

液体火箭发动机推力室复合冷却流动与传热研究^{*}

杨成骁, 王长辉

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘要: 为了预测液体火箭发动机推力室的复合冷却性能, 建立了推力室再生冷却通道和超临界氢的三维仿真模型以及推力室内燃气和超临界氢膜的轴对称二维仿真模型。通过边界耦合发展了液体火箭发动机推力室复合冷却流动与传热的数值仿真方法。对航天飞机主发动机推力室内部燃气、超临界冷却膜、室壁和再生冷却剂进行了流动与传热耦合计算仿真研究。研究表明, 仿真方法可较好地预测推力室燃气及再生冷却剂的流动和传热, 计算得到的航天飞机主发动机的燃气侧壁面最高热流密度为 $129\text{MW}/\text{m}^2$, 最高壁温为 885K , 冷却剂温升为 192K , 压降为 8.8MPa , 结果与已有数据吻合较好。模型和仿真方法可用于液体火箭发动机推力室冷却系统传热计算和冷却结构的优化设计。

关键词: 液体火箭发动机; 复合冷却; 再生冷却; 膜冷却; 超临界; 数值模拟

中图分类号: V 434.14

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 07-1520-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190375

Flow and Heat Transfer Investigation on Compound Cooling of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber

YANG Cheng-xiao, WANG Chang-hui

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

Abstract: To predict the compound cooling performance of the liquid rocket engine thrust chamber, the three-dimensional simulation model of regenerative cooling channel and supercritical hydrogen and the axisymmetric two-dimensional simulation model of gas and supercritical hydrogen film in thrust chamber were established. A numerical simulation method of compound cooling flow and heat transfer in liquid rocket engine thrust chamber was developed by means of boundary coupling. The flow and heat transfer of gas, supercritical film, chamber wall and regenerated coolant of space shuttle main engine thrust chamber were coupling calculated by numerical simulation. Results show that the simulation method adopted can predict the flow and heat transfer of gas and coolant well, and the maximum heat flux on the gas side wall is $129\text{MW}/\text{m}^2$, the maximum wall temperature is 885K , the coolant temperature rise is 192K , and the pressure drop is 8.8MPa . The results are in good agreement with the existing data. The model and simulation method can be used to calculate the flow and heat transfer and optimize the cooling structure of the liquid rocket engine thrust chamber cooling system.

Key words: Liquid rocket engine; Compound cooling; Regenerative cooling; Film cooling; Supercritical; Numerical simulation

^{*} 收稿日期: 2019-06-03; 修订日期: 2019-08-09。

通讯作者: 杨成骁, 硕士生, 研究领域为液体火箭发动机热防护设计及分析。E-mail: dyoung@buaa.edu.cn

引用格式: 杨成骁, 王长辉. 液体火箭发动机推力室复合冷却流动与传热研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1520-1528. (YANG Cheng-xiao, WANG Chang-hui. Flow and Heat Transfer Investigation on Compound Cooling of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1520-1528.)

1 引言

火箭发动机的推力室内部具有很高的温度和放热强度,在高强度的热流密度下,火箭发动机的结构热防护就变得尤为重要,是发动机设计的关键技术之一。现代大推力液体火箭发动机一般采用内冷却和外冷却相结合的防护措施,即广泛采用外部再生冷却为主,内部膜冷却为辅的复合冷却技术,以保证推力室室壁材料工作在安全限度以内^[1-2]。

文献[3]建立了轴对称推力室的一维冷却模型,并使用换热经验公式,得到了推力室壁面沿轴线方向上的温度分布。为了克服由于燃气侧一维模型过于简化而产生的误差,文献[4]采用燃气流场的轴对称模型、冷却通道壁的三维模型和冷却剂的一维模型耦合求解的方法,对航天飞机主发动机的再生冷却系统进行分析计算。上述两种方法均使用一维模型描述冷却剂流动和传热,假定换热过程中冷却通道截面内的冷却剂温度均匀。然而,在实际工作中,尤其是大深宽比的再生冷却通道中,冷却剂会发生明显的径向热分层,用一维模型计算,无法充分描述冷却剂温度不均对推力室内壁冷却性能的影响。文献[5-6]考虑冷却剂侧全部参数的轴向变化,和部分参数的径向变化,建立了准二维数值模型,较好地描述了热分层现象,较为准确地计算了再生冷却通道内的流动和传热,但计算没有考虑推力室燃气侧膜冷却的作用,因此壁温的计算结果与实际推力室壁温差别很大。文献[7]在使用三维模型求解冷却剂侧流动及传热的同时,建立了推力室二维气体化学反应模型,实现了推力室燃气掺混及反应过程的模拟计算。文献[8-10]确定了能准确计算超临界氢物性的方程和方法,从而做到准确分析预测液体火箭发动机推力室身部再生冷却的换热状况,内壁失效机理和位置,并基于响应面法对再生冷却通道参数进行优化,最大程度上降低了液体火箭发动机推力室壁温和冷却剂压力损失。

本文建立了推力室再生冷却通道和超临界氢的三维仿真模型以及推力室内燃气和超临界氢膜的轴对称二维仿真模型,通过边界耦合发展了液体火箭发动机推力室复合冷却流动与传热的数值仿真方法。以Fluent为求解器,结合用户自定义函数,对推力室内部燃气、超临界膜、再生冷却通道壁和冷却剂进行了数值仿真研究。对航天飞机主发动机推力室壁面热流密度、壁温及冷却剂的温升、压降进行了较为准确地预测和分析。

2 方法

2.1 研究方法

冷却剂侧的流动和传热十分复杂,采用较为简化的一维或二维模型进行仿真计算会产生较大误差,因此采用三维数值仿真模型。而对推力室整体进行三维仿真模拟,对计算机的性能要求很高,计算耗时较长。事实上,燃气侧流场为轴对称流场,使用二维轴对称模型也完全可以达到精度要求。因此,本文参考了文献[5,7-9]的计算方法,对燃气侧流场和冷却剂侧流场分别建模,分区计算,通过用户自定义函数进行边界耦合。

液体火箭发动机推力室复合冷却仿真计算的技术路线如图1所示。具体求解过程如下:

- (1)初步给定燃气侧壁温的预估值 $T_{wg}^{(0)}$ 。
- (2)对燃气侧流场进行二维数值仿真计算,得到燃气向壁面的热流密度 $q^{(0)}$ 。
- (3)以此热流密度为边界条件,对冷却剂侧流动与传热进行三维数值仿真计算,得到新的燃气侧壁温 $T_{wg}^{(n)}$ 。
- (4)用更新后的燃气侧壁温 $T_{wg}^{(n)}$ 代入到燃气侧流场,计算得到新的热流密度 $q^{(n)}$ 。
- (5)重复进行以上(3)和(4)的过程,迭代计算直至壁温 $T_{wg}^{(n)}$ 满足收敛要求,数值变化 $<0.5\%$,从而得到最终的流动和传热参数。

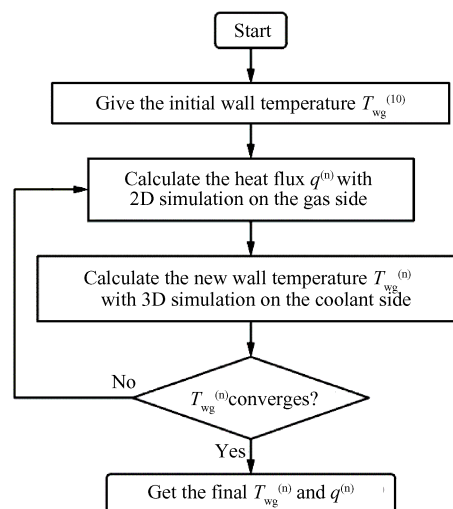


Fig. 1 Technique flowchart of compound cooling simulation calculation

2.2 数值方法

(1) 控制方程

本文分别对再生冷却通道内冷却剂和推力室内

燃气两种流体的流动和传热进行分析计算,认为流体均为定常可压,则流体的控制方程

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

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}) \quad (2)$$

$$\nabla \cdot (\mathbf{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j J_j + (\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v}) \right) + S_b \quad (3)$$

式中 ρ 为流体密度, $\mathbf{v}$ 为流体速度, p 为静压, $\boldsymbol{\tau}$ 为应力张量, E 为能量, k_{eff} 为有效导热率 ($k + k_t$, 其中 k_t 为湍流导热系数, 由所使用的湍流模型定义), T 为温度, h_j 为组分 j 的显焓, 推力室内的燃气由多组分构成, J_j 为组分 j 的扩散通量, $\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}}$ 为有效应力张量, S_b 为能量方程的广义源项。

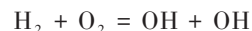
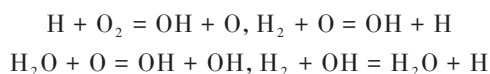
(2) 湍流模型

本文采用 SST $k-\omega$ 模型, 该模型集合了标准 $k-\omega$ 模型和标准 $k-\varepsilon$ 模型二者在远场计算和近壁区计算的优点, 为了扩大模型在不同流动区域仿真结果的可靠性, 进行了如下改进: 为了使模型之间能够平稳转变, 添加了混合函数; 为了避免湍流粘度在带逆压梯度的流动时对结果造成影响, 对其进行限制, 湍流动能的产生也受到限制; 修正了模型常量。

(3) 燃气组分掺混及反应

本文以航天飞机主发动机(SSME)为研究对象, 该发动机为液氢/液氧发动机, 推力室内燃气由氢氧燃烧后形成的多种组分组成, 且各组分之间会进行掺混及反应, 分别使用组分输运方程和涡耗散概念模型(EDC)对组分掺混及反应进行求解。

本文对推力室内燃气采用6组分9反应模型, 其基元反应分别为:



反应式中, M 为第三体。

(4) 辐射模型

推力室内燃气温度超过 3000K, 需计算其辐射热流。本文采用离散坐标(DO)辐射传热模型计算燃气辐射热流, 该模型适用范围广, 精度较高, 计算成本适中。

(5) 物性计算模型

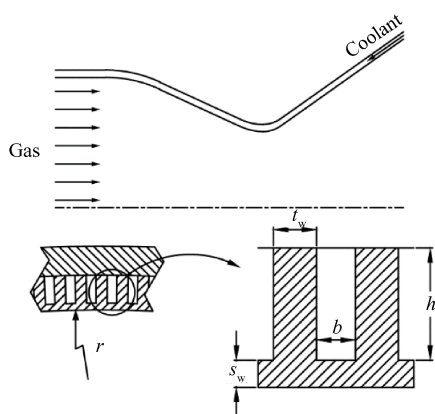
本文以航天飞机主发动机(SSME)为研究对象, 故选用氢作为冷却剂, 氢在冷却通道中为超临界状态, 其物性参数的描述和计算, 采用 FEQ Helmholtz energy 状态方程^[11]。

2.3 计算模型

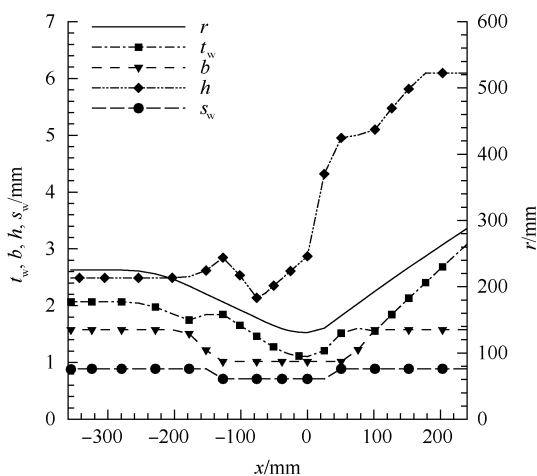
2.3.1 计算模型及网格划分

本文以航天飞机主发动机主推力室(SSME-MCC)的再生冷却系统为对象进行三维数值仿真研究。SSME是一种大型氢氧发动机, 使用燃料液氢作为冷却剂, 冷却剂从扩张比为5的位置进入再生冷却通道, 向上流动, 经喉部流至头部。推力室喉部直径 $\phi=261\text{mm}$, 沿推力室周向均匀分布了390条轴向走向的再生冷却通道。再生冷却通道的几何特性从文献[12]中得到, 图2为再生冷却通道结构和主要参数示意图。考虑到轴对称特性, 取一条再生冷却通道及两侧肋厚的一半作为仿真计算区域, 对计算区域进行三维建模及网格划分, 计算区域离散为 $80 \times 59 \times 410$ 个网格, 网格生成结果如图3所示。

推力室内流场仿真采用带化学反应的二维轴对称模型, 如图4所示, 推力室内计算区域离散为 54×328 个网格。



(a) Geometric diagram



(b) Distribution of geometric parameter

Fig. 2 Geometrical features of regenerative cooling channel of SSME-MCC

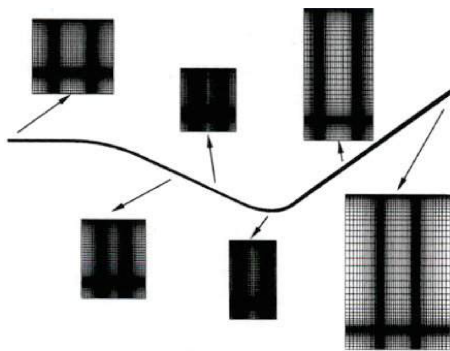


Fig.3 Cooling channel grid along the axial

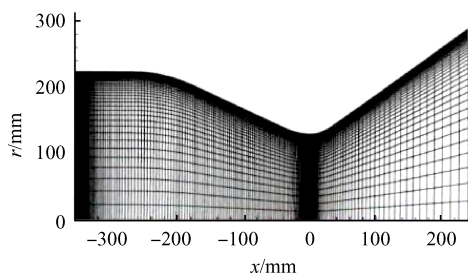


Fig. 4 Flow field grid in thrust chamber

2.3.2 计算工况和边界条件

根据现有数据与文献[4,6],对 SSME-MCC 的仿真计算采用全功率水平(FPL, 109% 额定推力)工况,其中推力室压力 22.587MPa,混合比 6.0。

本文进行 SSME-MCC 两大类工况流动与传热的仿真计算分析:(1)对再生冷却通道及冷却剂的再生冷却仿真计算;(2)对包括推力室内燃气流和氢冷却膜以及再生冷却通道和冷却剂在内的全部区域的复合冷却仿真计算。

(1)再生冷却:冷却通道入口采用质量流量入口,单个冷却通道质量流量 36.68g/s,入口温度 53.89K,入口压力 44.547MPa。出口采用压力出口,出口温度 255.56K,出口压力 35.418MPa。气壁面采用第三类边界条件,即给定对流换热系数和近壁面气体绝热温度,其分布取自文献[6]。推力室内壁采用 NARloy-Z 合金,其密度、比热和导热系数随温度变化的曲线取自文献[13],其壁面粗糙高度为 0.2 μ m,粗糙系数为 0.5。

(2)复合冷却:冷却通道部分边界条件基本不变,仅将气壁面第三类边界条件改为第二类边界条件,即热流密度。

推力室内燃气的入口采用压力入口,入口温度 3699.3K,入口压力 22.587MPa。推力室内氢膜由头部处的一圈窄缝引入,采用切向喷射,窄缝入口紧贴推力室内壁,设计吹风比为 0.4,窄缝宽为 1.2mm,氢膜入口采用质量流量入口,质量流量取自文献[4],为 2.2kg/s,入口温度为 250K。推力室出口采用压力出口,出口温度 2494.22K,出口压力 0.789MPa。表 1 为入口燃气及膜的组分质量分数。

3 结果与讨论

目前,文献[4,6]对于 SSME 的研究比较深入,参考意义较大,本文将与二者进行对比分析。文献[4]分别建立了燃气流场、冷却通道壁和冷却剂的二维轴对称模型、三维模型和一维模型,耦合求解方法与本文类似,首先假定一个初始壁温,对燃气流场进行计算,将所得的热流密度作为冷却通道侧的边界条件计算出新的壁温,通过 5~10 次迭代计算,得到最终的解。值得注意的是,文献[4]忽略了燃气的辐射。而文献[6]并没有对燃气侧流场进行计算,而是给定燃气侧对流换热系数和近壁面气体绝热温度描述燃气侧特性,从而得出结果。对流换热系数和近壁面气体绝热温度,是通过 SSME-MCC 缩尺件的实验数据^[14]计算得到的。根据本文设定的计算工况,再生冷却计算主要与文献[6]的结果作对比,复合冷却计算部分采用三维模型计算冷却剂的流动和传热,并在燃气侧考虑到辐射和膜冷却的影响,主要与文献[4]的结果作对比。

本文和文献[6]均采用三维模型对冷却剂进行计算,为得到冷却剂的温升及压降分布曲线,需计算截面内冷却剂的流量加权平均温度和压力,加权平均参数 φ 的计算公式与文献[6]相同。

$$\varphi = \frac{\int \varphi \rho |v \cdot dA|}{\int \rho |v \cdot dA|} \quad (4)$$

式中 φ 为所求的流量加权平均参数, A 为冷却通道横截面积。

3.1 网格无关性分析

采用复合冷却的计算方法,对 SSME 冷却剂侧计算区域以及燃气侧计算区域进行了网格无关性的验证,分别采用最小网格边长为 0.005, 0.01, 0.03mm 的

Table 1 Mass fraction of each species

Mass fraction	H ₂	O ₂	OH	O	H	H ₂ O
Thrust chamber inlet	0.03750	0.00795	0.06040	0.00395	0.00244	0.88776
Film inlet	1	0	0	0	0	0

三种密度的网格进行了计算,所得的燃气侧壁面温度以及热流密度如图5所示,图中横坐标原点处为SSME的喉部, $-355.6\text{mm} \sim 0$ 这一段为SSME的圆筒段和收敛段, $0 \sim 240\text{mm}$ 这一段为扩张段, 240mm 处为再生冷却通道的入口,此处喷管扩张比为5。

从图5中可以看到,当网格达到一定密度后,计算结果变化很小,最小网格边长为 0.01mm 和 0.005mm 的网格计算结果相差 $<1\%$,综合考虑计算精度与成本,选用 0.01mm 的网格对分别对冷却剂侧和燃气侧的计算区域进行计算分析。

3.2 再生冷却

沿轴向选取7个垂直于冷却通道的截面,截面位置分别为: $x_1 = -355.6\text{mm}$, $x_2 = -180\text{mm}$, $x_3 = -100\text{mm}$, $x_4 = 0\text{mm}$, $x_5 = 30\text{mm}$, $x_6 = 140\text{mm}$, $x_7 = 240\text{mm}$,各截面温度分布如图6所示。

从截面温度分布可以看到,再生冷却通道入口到喉部这一段,冷却剂温度较低,并呈现较为明显的径向热分层现象。在喉部附近,冷却剂温度从壁面到内部逐渐降低,并非呈现径向分层现象,这是因为此处的热流密度急剧升高,高导热系数的NARloy-Z合金肋与冷却剂之间的温差增大,冷却剂与肋部之间的换热量增大,导致冷却剂径向的热分层现象不明显。随着热流密度的减小,在推力室圆筒段,冷却剂温度又呈现明显的径向分层现象。

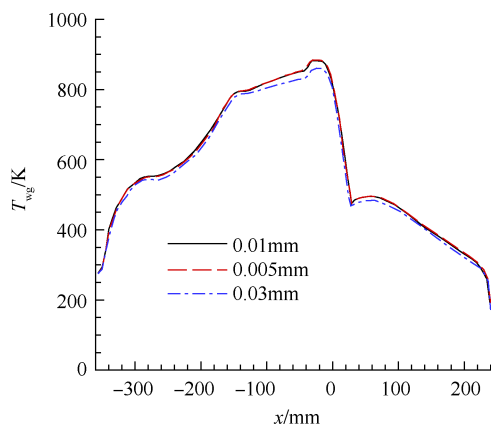
再生冷却部分计算结果与文献[4,6]结果的对比分析如图7所示。

图7(a)为热流密度。从图中可以看到,热流密度曲线在临界喉部处迅速抬升,在经过喉部以后,随着扩张比的增大,热流密度又迅速减小。再生冷却仿真所得热流密度在临近喉部处达到最大值 162.7MW/m^2 ,这与文献[4]的 160.8MW/m^2 以及文献

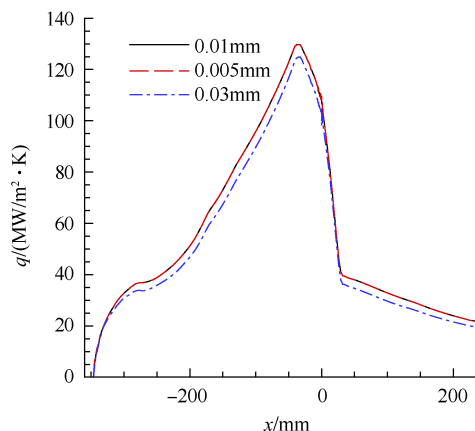
[6]的 159.7MW/m^2 极为接近。曲线整体与同样使用三维模型计算的文献[6]相当吻合,而与文献[4]在推力室圆筒段 ($x < 230\text{mm}$) 出现差别,文献[4]圆筒段的热流密度小于本文再生冷却仿真结果和文献[6],这是因为相比本次再生冷却仿真和文献[6],文献[4]考虑到了膜冷却的影响,膜冷却对头部附近的冷却效果更为明显,导致圆筒段的热流密度较小。

沿轴向截取冷却通道的40个截面,应用式(4)计算各个截面温度和压力的质量流量加权平均值,得到图7(b)冷却剂温升曲线和图7(c)冷却剂压降曲线。从图7(b)可以看到,冷却剂温度从再生冷却通道入口到出口温度持续升高,并且在喉部附近随着热流密度的迅速增大而加快升高速率,曲线出现一个转折点。再生冷却仿真所得的冷却剂温升在入口到喉部这一段比文献[6]高了约 25K ,并将此差值一直保持到出口。这一差异可能与描述冷却剂物性的状态方程有关,文献[6]对温度低于 400K 的氢采用文献[15]的MBWR状态方程,对温度高于 400K 的氢则采用Sutherland模型描述,而本次仿真则采用许用范围较广的FEQ模型进行描述,两种状态方程模型在低温区的差别,可能是导致温升差值的产生的主要原因。

图7(c)为冷却剂的压降曲线,冷却剂的压降在冷却通道入口到喉部附近变化很小,而在喉部附近,随着热流密度的迅速增大以及冷却通道横截面积的迅速减小,冷却剂的压降迅速减小,形成第一个转折点,在 $x < -100$ 到出口这一段,随着热流密度的减小以及冷却通道的横截面积增大,冷却剂压降的减小趋势也随之减缓,形成第二个转折点。相较文献[6],本文再生冷却仿真的冷却剂压降的第一个转折点向着入口方向提前了约 30mm 的距离,这一差别可



(a) Hot-gas side wall temperature for different grid



(b) Hot-gas side heat flux for different grid

Fig. 5 Grid independence test

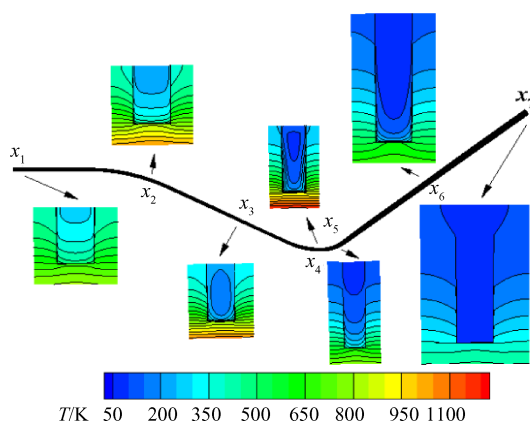


Fig. 6 Temperature field along the axis

以归结为冷却通道三维建模之间存在一定的差异,从图2中可以看出,冷却通道的高度在喉部前30mm处迅速减小,从而导致横截面积迅速减小,出现了冷却通道突缩现象,因此,此处冷却剂压降曲线应该存在一个转折点。本次仿真的冷却剂压降为8.9MPa,而文献[6]则为6.5MPa,这2.4MPa的差值可以从摩擦力的方面考虑,文献[6]中给出了考虑摩擦后的冷却剂压降曲线,与本文吻合效果较好,其最终压降为

8.8MPa,与本文基本一致。

为深入探究摩擦对冷却剂压降的影响,分别对粗糙高度为0,0.05,0.1,0.15,0.2,0.25 μm 的冷却通道进行计算,得到对应的冷却剂压降曲线如图8所示。从图中可以看出,随着粗糙高度从0增大到0.25 μm ,冷却剂压降也随之从6.7MPa增大到9.5MPa。值得注意的是,粗糙高度为0,即光滑情况下的冷却剂压降也与文献[6]较为吻合。

图7(d)为燃气侧的壁面温度。从图中可以看到,燃气侧壁面温度在喉部附近($x = 0\text{mm}$)达到最高,而在 $x = 0\text{mm}$ 到 $x = 30\text{mm}$ 这一段,随着热流密度的迅速减小,壁面温度也迅速减小。再生冷却仿真所得最高温度为1213.6K,与文献[6]的1196K比较接近,燃气侧壁温曲线整体吻合程度较好。但1200K左右的高温,大大超出了NARloy-Z合金的许用范围。因此,仅靠再生冷却无法对推力室内壁进行有效的热防护,需要引入膜冷却形成复合冷却热防护。

3.3 复合冷却

复合冷却计算引入带有膜冷却的燃气侧计算区域,与壁面和冷却剂侧计算区域进行耦合计算,迭代

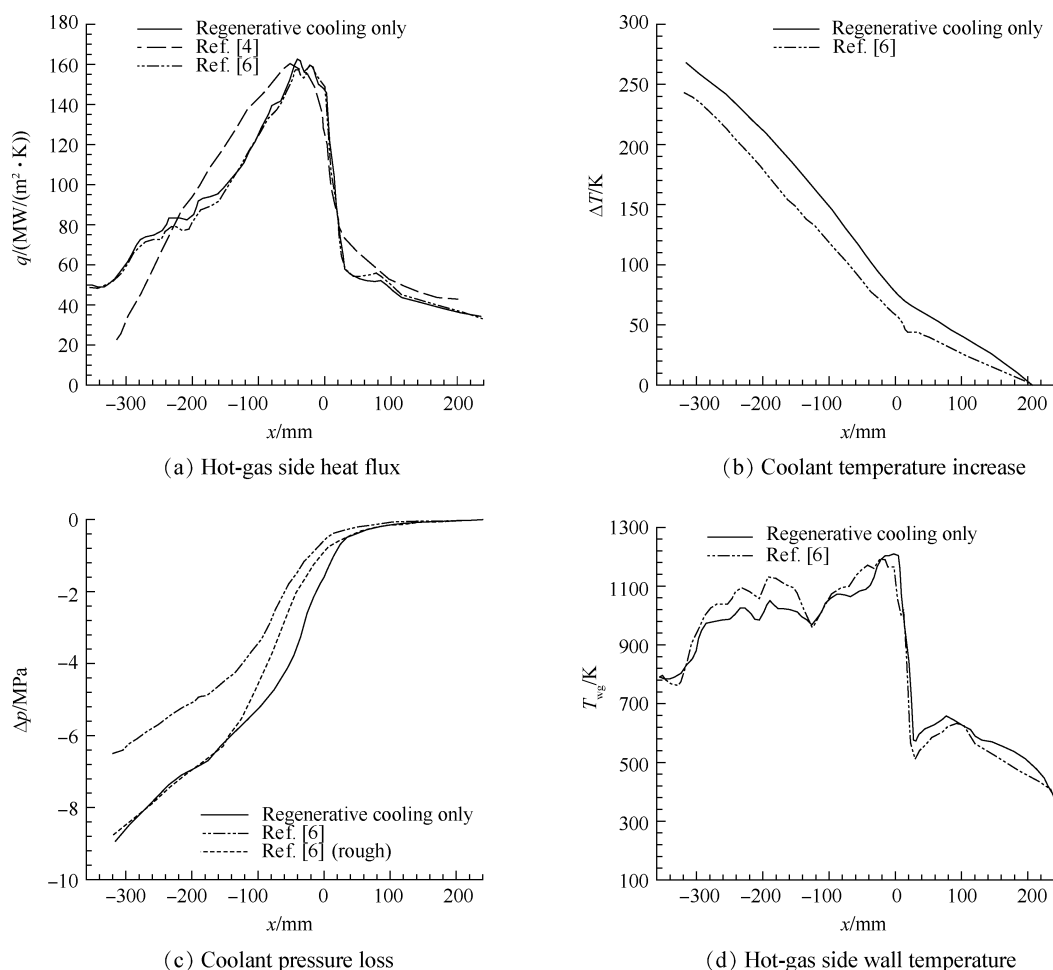


Fig. 7 Numerical simulation results of SSME-MCC regenerative cooling along the axial

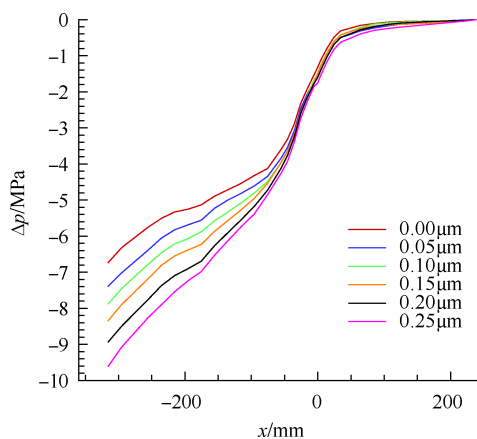


Fig. 8 Coolant pressure loss for different roughness

11次后达到收敛条件,所得推力室内燃气温度分布如图9所示。

从图9中可以看到,超临界氢膜沿推力室壁流动,并不断与主流燃气掺混反应,形成一层贴壁隔热薄层,较为明显地隔绝了高温燃气和内壁的直接接触。靠近头部的位置,部分再生冷却通道中吸热后的氢以冷却膜的形式引入,膜的温度较低,随着膜内

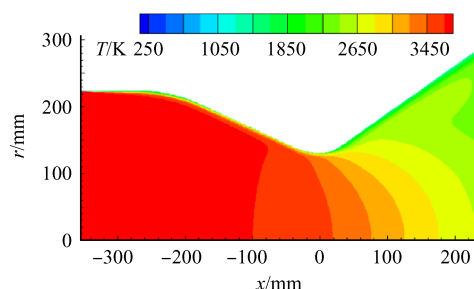
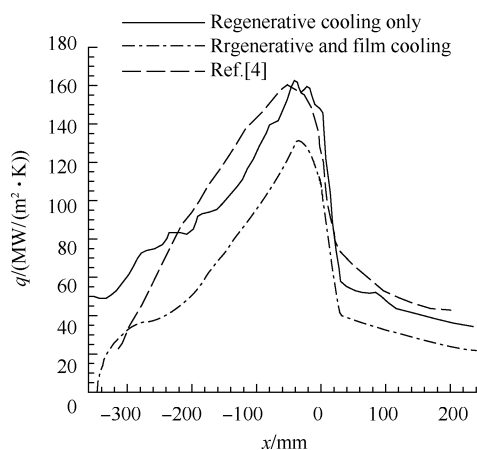


Fig. 9 Temperature field of the fuel gas in thrust chamber

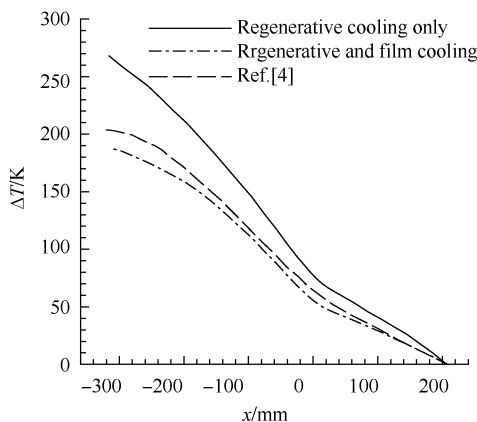
氢与主流燃气的掺混和反应,近壁面燃气温度逐渐升高,近壁面燃气的最高绝热温度约为2500K,远小于仅再生冷却工况计算时所用的3700K,这说明超临界氢膜的冷却效果显著,对液体火箭发动机,采用膜冷却为辅助冷却手段是非常必要的。

复合冷却部分计算结果与仅再生冷却工况以及文献[4]结果的对比分析如图10所示。

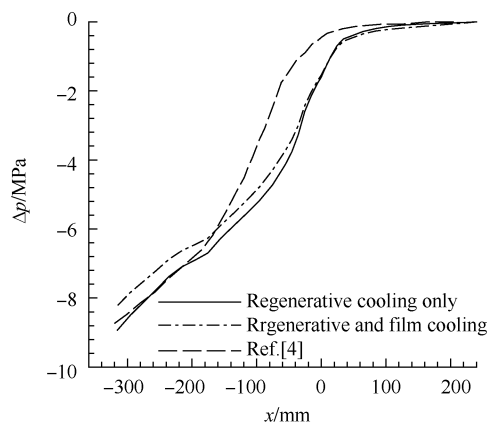
图10(a)为热流密度曲线图。引入膜冷却后,复合冷却仿真所得热流密度曲线整体趋势与另外两种计算模型一致,但幅度有所降低,考虑膜冷却时,计



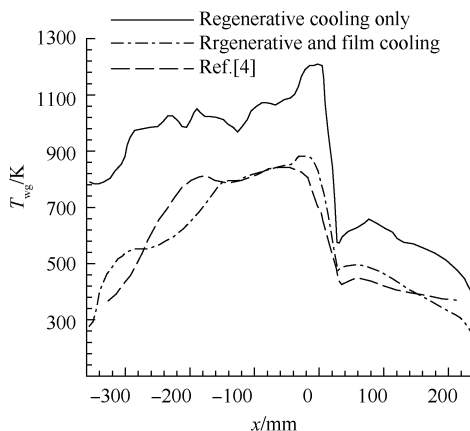
(a) Hot-gas side heat flux



(b) Coolant temperature increase



(c) Coolant pressure loss



(d) Hot-gas side wall temperature

Fig. 10 Numerical simulation results of SSME-MCC composite cooling along the axial

算后的最高热流密度为 129MW/m^2 , 比无膜冷却时降低了约 18%, 这主要是因为图 9 所示的近壁面气体的最高绝热温度降低了 1200K 。靠近头部处, 热流密度迅速下降, 这与文献[4]一致, 而与仅再生冷却工况有着明显的差别, 这一差别是因为冷却设计中, 将 15% 的冷却剂作为超临界膜, 从头部喷出, 而刚喷出的膜还没有与主流燃气进行掺混和反应, 其温度与冷却通道出口的质量流量加权平均温度一致, 因此靠近头部的推力室内壁两侧温度接近, 甚至由于冷却通道内冷却液的温度分层现象, 贴近壁面的冷却液温度会略高于膜温度, 从而是头部附近喷注口的区域热流密度的迅速下降。

冷却剂的温升和压降曲线图分别如图 10(b) 和图 10(c) 所示。从图中可以看出, 冷却剂的温升和压降相比仅再生冷却工况均有着明显地减小, 加入膜冷却后, 再生冷却通道中冷却剂氢最终的温升只有 192K , 压降只有 8.8MPa 。由于热流密度的降低, 使冷却液吸热量减小, 从而导致了温升的减小, 压降也就随之减小。靠近头部, 膜的冷却效果更好, 这也使图 10(b) 温升曲线的趋势与文献[4]一致, 在靠近头部位置的增长趋势明显减缓。但数值上, 本文计算的头部附近的冷却剂温升比文献[4]的结果降低了 16K 左右, 这一差值的出现可能是由于冷却剂模型的差别引起的, 对于冷却剂流动和传热的描述, 本仿真采用的是三维模型, 而文献[4]采用的则是一维模型。

从图 10(d) 中可以看到, 引入膜冷却后, 最高燃气侧壁温降为 885K , 比仅再生冷却工况 (1213.6K) 下降了 27%, 曲线整体与文献[4]吻合效果较好。对液体火箭发动机来说, 再生冷却和膜冷却都是十分必要的, 冷却效果显著。采用再生冷却和膜冷却相结合的复合冷却方式, 是液体火箭发动机热防护的有效手段。

4 结 论

本文通过航天飞机主发动机的再生冷却和复合冷却数值仿真研究, 得出如下结论:

(1) 考虑了三维模型、化学反应和辐射等影响流动传热分析的各种影响因素, 相比以往的计算模型, 在模拟计算热流密度、壁面温度以及冷却剂的温升和压降等参数更准确。

(2) 计算得到的航天飞机主发动机的燃气侧壁面最高热流密度为 129MW/m^2 , 最高壁温为 885K , 冷却剂温升为 192K , 压降为 8.8MPa 。结果与文献结果

进行了对比分析, 验证了模型和仿真方法可用于各种液体火箭发动机的热防护分析和冷却结构的设计。

(3) 摩擦对冷却剂压降的影响较大, 增加壁面的粗糙度会一定程度上增加流阻损失, 在热防护设计中需要重点关注。

(4) 膜冷却的冷却效果显著, 引入膜冷却计算后, 最高热流密度下降了 18%, 最高燃气侧壁温下降了 27%。类似 SSME 等大推力液体火箭发动机, 仅靠再生冷却无法对高热流密度的喉部进行有效的冷却, 需要引入膜冷却等多种冷却方式进行复合冷却。

参考文献

- [1] 休泽尔 D K 著, 朱宁昌, 葛李虎, 张民庆, 等译. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003.
- [2] 刘国球, 任汉芬, 朱宁昌, 等. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [3] 李军伟, 刘 宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.
- [4] 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.
- [5] Pizzarelli M, Carapellese S, Nasuti F. A Quasi-2-D Model for the Prediction of the Wall Temperature of Rocket Engine Cooling Channels[J]. *Numerical Heat Transfer*, 2011, 60(1): 1-24.
- [6] Pizzarelli M, Nasuti F, Onofri M. Coupled Wall Heat Conduction and Coolant Flow Analysis for Liquid Rocket Engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(1): 34-41.
- [7] 张楚薇. 液氧甲烷发动机燃烧及耦合传热计算研究[D]. 北京: 中国航天科技集团公司第一研究院, 2017.
- [8] 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 Yu-dong, SUN Bing. Numerical Simulation of Regenerative Cooling Flow and Heat Transfer with Non-equilibrium Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(1): 119-124.)
- [9] 康玉东, 孙 冰. 液体火箭发动机推力室内壁三维热强度分析[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 809-813. (KANG Yu-dong, SUN Bing. Three Dimensional Thermomechanical Analysis of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber Inner Wall[J]. *Journal of Propulsion Technology*

- gy, 2012, 33(5): 809–813.)
- [10] 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.)
- [11] Leachman J W, Jacobsen R T, Penoncello S G, et al. Fundamental Equations of State for Parahydrogen, Normal Hydrogen, and Orthohydrogen[J]. *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, 2009, 38(3): 721–748.
- [12] Cook R T, Fryk E E, Newell J F. Space Shuttle Main Engine Main Combustion Chamber Life Prediction [R]. NASA-CR-168215, 1983.
- [13] Esposito J J, Zabora R F. "Thrust Chamber Life Prediction" Volume I –Mechanical and Physical Properties of High Performance Rocket Nozzle Materials[R]. NASA-CR-134806, 1975.
- [14] Dexter C E, Fisher M F, Hulka J R, et al. Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling Analysis, and Design[M]. Reston: American Institute of Aeronautic and Astronautic, 2004.
- [15] 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.

(编辑:张 贺)