

文章编号: 1000-8055(2010)02-0320-06

通道参数对再生冷却通道流动换热的影响

康玉东, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 应用 RSM 模型对冷却通道的流动与换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: 增加壁面粗糙度使冷却剂换热强化, 但会增加流阻损失; 在突扩突缩区域会出现旋涡, 旋涡使局部流阻损失加大且使湍流加强, 壁温在旋涡出现处降低; 冷却通道内的流动发展不受入口湍流强度的影响; 冷却剂离心力引发径向平面内的二次流动, 二次流引起的冷却剂质量重新分布使传热在凹曲率段强化, 凸曲率段恶化.

关 键 词: 再生冷却; 通道参数; 流动; 换热; 数值模拟

中图分类号: V434

文献标识码: A

Effects of cooling channel parameters on flow and heat transfer in regenerative cooling channels

KANG Yu-dong, SUN Bing

(School of Astronautics,

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

Abstract: To study the effects of wall roughness, sudden expansion/contraction, inlet turbulence intensity and cooling channel curvature on heat transfer and fluid flow in cooling channel, three-dimensional turbulent fluid flow and heat transfer were numerically investigated with RSM model, which was used to represent the turbulence; the coolant was gas hydrogen, whose thermophysical properties varied with both temperature and pressure. The results show that, the increase of wall roughness will increase not only the heat transfer but also the pressure loss; the vortex appears on the nearby sudden expansion/contraction point, the turbulence intensity and local pressure loss increase due to the vortex, while the wall temperature decreases at the place where the vortex appears; the coolant inlet turbulence intensity has no effects on the development of flow in cooling channel; the secondary flows which develop due to centrifugal force on the coolant will cause the mass redistribution, leading to heat transfer enhancement at the concave cooling channel but deterioration at convex cooling channel.

Key words: regenerative cooling; cooling channel parameters; fluid flow; heat transfer; numerical investigation

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^[1-2]. 再生冷却通道有以下特点: 根据冷却能力的需求, 不同区域采用不同的高度、宽度^[3], 受加工手段的限制, 在冷却通道变肋宽或

变槽宽处有阶梯式的突扩突缩; 冷却通道在喉部区域及燃烧室收敛段具有曲率效应, 存在明显的二次流动^[4]; 受到加工条件的限制, 冷却通道表面存在粗糙度; 冷却剂入口湍流强度在计算开始时

收稿日期: 2009-01-16; 修订日期: 2009-04-22

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.

也难以准确获取. 本文以 Fluent 6. 3. 26 为求解器, 结合用户自定义函数, 对再生冷却通道进行三维稳态湍流流动与换热数值模拟, 就冷却通道表面质量、突扩突缩、入口湍流强度、通道曲率对冷却剂流动与换热的影响进行评估及分析.

1 几何模型

图 1 为计算模型, 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.

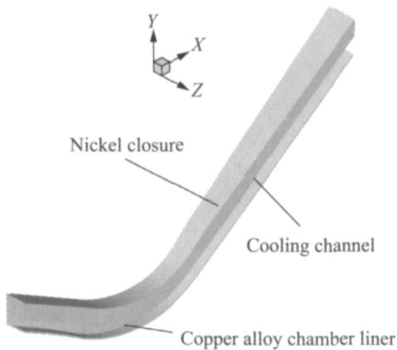


图 1 计算区域示意图
Fig. 1 Computational domain

2 物理模型与数值方法

2.1 控制方程

计算采用的控制方程是适用任意控制体的微分方程

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

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 壁面粗糙度的处理

为考察壁面粗糙度对再生冷却流道内压力损失的影响, 在壁面函数法中引入无量纲粗糙度^[5]

$$u^+ = (\ln y^+) / K + 5.5 - \ln(1 + 0.3k^+) / K \tag{2}$$

K 是冯卡门常数, u^+ 是平行于壁面的无量纲速度, $u^+ = u / u_\tau$, y^+ 是离开壁面的无量纲距离, k^+ 是无量纲粗糙度, $k^+ = hu_\tau / \nu$, h 是平均粗糙高度. 系数 5.5 和 0.3 是从尼古拉兹和劳塞尔对管内流动的测量值推导出来的.

2.3 边界条件及数值方法

文献[6]以 Reynolds 应力模型为湍流模型,

采用经验公式计算燃气侧对流和辐射换热, 考虑冷却剂温度分层的影响, 对液体火箭发动机推力室再生冷却通道三维湍流流动与传热进行了数值计算并与试验数据进行了校核, 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, 按文献[6]方式给出,

所采用的数值方法及冷却剂、室壁材料物性处理方法同文献[6].

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 燃烧室圆柱段燃气热力参数
Table 1 Characteristics of thrust chamber

参数	数值
压力/ MPa	10
温度/ K	3605
分子质量/ (g/ mol)	14.57
冻结比热容/ (J/ (kg · K))	3540

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	15.9
入口温度/ K	35

3.2 壁面粗糙度

图 2 显示为不同粗糙度下气壁温度变化.

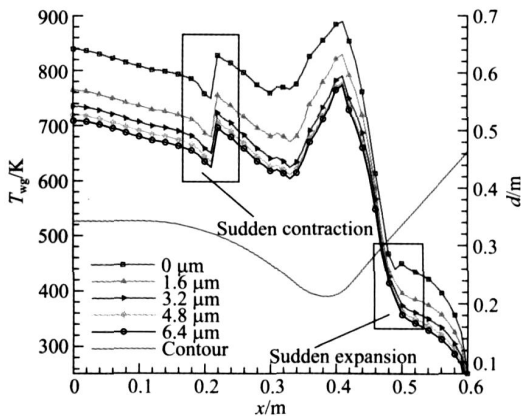


图 2 不同粗糙度下气壁温度变化

Fig. 2 Variation of hot gas side wall temperature for various wall roughness

由图可知壁面粗糙度越大,气壁温越低.这是因为,在推力室冷却通道内附面层对室壁与冷却剂之间的对流换热起主导作用,并且换热的激烈程度主要取决于附面层内流体的流动特性.壁面粗糙度越大,冷却剂流过粗糙不平的壁面时产生分离现象越明显,同时形成局部涡流区,涡系的发展加强了冷却剂近壁区的湍流强度,如图 3 所示,图 3 为不同粗糙度下冷却剂湍流强度变化.随着湍流强度的增加,附面层逐渐减薄并被强制湍流,其热阻也随之减小,换热过程加剧,使壁温降低.

图 4 显示为不同粗糙度下冷却剂压力变化.由图可知随着壁面粗糙度的增大,压力损失增大,压力损失与壁面粗糙度基本呈非线性递增关系.

大,说明冷却剂带走的热量增加,换热效果增加.由图 6 可知,冷却剂流速在相应位置的大小也随着壁面粗糙度的变大而变大.

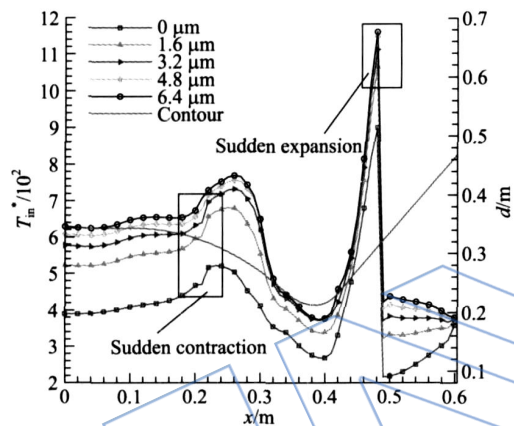


图 3 不同粗糙度下冷却剂湍流强度变化
Fig. 3 Variation of average turbulent intensity of hydrogen for various wall roughness

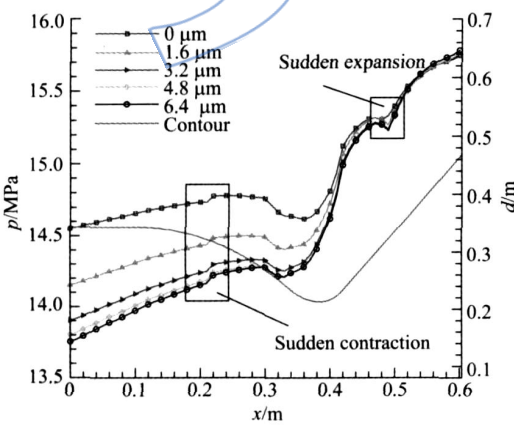


图 4 不同粗糙度下冷却剂压力变化
Fig. 4 Variation of average pressure of hydrogen for various wall roughness

图 5 和图 6 分别为不同粗糙度下气壁热流密度变化和冷却剂流速变化.由图 5 可知,热流密度在相应位置的大小随着壁面粗糙度的变大而变

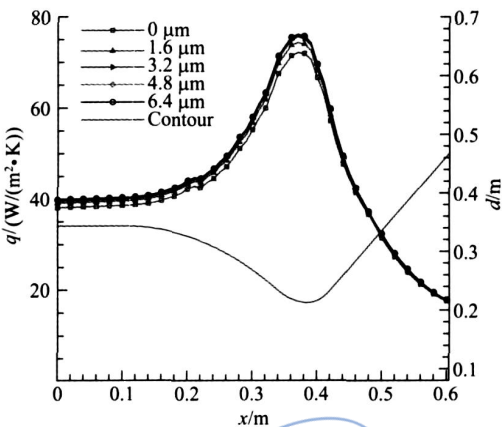


图 5 不同粗糙度下气壁热流密度变化
Fig. 5 Variation of average velocity of hydrogen for various wall roughness

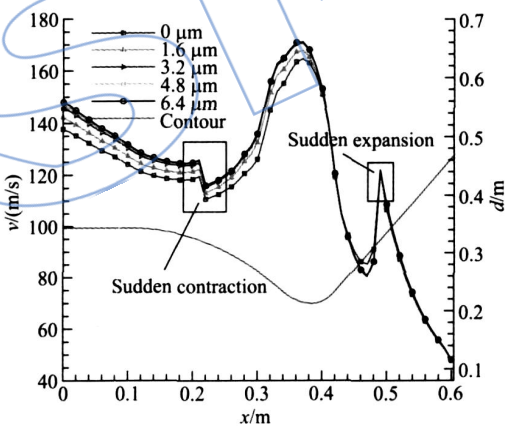


图 6 不同粗糙度下冷却剂流速变化
Fig. 6 Variation of hot gas side wall heat flux for various wall roughness

表 3 为不同壁面粗糙度下计算结果.

表 3 不同粗糙度下计算结果
Table 3 Simulated results for various wall roughness

粗糙度/ μm	压降/MPa	最大壁温/K	最大热流密度/(MW/ m^2)	温升/K
0	1.35	889	72.14	82.4
1.6	1.75	829	74.35	83.47
3.2	2	789	75.6	84.7
4.8	2.1	778	76	84.8
6.4	2.145	773	76.15	85

实验所得结果为 $\Delta T_i = 90\text{ K}$, $\Delta p = 2.1\text{ MPa}$.

3.3 通道突扩突缩

图 7 为冷却剂突扩处流线. 冷却剂流经突扩通道时,由于惯性,它不按照通道的形状突然扩大,而是离开小截面通道后流束截面逐渐扩大,经过一段距离后才重新充满整个大截面通道,变为充分发展流动,在此之间的分离区内,存在旋涡,如图 7 所示. 在分离区内,由于流体微团之间的摩擦、撞击作用,使流体能量受到损失. 因此突扩处局部流阻损失最大,压力在突扩处出现极小值,如图 4 所示.

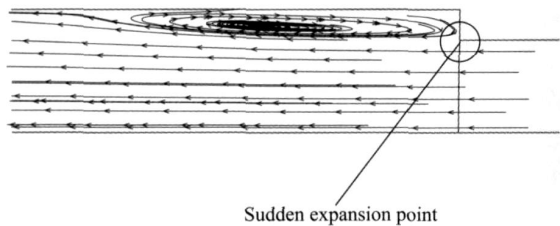


图 7 冷却剂突扩处流线

Fig. 7 Velocity vector distribution of coolant at sudden expansion point

图 8 为冷却剂突缩处流线.

冷却剂流经突缩通道时,流线弯曲,流束收缩,且有部分流体与壁面发生碰撞,碰撞会产生能量损失;在大、小截面通道连接的凸肩处,有旋涡形成,在小截面通道内也有旋涡产生,且旋涡的尺度比大截面通道内旋涡小,但数目较多,如图 8 所示. 旋涡通过摩擦和撞击耗散能量,因此在突缩处流阻损失加大,如图 4 所示.

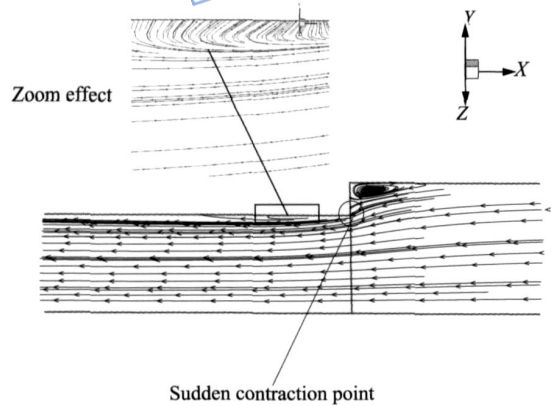


图 8 冷却剂突缩处流线

Fig. 8 Velocity vector distribution of coolant at sudden contraction point

由于在突扩、突缩附近有较强的旋涡运动,旋涡的出现加强了冷却剂的脉动,使之湍流增强,如

图 3 所示. 大的湍流强度会减薄附面层的厚度,减小冷却剂与室壁的换热热阻,强化换热,使壁温在通道突扩突缩区域降低,如图 2 所示. 由图 2 和图 6 可知,在突扩突缩处存在较大的温度和速度梯度.

3.4 入口湍流强度

湍流强度定义为

$$T_u = (2\kappa/3)^{1/2} / u_a \tag{3}$$

式中 κ 为湍动能, u_a 是截面平均主流速度. 在通道入口处,认为湍流是各向同性的,也就是各方向的平均脉动值是相等的. 典型的 T_u 值在 0 % 与 20 % 之间. 由于无法精确测定入口处各速度分量的脉动值,需预先给定入口处的湍流强度.

图 9 和图 10 分别为不同入口湍流强度下气壁温度变化和冷却剂湍流强度变化. 由图可知,入口湍流强度的影响只在入口区域较为显著,过了入口区域后,入口湍流强度的设置对计算结果的

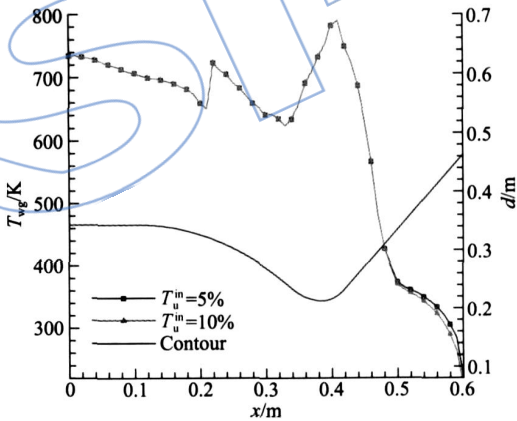


图 9 不同入口湍流强度下气壁温度变化

Fig. 9 Variation of hot gas side wall temperature for various inlet turbulence intensities

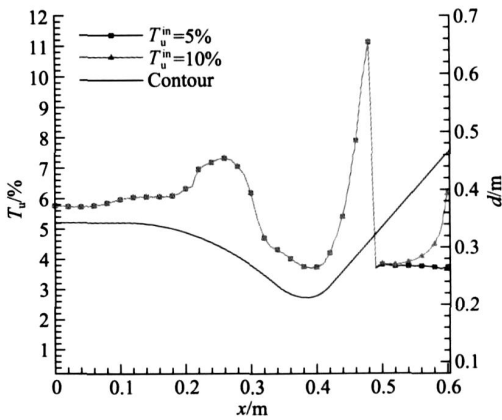


图 10 不同入口湍流强度下冷却剂湍流强度变化

Fig. 10 Variation of average turbulent intensity for various inlet turbulence intensities

影响较小,因为冷却剂流动迅速发展为完全湍流,这样就掩盖了入口条件的影响,因此冷却通道内的流动的发展并不受入口强度的影响.

3.5 通道曲率

冷却剂在曲率冷却通道流动时,受到离心力的作用,在凹曲率区域,离心力方向由外壁指向内壁,为平衡离心力的作用,冷却剂压力梯度由内壁指向外壁,在凸曲率区域,压力梯度相反,如图 11 所示,图 11 为凹凸曲率冷却通道截面压力分布.

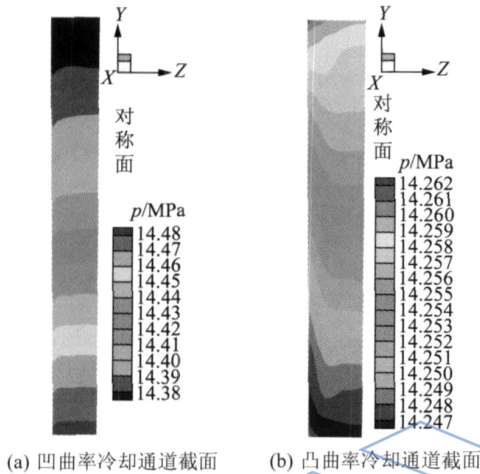


图 11 凹凸曲率冷却通道压力分布
Fig. 11 Pressure distribution of at concave and convex cooling channel

图 12 为近壁面 and 对称面压力分布,由图可知在同一径向位置,冷却剂对称面压力大于近壁面压力.由此将形成内壁面-近壁面-外壁面-对称面的压力梯度.

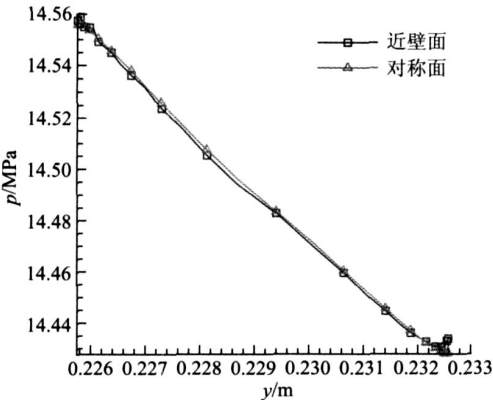


图 12 近壁面 and 对称面压力
Fig. 12 Pressure distribution at nearwall plane and symmetry plane

在此压力梯度的作用下,二次流在径向平面内发生.如图 13 所示.

图 14 为冷却通道二次流的发展.由图可知,二次流发生在冷却剂流动的全过程,在冷却剂入口处由于重力作用,二次流开始形成,方向由外壁指向内壁,当流经凹曲率区域时,二次流形成封闭的旋涡,旋涡占据的区域较小,随着冷却剂的流动旋涡继续发展,在喉部达到最强,且旋涡充满整个径向平面,随后旋涡逐渐减弱,如图 13 所示.在凹曲率区域由于二次流使热流体离开内壁面,而冷流体从外壁面向内壁面流动进行补充,因此强化了换热.在凸曲率区域,二次流旋向发生改变,如图 13 所示,且在圆柱段二次流继续存在并且进一步发展,在出口处二次流破碎为一大一小两个涡.对于凸曲率通道,由于二次流使冷却剂离开内壁,

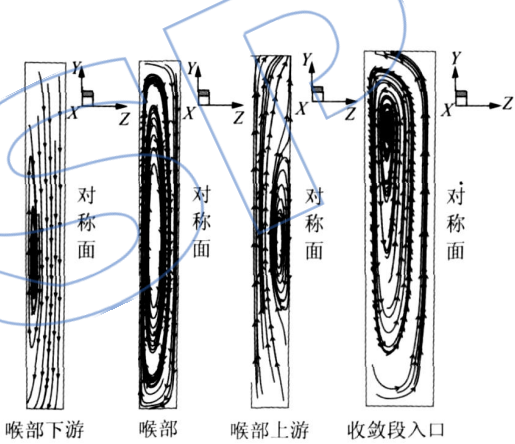


图 13 不同截面冷却通道二次流
Fig. 13 Secondary flows in various cross-section of cooling channel

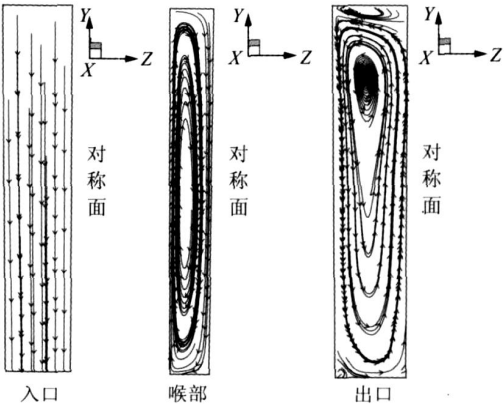


图 14 冷却通道二次流发展
Fig. 14 Development of secondary flows in cooling channel

内壁得不到很好的保护,因而恶化换热.在圆柱段传热进一步恶化.

4 结 论

本文通过数值模拟方法对再生冷却通道流动换热进行三维数值模拟,主要结论如下:

- 1) 增加壁面的粗糙度可以使冷却剂换热强化,降低壁温,但会增加流阻损失;
- 2) 在冷却通道突扩突缩区域存在旋涡,使流阻损失加大,湍流强度增强,壁温降低,在突扩突缩处存在较大的温度梯度;
- 3) 入口湍流强度对冷却通道内冷却剂的流动换热情况影响较小;
- 4) 由于离心力的作用,在径向平面内会发生冷却剂二次流动现象,二次流存在于冷却剂流动的全过程,凹曲率区域和凸曲率区域二次流的流向相反,在圆柱段二次流破碎;
- 5) 二次流引起的冷却剂质量重新分布使凹曲率传热得到强化,而凸曲率传热恶化,圆柱段传热因二次流恶化.

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] Preclik D, Wiedmann D, Oechslein W, et al. Cryo-ogenic rocket calorimeter chamber experiments and heat transfer simulations[R]. AIAA 98-3440.
- [3] Wadel F. Comparison of high aspect ratio cooling channel designs for a rocket combustion chamber [R]. AIAA 97-2913.
- [4] Knab O, Frohlich A, Wennerberg D. Advanced cooling circuit layout for the VINCI expander cycle thrust chamber [R]. AIAA 2002-4005.
- [5] Lebail F, Popp M. Numerical analysis of high aspect ratio cooling passage flow and heat transfer [R]. AIAA 93-1829.
- [6] 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.
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)