

液氧/甲烷液体火箭发动机推力室跨临界液膜冷却数值模拟^{*}

向纪鑫¹, 张 萌², 李志强¹, 刘 鹏¹, 王 菡¹, 崔福将¹

(1. 太原理工大学 航空航天学院, 山西 太原 030000;
2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘 要: 为了探究跨临界液膜冷却的耦合传热特性, 采用带真实气体状态方程的非绝热扩散火焰面模型, 并考虑再生冷却耦合传热, 对液氧/甲烷液体火箭发动机推力室跨临界液膜冷却进行数值研究。分析液膜流量和冷却环带的分布对推进剂的掺混和燃烧、壁面热流分布、冷却效率的影响。结果表明, 头部注入的膜冷却剂会在主流剪切力作用下在回流区逆时针流动, 而推力室下游区域注入的冷却剂进入燃烧室之后, 会沿着推力室壁面沿着下游流动形成低温保护膜; 头部注入的膜冷却存在一个最佳冷却剂流量, 而对于推力室下游的膜冷却, 冷却剂流量越大, 喷管区域壁面冷却效率越高; Case 6 这种采用相隔较近的双排冷却环带布置方式的推力室壁面温度不均匀程度最低, 平均冷却效率最高, 而且在膜冷却流量越大时, 冷却效率比其他工况增高得更加明显。

关键词: 液膜冷却; 液氧/甲烷发动机; 推力室; 耦合传热; 冷却效率

中图分类号: V434.13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 11-210633-12

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210633

Numerical Simulation of Transcritical Liquid Film Cooling in LOX/Methane Liquid Rocket Engine Thrust Chambers

XIANG Ji-xin¹, ZHANG Meng², LI Zhi-qiang¹, LIU Peng¹, WANG Han¹, CUI Fu-jiang¹

(1. College of Aeronautics and Astronautics, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030000, China;
2. Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to research the coupled heat transfer characteristics of transcritical liquid film cooling, the non-adiabatic diffusion flamelet model with real gas equation of state, based on the coupled heat transfer of regenerative cooling, was adopted to simulate the transcritical liquid film cooling in oxygen/methane liquid rocket engine thrust chambers. It was also analysed that what influence the liquid film flow rate and the distribution of the cooling array arrangements have on the mixing and combustion of the propellant, the wall heat flow distribution, and the cooling efficiency. The results show that with the mainstream shear force, the film coolant injected into the head region flows counter clockwise in the recirculation zone, while the film coolant injected into the downstream region of the thrust chamber, after entering into the combustion chamber, flows along the wall down-

^{*} 收稿日期: 2021-09-09; 修订日期: 2021-12-27。

基金项目: 山西省应用基础研究计划面上青年项目 (20210302124681; 201801D221133; 201901D211067); 山西省高等学校科技创新项目 (2019L0254); 山西省关键核心技术和共性技术研发攻关专项 (2020XXX017)。

通讯作者: 向纪鑫, 博士, 讲师, 研究领域为液体火箭发动机热防护。

引用格式: 向纪鑫, 张 萌, 李志强, 等. 液氧/甲烷液体火箭发动机推力室跨临界液膜冷却数值模拟[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 210633. (XIANG Ji-xin, ZHANG Meng, LI Zhi-qiang, et al. Numerical Simulation of Transcritical Liquid Film Cooling in LOX/Methane Liquid Rocket Engine Thrust Chambers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11): 210633.)

stream to form a low-temperature protective film. There is optimal coolant flow rate for the liquid film injected into the head region. For the film coolant downstream of the thrust chamber, the larger the coolant flow rate, the higher the cooling efficiency of nozzle. Case 6 with two-row cooling ring closely spaced has the lowest variance in the wall temperature of the chamber and the highest average cooling efficiency, and when the film cooling flow rate is larger, the cooling efficiency increases more obviously than others.

Key words: Liquid film cooling; LOX/CH₄ engine; Thrust chamber; Coupled heat transfer; Cooling efficiency

1 引言

液氧/甲烷液体火箭发动机(RLE)被许多公司和研究机构视为可重复使用运载器的极佳候选者^[1-2]。推力室作为液体火箭发动机的关键部件,其工作环境恶劣,内部燃气的压力可达20MPa,而温度可达3000~4000K^[3],要将推力室壁温控制在允许范围内,必须采取可靠的热防护措施^[4]。但是,仅靠再生冷却可能不足以保证承受高热流密度的可重复使用推力室的长时间安全运行,因此必须采用其他冷却方法进行辅助冷却^[5],而液膜冷却被认为是一种有效辅助再生冷却的冷却方式^[6-8]。

液膜冷却是利用少量的推进剂,通过小孔或狭缝结构使冷却液以尽量贴壁的方向喷出,形成贴壁的冷却液膜的冷却方式。再生冷却与液膜冷却相结合的冷却方式已在高性能RLE(如RD-170, RD-235)上得到应用,各国学者对此类问题也进行了大量的研究以探究液膜冷却流动与传热特性。Shine等^[9]对液膜长度、能量交换特性等方面的研究主要基于半经验努塞尔型方程,但该方法简化了液膜的实际情况,一维计算结果不能详细地反映液膜的流动和传热过程。计算流体力学(CFD)是目前被认为模拟复杂结构中液膜冷却的有力技术手段^[10]。Bills等^[11]为了研究碳氢燃料平板上的液膜冷却,提出了一种考虑湍流多相流和物质传输的CFD模型。他们发现由于液膜发生相变,两相界面之间具有大的温度和密度梯度。此外,Zhang等^[12]对不同压力下的液膜研究结果表明低压下蒸发潜热对液膜的传热和流动影响比高压下显著。另外,他们还发现流体从低压到高压的流动和传热机理与一直处于低压的不同,在高压推力室中,低温流体被注入时为亚临界状态,最后由于周围燃气的加热而变成超临界状态^[13]。但由于他们所用的数学模型忽略了推进剂的混合和燃烧过程,无法获得推力室壁面温度和热流密度的详细信息。在这些过程中,已有实验观察到跨临界流体的连续混合是由湍流扩散主导,而不是由雾化和汽化

所控制^[14-15]。Sun等^[16]为了分析不同孔结构和跨临界液膜冷却流态参数对推力室冷却的影响,提出考虑流体热物性变化的三维CFD模型。然而,他们的分析仅限于绝热温度,没有考虑再生冷却,忽略了燃烧室壁面的传热,这与推力室的实际运行状态不一致。

本文以液氧甲烷发动机中的液膜冷却为研究对象,建立跨临界液膜数值仿真模型,探究耦合传热条件下,液膜流量和冷却环带的分布对推进剂的掺混和燃烧、壁面热流分布、冷却效率的影响,旨在工程上为跨临界液膜冷却设计提供参考。

2 方法

2.1 跨临界液膜

图1为典型纯流体的相图,其中 p 和 T 分别为流体压力和温度, p_{cr} 和 T_{cr} 分别为流体临界压力和临界温度。通常来说,以临界点 C 为中心可把整个区域分为四个区域。区域II被称之为超临界区,此区域的流体压力和温度都高于临界值。此区域又可被分为三个部分:类液体、过渡流体和类气体。图中的Widom线又被称为“拟沸腾”线,Widom线的起点为临界点,它是亚临界区域汽化线的延伸,该线上的每一个点在对压力和温度下,定压比热在 p - T 图上取得有限的极大值。对于高压推力室,液膜常常处于高压低温的状态下被注入燃烧室,其压力已经超过临界压

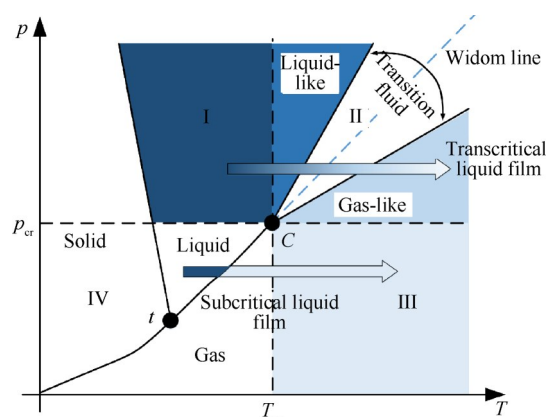


Fig. 1 Pure fluid phase diagram

力,但温度仍低于临界温度,在推力室中液膜的温度逐渐升高,进入超临界区后,继续吸热不发生相变,但会经历物性突变,并连续地从类液体通过 Widom 线变为类气体,经历这样过程的液膜被称为跨临界液膜^[17]。

2.2 物理模型

本文计算所使用的是采用液膜-再生复合冷却的液氧/甲烷推力室,推力室型面及尺寸如图 2 所示,在推力室头部布置了 19 个同轴剪切喷注器,其中,中心氧喷嘴直径为 3mm,甲烷喷嘴内外径分别为 4mm 和 4.6mm,整个喷管采用双圆弧法来设计,收缩比和扩张比分别为 4 和 6。外部逆流的再生冷却通道总共布置 36 条,每条通道高和宽分别为 5mm 和 2mm,铜内壁面厚度为 1mm,镍外壁厚度为 5mm,冷却通道由铜内壁和镍通过扩散焊连接而成。为了研究不同膜冷却环带的布置对膜冷却效果的影响,这里设计了 4 个不同位置的环带来进行研究:F1,F2,F3 和 F4,四个位置距离喷注面板的距离如表 1 所示。

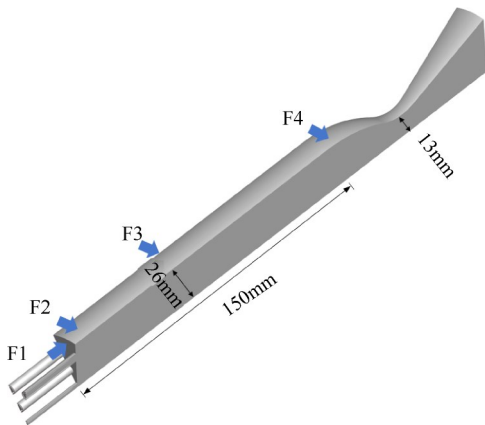


Fig. 2 Schematics of the thrust chamber

Table 1 Distance between film cooling position and injection panel

Position	F1	F2	F3	F4
Distance/mm	0	7	65	160

2.3 控制方程

所有流体控制方程为稳态的时均 N-S 方程,包括连续方程、动量方程和能量方程,具体可表示为如下形式

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \tag{1}$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}}) \tag{2}$$

$$\nabla \cdot [\mathbf{v}(\rho E + p)] = \nabla \cdot [\lambda_{\text{eff}} \nabla T + (\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v})] \tag{3}$$

式中 ρ 为流体密度, $\mathbf{v}$ 为速度矢量, λ_{eff} 为等效热导率,

$\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}}$ 为应力张量。 λ_{eff} 和 $\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}}$ 可以表示为

$$\lambda_{\text{eff}} = \lambda + \lambda_t \tag{4}$$

$$\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}} = (\mu + \mu_t) (\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T - 2/3 \nabla \mathbf{v} \delta) \tag{5}$$

式中 λ_t 和 μ_t 分别为湍流热导率和湍流粘度, δ 为单位张量。

在冷却通道区域,控制方程为各向同性的热传导方程

$$\nabla \cdot (\lambda_s \nabla T) = 0 \tag{6}$$

式中 λ_s 为固壁区域材料导热系数。

2.4 数值方法

液膜在跨临界状态时,热物理性质变化范围非常大,这将对流动和传热产生很大影响,此时理想气体假设已不再适用。因此,对跨临界流体物性的高精度预估是进行 CFD 计算的前提条件。在本文中,燃气和液膜密度采用混合物形式的 SRK 状态方程进行计算,定压比热则通过各组分定压比热进行质量加权平均得到。燃气和液膜的导热系数和粘度通过 Chung 方法与对应的混合法则进行求解。将推进剂、燃气和液膜的热物理性质通过用户自定义函数 (UDF) 嵌入 CFD 求解器中。而推力室外部再生冷却剂的物性则采用 NIST 实际流体模型进行计算。根据已经发表的研究成果,上述物性计算模型与 NIST 标准数据库数据一致,具有良好的计算精度和效率^[18]。

在推力室中,使用稳态扩散火焰面模型对推进剂以及冷却膜的湍流非预混燃烧进行模拟。火焰面方程包括 N 种组分的质量分数方程和温度方程形式如下

$$\frac{1}{2} \rho \chi \frac{\partial^2 Y_i}{\partial f^2} + S_i = 0 \tag{7}$$

$$\frac{1}{2} \rho \chi \frac{\partial^2 T}{\partial f^2} - \frac{1}{c_p} \sum_i H_i S_i + \tag{8}$$

$$\frac{1}{2c_p} \rho \chi \left[\frac{\partial c_p}{\partial f} + \sum_i c_{p,i} \frac{\partial Y_i}{\partial f} \right] \frac{\partial T}{\partial f} = 0$$

式中 f 为混合分数, χ 表示标量耗散率, Y_i 和 S_i 分别为第 i 种组分的质量分数和反应速率。用概率密度函数 (PDF) 来确定湍流对火焰中组分质量分数和温度等标量的影响。火焰面模型考虑有限速率化学反应,这里采用劳伦斯实验室得到的 GRI-Mech 3.0 详细化学动力学反应机理,它包含 53 种组分和 325 个基元反应,相比于简化化学反应机理,更能够全面而准确地反映出燃烧过程中化学动力学特性。

此外,在火焰面模型中,并不要求解单个组分的输运方程,取而代之的是求解混合分数方程,其中

组分的浓度是通过混合分数 f 来求得的,混合分数形式的输运方程可以表示为

$$\nabla(\rho v f) = \nabla \left[\left(\frac{\lambda_f}{c_p} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \nabla f \right] \quad (9)$$

式中 λ_f 为流体导热系数, Pr_t 为湍流普朗特数。

由于将推力室和再生冷却通道同时计算会导致难以接受的计算成本和数值不稳定,所以将计算域分为两个部分进行计算:膜/燃气区域和再生冷却剂/冷却通道区域。前者是流动和燃烧的计算,后者是对流换热和热传导的计算。这两部分实现耦合所用的方法是基于文献[19]中的手动迭代方式,这样可节省大量的计算成本,并减少数值不稳定性。

本文的数值仿真主要在 ANSYS Fluent 商用软件平台上开展,采用压力基求解器进行数值模拟。使用有限体积法离散并求解控制方程。采用 Coupled 算法处理速度与压力的耦合关系。其中,对流项采用二阶迎风格式离散,粘性项由中心差分格式离散。使用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型通过求解湍动能和湍动能耗散率方程来闭合所有控制方程。在靠近壁面边界层区域,采用标准壁面函数法处理湍流核心区与近壁区物理量的关系。

2.5 网格划分与边界条件

由于整个推力室和冷却通道是旋转对称的,所以取最小周期 30° 为整个计算域。图 3,图 4 分别为膜/燃气区和再生冷却剂/冷却通道区计算域网格和边界条件。膜/燃气区网格采用六面体和四面体混合型网格进行划分,而再生冷却剂/冷却通道区全部采用结构化六面体网格划分。为了保证得到高质量的解,在流动参数变化剧烈的部分都对网格进行了加密处理。流体域近壁面区域保证第一层网格无量纲高度 y^+ 值在 $30 \sim 300$ 之内,以满足标准壁面函数的使用条件。进行网格无关性验证之后,确定最终膜/燃气区网格数目为 180 万,而再生冷却剂/冷却通道区计算域网格数目为 275 万。

推力室设计室压为 6.5MPa,氧燃混合比为 3。液氧入口设置为质量流量入口,注入温度和流量分别 120K 和 1.5kg/s,此时液氧以亚临界状态注入燃烧室。甲烷入口设置为质量流量入口边界,注入温度和流量分别为 300K 和 0.5kg/s,此时甲烷以超临界状态注入燃烧室,推力室出口设置为 0.1MPa 的压力出口边界。再生冷却通道入口给定质量流量边界,甲烷的流量和温度分别为 3.6kg/s 和 120K,再生冷却通道出口设置为 7MPa 的压力出口边界。这两个区域所有

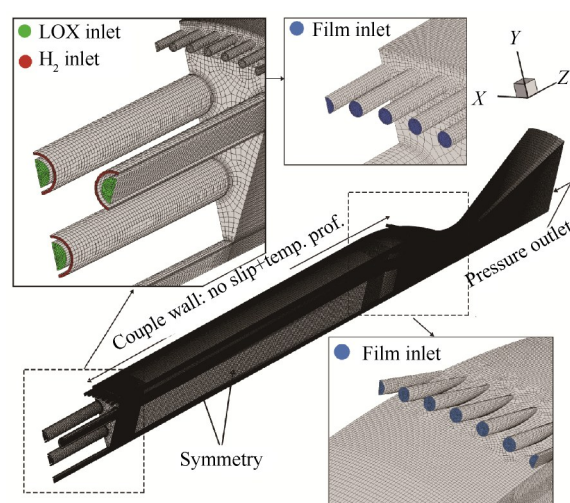


Fig. 3 Liquid film/gas domain grid and boundary conditions

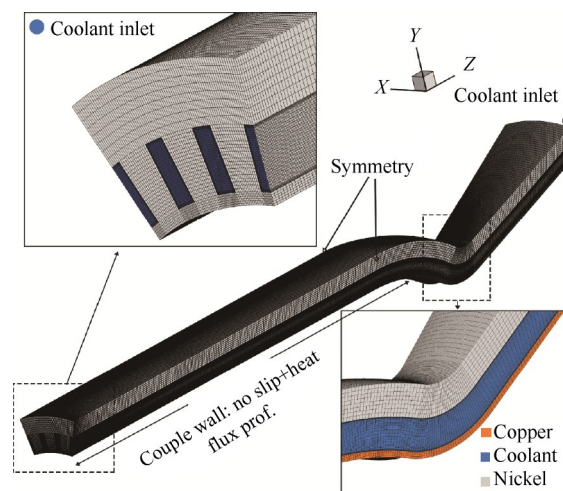


Fig. 4 Regenerative coolant/cooling channel grid and boundary conditions

对称面都采用对称边界,其他壁面采用无滑移绝热边界条件。表 2 给出了本章的计算工况,表中设计了 6 种不同的膜冷却环带布置方式,比较了它们分别与再生冷却结合时的冷却效果。表中 m_f 为液膜占燃料质量百分比。Case 1~2 是单排冷却环带工况,Case 3~6 为双排冷却环带工况,喷注器的液氧和甲烷入口条件保持不变,而液膜入口设置为质量流量入口,其温度均 120K,再生冷却剂质量流量均为 3.6kg/s。

2.6 方法验证

为了验证计算模型对液氧/甲烷推力室的流动与燃烧模拟的正确性,本文采用宾夕法尼亚大学低温燃烧实验室(CCL)的试验数据进行验证^[20]。验证计算工况的燃烧室压力为 5.48MPa,氧燃混合比为 3,推进剂状态与本文计算工况类似。图 5 给出了 CCL 试验中验证工况数据燃烧室壁面热流密度与本文计算

Table 2 Calculation tests for different value of m_f				
Case	F1	F2	F3	F4
0	0	0	0	0
1	20%	0	0	0
2	0	0	0	20%
3	10%	0	0	10%
4	0	10%	0	10%
5	0	0	10%	10%
6	0	10%	10%	0

结果的对比,在推力室区域本文和文献计算得到的热流曲线具有相似的变化趋势,推进剂进入燃烧室之后发生剧烈的化学反应,热流密度急剧上升,并在轴向位置约为 0.025m 位置出现热流密度的峰值,这是由于扩散火焰与燃烧室壁面发生碰撞产生的。本文计算的结果也很好地捕捉到这一现象,出现峰值的轴向位置以及峰值的热流密度都与试验数据相差不大。而在燃烧室中游部分,本文的计算结果稍微低于试验测得的热流,这可能是化学反应机理中忽略了一些放热反应,低估了推进剂完全燃烧后释放热量引起的。总体来说,本文计算模型对热流密度的预测与试验数据符合良好,可以认为计算结果是可靠的。

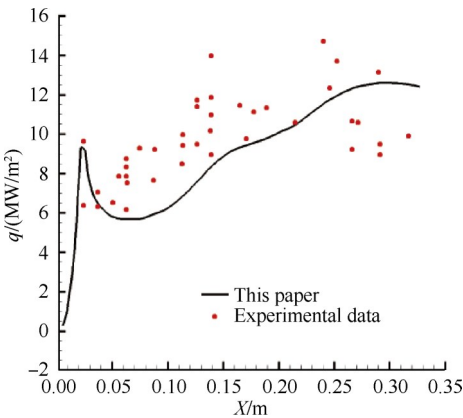


Fig. 5 Comparison of test data with calculation results in this paper

3 结果与讨论

3.1 单排冷却环带仿真结果

3.1.1 推力室流场和温度场

图 6 给出了单排冷却工况与无膜工况燃气区温度分布。根据推力室内燃烧过程的特点,可把整个推力室分为四个部分:回流区(I区域)、火焰发展区(II区域)、充分燃烧区(III区域)、喷管区(IV区域)。1,2,3和4截面分别取自这四个区域内部,目的是分

析不同区域燃气受膜冷却的影响。从图中可看出,推力室头部的多喷嘴结构使得燃气温度场在周向上呈不均匀分布,沿径向火焰也有明显的分层结构。在 1 截面中,氧喷嘴周围由于与甲烷发生扩散燃烧,其附近燃气温度明显高于其他位置。扩散火焰在 II 区剧烈掺混燃烧,可看到 2 截面比 1 截面出现明显局部高温区域。在 III 区域推进剂已经基本完全燃烧,在 3,4 截面上除了氧喷嘴中心对应区域温度较低,其他区域燃气都处于充分燃烧之后的高温状态。从图 6(b)可看出,与无膜工况相比,头部区域布置的膜冷却使得对应位置燃气整体温度明显降低,在 I 区和 II 区的氧喷嘴对应的氧柱芯变长,这说明火焰沿轴向

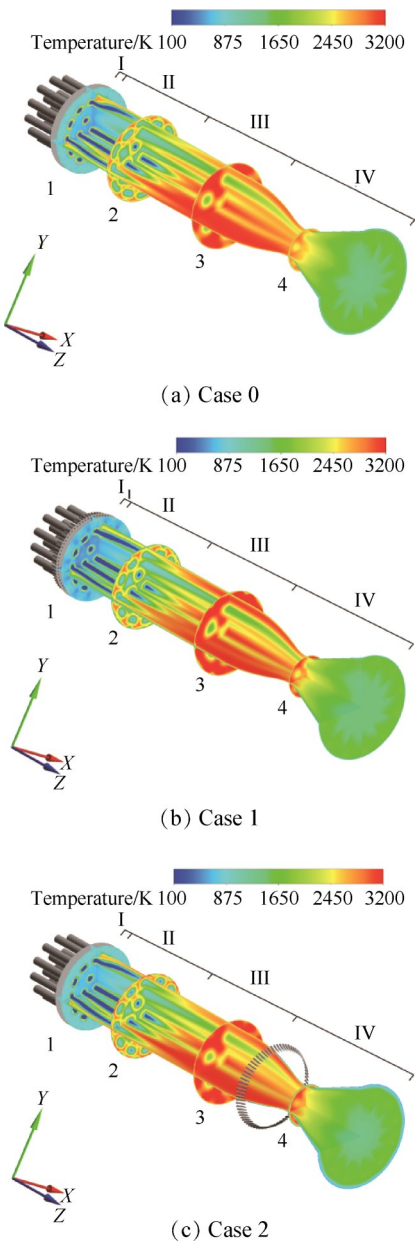


Fig. 6 Temperature distribution of gas zone in single-row cooling and non-film mode

扩散发展缓慢,使截面1推进剂燃烧程度低于无膜工况。而对截面3和截面4,Case 1比无膜工况燃气温度略高,这是由于膜的引入增加了总的燃料流量,低温的膜冷却剂不断吸收高温燃气传递的热量之后,与燃气中未发生化学反应的氧产生了燃烧释放了热量,从而导致充分燃烧区域燃气温度增高。这也说明头部布置的液膜保护长度较短,无法对此区域壁面进行有效保护。而在喷管入口前布置膜冷却的工况结果如图6(c)所示,与无膜工况相比,在位于喉部的截面4边缘出现了明显的低温区域,而此截面中心区域的温度受膜冷却的影响很小,这说明此位置的

膜冷却贴壁性较好,能够对壁面进行很好的保护。

图7给出了单排冷却环带工况中环带附近燃气区对称面温度和流线与无膜工况的对比。从图7(a)中可看出,由于在推进剂喷嘴与燃烧室壁面形成台阶区域,推进剂进入燃烧室后会在头部附近形成明显的旋涡回流,此回流会导致头部区域产生局部低压区,使火焰隆起形成图中这样的火焰“结状”结构,旋涡回流和火焰结都会增加主流燃气与壁面的换热,这都不利于壁面的冷却。当膜冷却工质从喷注器边缘进入推力室之后(如图7(b)),由于旋涡回流的影响,低温冷却剂并不能贴附燃烧室近壁面流动,

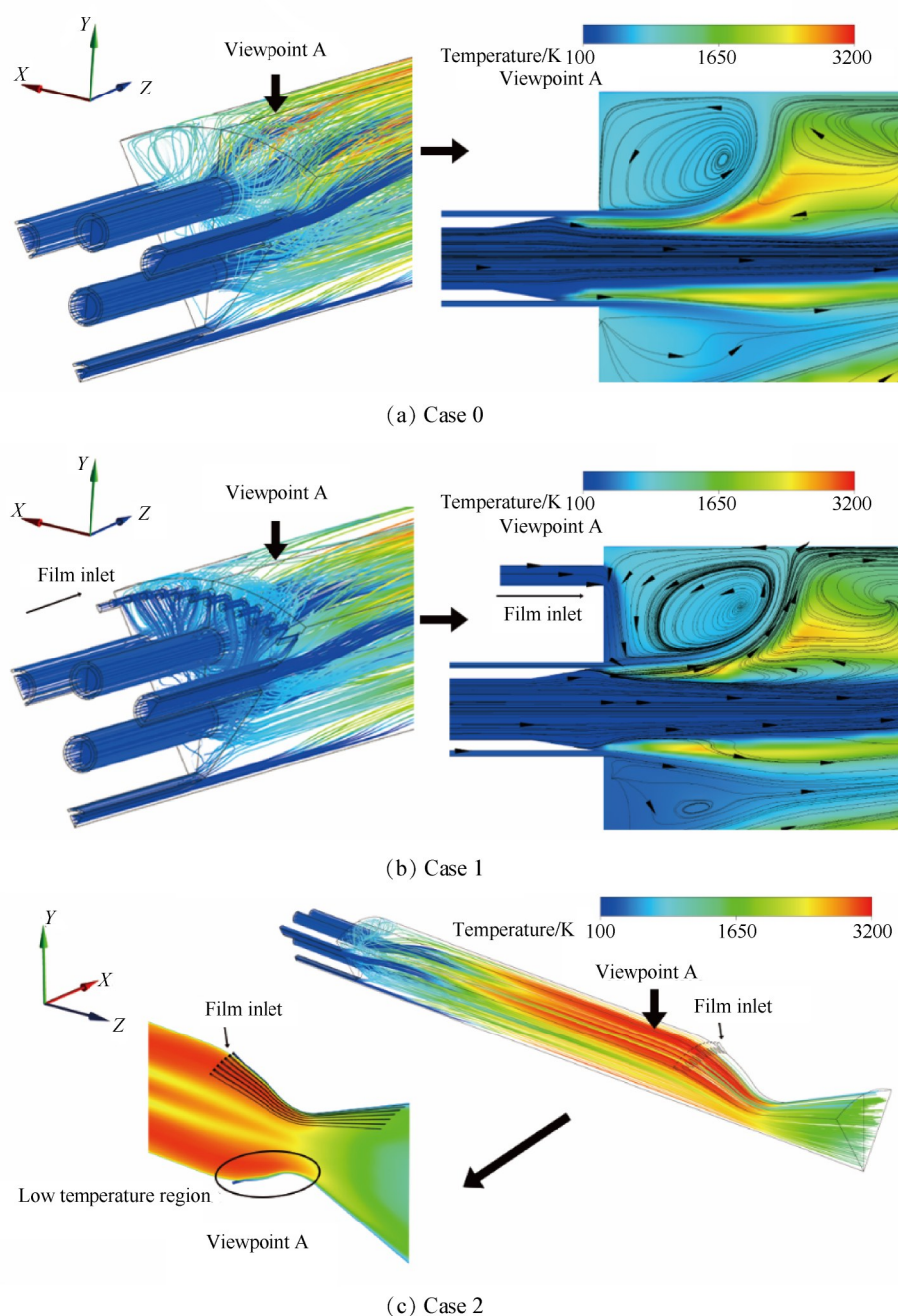


Fig. 7 Streamline and temperature distribution

而是顺着涡流在回流区逆时针旋转,在此过程中不断与高温火焰发生热对流,使火焰温度降低从而达到对下游壁面温度降低的效果。同时,相比于无膜工况,膜冷却的注入一方面使得此时回流区聚集的低温气流增多,吸收高温燃气热量导致“结状”火焰温度降低,另一方面,会使涡流动量增加,挤压火焰,导致其向壁面的扩散过程受阻,火焰结构变得更加平滑,从而减弱燃气对壁面的加热效果。当膜冷却工质从喷管入口边缘进入推力室之后(如图 7(c)所示)被高温高压燃气压附在壁面上,低温冷却剂会沿着推力室壁面贴壁流动,形成近壁面的保护膜隔离高温燃气对壁面的换热,从而达到冷却壁面的目的。因此,这两种不同的液膜排布方式有着不同的冷却机制。

3.1.2 膜流量对冷却效率的影响

冷却效率是评价膜冷却效果的主要参数。为了消除燃烧室压力变化对膜冷却效率的影响,采用考虑压力修正的膜冷却效率公式来评估冷却效果,即

$$\eta = 1 - \frac{\dot{q}_{\text{film}}}{\dot{q}_{\text{nofilm}}} \left(\frac{p_{\text{c,nofilm}}}{p_{\text{c,film}}} \right)^{0.8} \quad (10)$$

图 8 给出了 Case 1(F1 引入冷却膜)在不同膜流量占比下冷却效率沿轴向的比较。在 I 区回流区,当膜流量占比 $m_f < 35\%$ 时,冷却效率随着 m_f 的增加而增高,但当 m_f 增加到 35% 时,膜冷却效率整体有所降低。这说明存在最优的膜流量,使得此区域冷却效率最高。这是由于当膜流量增加时,更多的低温甲烷留存在头部区域冷却壁面,冷却效率增加,但膜流量达到一定程度时,射流会增加对主流的掺混,这样更多的膜冷却工质会顺着氧柱芯的外圈火焰参与换热燃烧(如图 7(a)所示),当这一部分气流回到回流区壁面时就会抵消膜冷却带来的冷却作用,使得冷却效率变低。

图 9 给出了 Case 2(F4 引入冷却膜)在不同膜流

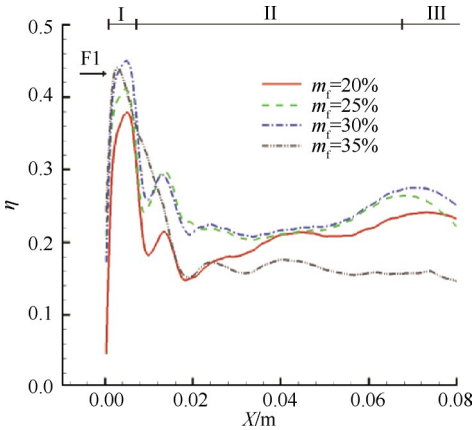


Fig. 8 Cooling efficiency at different m_f in Case 1

量占比下冷却效率沿轴向的比较。从图中可看出,当 $m_f=20\%$ 时,膜冷却出口上游壁面出现负冷却效率,随着 m_f 增加,负冷却效率范围也随之减少, m_f 增加到 35% 时,负冷却效率区域消失。出现这一现象的原因是膜冷却的引入一方面可隔离下游燃气对壁面的传热,从而使再生冷却剂的冷却能力得以保留,因此可降低上游壁面温度,另一方面由于推力室总推进剂流量增加,会使燃气传递到壁面的热流提高。当膜流量占比较小时,下游再生冷却保留的冷却能力不多,不足以抵消总推进剂流量增加带来的壁面热流的提高,所以出现了负的冷却效率。由图 9 可知,在喷管前引入膜冷却,其下游壁面冷却效率随着 m_f 的增加而增高。而在图中计算的 m_f 范围之内,未发现 Case 1 中所出现的当流量增加到一定程度之后冷却效率降低的现象,这是由于此位置引入的膜冷却剂能够很好地保持贴壁流动,膜流量占比越大,贴附壁面的低温冷却剂就越多,隔热效果越好,冷却效率也越高。

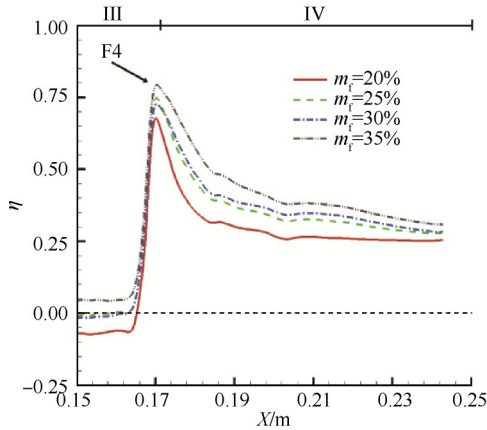


Fig. 9 Cooling efficiency at different m_f in Case 2

3.2 双排冷却环带仿真结果

3.2.1 推力室流场区域

图 10 给出了四种双排冷却环带与无膜工况燃气区温度比较。由于 Case 0 中仅存在再生冷却,在推力室中下游,高温反应区面积比其它工况要大。从图 10 中推力室头部区域局部温度场来看,当头部布置冷却环带后,对外圈喷嘴的火焰扩张有明显影响,膜冷却的引入对火焰产生了挤压作用,“结状”火焰的温度也要比无膜工况要低。当在推力室中游和下游布置冷却环带之后,在推力室边界层附近形成明显的低温隔离带,燃气向低温边界扩散的过程受阻,火焰向推力室中心线更为集中,从而削弱了火焰对推力室中下游壁面以及喷管壁面的影响。

3.2.2 壁面热流和冷却效率

图 11 给出了不同冷却环带排布工况与无膜工况燃气侧壁面热流分布云图。从图中可看出仅采用再

生冷却的工况整体的热流要比有膜工况的大,尤其是在喉部高热流密度区域远大于其他工况。对于在头部区域布置膜冷却的 Case 3, Case 4 和 Case 6, 由于

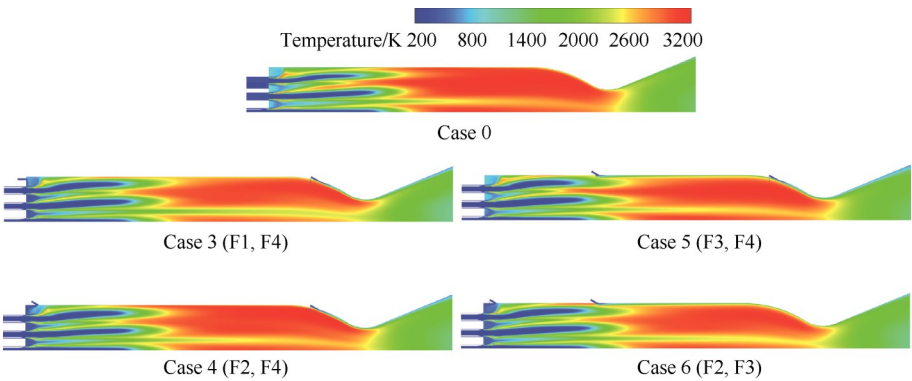


Fig. 10 Gas temperature distribution at different film arrangement

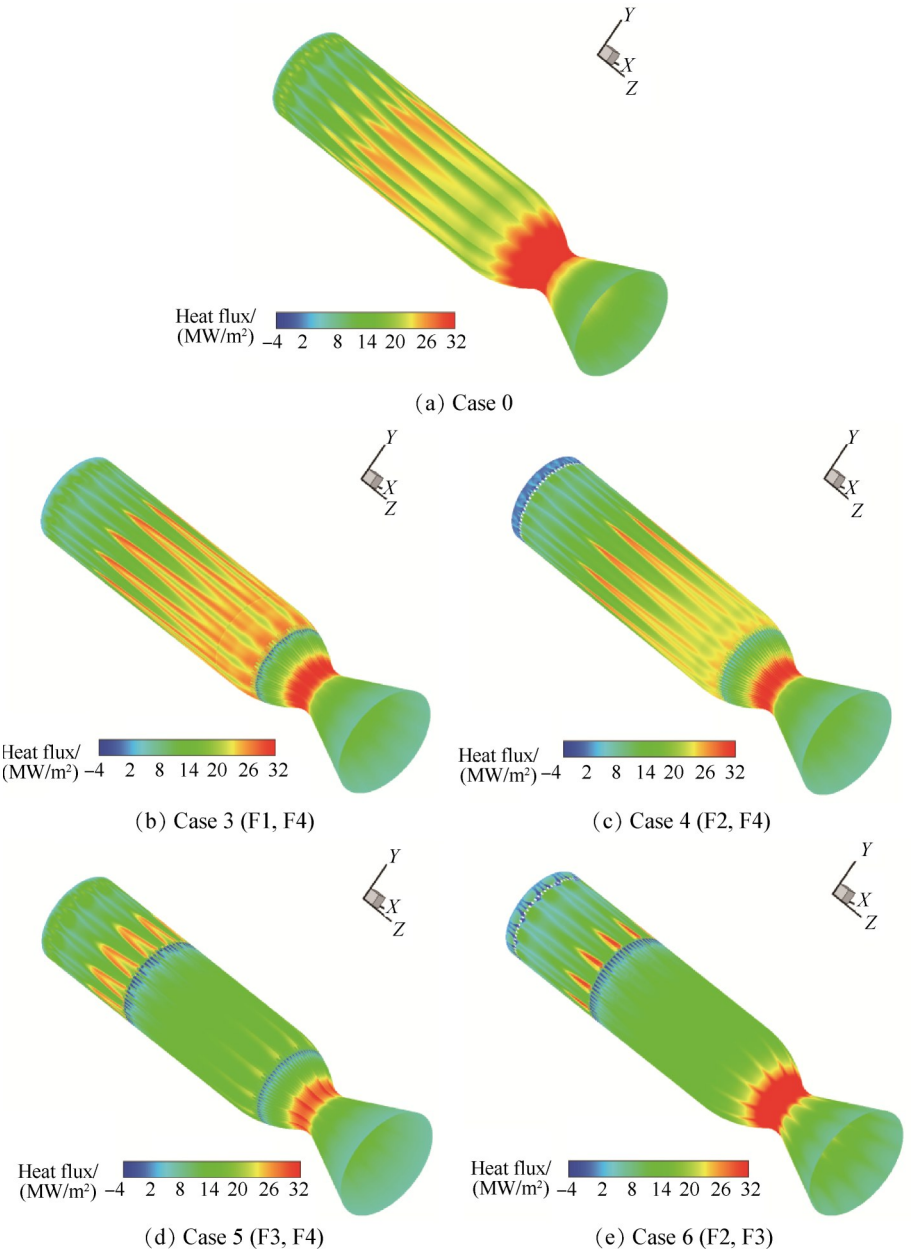


Fig. 11 Heat flux distribution at different film arrangement

膜冷却的隔热作用,在头部区域都出现较大的低热流区。而对于在 F2 处布置膜冷却的工况,在头部区域出现的局部热流密度为负值的情况,这说明这种膜冷却的布置方式让更多的膜冷却剂能都集中在头部区域,使得局部的燃气与膜冷却剂混之后的温度比此处对应的壁面温度还低。而对于在燃烧室中部布置了膜冷却的 Case 5 和 Case 6,膜冷却的引入使得火焰的充分发展区域壁面的高热流密度被降低,而且由于沿周向膜冷却孔数目远比喷注单元多,所以膜冷却还使得沿周向的热流密度变得更加均匀。而对于在喷管入口布置膜冷却的 Case 3, Case 4 和 Case 5,喉部的高热流区域的面积明显要比其他两个工况要小。而且, Case 5 的喉部热流密度最低,这是由于此工况中,在推力室中游的 F3 位置和喷管入口 F4 位置布置膜冷却,两排膜冷却距离喉部较近导致冷却剂叠加从而使此区域冷却效果提升。

图 12 为四种不同膜冷却排布方式对壁面冷却效率的比较。在 I 所示的回流区域, F2 位置布置膜冷却的 Case 4 和 Case 6 其冷却效率远高于 F1 布置膜冷却的 Case 3 和没有在此区域布置膜冷却的 Case 5。而在 II 区域所示的火焰发展区,四种工况的冷却效率都有不同程度的下降,这其中 Case 4 和 Case 6 冷却效率降低的幅度较大,这说明在 F2 位置的膜冷却虽然在出口附近冷却效果好,但其有效长度衰减较快。另外, Case 5 在接近充分发展区的区域出现了负冷却效率,这是由于此处推进剂燃烧较为充分,而本身 Case 5 的室压大于无膜工况 Case 0,由于此处没有膜冷却的注入,导致 Case 5 在此处释放的热量大于 Case 0,因此出现负冷却效率。在 III 所示的充分燃烧区, Case 5 和 Case 6 在此区域布置膜冷却,所以在膜入口下游壁面冷却效率突然增高,而其他工况由于膜不断吸收主流传递过来的热量,其冷却效率则不断降

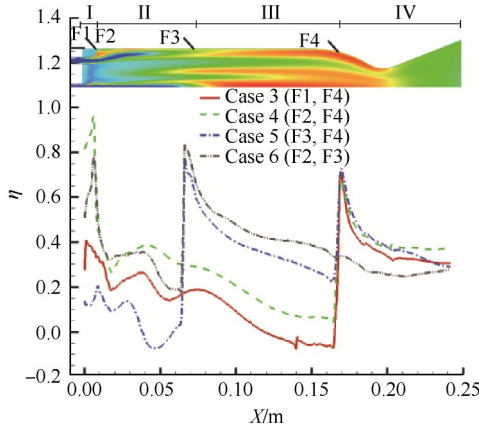


Fig. 12 Cooling effectiveness at different film arrangement

低。Case 3 在此区域出现了负冷却效率,这说明此处膜冷却工质 CH_4 与高温主流发生的化学反应放热已经完全抵消了液膜带来的冷却作用。在 IV 所示的喷管区域, Case 3, Case 4 和 Case 5 都在 F4 的位置引入膜冷却,其冷却效率同时增高到相近的水平。而 Case 6 由于没有在此区域布置膜冷却,所以冷却效率最低。图 13 给出了四种不同冷却环带排布工况壁面平均冷却效率比较,从图中可看出, Case 6 平均冷却效率最高,其次是 Case 4 和 Case 5,而 Case 3 平均冷却效率最低。

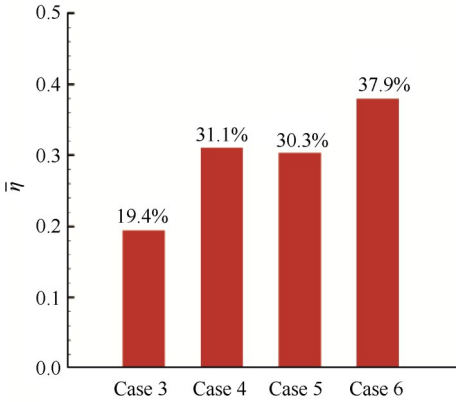
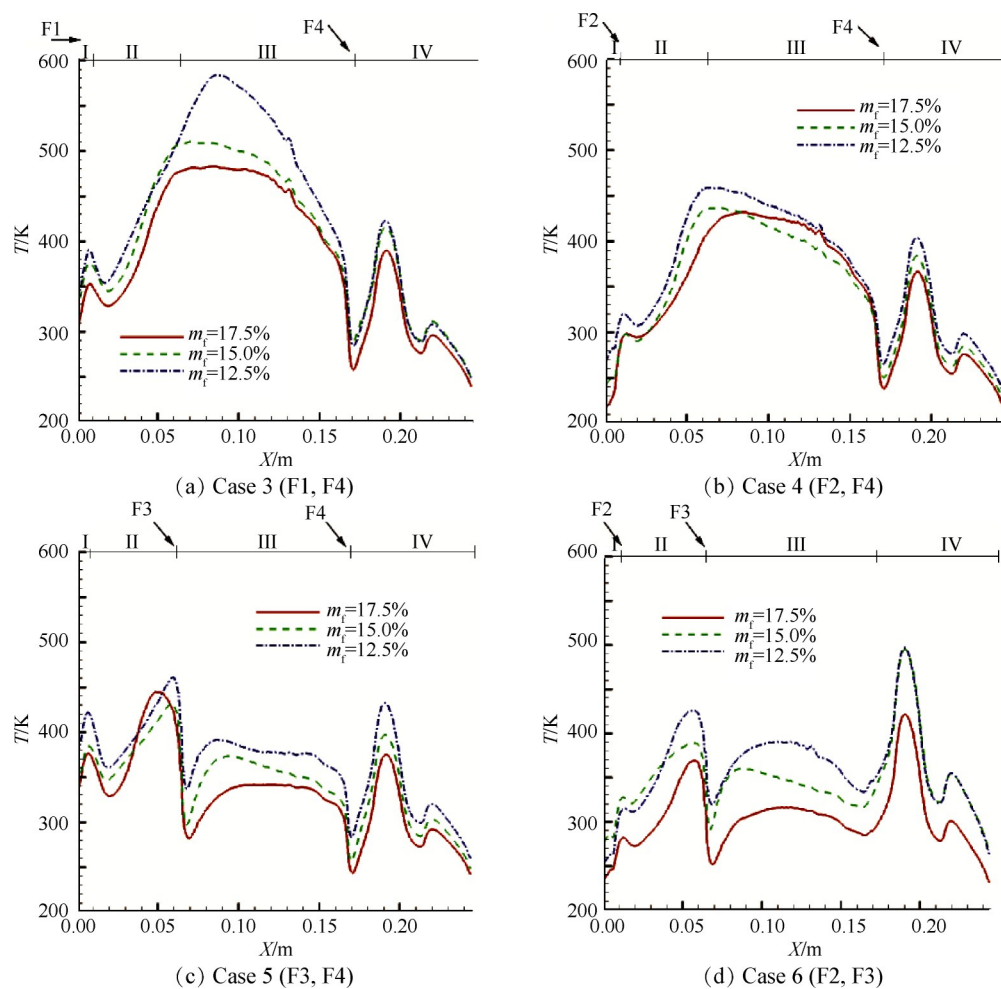
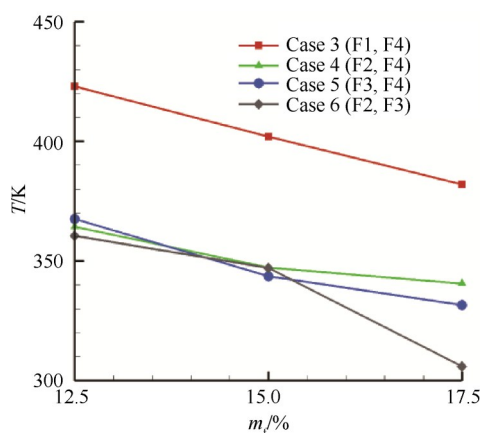
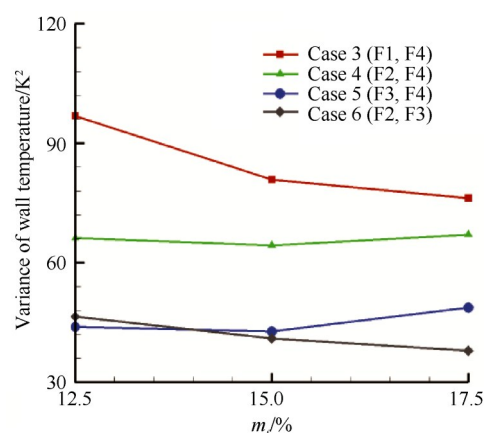


Fig. 13 Average effectiveness

3.2.3 膜流量影响

图 14 给出了四种冷却环带排布方式在不同膜流量占比下壁温比较。总的来说膜流量越大整个推力室壁面温度会越低。而 Case 3 这种冷却环带相距较远的排布结构受到流量的影响最大,尤其是壁温在充分燃烧区(III 区)壁温受流量的影响程度要远大于其他区域。这是由于当流量较小时,膜冷却有效长度有限, F1 这种排布方式的冷却膜由于“结状”火焰影响, CH_4 浓度沿轴向衰减较快。从图 14 (a) 和 (b) 可看出,在相同流量下,回流区、火焰发展区以及充分燃烧区, F2 这种排布方式下的壁面温度都要比 F1 低。从图 14 (c) 和图 14 (d) 中可看出,在布置了膜冷却环带的下游区域,壁温都随着膜冷却流量的增加而增高,而且在充分燃烧区域(III 区), Case 6 这种布局的壁温对流量的变化较为敏感,这说明 F2 和 F3 产生的叠加冷却效果明显,而对于喷管区域(IV 区),流量较大时, Case 6 和 Case 5 壁温差距并不是很大。

图 15 和图 16 分别为四种不同冷却环带排布在不同膜流量下平均壁温和壁温方差比较。从图 15 可看出, Case 3 布局在这几种膜冷却流量下平均冷却效果最差。在流量比较低时, Case 4, Case 5 和 Case 6 平

Fig. 14 Wall temperature distribution at different m_f Fig. 15 Average wall temperature at different m_f Fig. 16 Variance of wall temperature at different m_f

均冷却效率相差不大。但当流量增加到 17.5% 时,相比于其他布局,Case 6 布局壁温降低较多,这说明在流量比较大时,相邻更近的两排冷却环带能发挥更好的性能。从图 16 可看出,由于 Case 3 中冷却环带相隔较远,对膜冷却工质分配效果较差,这导致壁温分布均匀性差,对应壁面温度方差最高。相比 Case 4 和 Case 5,Case 6 布局在这几种流量下都使壁面温度

方差保持在较低水平。综合来说,无论是降低壁面平均温度还是降低壁面温度分布不均匀程度,Case 6 布局的效果相比于其他布局都是最佳的。图 17 给出了在 F2 位置一定时,在下游不同位置布置冷却环带时壁面平均冷却效率,从图中可以看出,冷却效率随着环带距离 F2 位置增加先升高后降低,当 $X=65\text{mm}$ 也就是环带处于 F3 位置时,冷却效率达到最大。这

是由于当冷却环带注入的冷却剂进入燃烧室时,主流对冷却剂产生卷吸作用,在壁面中心会形成涡对,涡对在主流影响下会逐渐将冷却剂剥离近壁区域,增加与主流高温燃气的掺混,所以在远离冷却环带入口的下游区域,冷却效率会急剧下降。一方面,在F2位置下游布置冷却环带,注入的冷却剂能降低推力室头部热流峰值,下游的冷却环带可以及时补充新的冷却剂,并抑制上游冷却剂与主流产生的涡对对冷却剂产生的卷吸作用,使更多壁面冷却剂贴附壁面。但另一方面,当下游环带距离F2过近时,会导致喉部高热流区域冷却剂量不足,喉部壁面温度升高,拉低整体冷却效率,所以要使整个推力室壁面冷却效率保持较高值,这种排布方式的冷却环带之间存在最优的相距间隔,在本文中最优环带的位置大约在F3位置,也就是位于燃烧室长度42%处。在此情况下,F3位置的冷却环带兼顾了前后壁面冷却,既可以及时抑制F2下游中心气流的卷吸同时可以保证喉部的冷却,整体上使更多壁面冷却剂贴附壁面,平均冷却效率最高。

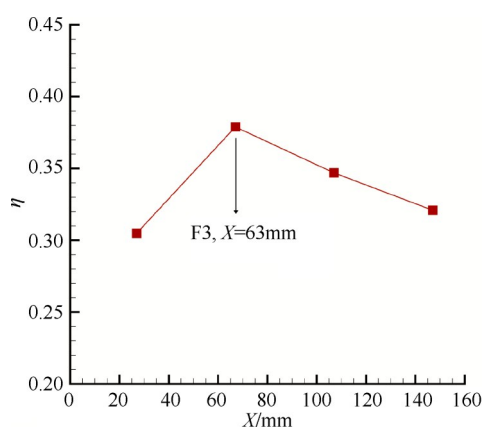


Fig. 17 Wall cooling efficiency at different film ring positions

4 结论

针对液氧/甲烷发动机推力室中的跨临界液膜冷却,本文对其流动换热机理及冷却环带排布对于冷却效果的影响进行了数值仿真研究,得到以下结论:

(1)从头部区域布置的膜冷却环带的冷却剂进入燃烧室后,冷却剂在压力差和主流燃气的剪切作用下在回流区逆时针流动,并在此区域形成冷却剂浓度较高的低温区域,对头部附近燃气侧壁面进行保护,而且在冷却流动过程中还会与高温“结状”火焰发生热对流,使扩散火焰外圈温度降低,从而能够

降低回流区下游扩散火焰对壁面的热量传递,实现对下游壁面的保护。而推力室下游区域布置的膜冷却环带中的冷却剂进入燃烧室后,会沿着推力室壁面向下游流动形成低温保护膜,隔离高温燃气对壁面的热量传递从而实现对壁面的冷却。

(2)在单排液膜-再生复合冷却中,头部布置的膜冷却存在一个最佳冷却剂流量,使得头部区域冷却效果最好。而对于推力室下游的膜冷却,冷却剂流量越大,喷管区域壁面冷却效率越高,此时再生冷却剂保留冷却能力也越多,也一定程度有利于推力室上游壁面温度的降低。

(3)在双排液膜-再生复合冷却中,不同的冷却环带排布方式对于燃气温度影响较大,液膜的引入会使燃气温度不同程度降低。在本文计算的四种液膜冷却环带布置方式当中,Case 6这种相隔较近的双排冷却环带布置方式的推力室壁面温度不均匀程度最低,平均冷却效率最高,而且在膜冷却流量越大时,冷却效率比其他工况增高更加明显。

致谢:感谢山西省应用基础研究计划面上青年项目、山西省高等学校科技创新项目、山西省关键核心技术和共性技术研发攻关专项的资助。

参考文献

- [1] Lee S, Kim D, Koo J, et al. Spray Characteristics of a Pintle Injector Based on Annular Orifice Area[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 167: 201-211.
- [2] 刘迪, 孙冰, 马星宇. 液氧/甲烷发动机推力室多循环热-结构分析[J]. *推进技术*, 2021, 42(7): 1615-1627. (LIU Di, SUN Bing, MA Xing-yu. Multi-Cycle Thermo-Structural Analysis of Thrust Chamber for Liquid Oxygen/Methane Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1615-1627.)
- [3] Pizzarelli M, Nasuti F, Onofri M. Trade-Off Analysis of High-Aspect-Ratio-Cooling-Channels for Rocket Engines[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2013, 44: 458-467.
- [4] 向纪鑫, 孙冰, 徐华. 基于响应面法的再生冷却通道尺寸传热优化[J]. *推进技术*, 2017, 38(11): 2580-2587. (XIANG Ji-xin, SUN Bing, XU Hua. Thermal Optimization for Regenerative-Cooled Channel Dimension Based on Response Surface Methodology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2580-2587.)
- [5] Arnold R, Suslov D, Haidn O. Influence Parameters on Film Cooling Effectiveness in a High Pressure Subscale Combustion Chamber[R]. *AIAA* 2009-435.
- [6] Shine S R, Nidhi S S. Review on Film Cooling of Liquid

- Rocket Engines [J]. *Propulsion and Power Research*, 2018, 7(1): 1-18.
- [7] 王慧洁, 许坤梅. 液体火箭发动机燃烧室壁液膜冷却的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(11): 2660-2668.
- [8] 唐亮, 李平, 周立新, 等. 倾斜射流撞壁形成的液膜外形的理论建模[J]. *推进技术*, 2021, 42(2): 327-334. (TANG Liang, LI Ping, ZHOU Li-xin, et al. Theoretical Modeling of Liquid Sheet Shape Formed by Oblique Jet Impinging onto Wall [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 327-334.)
- [9] Shine S R, Sunil K S, Suresh B N. A New Generalised Model for Liquid Film Cooling in Rocket Combustion Chambers [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2012, 55(19-20): 5065-5075.
- [10] 韩兆鹏, 张强, 张建伟, 等. 基于 Lagrange 液膜方法的小推力液体火箭发动机耦合传热策略研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(9): 2035-2042. (HAN Zhao-peng, ZHANG Qiang, ZHANG Jian-wei, et al. Coupling Heat Transfer Strategy for Small Thrust Liquid Rocket Engine Based on Lagrange Film Method [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(9): 2035-2042.)
- [11] Bills J D, Crowe D S, Rutledge J L, et al. Modeling Fuel Film Cooling on a Flat Plate [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2018, 32(3): 736-746.
- [12] Zhang H W, Tao W Q, He Y L, et al. Numerical Study of Liquid Film Cooling in a Rocket Combustion Chamber [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2006, 49(1-2): 349-358.
- [13] Zhang H W, He Y L, Tao W Q. Numerical Study on Liquid-Film Cooling at High Pressure [J]. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 2010, 58(3): 163-186.
- [14] Oschwald M, Smith J J, Branam R, et al. Injection of Fluids into Supercritical Environments [J]. *Combustion Science and Technology*, 2006, 178(1): 49-100.
- [15] Park T S. LES and RANS Simulations of Cryogenic Liquid Nitrogen Jets [J]. *Journal of Supercritical Fluids*, 2012, 72: 232-247.
- [16] Sun B, Yang W. Numerical Investigation of Transcritical Liquid Film Cooling in a Methane/Oxygen Rocket Engine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(4): 903-916.
- [17] 孙冰, 张建伟. 液体火箭发动机热防护技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
- [18] Song J, Sun B. Coupled Heat Transfer Analysis of Thrust Chambers with Recessed Shear Coaxial Injectors [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 132: 150-160.
- [19] Song J, Sun B. Coupled Numerical Simulation of Combustion and Regenerative Cooling in LOX/Methane Rocket Engines [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 106: 762-773.
- [20] Locke J, Pal S, Woodward R. Chamber Wall Heat Flux Measurements for a LOX/CH₄ Propellant Uni-Element Rocket [R]. *AIAA* 2007-5547.

(编辑:梅 瑛)