

液氧甲烷发动机台阶型冷却通道的 耦合传热特性

孙冰, 宋佳文

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究液氧甲烷发动机再生冷却通道中跨临界甲烷的流动和传热特性,以及冷却通道较大幅度的突扩突缩对冷却效果的影响,采用全场直接耦合的方法对推力室三维耦合传热进行了数值模拟,考虑了燃气的非平衡流动.通过计算得到了推力室三维温度场和流场.计算结果表明:由于喉部截面附近存在较强的二次流,燃气侧壁面温度的最大值出现在喉部上游.由于突扩突缩处存在较强的旋涡运动,冷却剂的湍流强度增强,冷却剂侧表面传热系数显著提高,燃气侧壁面温度出现局部极小值,同时也产生了较大的局部损失.由于铜内衬热阻比镍外套热阻小得多,从燃烧室进入的大部分热量在冷却通道底面和侧面被冷却剂吸收.冷却通道底面的温度和热流密度沿程变化比顶面更剧烈.

关 键 词: 甲烷;再生冷却;突扩突缩;耦合传热;非平衡流;旋涡;二次流

中图分类号: V434.14

文献标志码: A

Coupled heat transfer characteristics of stepped cooling channel of liquid oxygen/methane rocket engine

SUN Bing, SONG Jia-wen

(School of Astronautics,

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

Abstract: To study the flow and heat transfer characteristics of transcritical methane in regenerative cooling channel of liquid oxygen/methane rocket engine, and acquire the influence of large-scale sudden expansion and sudden contraction of cooling channel on cooling effect, the three-dimensional coupled heat transfer of thrust chamber was simulated with the whole field direct coupling approach, and the flow of hot gas with non-equilibrium chemical reactions was considered in simulation. Through computation, the three-dimensional temperature field and flow field of thrust chamber were obtained. The computational results show that the maximum value of hot gas side wall temperature appears upstream the throat, because powerful secondary flow exists near the throat section. Due to strong vortices in sudden expansion and sudden contraction sections, the turbulence intensity of coolant is enhanced, the heat transfer coefficient of coolant side wall is significantly increased, the local minimum value of hot gas side wall temperature and large local loss are generated. Most of heat from combustor is absorbed by coolant on the bottom surface and side surface inside the cooling channel, because thermal resistance of copper liner is much smaller than that of nickel jacket. The axial variation of temperature and heat flux on bottom surface is more violent than that on top surface.

Key words: methane; regenerative cooling; sudden expansion and sudden contraction; coupled heat transfer; non-equilibrium flow; vortex; secondary flow

液氧甲烷发动机具有比冲高、推进剂安全和储存性能好等特点,而且相比使用传统推进剂的液体火箭发动机,液氧甲烷发动机具有潜在的更好的循环寿命,能够满足未来太空探索和可重复商业太空飞行的需要^[1-3].在使用再生冷却热防护措施的液氧甲烷发动机中,一般使用液体甲烷作为冷却剂,液体甲烷的比定压热容相对较大,因而具有较强的冷却能力.冷却剂甲烷的入口压强一般高于临界压强(4.597 97 MPa),入口温度一般低于临界温度(190.53 K)^[4],在冷却通道中处于跨临界状态,物性参数发生剧烈变化. Urbano 和 Nasuti^[5]对跨临界甲烷在圆管中的对流换热进行了研究,重点关注甲烷在常热流边界条件下传热恶化现象的发生,并总结得到了跨临界甲烷传热恶化发生的条件.康玉东和孙冰^[6]对跨临界甲烷在再生冷却通道内的三维耦合流动换热进行了计算,但是燃气侧的对流换热采用经验公式计算,它无法模拟推力室内高温燃气的非平衡流动,计算精度有限,得到的燃气侧热流密度分布与推力室实际的热流密度分布有较大差别^[7].

台阶型冷却通道的截面积在冷却剂进入喉部区域前突然减小,流过喉部区域后突然扩大,使得喉部区域冷却剂的流速增加,冷却效果增强,能够有效降低喉部区域的壁面温度. Wadel^[8]研究了台阶型冷却通道中突扩突缩对燃气侧温度和冷却剂压降的影响,但是没有深入地分析突扩突缩处的换热特性.

本文采用整场直接耦合的方法对液氧甲烷发动机推力室燃气-冷却通道-冷却剂耦合传热进行了三维数值模拟,考虑燃气非平衡流动的影响,对液氧甲烷发动机推力室的热环境进行了分析,对冷却剂甲烷在跨临界状态下的流动和换热特性进行了研究,并对冷却通道突扩突缩处的对流换热进行了仔细研究.

1 计算方法

1.1 计算模型

考虑到推力室的结构对称性,为提高数值计算效率,如图 1 中阴影部分所示,把推力室沿轴向切分,得到的计算区域包含半个冷却通道、半个肋条以及对应的燃气流动区域和冷却剂流动区域.

喷管收敛段设计采用双圆弧加直线段,扩张段设计采用锥形,锥形段与喉部之间用圆弧过渡.冷却通道采用台阶型设计,带有较大幅度的突扩和突缩,在突扩突缩处,冷却通道的高度不变,宽度发生突变.突缩截面位于锥形段,突缩比为 2.5,突扩截面位于收敛段的圆弧段,突扩比为 2.

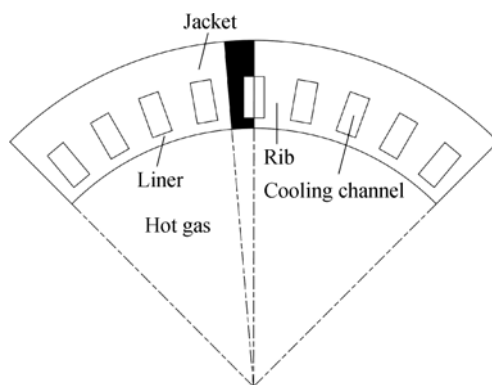


图 1 计算区域

Fig. 1 Computational domain

1.2 控制方程

推力室稳态耦合传热问题的控制方程可表示成如下通用形式:

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \phi) = \nabla \cdot (\Gamma_{\phi} \nabla \phi) + S_{\phi} \quad (1)$$

式中 ρ 为密度; $\mathbf{V}$ 为速度矢量; ϕ 为待求变量,可以是速度、温度和组分质量分数等变量; Γ_{ϕ} 为广义扩散系数; S_{ϕ} 为广义源项. 广义扩散系数和广义源项的具体表达式由待求变量决定^[9].

1.3 网格划分

在计算时,整体耦合求解燃气、推力室壁和冷却剂的流动换热,这 3 个区域的网格划分采用六面体结构网格. 各计算域之间的网格通过非正则网格技术衔接. 计算区域网格见图 2,其中网格单元总数为 163 794.

1.4 化学反应模型

燃气的流动采用非平衡流模型,即认为燃气在流动过程中发生有限速率的化学反应,燃烧产物质量分数不断发生变化. 本文的计算采用甲烷-氧 14 组分 20 步化学反应机理^[10],该反应机理包含了甲烷燃烧产生的中间产物的信息,能够比较完整地模拟燃气非平衡流动的实际情况. 湍流与化学反应的相互作用由 EDC (eddy-dissipation

concept)模型^[11]计算,组分*i*的连续方程源项见式(2),其中 ξ^* 为细尺度的长度比率^[12], τ^* 为开始反应的时间尺度,由 Arrhenius 速率控制, w_i^* 为经过一个 τ^* 时间的反应后组分*i*的细尺度质量分数.

$$R_i = \frac{\rho(\xi^*)^2}{\tau^*[1 - (\xi^*)^3]}(w_i^* - w_i) \quad (2)$$

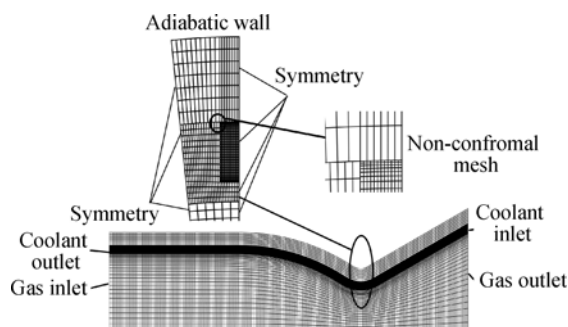


图2 计算网格和边界条件

Fig. 2 Computational meshes and boundary conditions

1.5 数值方法

本文采用全场离散耦合求解的策略,计算区域包括燃气流动区、冷却剂流动区和推力室壁,全场求解能够降低分区迭代产生的误差.应用有限体积法离散控制方程组,对流项和扩散项的离散采用2阶迎风格式.采用 Fluent 基于压力的分离求解器,用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations)算法来处理压力和速度的耦合关系.湍流的模拟采用标准 $k-\epsilon$ 模型,利用标准壁面函数法处理壁面物理量与近壁区物理量的联系.为满足标准壁面函数法的要求,对近壁面的网格进行处理,使无量纲距离 $y^+ = 30 \sim 300$.

1.6 边界条件

计算区域各个边界的具体位置见图2.文献[13]对液氢/液氧火箭发动机燃气非平衡流再生冷却耦合传热进行了数值模拟,计算结果与试验数据符合良好,本文将此边界处理方式应用到液氧甲烷发动机的计算中.

推力室头部由氧和甲烷组织燃烧,混合比为3.5,燃烧室压力为7 MPa.燃气的入口为质量流量入口,给定燃气的流量、静压、温度和各组分的质量分数.假定在入口截面上推进剂完全燃烧,且燃气各组分均匀分布,组分参数通过热力计算得到.冷却剂的入口为质量流量入口边界,给定冷却剂的流量为2.2 kg/s,静压为11 MPa,温度为120 K.

燃气和冷却剂的出口均为压力出口,给定出口反压.耦合壁面取无滑移条件,非耦合壁面取绝热边界条件.在轴对称边界上,垂直于边界的速度分量为零,且所有变量在垂直于边界方向的梯度为零.

1.7 物性计算

文献[6]通过状态方程和输运性质模型对甲烷在给定压力下,较大温度范围内的密度、比定压热容、黏度和导热系数进行了计算,结果与美国国家标准与技术研究院(NIST)的数据^[14]符合良好,本文采用其甲烷物性计算方法.本文的计算考虑推力室材料导热系数随温度的变化.推力室内衬采用 Narloy-Z 银钨铜合金,外套为电铸镍,物性取自 NASA 数据^[15].推力室中燃烧产物的热物性通过分子运动基本理论计算.

2 计算结果与分析

沿着燃气流动方向取若干个横截面,然后在各个横截面上求各物理量的面积平均值,得到各物理量的沿程变化曲线.图3为推力室燃气侧壁面温度和热流密度沿程变化曲线,图中 z 为燃烧室中燃气流动方向.由图可知,计算得到的最大温度出现在喉部偏上游位置.由于喷管收敛段设计采用双圆弧加直线段,扩张段设计采用锥形,锥形段与喉部之间用圆弧过渡,所以冷却剂流经喉部截面时,由于离心力的作用,产生了向下的二次流^[16],使该截面的传热得到强化,最大温度往上游移动.

从图3中可以看出,冷却通道较大幅度的突扩突缩对燃气侧壁面热流密度的影响相对较小,

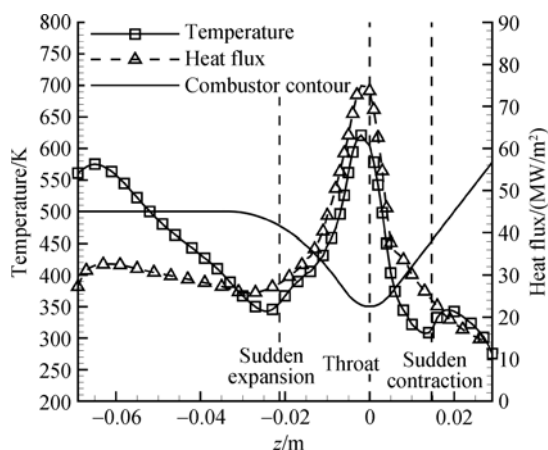


图3 燃气侧壁温和热流密度沿程变化

Fig. 3 Variation of hot gas side wall temperature and heat flux along z direction

但是对温度分布的影响很大. 在喷管的锥形扩张段, 冷却通道有较大幅度的突缩, 燃气侧壁面温度在突缩处出现局部极小值. 在喷管的圆弧收敛段, 冷却通道有较大幅度的突扩, 燃气侧壁面温度在突扩截面的偏上游位置同样出现了局部极小值.

图 4 为冷却剂压力和流速沿程变化曲线. 由图可知, 冷却剂流过冷却通道的突缩截面后, 静压急剧下降, 流速突升, 流过冷却通道的突扩截面后, 静压上升, 流速降低, 这是由于冷却通道的横截面积的突然变化造成的. 在冷却通道的突扩突缩处, 由于通道横截面积以及流速大小和方向的急剧改变, 再加上流体的黏性的作用, 使得冷却剂内部质点间发生了剧烈的动量和能量交换, 造成了较大的局部损失^[17], 冷却剂的总压下降. 在冷却通道突缩处, 总压损失约为 0.533 MPa, 在冷却通道突扩处, 总压损失约为 0.394 MPa. 在实际工程应用中应综合考虑冷却效果和压力损失. 另外, 由于喉部截面附近二次流比较强烈, 使得该处的流速增大, 静压相应降低.

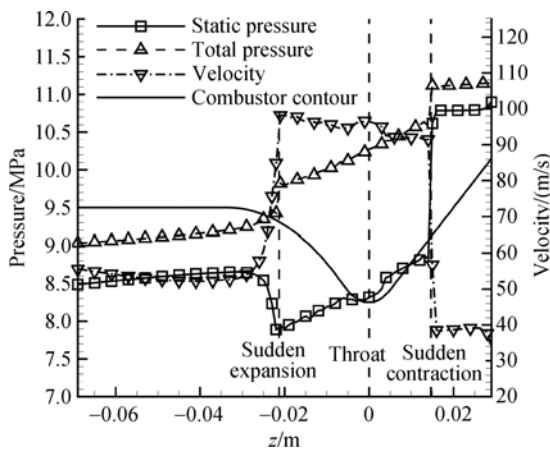


图 4 冷却剂压力和流速沿程变化

Fig. 4 Variation of coolant pressure and velocity along z direction

冷却通道内壁面包括冷却通道的底面、侧面和顶面. 从图 5(a)可以看出, 当冷却剂流过喉部截面时, 由于离心力的作用, 产生向下的二次流. 从图 5(b)可以看出, 当冷却剂流经突缩截面时, 由于流线弯曲, 在大通道的拐角处形成了旋涡, 而且由于惯性作用, 在小通道内也形成了旋涡. 从图 5(c)可以看出, 当冷却剂流经突扩截面时, 由于惯性作用, 在拐角处流体与壁面短暂分离, 出现了一系列旋涡. 冷却通道在喉部附近的弯曲产生的二次流和突扩突缩产生的旋涡使湍流强度增强, 使附面层厚度变薄, 对冷却通道内壁面的对流换热

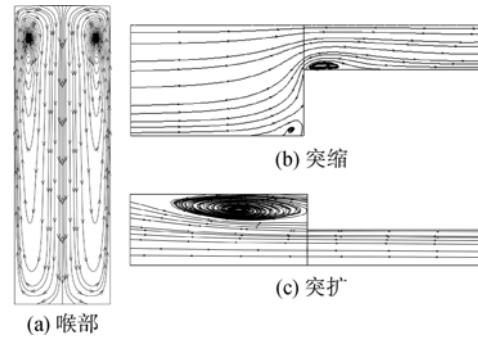


图 5 冷却剂不同截面上的流线

Fig. 5 Streamlines of coolant on different cross sections

影响很大.

流体的螺旋度的绝对值可以衡量二次流和旋涡的强度, 它的定义见式(3). 当冷却剂作无旋流动时, 螺旋度为零, 螺旋度(H)的正负反映二次流和旋涡的方向^[18].

$$H = (\nabla \mathbf{V}) \cdot \mathbf{V} \quad (3)$$

图 6 为冷却剂的沿程螺旋度分布, 图中 y 为燃烧室径向位置. 由图可知, 在冷却通道的直线段, 冷却剂的螺旋度接近于零, 在冷却通道的突缩截面和突扩截面之间, 冷却剂流动的螺旋度的绝对值很大, 二次流和旋涡的强度远大于冷却通道的其他部分.

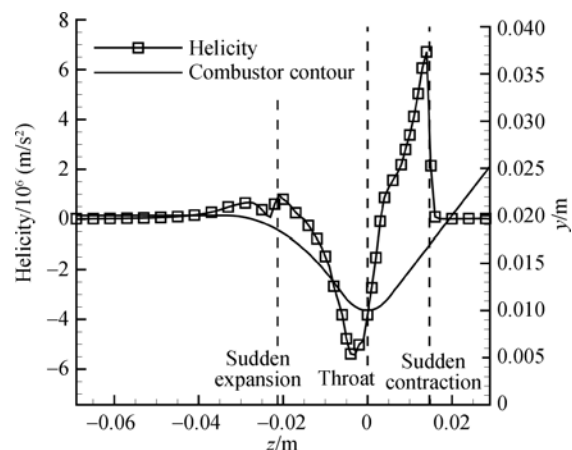


图 6 冷却剂螺旋度沿程变化

Fig. 6 Variation of coolant helicity along z direction

图 7 为整个冷却通道内壁面的热流密度和表面传热系数沿程变化曲线. 由图可知, 热流密度的最大值出现在喉部截面附近. 在推力室温度场达到稳态后, 根据能量守恒, 燃气接触面的总热流应该等于冷却剂接触面的总热流, 由于推力室径向的热流密度远大于另外两个方向的热流密度, 所以燃气侧壁面和冷却通道内壁面的热流密度沿程分布曲线的形状相似, 最大值均出现在喉部附近.

在冷却剂流经突缩截面时,冷却剂的流速增大,且出现了强烈的旋涡,两者共同作用使得表面传热系数显著增大,然后由于旋涡逐渐消失,表面传热系数逐渐下降.之后冷却剂流经喉部区域,喉部的二次流能强化对流换热,与突缩后旋涡消失的作用正好相反,使得表面传热系数停止下降,导致表面传热系数下降的幅度相比之前上升的幅度要小很多.

在冷却剂流过突扩截面后,冷却剂的流速减小,表面传热系数随之减小,但是由于冷却剂与冷却通道的侧壁面发生了分离,在分离区出现了一系列的旋涡,能够促进冷却剂与壁面的对流换热,最终使得表面传热系数的下降比较缓慢.

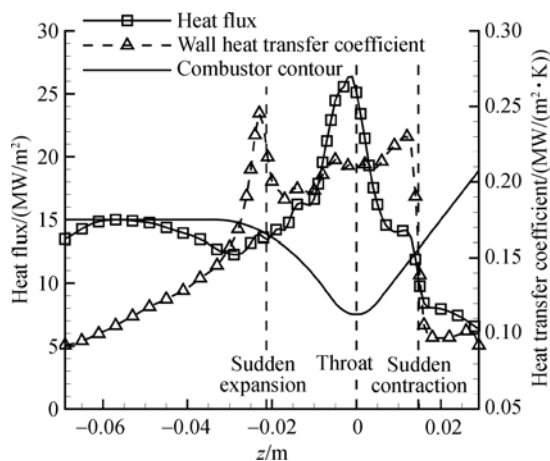


图7 冷却通道内壁面热流密度和表面传热系数沿程变化
Fig.7 Variation of heat flux and heat transfer coefficient of cooling channel side wall along z direction

图8、图9和图10分别为与冷却剂接触的各个壁面(包括冷却通道内底面、侧面和顶面)的温度、热流密度和表面传热系数沿程变化曲线.从图9可以看出,在与冷却剂接触的各个面中,冷却通道顶面的热流密度远小于冷却通道底面和侧面,因为外套的导热系数相比内衬要小得多,导热热阻大得多,大部分热量都在冷却通道底面和侧面被冷却剂吸收了,进入外套的热流只占总热流的很小一部分.由图8和图9可知,冷却通道底面的温度和热流密度沿程变化较剧烈,顶面的沿程变化较平缓.如前所述,推力室燃气侧的热流密度在喉部区域出现最大值(见图3),但是由于冷却通道采用台阶型设计,使得与冷却剂接触的各个壁面的表面传热系数均在喉部附近显著提高(见图10),但是喉部区域燃气侧的绝大多数热量都在冷却通道的底面和侧面被冷却剂吸收了,于是冷却

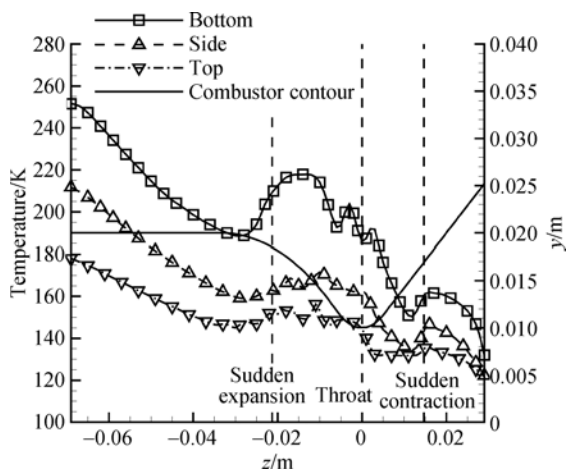


图8 与冷却剂接触的各个壁面的温度沿程变化
Fig.8 Variation of coolant-cooling channel interface temperature along z direction

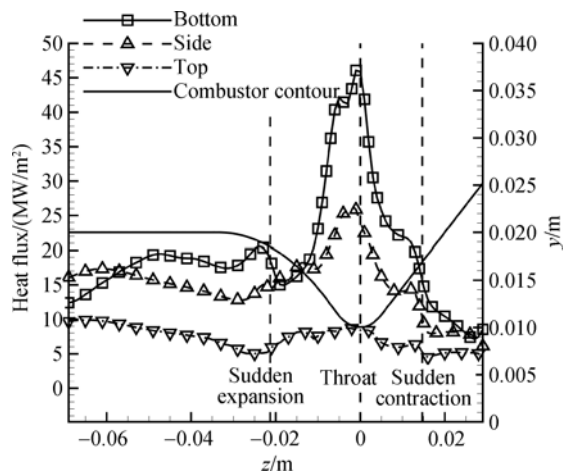


图9 与冷却剂接触的各个壁面的热流密度沿程变化
Fig.9 Variation of coolant-cooling channel interface heat flux along z direction

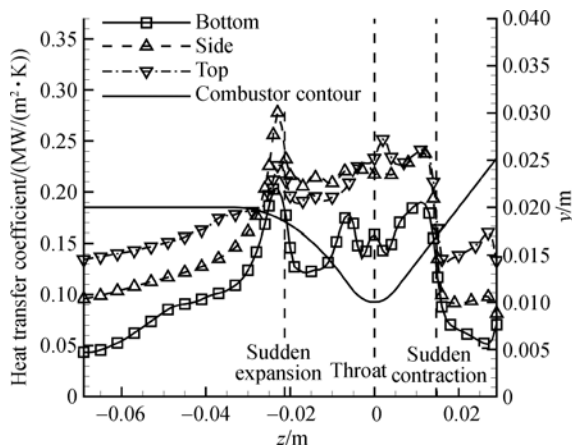


图10 与冷却剂接触的各壁面的表面传热系数沿程变化
Fig.10 Variation of coolant-cooling channel interface heat transfer coefficient along z direction

通道底面和侧面的热流密度出现峰值,导致顶面吸收的热量相比沿程其他位置几乎没有增加,热流密度升高不明显.与热流密度的变化相对应,冷却通道底面的温度在突扩和突缩截面之间显著升高,顶面的温度变化很小,导致底面和顶面的温差加大,冷却通道热分层加剧.

除了喉部附近,冷却通道底面和侧面的热流密度的大小差别并不大,这是因为内衬的导热系数很大,导热热阻很小,使得相当大一部分热流能够进入冷却通道的肋片被冷却剂吸收.除了冷却通道出口附近和推力室收敛段的部分区域以外,冷却通道底面的热流密度大于侧面的热流密度.

图 11 冷却通道出口截面的冷却剂的导热系数(λ)和比定压热容(c_p)分布.冷却剂温度处于拟临界温度时,比定压热容出现极大值,当冷却剂的温度超过拟临界温度时,比定压热容急剧下降,出现极小值.由图 11 可知,冷却剂在邻近侧壁面处达到拟临界温度,该处的比定压热容最大,在邻近冷却通道底面的角落区域,冷却剂的温度高于拟临界温度,此处的比定压热容出现了最小值,当主流温度低于拟临界温度,而壁面的温度高于拟临界温度时将会发生传热恶化^[5],使得冷却通道底面的热流密度显著降低,低于冷却通道侧面的热流密度.在喷管收敛段的圆弧段,冷却通道的底面的曲率为凸,在离心力的作用下产生流向冷却通道顶面的二次流,使得冷却通道底面发生传热恶化,热流密度曲线在此处出现局部极小值,在数值上甚至略低于侧面的热流密度.在冷却通道内贴近壁面的极薄的流体层相对于壁面是不流动的,底面与冷却剂之间的热量交换必须要通过热传导穿过这一薄层.在冷却剂的温度低于拟临界温度时,温度越低,导热系数越大,所以在所有横截面内的冷却剂导热系数的最大值靠近顶面,导致贴近底面的薄层的导热系数较小,贴近顶面的薄层的导热系数较大,使得底面的表面传热系数最小,顶面的表面传热系数最大,而侧面的表面传热系数介于这两者之间,见图 10.但是由于底面与冷却剂之间的换热温差更大,导致冷却通道底面的热流密度比顶面大.

由图 10 可知,由于冷却通道弯曲产生的二次流和突扩突缩产生的旋涡的作用,与冷却剂接触的各个壁面的表面传热系数的变化非常剧烈.在冷却通道的突扩突缩截面,各个面的表面传热系数均产生了较大幅度的突升.在喉部附近,由于底面曲率为凹,顶面的曲率为凸,使得底面的表面传

热系数在喉部截面出现局部极大值,顶面的表面传热系数在喉部截面附近降低,但是对侧面的影响很小.在喷管收敛段的圆弧段,由于底面曲率为凸,顶面曲率为凹,导致底面表面传热系数在该处显著降低,但是对顶面和侧面的影响并不明显.

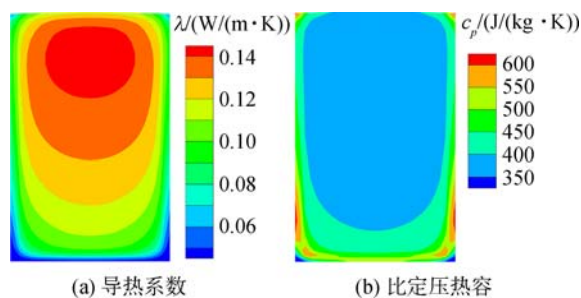


图 11 冷却剂出口截面的物性

Fig. 11 Properties of coolant at outlet

3 结 论

通过本文的研究可以得到了如下结论:

- 1) 推力室燃气侧壁面温度在喉部截面偏上游处达到最大值,且在突扩突缩截面附近出现局部极小值.
- 2) 台阶型冷却通道设计能够提高喉部区域与冷却剂接触的各个壁面的表面传热系数,增强冷却效果,具体原因有两点,一是使喉部区域冷却通道的截面积减小,冷却剂流速增大;二是突扩突缩处冷却通道截面积急剧改变,产生了一系列旋涡,冷却剂的湍流强度增强,附面层的厚度减薄.
- 3) 在冷却通道的突扩突缩处,产生了较大的局部损失,在工程应用中应综合考虑冷却效果和局部损失.
- 4) 燃气侧大部分热量都在冷却通道的底面和侧面被冷却剂吸收了,进入外套的热流只占总热流的很小一部分,而冷却通道底面和侧面的热流密度的差别并不大.冷却通道底面的温度和热流密度的沿程变化较剧烈,顶面的沿程变化较平缓.
- 5) 在喷管收敛段,冷却通道的底面的曲率为凸,在离心力的作用下产生流向冷却通道顶面的二次流,使得冷却通道底面表面传热系数降低,热流密度曲线在此处出现局部极小值.

参考文献:

- [1] 禹天福,李亚裕.液氧/甲烷发动机的应用前景[J].航天制造技术,2007(2):1-4.

- [2] 王维彬,孙纪国. 航天动力发展的生力军:液氧甲烷火箭发动机[J]. 航天制造技术,2011(2):3-6.
- [3] Neill T, Judd D, Veith E, et al. Practical uses of liquid methane in rocket engine applications[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(5):696-705.
- [4] Younglove B A, Ely J F. Thermophysical properties of fluids: II methane, ethane, propane, isobutane, and normal butane[J]. Journal of Physical and Chemical Reference Data, 1987, 16(4):577-798.
- [5] 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.
- [6] 康玉东,孙冰. 再生冷却通道跨临界甲烷流动传热研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11):2493-2497.
KANG Yudong, SUN Bing. Flow and heat transfer investigation of transcritical methane in regenerative cooling channels[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 25(11):2493-2497. (in Chinese)
- [7] KANG Yudong, SUN Bing. Numerical simulation of liquid rocket engine thrust chamber regenerative cooling [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(1):155-164.
- [8] Wadel M F. Comparison of high aspect ratio cooling channel designs for a rocket combustion chamber[R]. AIAA 97-2913, 1997.
- [9] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社, 2001.
- [10] Yang B, Seshadri K. Asymptotic analysis of the structure of nonpremixed methane air flames using reduced chemistry[J]. Combustion Science and Technology, 1993, 88(1/2):115-132.
- [11] Magnussen B F, Hjertager B W. On the structure of turbulence and a generalized eddy dissipation concept for chemical reaction in turbulent flow[R]. AIAA 81-37570, 1981.
- [12] Gran I R, Magnussen B F. A numerical study of a bluff-body stabilized diffusion flame; Part 2 influence of combustion modeling and finite-rate chemistry[J]. Combustion Science and Technology, 1996, 119(1/2/3/4/5/6):191-217.
- [13] 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.
KANG Yudong, SUN Bing. Numerical simulation of regenerative cooling flow and heat transfer with nonequilibrium flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1):119-124. (in Chinese)
- [14] Lemmon E W, Huber M L, McLinden M O. NIST reference database 23; NIST reference fluid thermodynamic and transport properties REFPROP [CP/DK]. Boulder, CO: National Institute of Standards and Technology, 2010.
- [15] Esposito J J, Zabora R F. Thrust chamber life prediction: Volume 1 mechanical and physical properties of high performance rocket nozzle materials[R]. NASA-CR-134806, 1975.
- [16] Sturgis J C, Mudawar I. Single-phase heat transfer enhancement in a curved, rectangular channel subjected to concave heating [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1999, 42(7):1255-1272.
- [17] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2006.
- [18] Divalentin J, Naraghi M H. Effects cooling channel curvature on coolant secondary flow and heat transfer [R]. AIAA-2010-6973, 2010.

(编辑:叶 青、陈 越)