

液氧/甲烷发动机推力室肋强化换热技术数值研究

张 萌, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了提高液氧/甲烷发动机再生冷却通道中冷却剂的吸热效率, 同时提高该区域的热防护能力, 对带有 4 种不同肋结构的推力室进行了三维稳态耦合传热计算。分析结果表明, 在推力室燃气侧壁面设置纵向肋之后, 通过引入等效平均热流密度能够描述带肋发动机推力室壁面的实际换热特征。设置人工粗糙度能够使壁面温度降低 85.4 K, 但会使压降增大 0.11 MPa。设置纵向肋则使冷却剂温升提高 24.2 K, 但同时壁面温度升高 276.4 K。此外, 虽然人工粗糙度能促进流体之间的传热进而使冷却剂温度分层有所削弱, 但由于壁面温度较低导致靠近通道底部处的流体温度明显较低, 因此冷却剂温升并没有明显提高。

关键词: 再生冷却; 强化换热; 数值仿真; 人工粗糙度; 纵向肋

中图分类号: V434.14 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2021)02-0019-08

Numerical study on enhanced heat transfer technology of LOX/CH₄ engine chamber with ribs

ZHANG Meng, SUN Bing

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

Abstract: In order to improve the heat absorption efficiency of coolant in the regenerative cooling channel of LOX/methane engines, and improve the thermal protection ability of the region, three-dimensional steady-state heat transfer coupling simulation of chamber with four different rib arrangements were carried out in this paper. By comparing the results, it can be seen that after adding longitudinal ribs on the gas side wall of the thrust chamber, the actual heat transfer characteristics of the thrust chamber wall can be accurately described by introducing the equivalent average heat flux. Adding artificial roughness reduced the wall temperature by 85.4 K and increased the pressure drop by 0.11 MPa. Adding longitudinal ribs increased the coolant temperature by 24.2 K, but the wall temperature increased by 276.4 K. In addition, although the addition of artificial roughness can promote the heat transfer between the fluids and weaken the temperature stratification of the coolant, the temperature rise of the coolant is not significantly increased because the temperature of the fluid near the bottom of the channel is significantly lower due to the lower wall temperature.

Keywords: regenerative cooling; enhanced heat transfer; numerical simulation; artificial roughness; longitudinal rib

收稿日期: 2020-08-24; 修回日期: 2020-10-12

基金项目: 国家自然科学基金(51306007)

作者简介: 张萌(1993—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机热防护仿真。

0 引言

近年来,可重复使用运载器(RLV)技术逐渐在国内外引起了广泛的关注,这项技术能够显著降低发射成本进而提高航天产业的竞争力^[1]。RLV的一项关键技术是高性能液体火箭发动机的研制,由于甲烷易生产和储存且比冲高,因此,液氧/甲烷发动机逐渐在国内外得到了大量的研究^[2-6]。而膨胀循环系统以其结构简单、鲁棒性高等优点,在液体火箭发动机中得到了广泛的应用^[7-8]。在该系统中,冷却剂在再生冷却通道中吸热用来驱动涡轮工作。

提高冷却通道中冷却剂的吸热效率可以为涡轮提供更多的驱动力,是该技术进一步发展的关键之一^[9],强化换热的一个直接方法是通过在推力室燃气侧壁面上设置纵向肋以增加推力室壁面换热面积。Kawashima、Negishi 等对壁面带有纵向肋的氢氧发动机缩尺推力室进行了点火试验,并基于实验数据开展了相关数值仿真工作,对其流场和传热的细节特征进行了研究^[10-11]。Betti 等对一系列带有不同肋高的带肋液氧/甲烷发动机推力室进行了数值研究^[12],结果表明,随着肋高的增加,由于表面积的增加传热效率会增加,但肋效率会随之降低。

人工粗糙度作为一种局部强化换热技术,指的是在再生冷却通道底面加工出具有一定分布规律的凸台,这不仅能够增大换热面积,而且可以通过扰流增大近壁流体的湍流度,从而强化对流传热^[13]。Hossain 等研究了在冷却通道中设置人工粗糙度对壁面温度和对流传热系数的影响,但没有就其整体对整体流场结构的影响做进一步的分析^[14]。Kamali 等主要研究了在冷却通道中所添加凸台的几何形状和分布规律等因素对其增强传热能力的影响,并就压降增大与壁面温度降低两方面因素对人工粗糙度的综合性能进行了评价^[15]。

由于上述研究均只考虑了一种强化换热方法,且大多数没有针对实际发动机推力室型面进行分析,因此,为了提高冷却通道中冷却剂的吸热效率,同时提高该区域的热防护能力,本文同时研究了在推力室圆柱段壁面设置纵向肋与在冷却通道底部设置人工粗糙度两项强化换热技术对液氧/甲烷发动机流动与传热的影响,通过对四种不同带肋结构的液氧/甲烷发动机推力室再生冷却进行了三维稳态传热耦合计算,对这两项技术的强化传热机理进行了分析。在此基础上,就壁面温度、冷却剂温升与

压降等参数对该技术整体性能进行了评估。

1 数值方法

1.1 物理模型及网格划分

本文的研究对象包括推力室热燃气区域与再生冷却区域两部分,图1为计算所采用的推力室示意图,为了简化计算,采用非平衡流模型,不考虑推进剂的喷注与燃烧过程,已充分燃烧的热燃气从推力室入口进入推力室,随后从喷管出口流出。冷却剂从喷管扩张段处的冷却通道入口进入,流经通道对壁面进行冷却之后从头部附近的出口流出。其中推力室部分的尺寸为:推力室圆柱段长度 $L_1 = 100$ mm,收敛段长度 $L_2 = 40$ mm,扩张段长度 $L_3 = 50$ mm。推力室圆柱段直径 $D_c = 52$ mm,喉部直径 $D_t = 26$ mm,喷管出口直径 $D_o = 56$ mm。图2给出了再生冷却区域几何结构以及壁面纵向肋示意图,其中冷却通道部分尺寸为矩形通道高 5 mm,宽 3 mm,内壁厚 1 mm,在内壁面靠近燃气侧设置均匀分布的矩形纵向肋。

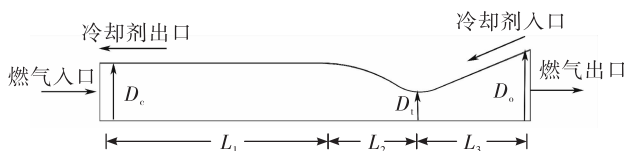


图1 仿真所采用的推力室示意图

Fig. 1 Schematic diagram of thrust chamber used for simulation

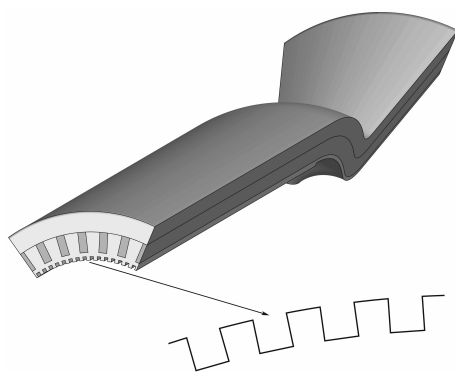


图2 再生冷却区域几何结构及壁面纵向肋示意图

Fig. 2 Schematic diagram of regeneration cooling region and wall longitudinal ribs

首先,在推力室圆柱段热燃气侧壁面设置均匀分布的纵向肋,其中沿周向肋总数目为120条,肋高、宽、间距均为0.68 mm。此外,在冷却通道内部底面设置均匀分布的人工粗糙度,其凸台高、宽均

为 0.3 mm,凸台间距为 10 mm。为了比较,本文共计算 4 种工况如图 3 所示,其中 Case 1 为参考工况,无冷却通道底部的人工粗糙度与燃气侧壁面上的纵向肋,Case 2 与 Case 3 工况分别设置有冷却通道底部人工粗糙度与燃气侧壁面上的纵向肋,而 Case 4 工况则同时设置有人工粗糙度与纵向肋。

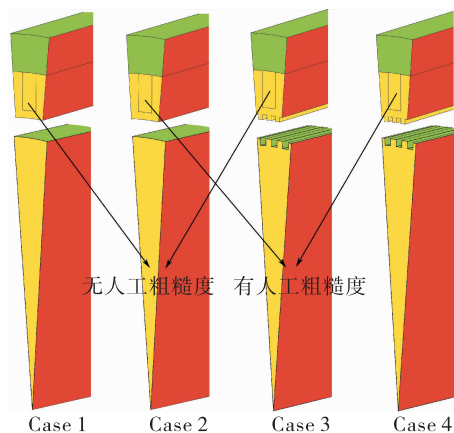


图 3 不同工况下几何模型设置

Fig. 3 Different geometry setting under four cases

由于几何体的对称性,只取原几何的 1/40 即 9° 作为计算域,图 4 给出了再生冷却通道区域的计算域与网格划分,整体网格划分全部采用结构化网格。在凸台与纵向肋附近网格加密以捕捉复杂的流动特征。Case 1 工况下热燃气区域与冷却区域网格总数分别为 21 万与 33 万,其余工况下由于在肋与凸台附近加密因此网格总数略高于 Case 1。

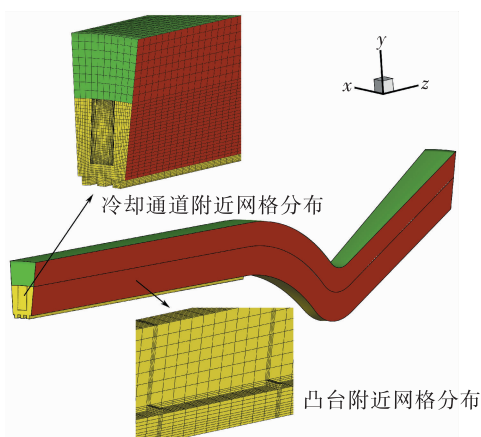


图 4 再生冷却区域计算域与网格

Fig. 4 Calculation domain and mesh generation of the regenerative cooling region

本文计算区域划分为热燃气区域与再生冷却区域两个独立的部分,并采用文献[5]中的耦合方

式来处理这两部分之间的耦合传热,耦合方式如下:

1) 在热燃气区域壁面施加一个初始温度分布并计算直至收敛,在此基础上,得到了热燃气侧壁面的热流密度分布;

2) 以 1) 得到的热流密度分布作为边界条件,对再生冷却区域进行了传热计算,得到一个新的热燃气侧壁温度分布;

3) 以 2) 得到的壁面温度分布作为边界条件,再次对热燃气区域进行了数值模拟,得到了一个新的壁面热流密度分布;

4) 重复 2) 和 3),直至热气侧壁面热流密度和壁面温度在两次迭代前后之间的误差小于 1% 即可认为计算已经收敛。

1.2 计算模型

本文采用商业软件 Fluent 17.2 作为求解器进行计算,湍流模型采用重整化群(RNG) $k-\epsilon$ 湍流模型,该模型中包含了涡流对湍流的影响,因此能够处理冷却通道中超临界流体复杂的湍流流动^[16-17],近壁区域处理采用标准壁面函数。燃气区采用有限速率 14 组分 20 步化学反应模型来模拟燃气的非平衡流动^[18],其中采用涡耗散概念(EDC)模型来考虑化学反应模型与湍流模型之间的相互作用,它能够包含比较完整的化学反应的相关机理^[19]。

1.3 边界条件及参数

入口边界取质量流量入口,其中热燃气入口质量流量为 2 kg/s,温度为 3 498 K,其中温度与各组分摩尔分数由一维化学平衡计算软件 CEA 得到。冷却剂入口质量流量为 5 kg/s,温度为 120 K。

出口边界取压力出口,其中喷管出口压力设置为 101 325 Pa,冷却通道出口压力设置为 8 MPa。计算域对称面取对称边界条件,流固耦合壁面取无滑移条件,壁面粗糙度取 3.2 μm ,除加热面和流固耦合壁面以外其余壁面均取绝热边界。

本文应用 Soave-Redlich-Kwong(SRK) 状态方程来求解热燃气区域的流体密度,流体的各项输运性质,包括黏度和导热系数等利用 Chung 方法计算^[20]。冷却通道区域内壁材料取铜,外壁材料取镍,其各项物理性质均取常数。冷却剂为甲烷,综合考虑计算精度与计算成本两方面的因素,其各项热物理性质采用文献[5]中的方法来处理。甲烷在各个压力下的密度、定压比热、黏性和热导率等随温度的变化数据由 National Institute of Standards and Technology(NIST)得到,再利用二维插值的方法使用用户自定义函数(UDF)写入到 Fluent 中进行计

算。在本研究中所取压力范围为 6 ~ 20 MPa, 温度为 120 ~ 600 K。

1.4 网格校验验证

表 1 给出了推力室热燃气区域、冷却剂、内壁与外壁 4 个区域 3 种网格密度下 $x \times y \times z$ 方向的节点数设置, 图 5 为三种网格数目下 Case 1 热燃气侧壁面温度沿轴向变化。由图可知, 粗网格计算结果与其他两种网格下的结果相比存在较大区别, 而后两种网格数目所计算得到的结果差别在 10 K 以内。因此综合考虑计算精度与计算成本, 选择中间数目的网格来进行后续的研究。

表 1 网格无关性验证所用不同网格设置

Tab. 1 Various grid arrangements for grid independence test

| 区域 | 粗网格 | 基准网格 | 细网格 |
|-------|---------------------------|----------------------------|---------------------------|
| 热燃气区域 | $10 \times 17 \times 10$ | $120 \times 34 \times 202$ | $40 \times 68 \times 404$ |
| 冷却剂区域 | $16 \times 20 \times 10$ | $132 \times 40 \times 202$ | $64 \times 80 \times 404$ |
| 内壁 | $16 \times 10 \times 101$ | $32 \times 20 \times 202$ | $64 \times 40 \times 404$ |
| 外壁 | $5 \times 4 \times 101$ | $10 \times 8 \times 202$ | $20 \times 16 \times 404$ |

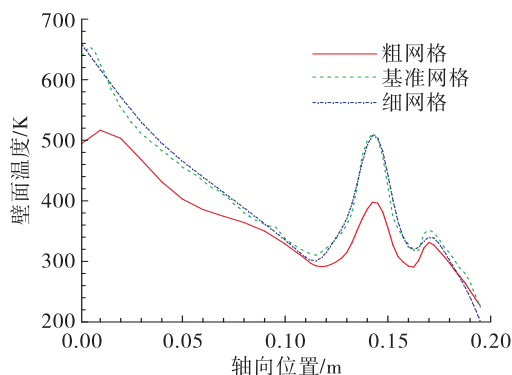


图 5 3 种网格密度下 Case 1 壁面温度沿流向变化
Fig. 5 Streamwise variations of wall temperature of Case 1 for three grid level

2 计算结果分析

2.1 燃气侧纵向肋的影响

为了研究在圆柱段添加纵向肋之后对推力室内部流动与传热的影响, 在 $z = 0.05$ m 处取一个截面, 图 6 和图 7 分别给出了有无纵向肋即 Case 1 与 Case 3 两种工况下该截面上热燃气区域与冷却通道区域的温度分布。当在壁面设置纵向肋之后, 肋顶处贴近热燃气部分的温度分布与无肋工况下基本一致, 而两条肋之间区域处的燃气温度明显较

低。因此, 此处的传热会受到影响。而由图 7 可知, 虽然肋间燃气温度较低, 但是由于增大了换热面积, 因此有助工况下壁面温度高于无肋工况, 且整体壁面温度梯度也有所增大。

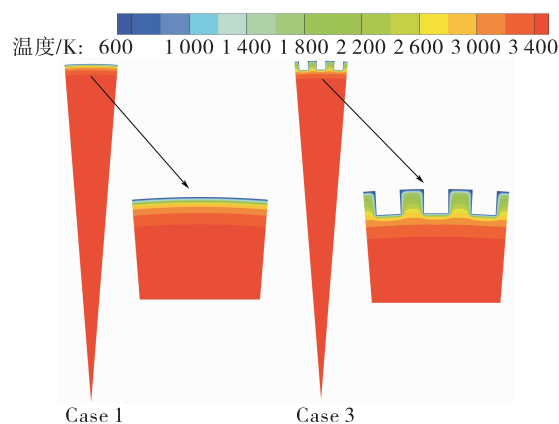


图 6 2 种工况下推力室 $z = 0.05$ m 截面上温度分布
Fig. 6 Temperature distribution on $z = 0.05$ m section of thrust chamber under two cases

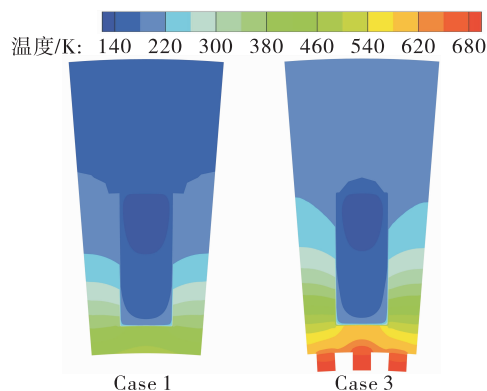
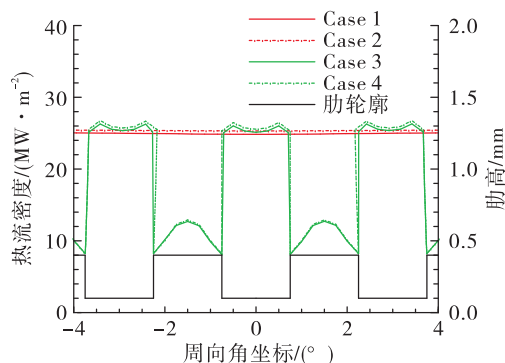
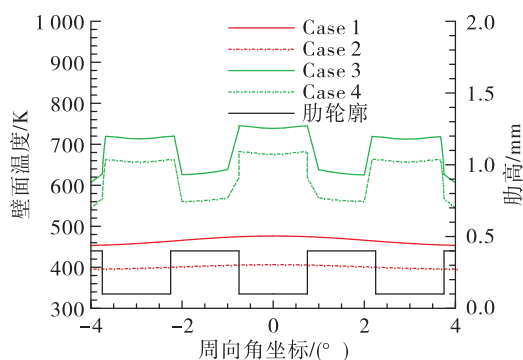


图 7 2 种工况下冷却通道 $z = 0.05$ m 截面上温度分布
Fig. 7 Temperature distribution at $z = 0.05$ m section of cooling channel under two cases

图 8 和图 9 分别给出了 4 种工况下 $z = 0.05$ m 截面处壁面热流密度与温度沿周向变化, 通过比较 Case 1 与 Case 3 工况下壁面热流密度与温度变化可知, 正如前文所言, 肋顶面处的热流密度与无肋工况下的基本一致, 而肋侧面与肋底面处的热流密度由于该处燃气温度较低因而明显偏低。而通过比较 2 种工况下壁面温度变化可知, 带肋工况下各个面上的温度均高于无肋工况, 这是由于虽然肋侧面与肋底面热流密度较低, 但由于整体传热的提高使得靠近通道底面处的冷却剂温度升高, 削弱了其冷却效果, 导致壁面温度显著升高。

图8 4种工况下 $z = 0.05$ m处壁面热流密度沿周向变化Fig. 8 Circumferential variation of heat flux at $z = 0.05$ m section under four cases图9 4种工况下 $z = 0.05$ m处壁面温度沿周向变化Fig. 9 Circumferential variation of wall temperature at $z = 0.05$ m section under four cases

2.2 冷却通道中人工粗糙度的影响

图10给出了Case 1与Case 2两种工况下圆柱段冷却通道中心截面上近壁区域流线图,由图可知,当通道底部无人工粗糙度时,流线光滑而均匀,而当设置凸台之后,靠近凸台处的流动发生了扰动,在凸台下游处产生了漩涡。

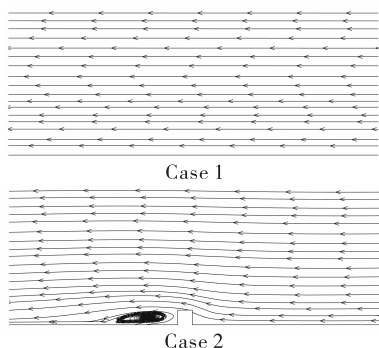


图10 2种工况下通道底部近壁区域流线图

Fig. 10 Streamline of near wall region at the bottom of cooling channel under two cases

为了定量分析人工粗糙度所产生的涡流强度的变化规律,在这里给出螺旋度的定义为

$$\mathbf{H} = (\nabla \mathbf{V}) \cdot \mathbf{V} \quad (1)$$

式中: \mathbf{H} 为螺旋度; \mathbf{V} 为速度矢量。涡流的强度可以通过螺旋度的绝对值来测量,图11给出了2种工况下沿流动方向螺旋度变化。无人工粗糙度工况下,由于流线光滑而均匀,因此螺旋度基本为0,而设置人工粗糙度之后使得螺旋度有了显著的提升。

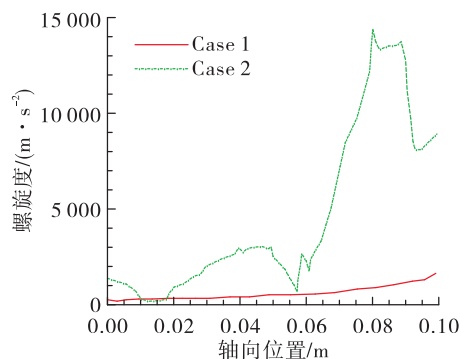
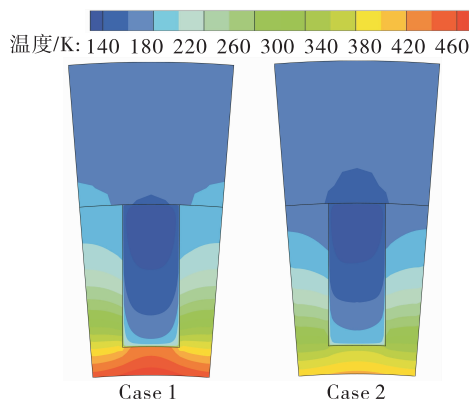


图11 2种情况下螺旋度沿流动方向变化

Fig. 11 Streamwise variations of helicity for two cases

螺旋度的提升会使得流体之间的传热得到改善,图12给出了Case 1和Case 2冷却通道 $z=0.05$ m截面上温度分布,设置凸台能够使得靠近通道底面凸台附近冷却剂温度梯度减小,促进了流体之间的传热,进而使得壁面温度也有了明显的降低。而由图8和图9可知,无论壁面是否有纵向肋,添加人工粗糙度均可使壁面热流密度升高而壁面温度显著降低。

图12 Case 1和Case 2冷却通道 $z=0.05$ m截面上温度分布Fig. 12 Temperature distribution at $z = 0.05$ m section of cooling channel under Case 1 and Case 2

2.3 综合性能分析

图13给出了4种工况下壁面平均热流密度与温度沿轴向变化,由于计算省去了推进剂的喷注与燃烧过程,因此使得圆柱段靠近喷注面板附近的温度高于实际情况下的壁面温度。由图8可知,由于肋侧面与肋底面热流密度均低于无肋工况,因此有纵向肋的2种工况下圆柱段壁面平均热流密度均低于无肋工况。此外,通过在通道底部设置人工粗糙度,使得该处的热流密度有所提升。4种工况下收敛段与扩张段由于几何构型完全一致,因此该区域的热流密度基本一致。而通过比较壁面温度变化可知,带有纵向肋工况下虽然平均热流密度较低,但是由于换热面积大大增加,因此使得圆柱段温度急剧升高,几乎达到了无肋工况下的2倍。通过设置人工粗糙度可以使壁面温度整体下降约100 K,而在实际应用中可以通过优化凸台尺寸与布局使得该效果进一步增强。

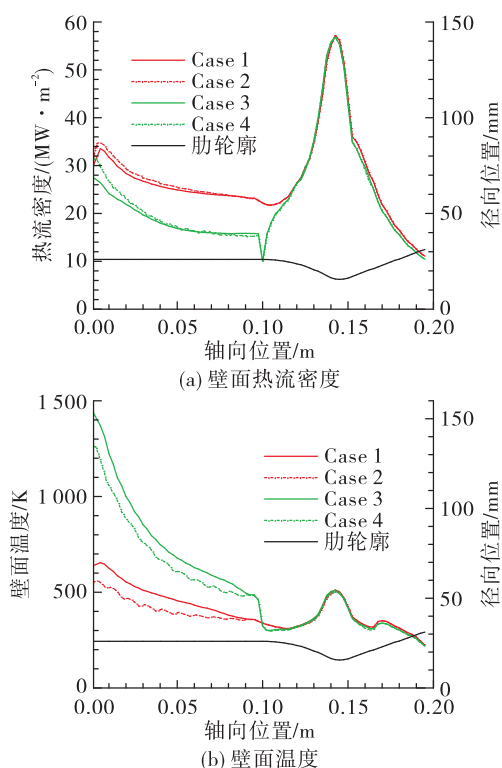


图13 4种工况下平均热流密度与壁面温度沿流向变化
Fig. 13 Streamwise variation of average wall heat flux and temperature under four cases

由前文分析可知,由于在推力室圆柱段设置纵向肋导致换热面积增加,使得平均热流密度与壁面温度分布规律产生差异,表明此时单纯使用沿周向

平均热流密度无法准确地描述发动机壁面的实际换热情况。在这里引入等效平均热流密度的概念,其中等效热流密度 $q_{eq,ave}$ 的计算公式为

$$q_{eq,ave} = Q_{rib}/S_{smooth} \quad (2)$$

式中 Q_{rib} 、 S_{smooth} 分别代表轴向该位置处带肋壁面沿周向总热流量与光滑壁面表面积。

图14给出了4种工况下壁面等效平均热流密度沿轴向变化,通过对比图13(b)与图14可知,有无纵向肋工况下壁面热流密度变化规律与壁面温度保持一致,表明使用该参数能够描述带肋发动机推力室壁面的实际换热特征。此外,圆柱段带肋工况下在 $z = 0.1\text{m}$ 处热流密度与温度均存在一个突降过程,这是由于该位置处为纵向肋的末端,即推力室圆柱段与收敛段的交界处。在此位置处由于肋的消失使得在扩张段换热面积突然减小,因此壁面温度也随之降低。

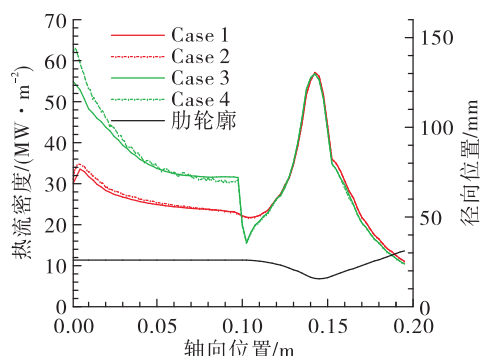


图14 4种工况下等效平均热流密度沿流向变化

Fig. 14 Streamwise variation of equivalent-average wall heat flux under four cases

为了定量研究添加纵向肋与人工粗糙度对发动机流动与传热的影响,表2给出了4种工况下冷却剂压降、温升及圆柱段壁面平均温度比较,由表2可知,相较于Case 1, Case 2 壁面温度降低了85.4 K,压降增大了0.11 MPa,同样,Case 4 相较于Case 3,壁面温度降低了66.6 K,而压降增大了0.11 MPa。这表明,在通道底面添加人工粗糙度可以有效降低壁面温度,但同时会使压降产生明显的升高。此外,而相比于Case 1, Case 3 的冷却剂温升提高了24.2 K,但同时圆柱段壁面平均温度升高了276.4 K。这表明在推力室燃气侧壁面添加纵向肋可以有效提高冷却剂温升,但同时也会使该处的壁面温度急剧升高,因此需要额外注意该处热防护工作。

表 2 4 种工况下冷却压降、温升及圆柱段壁面平均温度比较
Tab.2 Comparison of coolant pressure drop, temperature rise and average wall temperature of cylinder section under four cases

| Case | $\Delta p/\text{MPa}$ | $\Delta T_c/\text{K}$ | T_{ave}/K |
|------|-----------------------|-----------------------|---------------------------|
| 1 | 1.36 | 46.3 | 487.8 |
| 2 | 1.47 | 47.6 | 402.4 |
| 3 | 1.39 | 70.5 | 764.2 |
| 4 | 1.50 | 65.8 | 697.6 |

值得一提的是,Case 2 和 Case 4 相较于 Case 1 和 Case 3,冷却剂温度分别升高了 1.3 K 和降低了 4.7 K。这表明,通过在通道内底部设置凸台,虽然由于扰流与增大换热面积使得靠近底面处的传热增加,但并不一定会使冷却剂整体温升提高。图 15 给出了 Case 1 和 Case 2 工况下冷却通道出口处冷却剂温度分布,由图可知,Case 2 工况下由于凸台的存在,通过扰流与增大换热面积,使得由于非对称加热导致的温度分层有所削弱。但同时由于壁面温度较低,使得靠近通道底部处的流体温度明显较低,因此 2 种工况下冷却剂整体温升比较接近。

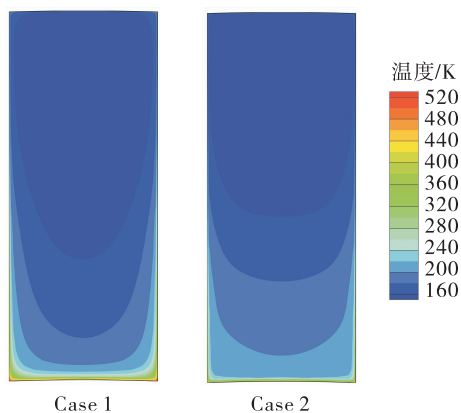


图 15 Case 1 和 Case 2 冷却通道出口处冷却剂温度分布

Fig.15 Coolant temperature distribution at cooling channel outlet under Case 1 and Case 2

3 结论

本文研究了在推力室圆柱段壁面设置纵向肋与在冷却通道底部设置人工粗糙度两项强化换热技术对液氧/甲烷发动机流动与传热的影响,通过对 4 种不同结构的带肋液氧/甲烷发动机进行三维

稳态耦合传热计算并对计算结果进行分析,可以得到如下结论:

1) 设置人工粗糙度使靠近凸台处的冷却剂流场发生扰动,在凸台下游处产生了漩涡。此外,通过对比二者壁面与冷却剂温度分布可知,设置凸台使得靠近通道底面凸台附近冷却剂温度梯度减小,促进了流体之间的传热,进而使得壁面温度也有明显的降低。带有人工粗糙度的 2 种工况下,冷却剂温升分别升高了 1.3 K 和降低了 4.7 K。这表明,虽然由于扰流与增大换热面积使得靠近底面处的传热增加,但并不一定会使得冷却剂整体温升提高。

2) 肋顶面处的热流密度与无肋工况下的基本一致,而肋侧面与肋底面处的热流密度由于该处燃气温度较低因而明显偏低,因此带肋工况下壁面平均热流密度低于无肋工况下的。但由于在推力室圆柱段设置纵向肋导致换热面积增加,因此需要引入等效平均热流密度来描述带肋发动机推力室壁面的实际换热特征。此外,带肋工况下在 $z = 0.1\text{m}$ 圆柱段与收敛段的交界处由于肋的消失使得在扩张段换热面积突然减小,因此壁面温度在该位置处存在一个突降过程。

3) 相较于 Case 1,Case 2 工况下的壁面温度降低了 85.4 K 而压降增大了 0.11 MPa,Case 3 工况下的冷却剂温升提高了 24.2 K,但同时圆柱段壁面平均温度升高了 276.4 K。这表明,设置人工粗糙度可以有效降低壁面温度,但同时会使压降产生明显的升高。而在推力室燃气侧壁面设置纵向肋可以有效提高冷却剂温升,但同时也会使该处的壁面温度急剧升高,因此需要额外注意该处热防护工作。

在本文的计算中,为了简化计算,忽略了推进剂的喷注与燃烧过程,使得计算结果在靠近头部喷注面板附近会与实际情况存在较大差别。因此,在后续的研究中,可以结合推进剂的喷注与燃烧对本文的工况开展更进一步的研究。

参考文献:

- [1] NEILL T, JUDD D, VEITH E, et al. Practical uses of liquid methane in rocket engine applications[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(5/6): 696-705.
- [2] 章思龙, 秦江, 周伟星, 等. 高超声速推进再生冷却研

- 究综述[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2177-2190.
- [3] WANG T S, 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.
- [4] LIU Q Y, LUKE E A, CINNELLA P. Coupling heat transfer and fluid flow solvers for multidisciplinary simulations[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2005, 19(4): 417-427.
- [5] 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.
- [6] SONG J W, SUN B. Coupled heat transfer analysis of thrust chambers with recessed shear coaxial injectors[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 132: 150-160.
- [7] VLADIMIR B, JOSEPH A, ALEXANDER B. New upper stage expander cycles[R]. AIAA2013-4055, 2013.
- [8] SEZAKI C, OGAWARA A. Characteristics of expander bleed cycle and full expander cycle[C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose, CA: AIAA, 2013.
- [9] NEGISHI H, DAIMON Y, KAWASHIMA H. Flowfield and heat transfer characteristics in the LE-X expander bleed cycle combustion chamber[C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH: AIAA, 2014.
- [10] KAWASHIMA H, SAKAMOTO H, TAKAHASHI M, et al. Hot-gas-side heat transfer characteristics of a ribbed combustor[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver, Colorado: AIAA, 2009.
- [11] NEGISHI H, KUMAKAWA A, MORIYA S, et al. Numerical investigations of heat transfer enhancement in a thrust chamber with hot gas side wall ribs[R]. AIAA 2009-830, 2009.
- [12] BETTI B, NASUTI F, MARTELLI E. Numerical evaluation of heat transfer enhancement in rocket thrust Chambers by wall ribs[J]. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 2014, 66(5): 488-508.
- [13] 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. CHEN J H, YANG B Q, ZHOU L X, et al. The mechanism and effect of artificial roughness on heat transfer enhancement[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2004, 30(4): 1-5.
- [14] HOSSIAN J, TRAN L V, CARPENTER C, et al. Numerical study of enhancement of regenerative cooling using ribs[R]. AIAA 2013-3996, 2013.
- [15] KAMALI R, BINESH A R. The importance of rib shape effects on the local heat transfer and flow friction characteristics of square ducts with ribbed internal surfaces[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2008, 35(8): 1032-1040.
- [16] DANG G X, ZHONG F Q, ZHANG Y J, et al. Numerical study of heat transfer deterioration of turbulent supercritical kerosene flow in heated circular tube[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 85: 1003-1011.
- [17] FENG Y, QIN J, BAO W, et al. Numerical analysis of convective heat transfer characteristics of supercritical hydrocarbon fuel in cooling panel with local flow blockage structure[J]. *The Journal of Supercritical Fluids*, 2014, 88: 8-16.
- [18] YANG B, SESHADRI K. Asymptotic analysis of the structure of non-premixed methane air flames using reduced chemistry[J]. *Combustion Science and Technology*, 1993, 88(1/2): 115-132.
- [19] 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 Y D, SUN B. Numerical simulation of regenerative cooling flow and heat transfer with nonequilibrium flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(1): 119-124.
- [20] SOAVE G. Equilibrium constants from a modified Redlich-Kwong equation of state[J]. *Chemical Engineering Science*, 1972, 27(6): 1197-1203.