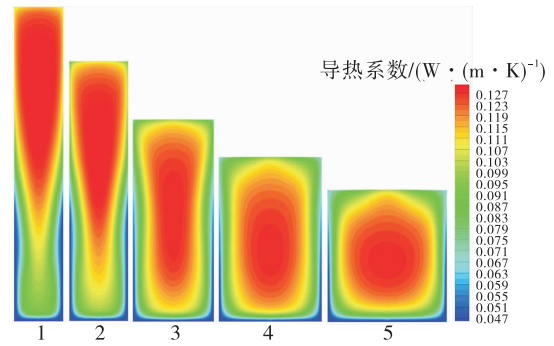


图 12 喉部截面冷却剂的导热系数分布

Fig. 12 Thermal conductivity distribution of the coolant at the throat

3 结论

本文通过数值模拟方法探究了变截面冷却通道的高宽比对低温甲烷湍流流动和对流传热的影响,结论如下:

- 1) 燃气侧壁面温度在突扩突缩处出现局部下降,且下降幅度会随着冷却通道高宽比的减小而增加。
- 2) 增大冷却通道高宽比可以降低喉部燃气侧壁面最高温度。但高宽比越大,压力损失越大。
- 3) 在冷却通道喉部,对于大高宽比冷却通道而言,传热恶化只发生在肋侧壁面附近的下半部分。

参考文献:

- [1] KLEPIKOV I A, KATORGIN B I, CHVANOV V K. The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant "liquid oxygen and liquefied natural gas (methane)" [J]. Acta Astronautica, 1997, 41 (4): 209-217.
- [2] CROCKER A M, PEERY S D. System sensitivity studies of a LOX/methane expander cycle rocket engine; AIAA 1998-3674[R]. Cleveland; AIAA, 1998.
- [3] PEMPIE P, FROEHLICH T, VERNIN H. LOX/methane and LOX/kerosene high thrust engine trade-off; AIAA 2001-3542[R]. Salt Lake City; AIAA, 2001.
- [4] BROWN C D. Conceptual investigations for a methane-fueled expander rocket engine; AIAA 2004-4210[R]. Fort Lauderdale; AIAA, 2004.
- [5] 张忠利, 张蒙正, 周立新. 液体火箭发动机热防护

- [M]. 北京:国防工业出版社, 2016.
- [6] 王彦红,李素芬. 方形通道内超临界碳氢燃料传热恶化数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(12):2377-2384.
- [7] 靳书武,武锦涛,银建中. 水平圆管内超临界甲烷对流换热数值模拟[J]. 应用科技, 2015, 42(5):67-71.
- [8] 李斌,张小平,高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J]. 火箭推进, 2017, 43(1):1-7.
LI Bin, ZHANG Xiaoping, GAO Yushan. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1):1-7.
- [9] 陈尊敬,王雷雷,孟华. 考虑发动机冷却通道固壁内耦合导热影响的低温甲烷超临界压力传热研究[J]. 航空学报, 2013, 34(1):8-18.
- [10] WADEL M F. Comparison of high aspect ratio cooling channel designs for a rocket combustion chamber; AIAA 1997-2913[R]. Seattle: AIAA, 1997.
- [11] 孙冰,宋佳文. 液氧甲烷发动机台阶型冷却通道的耦合传热特性[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12):2972-2978.
- [12] ULAS A, BOYSAN E. Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 24(1):187-197.
- [13] PIZZARELLI M, NASUTI F, MARCELLO O. Flow analysis of transcritical methane in rectangular cooling channels; AIAA 2008-4556[R]. Hartford: AIAA, 2008.
- [14] MAGNUSSEN B F. AIAA 81-3757 [R]. Saint Louis: AIAA, 1981.
- [15] SONG J W, SUN B. Coupled numerical simulation of combustion and regenerative cooling in LOX/Methane rocket engines[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 106:762-773.
- [16] 康玉东,孙冰. 燃气非平衡流再生冷却流动传热数值模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1):119-124.
- [17] ELY J F, HANLEY H J. Prediction of transport-properties 1. viscosity of fluids and mixtures [J]. Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals, 1981, 20(4):323-332.
- [18] POLING B E, PRAUSNITZ J M, CONNELL J P. The properties of gases and liquids [M]. Boston: McGraw-Hill, 2001.
- [19] ESPOSITO J J, ZABORA R F. Thrust chamber life prediction. volume 1: mechanical and physical properties of high performance rocket nozzle materials: NASA-CR-134806 [R]. Seattle: NASA, 1975.
- [20] KANG Y, SUN B. Numerical simulation of liquid rocket engine thrust chamber regenerative cooling[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(1):155-164.
- [21] PIZZARELLI M, URBANO A, NASUTI F. Numerical analysis of deterioration in heat transfer to near-critical rocket propellants[J]. Numerical Heat Transfer Part A-Applications, 2010, 57(5):297-314.
- [22] SATO T, SUGIYAMA M, ITOH K, et al. Structural difference between liquid like and gaslike phases in supercritical fluid[J]. Physical Review E, Statistical, Nonlinear, and soft Matter Physics, 2008, 78(5):1-9.
- [23] URBANO A, NASUTI F. Onset of heat transfer deterioration in supercritical methane flow channels[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2013, 27(2):298-308.

(编辑:马杰)