

文章编号: 1000-8055(2010)12-2834-05

气壁镀镍和冷却剂入口对再生冷却的影响

康玉东, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 考虑冷却剂入口模型及气壁镀镍, 对液体火箭发动机推力室再生冷却通道和冷却剂进行三维流动与传热耦合计算. 采用经验公式计算燃气侧对流及辐射换热, 冷却剂为甲烷, 考虑其物性随温度和压力的变化. 所得结果表明: 冷却剂入口二次流及突扩流场的叠加, 使局部压力损失变大, 影响进口下游较大区域流动传热状况; 气壁镀镍能提高气壁的耐高温性, 降低气壁铅铜的温度.

关 键 词: 再生冷却; 冷却剂入口; 镀镍; 流动; 换热; 数值模拟

中图分类号: V434.14

文献标识码: A

Effects of hot-gas wall nickelage and cooling channel inflow on regenerative cooling

KANG Yu-dong, SUN Bing

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Three-dimensional numerical simulation was carried out for coupled flow and heat transfer of regenerative cooling channel and coolant in consideration of the cooling channel inflow and hot-gas wall nickelage. The empirical method was used to simulate hot-gas convective and radiative heat transfer; the coolant was methane, whose thermophysical properties varied with both temperature and pressure. The results show that, the secondary flow plus sudden expansion flow field at inflow could lead to increase of local pressure lose and affect the flow and heat transfer situation at a large downstream region; nickelage on hot-gas wall can improve its capacity to endure high temperature and reduce the copper-alloy temperature.

Key words: regenerative cooling; channel inflow; nickelage; fluid flow; heat transfer; numerical simulation

再生冷却系统设计和校验是液氧/甲烷发动机的关键技术之一^[1-2], 文献[3-5]对此进行了研究, 但在计算过程中对再生冷却通道模型进行了简化, 没有考虑再生冷却通道的实际构型. 为了对冷却系统进行准确评估, 需准确计算再生冷却通道甲烷的温升和压降及室壁温度分布, 因此在计算模型选取时须考虑冷却剂入口模型. 冷却剂入口结构复杂, 存在突扩及弯曲. 为了提高发动机的

使用寿命需提高气壁的耐高温腐蚀能力, 常选用弹性内衬及合理的隔热层^[6-8], 比如对气壁面进行镀镍, 因此需对气壁镀镍的效果进行评估. 本文以商用计算流体力学(CFD)软件 Fluent 6.3.26 为求解器, 结合用户自定义函数, 对液体火箭发动机推力室再生冷却通道进行三维稳态流动与传热数值模拟, 旨在研究冷却剂入口及气壁镀镍对再生冷却通道流动和传热的影响.

收稿日期: 2009-11-02; 修订日期: 2010-01-12

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.

1 入口几何模型

图 1 为冷却剂入口几何模型. 考虑到再生冷却通道的对称性, 把冷却通道均分, 计算区域包括整个身部及冷却剂入口. 由图 1 可知, 冷却剂入口存在突扩和弯曲, 相对冷却剂流向, 通道曲率为凹; 采用简化入口模型时, 冷却剂入口段轴向位值不变, 不考虑入口段冷却通道的突扩及弯曲.

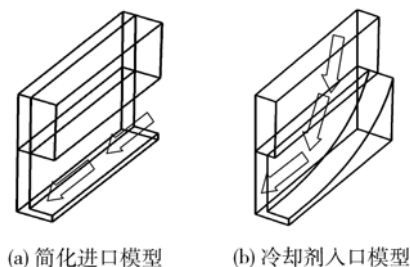


图 1 冷却剂入口几何模型

Fig. 1 Inflow geometry model

2 数值计算方法

2.1 控制方程

流动与传热问题中所求解变量的控制方程可表示成以下通用形式:

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

式中 ρ , $\mathbf{V}$, Φ , Γ , $\nabla \Phi$, S 分别是密度、速度向量、待求的标量、广义扩散系数、 Φ 的梯度、 Φ 单位体积的广义源项. 当 Φ 取不同变量时, Γ 及 S 的具体表达形式参见文献[9].

2.2 数值方法

本文应用 GAMBIT 生成网格, 计算应用 Fluent 6. 3. 26 求解器. 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^[10], 本文采用 RSM 模型模拟湍流流动.

文献[11]对某型液体火箭发动机推力室冷却通道温度分层进行了数值研究并进行了试验校验, 符合良好. 本文应用其数值模型, 计算中需给出的燃气侧、冷却剂出入口、壁面及对称边界条件, 按文献[11]方式给出. 本文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, 采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法处理压力和速度的耦合关系. 耦合方程组的离散格式同文献[11].

分别采用 Lee-Kesler 状态方程、Chung 等方

法、输运性质推算法(TRAPP)计算甲烷热力学性质、黏度、导热系数, 通过自定义函数把以上甲烷物性计算模型关联进求解器中, 在计算过程中不断更新每个控制体甲烷物性. 采用线性插值处理室壁材料物性跟温度的关系.

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 和表 2.

表 1 燃烧室入口燃气热力参数

Table 1 Characteristics of thrust chamber

参数	数值
压力/MPa	10.2
温度/K	3644
摩尔质量/(g/mol)	21.963
冻结比定压热容/(kJ/(kg·K))	2.299

表 2 冷却剂入口参数

Table 2 Inlet parameters of coolant

参数	数值
流量/(kg/s)	44.16
入口压力/MPa	17.7
入口温度/K	120

3.2 考虑入口模型计算结果分析

图 2 为冷却剂入口截面流场.

冷却剂入口是突扩通道, 冷却剂进入冷却通道时, 它不按照通道的形状突然扩大, 而是经过一段距离后才重新充满大截面通道, 在此之间的分离区内, 存在旋涡, 如图 2 进口流线所示.

冷却剂在凹曲率冷却通道流动时, 所受离心力方向由外壁指向内壁, 冷却剂压力梯度由内壁指向外壁以平衡离心力的作用, 如图 2 入口压力所示. 在此压力梯度下, 二次流在径向平面内发生, 旋向为内壁—肋侧壁—对称面. 二次流与突扩、突缩流线的叠加, 形成如图 2 所示的流场.

图 3 为冷却剂入口下游截面流场.

由图 3 可知, 在冷却剂入口曲率结束端下游还存在较强的二次流. 二次流在主流速度外增加了径向、周向流速, 加强了冷却剂径向和周向的流动, 使冷却剂湍流增强.

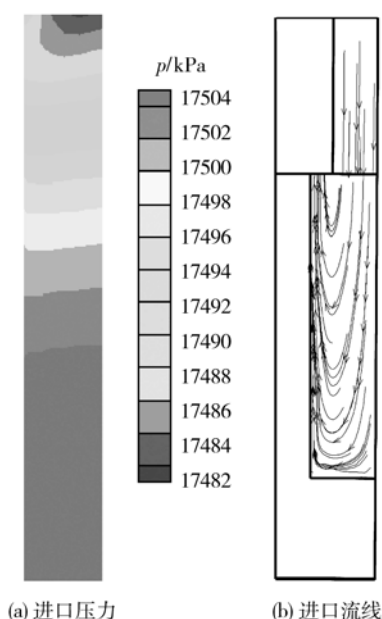


图2 冷却剂入口某截面流场
Fig. 2 Flow field at channel inflow

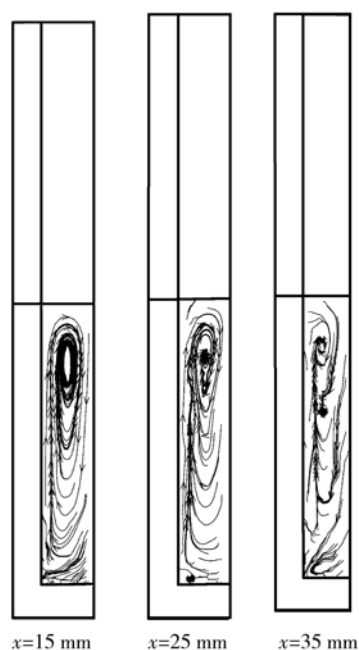


图3 冷却剂入口下游截面流场
(x 为距进口曲率结束端距离)

Fig. 3 Flow field at actual inflow downstream

图4为冷却剂湍流强度沿程变化. 湍流强度定义如下^[12]:

$$T_u = (2k/3)^{1/2} / u_a \quad (2)$$

式中 k 为湍动能, u_a 是截面平均主流速度. 在进口通道突扩处有较强的旋涡运动, 旋涡加强了冷却剂的脉动, 使湍流增强. 由于二次流及旋涡的作

用, 冷却剂入口模型计算湍流强度在进口区域下游较长区域内大于简化模型计算值, 如图4所示.

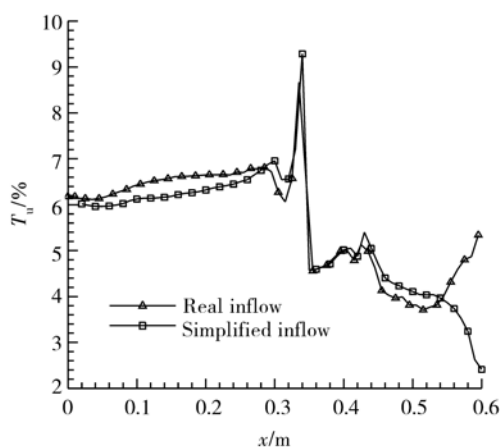


图4 冷却剂湍流强度沿程变化

Fig. 4 Variation of coolant turbulent intensity

图5为气壁温度沿程变化. 由图3可知, 在进口曲率结束端下游还存在较强的二次流, 二次流强化了冷热流体间的混合, 且其引起的冷却剂质量重新分布使热流体离开内壁面, 冷流体从外壁面流向内壁面, 强化了换热, 使气壁温度降低.

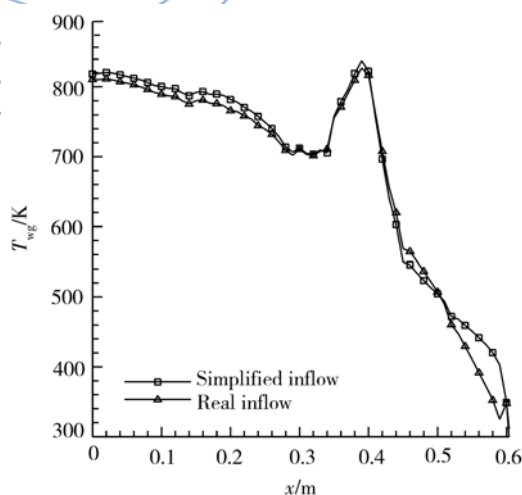


图5 气壁温度沿程变化

Fig. 5 Variation of hot gas side wall temperature

由图4可知, 冷却剂入口模型计算湍流强度在进口区域下游较长区域内, 燃烧室圆柱段及喷管收敛段大于简化模型计算值, 大的湍流强度减薄附面层的厚度, 减小冷却剂与室壁的换热热阻, 使气壁温度降低.

在以上区域冷却剂入口模型计算气壁温度低于简化进口模型计算值, 在其他区域两者相差

较小.

图 6 为气壁热流密度沿程变化. 由图 6 可知, 冷却剂入口模型计算热流密度值大于简化进口模型计算值. 这是由于冷却剂入口模型计算冷却剂湍流强度大, 对流换热强, 冷却剂吸收的热量大.

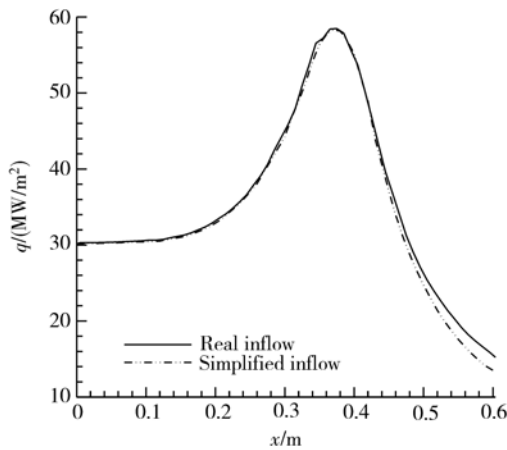


图 6 气壁热流密度沿程变化

Fig. 6 Variation of hot gas side wall flux

图 7 为冷却剂压力沿程变化. 由图 7 可知, 冷却剂入口模型冷却剂压力在入口段损失明显. 由于进口突扩通道出现旋涡, 旋涡内流体微团之间发生摩擦、撞击, 使突扩通道局部流阻损失大. 由于冷却剂入口存在弯曲, 出现二次流, 二次流在主流之外增加了局部流速, 从而增加了损耗. 以上原因使冷却剂压力在入口段损失大.

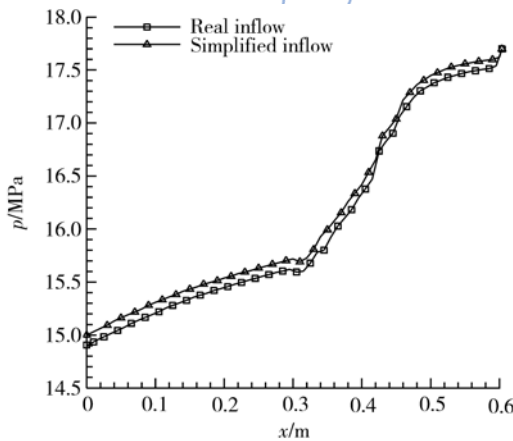


图 7 冷却剂压力沿程变化

Fig. 7 Variation of coolant pressure

表 3 为冷却剂入口、简化模型计算的结果. 由表 3 可知, 冷却剂入口、简化进口模型计算结果差别较大, 因此在再生冷却流动传热计算时需采用冷却剂入口模型.

表 3 冷却剂入口、简化模型计算结果

Table 3 Simulated results for real/simplified inflow model

	冷却剂入口 模型	简化入口 模型
压降/MPa	2.8	2.7
温升/K	123.88	125
喉部气壁温度(镍层)/K	823.45	836.04
喉部热流密度/(MW/m ²)	58.49	58.36

3.3 气壁镀镍结果分析

高室压液体火箭发动机燃烧室内壁采用高热导率的铅铜作为室壁材料. 由于铅铜具有化学不稳定性, 很容易被高温燃气氧化. 因此, 常选用合理的隔离层, 以提高气壁材料的抗氧化腐蚀能力, 隔离层可以采用积炭层、陶瓷涂层以及金属镀层. 本文以镀镍层进行分析.

图 8 为壁面镀镍时镍和铅铜温度沿程变化. 由图 8 可知铅铜温度低于镍温度, 镀层起隔热作用. 图 9 为气壁面热流密度沿程变化. 由图 9 可知, 镀镍时气壁热流密度小于不镀镍时情况. 这是由于镍的热导率低于铅铜的热导率, 镀层增加了传热的热阻.

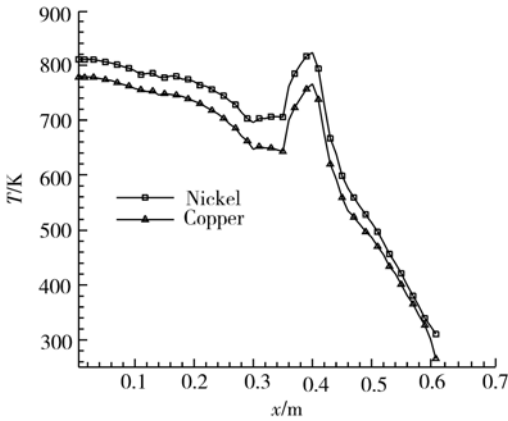


图 8 壁面镍和铅铜温度沿程变化

Fig. 8 Variation of nickel and copper wall temperature

图 10 为气壁温度沿程变化, 由图 10 可知, 气壁镀镍时铅铜温度低于不镀镍情况, 气壁温度的减小使内壁的热应力减小, 从而增加推力室的寿命.

表 4 为气壁是否镀镍计算结果列表. 由表 4 可知, 气壁镀镍能隔断高温燃气与气壁面的直接接触, 降低气壁温度, 提高气壁面的耐高温腐蚀能力, 在一定程度上减小冷却剂压降, 减小的压降可

以用来提高燃烧室室压,从而提高发动机的性能。

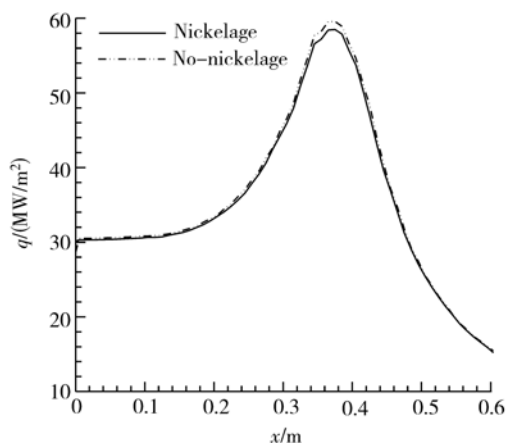


图9 气壁热流密度沿程变化

Fig. 9 Variation of hot gas side wall flux

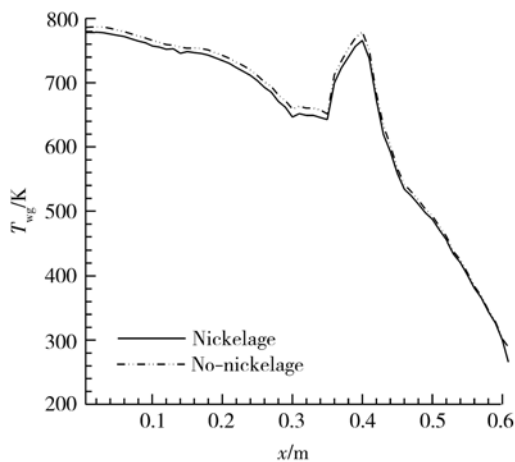


图10 气壁面温度沿程变化

Fig. 10 Variation of hot gas side wall temperature

表4 气壁是否镀镍计算结果

Tabel 4 Simulated results with/without hot-gas wall nickelage

	气壁镀镍	气壁未镀镍
喉部气壁温度(铅铜)/K	766.1	779.3
喉部热流密度/(MW/m ²)	58.49	59.56
压降/MPa	2.8	2.84
温升/K	123.88	126.86

4 结 论

本文通过数值模拟方法对冷却剂入口及气壁镀镍再生冷却通道流动和换热进行研究,主要结论如下:

1) 冷却剂入口模型影响气壁温度、冷却剂温升及压降的计算,在进行冷却通道传热计算时,应该采用冷却剂入口模型;

2) 通道进口二次流及突扩流场的叠加强化传热,使局部压力损失变大,在通道进口曲率末端下游还存在较强的二次流,使气壁温度降低;

3) 气壁镀镍能提高气壁面抗高温和冲刷能力,降低气壁温度,减小压降,有效地保护室壁,增加推力室的寿命。

参考文献:

- [1] Pascal P, Thomas F, Hilda V. LOX/methane and LOX/kerosene high thrust engine trade-off[R]. AIAA 2001-3542, 2001.
- [2] Preclik D, Hagemann G, Knab O, et al. LOX/hydrocarbon propellant trade considerations for future reusable liquid booster engines [R]. AIAA 2005-3567, 2005.
- [3] Reuben S, Matthew M, Oleg S, et al. Integrated modeling and analysis for a LOX/methane expander cycle engine: focusing on regenerative cooling jacket design[R]. AIAA 2006-4534, 2006.
- [4] Marco P, Francesco N, Marcello O. Flow analysis of trans-critical methane in rectangular cooling channels [R]. AIAA 2008-4556, 2008.
- [5] Marco P, Francesco N, Marcello O. Investigation of trans-critical methane flow and heat transfer in curved cooling channels[R]. AIAA 2009-5304, 2009.
- [6] Immich H, Mayer W. Cryogenic liquid rocket engine technology developments within the german national technology programme[R]. AIAA 97-2822, 1997.
- [7] Immich H, Kretschmer J, Preclik D. Technology developments for cryogenic rocket engines[R]. AIAA 2000-3780, 2000.
- [8] Immich H, Kretschmer J, Preclik D. Thrust chamber technology developments for future launch vehicle liquid rocket engines[R]. AIAA 2001-3544, 2001.
- [9] 陶文铨. 数值传热学(第二版)[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [10] LUO Jiang, Lakshminarayana B. Prediction of strongly curved turbulent duct flows with Reynolds stress model [J]. AIAA Journal, 1997, 35(1): 91-98.
- [11] 康玉东, 孙冰, 高翔宇. 液体火箭发动机推力室冷却通道温度分层数值研究 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1904-1910.
- [12] Lebaill F, Popp M. Numerical analysis of high aspect ratio cooling passage flow and heat transfer[R]. AIAA 93-1829, 1993.

KANG Yudong, SUN Bing, GAO Xiangyu. Numerical investigations of thermal stratification in cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1904-1910. (in Chinese)