

文章编号: 1000-8055(2006)05-0930-07

再生冷却推力室耦合传热 数值模拟

张宏伟, 陶文铨, 何雅玲, 丰镇平

(西安交通大学 动力工程多相流国家重点实验室, 陕西 西安 710049)

摘 要: 对大推力液体火箭发动机再生冷却推力室内部燃气、室壁和再生冷却剂进行了耦合传热数值计算。采用二维轴对称 N-S 方程描述推力室内部燃气的湍流流动与传热, 对冷却剂流动采用简化的一维模型, 通过室壁的耦合传热采用一维传热模型。N-S 方程的求解采用贴体坐标系下的有限容积法, 速度和压强的耦合采用可压缩的 SIMPLE 算法。湍流的模拟采用可压缩的标准 $k-\varepsilon$ 模型, 辐射传热采用热流模型计算。研究表明, 本文方法可较好地模拟燃气的二维流动, 同时能快速计算壁面热流密度、壁温和冷却套温升, 计算结果对大推力发动机推力室的设计具有一定的指导意义。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 再生冷却; 耦合传热; 数值模拟; 湍流

中图分类号: V434

文献标识码: A

Numerical study on coupled heat transfer of thrust chamber with regenerative cooling

ZHANG Hong-wei, TAO Wen-quan, HE Ya-ling, FENG Zhen-ping

(State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Numerical study on coupled heat transfer of the hot gas, chamber wall and coolant was performed. The two-dimensional Navier-Stokes equations were adopted to describe the hot gas flow, while a reduced one-dimensional model was employed for the coolant flow and heat transfer, and one dimensional heat transfer model was used to calculate the coupling heat transfer through the wall. The N-S equations were discretized by the finite volume method in body-fitted coordinates and the coupling of pressure and velocity was implemented with the compressible form of SIMPLE algorithm. The compressible form of the standard $k-\varepsilon$ turbulence model was adopted to simulate the hot gas flow. Radiation of gas stream was also considered and simulated with the FLUX model. Results show that the method adopted in this paper can simulate two dimensional gas flow field well. Moreover, the method can calculate the heat flux through the wall, wall temperature and the temperature increase of coolant quickly. The numerical results are expected to be helpful for the design, especially for cooling scheme design of rocket engines.

收稿日期: 2005-10-12; **修订日期:** 2006-03-05

基金项目: 国家自然科学基金的资助(50476046)。

作者简介: 张宏伟(1970-), 男, 甘肃通渭人, 西安交通大学动力工程多相流国家重点实验室博士生, 主要从事计算流体力学和强化传热方面的研究。

Key words: aerospace propulsion system; rocket engine; regenerative cooling; heat transfer; numerical simulation; turbulent flow

由于大推力液体火箭发动机燃烧室温度高(3 000~4 500 K),热流密度大(最高达 160 MW/m²),推力室的冷却是一项重要的设计考虑^[1]。推力室的传热计算是设计冷却方案的基础,其中推力室内部燃气向室壁的传热,因其影响因素复杂,精确计算的难度大;此外,大推力液体火箭发动机多采用再生冷却方式,因此高温燃气与室壁以及冷却液之间的耦合传热分析是非常重要的。

随着计算机的飞速发展,CFD/CHT 已经成为一种重要的工业设计和研究手段。Wang 采用 CFD/CHT 方法研究了气壁与液膜的换热^[2],Carlos 等人重点研究了燃气与冷却剂以及室壁之间的一维耦合换热^[3]。国内一些研究者也采用 CFD 方法对再生冷却进行了研究,其中牛禄等人对再生冷却通道的影响因素进行了研究^[4],韩振兴采用有限元方法计算了三维冷却通道壁温分布^[5],李军伟等人对冷却通道进行了模拟研究^[6],并考虑了与燃气之间的耦合换热。文献[4-6]分别采用二维或三维模型对冷却通道的流动与换热进行细致的研究,但对推力室内部燃气的流动与换热或者采用一维的经验关联式进行简化处理,或者不予考虑。李军伟等人最近采用商用软件对内喷管燃气、壁面和冷却通道进行了流动与传热的三维耦合计算^[7],但是应该看到这样的计算难度大,程序收敛困难,耗时长。

用一维经验关联式计算推力室内部燃气的传热有很大的局限性,这种方法不能考虑近壁区燃气组分变化等复杂因素对传热的影响,尤其是当推力室采用辅助冷却方法如液膜或气膜冷却时,甚至无法采用该方法对传热进行可靠的传热计算。

本文运用有限容积法求解雷诺时均的二维 N-S 方程,对推力室内部燃气的流动与换热进行了数值模拟。对再生冷却则采用简化的一维模型进行求解,并与燃气和室壁的传热进行了耦合计算,从而可对再生冷却推力室的传热进行快速的预测和分析。因此本文的研究方法和结果分析对大推力液体火箭发动机的设计具有一定的实际意义和参考价值。

1 问题及数学描述

1.1 燃气流动与换热模型

假设火箭发动机推力室内的流动是轴对称定

常湍流,则雷诺时均的守恒型控制方程表达如下:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v \phi) = \\ \frac{\partial}{\partial x} \left[(\eta + \eta_r) \frac{\partial \phi}{\partial x} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r(\eta + \eta_r) \frac{\partial \phi}{\partial r} \right] + S_\phi \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial r}(\rho u v h) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u h) = \\ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r(\lambda + \lambda_r) \frac{\partial T}{\partial r} \right] + S_T \end{aligned} \quad (3)$$

动量方程(2)中的 ϕ 代表速度 u 和 v ,各方程的源项表示如下:

对 u 方程:

$$\begin{aligned} S_\phi = - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\eta_{\text{eff}} \frac{\partial u}{\partial x} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \eta_{\text{eff}} \frac{\partial v}{\partial x} \right] + \\ \frac{\partial}{\partial x} \left[- \frac{2}{3} \eta_{\text{eff}} \text{div} U \right] \end{aligned}$$

对 v 方程:

$$\begin{aligned} S_\phi = - \frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\eta_{\text{eff}} \frac{\partial u}{\partial r} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \eta_{\text{eff}} \frac{\partial v}{\partial r} \right] - \\ \frac{2 \eta_{\text{eff}} v}{r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[- \frac{2}{3} \eta_{\text{eff}} \text{div} U \right] + \frac{2}{3} \frac{\eta_{\text{eff}}}{r} \text{div} U \end{aligned}$$

对能量方程:

$$S_T = [\text{div}(pU) - p \text{div} U] + \Phi + S_r$$

上式中 Φ 为粘性耗散, S_r 为辐射源项。

湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型,并考虑可压缩的影响^[8]。近壁区采用非平衡壁面函数法^[9],其中温度的壁函数考虑了粘性耗散的影响。

不考虑燃烧过程,假设燃气是燃料和氧化剂按当量配比完全燃烧后的生成物。燃烧室内温度很高,必须考虑燃气的分解现象。假设燃气为化学平衡气体,则燃气的物性是温度和压强的函数。由于燃气的分子量及比热比等物性都是变化的,本文按照真实气体进行计算,即状态方程为:

$$p v = Z R T \quad (4)$$

其中 Z 为普遍压缩因子。

1.2 辐射模型

液体火箭发动机燃烧室温度和压强很高,在液氧煤油发动机中燃气的主要成分是水蒸汽和二氧化碳,因此燃气的辐射不能忽略。高温燃气的辐射为非灰介质热辐射,描述辐射强度的是积分-微分方程,局部地区的辐射能量不仅取决于当地

的物性和温度,还与远处的物性、温度和能量有关,因此计算相当复杂。有多种方法可以计算介质辐射,其中热流法精确性虽稍差,但容易编程,而且与 CFD 求解方法相容,共享同一套网格,便于联立求解。

在火箭发动机推力室传热计算中,主要关心的是径向的辐射,因此本文采用径向的双通量热流模型,其控制方程如下:

$$\begin{aligned} \frac{dq_r^+}{dr} = & - (a + \alpha) q_r^+ + aE_b + \frac{\alpha}{2} (q_r^+ + q_r^-) - \frac{q_r^+ - q_r^-}{r} \\ & - (a + \alpha) q_r^- + aE_b + \frac{\alpha}{2} (q_r^+ + q_r^-) - \frac{q_r^+ - q_r^-}{r} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\frac{dq_r^-}{dr} = (a + \alpha) q_r^- - aE_b - \frac{\alpha}{2} (q_r^+ + q_r^-) \quad (6)$$

考虑到轴线中心的对称性,边界条件为:

$$r = 0 \quad q_r^+ = q_r^- \quad (7)$$

$$r = R \quad q_r^- = \varepsilon E_b + (1 - \varepsilon) q_r^+ \quad (8)$$

能量方程(3)中源项 S_r 的辐射源项部分为:

$$S_r = - \frac{1}{r} \frac{d(rq_r^+ - rq_r^-)}{dr} \quad (9)$$

1.3 冷却剂流动

再生冷却流路的布置可有多种形式,本文考虑最简单的一种流路布置如图 1 所示。再生冷却通道采用通道壁结构,如图 2 所示。

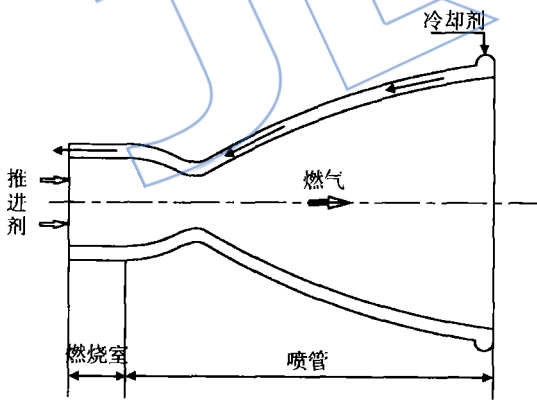


图 1 再生冷却流路示意图
Fig. 1 Schematic diagram of the regenerative coolant track

冷却剂一维流动控制方程如下:

连续方程 $\frac{d}{ds}(\rho u_c A) = 0 \quad (10)$

动量方程 $\frac{d}{ds}(\rho u_c^2 A) = - A \frac{dp_c}{ds} + F' \quad (11)$

能量方程 $c_{pc} \frac{d}{ds}(\rho u_c A T_c) = \beta_{T_c} u_c A \frac{dp_c}{ds} + q' \quad (12)$

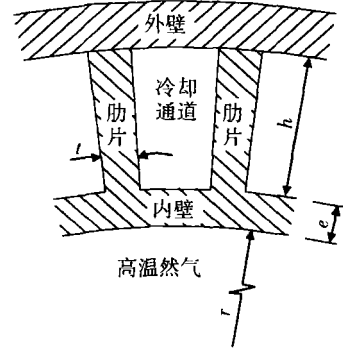


图 2 冷却通道结构示意图
Fig. 2 Configuration of the regenerative cooling channel

式中 F 为通道的摩擦阻力, q 则包括了摩擦做功和室壁传热,分别按下式计算:

$$F' = - \frac{f \rho_c u_c}{8} |u_c| D \quad (13)$$

$$q' = |u_c F'| + A'_{wc} q_c \quad (14)$$

其中:

$$q_c = h_c (T_{wc} - T_c) \quad (15)$$

$$A_{wc} = A_b + A_f \eta \quad (16)$$

上式中 f 为达西阻力系数, D 为冷却通道水力直径, A_{wc} 为冷却剂与外壁面的有效传热面积, A'_{wc} 则为面积 A_{wc} 与长度 s 之比, h_c 为冷却剂对流传热系数, T_{wc} 为冷却剂侧壁温, A_b 为肋基面积, A_f 为肋面积, η 为肋片效率。

在上述冷却通道计算中,需要确定阻力系数 f 和对流传热系数 h_c ,分别按 Miller 公式^[10]和 Sieder-Tate 公式^[11]计算,当冷却处于超临界温度和压强下时,传热系数按文献[1]的方法计算。

1.4 换热耦合模型

由燃气通过金属室壁到冷却液的一般稳态传热关系式可用下式表示:

$$A_{wh} q_w = A_{wh} \lambda \frac{(T_{wh} - T_{wc})}{e} = A_{wc} h_c (T_{wc} - T_c) \quad (17)$$

$$q_w = \frac{\lambda}{e} (T_{wh} - T_{wc}) =$$

$$\frac{A_{wc}}{A_{wh}} h_c (T_{wc} - T_c) = h (T_{wh} - T_c) \quad (18)$$

上式中 q_w 为燃气传向壁面的热流密度,包括对流和辐射换热热流两部分, λ 为壁面导热系数, e 为壁面厚度(见图 2), T_{wh} 为燃气侧壁温, T_{wc} 为冷却剂侧壁温, A_{wh} 为燃气侧壁面面积, h 为考虑壁面导热阻力在内的外部组合传热系数,按下式计算:

$$h = \frac{1}{e/\lambda + A_{wh}/A_{wc} h_c} \quad (19)$$

此时燃气的热边界条件可用第三类边界条件描述,即:

$$q_w = h(T_{wh} - T_c) \quad (20)$$

通过上述传热关系式,就可以进行燃气、室壁以及冷却剂之间的耦合传热计算,具体实施方法见第2节中数值方法。

2 数值方法

对燃气控制方程即二维 N-S 方程的离散采用有限容积法,速度和压强的耦合采用可压缩的 SIMPLE 算法,对流项离散格式采用一阶迎风和中心差分的组合格式。

推力室进口亚声速,出口超声速,计算中给出3个进口参数:燃烧室总压、总温和气流流动角;出口不需要物理边界条件,计算中出口参数由内点外推;壁面为无滑移、非穿透。

辐射传热控制方程采用四阶龙格-库塔方法计算,并与能量方程耦合迭代求解。

采用贴体坐标,代数法生成网格。物理平面上网格非均分,在靠近喉部和壁面附近网格逐渐加密。网格数为 288×122 ,物理平面上稀疏化的网格如图3所示。

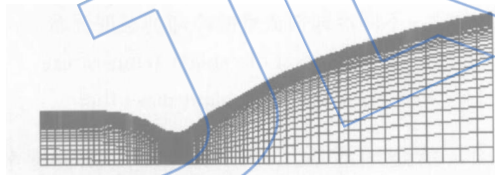


图3 物理平面上稀疏化的网格结构图

Fig. 3 Grid distribution on the physical plane

对冷却通道的一维模型方程的求解采用有限差分法,对流项采用中心差分。给出冷却剂进口(在喷管出口)温度和出口压强。冷却通道外侧绝热。

其中耦合传热的具体求解步骤如下:

(1) 假设任意轴向位置的冷却剂温度 T_c 和外部组合传热系数 h ;

(2) 求解燃气控制方程,得出燃气侧壁温 T_{wh} 和燃气侧壁面热流密度 q_w ;

(3) 按公式(17)计算出冷却剂侧壁温 T_{wc} 及热流密度 q_c ;

(4) 求解冷却剂控制方程,其中温度采用亚松弛,得出冷却剂温度 T_c 和外部组合传热系数 h ;

(5) 重复步骤(2)~(4),直至收敛。

3 计算结果分析

对大推力液氧煤油发动机进行了计算。推力室进口条件为:总压 15 MPa,总温 3 800 K。冷却剂为煤油。冷却通道结构如图2所示,其中推力室内壁厚取 1 mm,肋宽为 1.5 mm,通道高为 2 mm,通道数取 220。内壁及肋片为铜,导热系数取 375 W/mK。冷却剂进口温度取 300 K,出口压强取 15 MPa。

图4显示了燃气侧对流热流和辐射热流密度沿轴向的分布。由于缺乏对流热流的实验资料,本文以 Bartz 公式^[12]做比较,并做定性分析。Bartz 公式为工程半经验公式,本身有一定的误差,所以本文同时采用低 Re 数 $k-\epsilon$ 模型(网格数为 288×162)对燃气的流动与换热进行了计算,并与标准模型的计算结果进行比较,以考核计算结果的可靠性。为便于计算,图4中的热边界条件为内壁温等于 800 K。从图4中可以看出,按两种湍流模型计算的对流热流密度分布特性一致,即在燃烧室段沿轴向逐渐降低,在燃烧室末端达到极小值,从收缩段开始逐渐升高,在喉部附近达最大值(与 Bartz 方法计算值的误差小于 2%),在紧靠喉部的下游急剧下降,此后渐趋平缓。此外按两种湍流模型计算的热流密度的大小也极为接近,主要区别在燃烧室进口段,按标准 $k-\epsilon$ 模型计算的热流密度偏高,究其原因是因为在燃烧室段壁面附近温度梯度很大,物性变化剧烈,按壁函数处理导致近壁网格过于稀疏,不能完全考虑物性的变化之故。与 Bartz 方法相比,本文计算所得热流密度的变化趋势主要有两点不同。一是燃烧室段偏高,这主要是由于在本文的模型中没考虑燃烧过程,并假定在燃烧室进口推进剂已经充分燃烧,进口总温等于燃烧室终断面总温,从而导致计算的热流密度偏大;二是在紧靠喉部的下游部位热流密度急剧下降,并在不远处陡然变缓。这是由于喷管型面的设计,在喉部下游有一曲率较大的圆弧,导致在喉部下游燃气急速膨胀,从而使热流密度急剧下降,圆弧段下游型面的曲率逐渐变小,因此在圆弧与下游扩张段衔接点位置,热流密度陡然变缓。

图4还反映了辐射热流沿轴向的变化。可以看出,辐射热流在燃烧室最大,并沿轴向持续下降,在喉部降至燃烧室的 64% 左右,在喷管出口仅为燃烧室的 12% 左右。总的来看,辐射热流比

对流热流小得多,只占总热流的一小部分,比如在喉部位置,辐射热流小于总热流的5%。

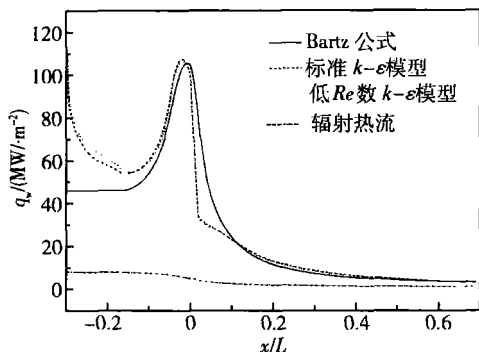


图4 等壁温条件下壁面热流密度分布

Fig.4 Distribution of heat flux along the wall with the isothermal condition

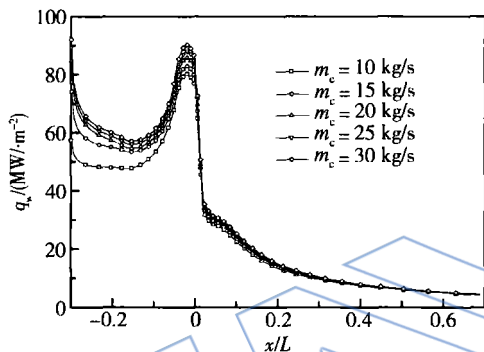


图5 不同冷却剂流量时壁面热流密度分布

Fig.5 Distribution of heat flux along the wall with the different coolant mass flux

图5显示了不同冷却剂质量流量下燃气侧的热流密度分布。可以看出,在再生冷却条件下,燃气侧热流密度与等壁温下的分布特性相似,即从收缩段开始逐渐升高,在喉部附近达到最大。喉部下游急剧下降并在不远处陡然变缓。图5还显示出随着冷却剂流量的增大,燃气侧热流密度变大。这是因为强化外部换热,可降低壁温,从而使燃气侧热流密度增大。不同冷却剂流量对壁温的影响将在下面进一步讨论。

图6显示了不同冷却剂流量下燃气侧壁温的分布。可以看出,不同冷却剂流量下燃气侧壁温的分布特点是一致的,即在喉部及其上游位置壁温较高,在喉部下游急剧下降,紧接着有一段喷管其壁温逐渐升高,此后则缓慢下降。同样,由于没考虑燃烧过程并假定了进口总温,本文的二维模型计算的燃烧室段壁温偏高。喉部下游壁温先剧降后反升的现象则是燃气与室壁及冷却剂耦合传热的结果。图6还显示出随着冷却剂流量的增

加,壁温降低,说明增加冷却剂流量能有效地强化冷却效果。

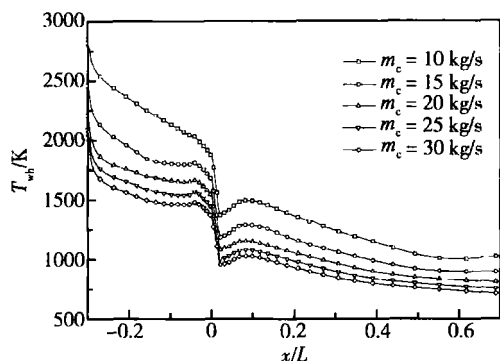


图6 不同冷却剂流量时燃气侧壁温分布

Fig.6 Temperature distribution along gaswall with the different coolant mass flux

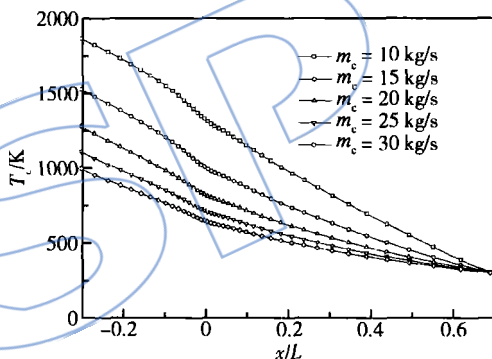


图7 不同冷却剂流量时冷却剂温度分布

Fig.7 Distribution of coolant temperature with the different coolant mass flux

图7清楚地显示出冷却剂温度沿流程逐渐升高的趋势,并在喉部附近升高趋势增强,因为该位置的热流密度剧增。而随着冷却剂流量的增加,冷却套温升明显降低。应该指出,煤油冷却剂在温度过高时会由于裂解而在壁面产生积碳,从而阻碍热量传递,促使燃气侧壁温升高,因此在实际设计中冷却剂温度或冷却剂侧壁温是有一定限制的。

图8显示了冷却剂侧传热系数的轴向分布。可以看出,在喉部位置传热系数最大,向上游和下游方向逐渐降低。这是因为喉部喷管直径最小,从而冷却通道面积最小,流速最大,传热系数最高。同样的原因,在喷管出口传热系数最小。值得注意的是在燃烧室段传热系数出现了一些不一致的变化。当冷却剂流量比较大时,沿燃烧室段向进口方向传热系数增大,其原因是由于冷却剂温度的升高,使其密度变小,流速增大,导致传热系数增大。而当冷却剂流量较小时,在燃烧室段冷却剂温度过高,已经呈现出气体特性,反而使导

热系数降低,进一步说明煤油冷却剂的温度不宜过高。

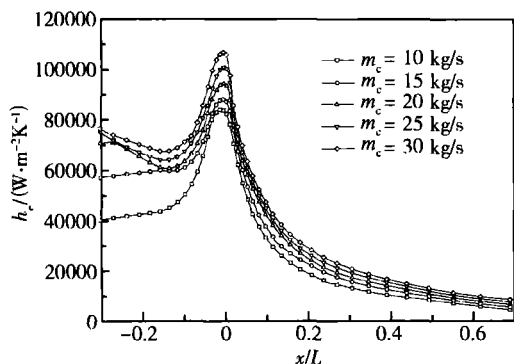


图8 不同冷却剂流量时冷却剂侧传热系数

Fig. 8 Distribution of coolant heat transfer coefficient with the different coolant mass flux

图9~11分别显示了当冷却剂流量不变($m_c = 20 \text{ kg/s}$)而增加冷却剂侧换热系数时,壁面热流密度、壁面温度和冷却剂温度的分布情况。从图中可以看出,冷却剂侧传热系数的增强,可降低壁面温度,但对壁面热流密度和冷却剂温度影响很小。因此按 Sieder-Tate 公式计算冷却剂侧传热系数,由于没考虑通道截面变化、弯曲等因素引起的传热强化,从而使壁面温度的计算值偏高,但壁面热流和冷却剂温度的计算误差很小。由于增加冷却剂侧传热系数可降低壁面温度而冷却剂温升增量很小,说明强化冷却剂侧传热,尤其在最可能发生热损坏的危险部位如喉部,是很有意义的。

图12为冷却剂流量 $m_c = 20 \text{ kg/s}$ 时推力室温度的等值线图。从中可以看出整个推力室的温度变化和分布情况,尤其清楚地显示了沿轴向温度的下降和壁面附近大的温度梯度。

由于本文没有考虑燃烧过程,并假定了较高的进口总温,导致在燃烧室段的壁面热流和壁温

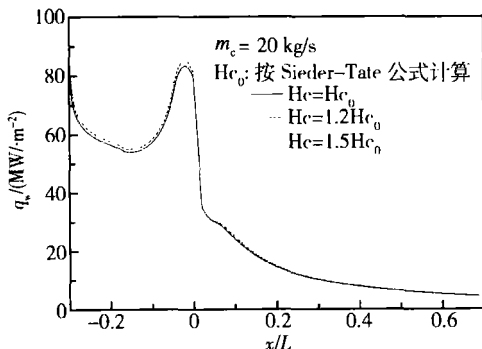


图9 不同冷却剂换热系数时壁面热流密度分布

Fig. 9 Distribution of heat flux along wall with different coolant heat transfer coefficient

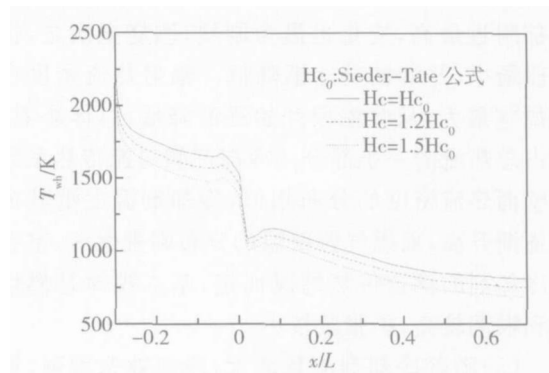


图10 不同冷却剂换热系数时燃气侧壁温分布

Fig. 10 Temperature distribution along gaswall with different coolant heat transfer coefficient

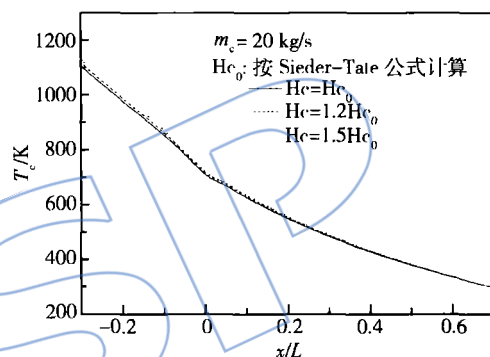


图11 不同冷却剂换热系数时冷却剂温度分布

Fig. 11 Distribution of the coolant temperature with different coolant heat transfer coefficient

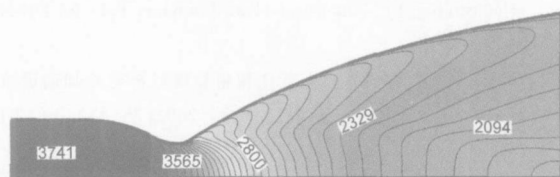


图12 推力室温度等值线图($m_c = 20 \text{ kg/s}$)

Fig. 12 Temperature contour in the thrust chamber

偏高,冷却套温升偏大,因此燃烧室进口段的传热计算有待进一步改进,但这并不影响本文所得出的主要结论。

4 结 论

通过对大推力液体火箭发动机推力室内燃气、室壁和冷却剂之间流动和传热进行耦合计算,得出以下主要结论:

(1) 本文方法可有效地计算再生冷却推力室喷管段燃气、室壁和冷却剂之间的耦合换热,较好地模拟推力室内二维流场和温度场,并能快速预测壁面热流密度、壁温和冷却套温升。

(2) 壁面对流热流密度沿轴向的分布特点是

喉部附近最高,变化也最为剧烈,燃烧室次之,扩张段最小,并沿轴向逐渐降低。辐射热流密度在燃烧室最大,从收缩段开始逐渐降低,总体来看,仅占总热流的一小部分。冷却剂侧对流传热系数与壁面热流密度的分布相似,冷却剂温度沿其流向逐渐升高,而燃气侧壁温的分布则视燃气、室壁和冷却剂的耦合传热情况而定,基本规律是燃烧室和喉部较高,扩张段较小。

(3) 随着冷却剂流量增大,冷却效率增强,壁温降低,冷却套温升减小。

(4) 增强冷却剂侧传热系数可降低壁面温度,但对壁面热流密度和冷却剂温度影响很小。

(5) 本文算例表明在较大的冷却剂流量下壁温仍然很高,而且冷却套温升过大,说明单纯依靠再生冷却无法满足设计要求,必须考虑其它的冷却方式如膜冷却等作为辅助冷却手段。

参考文献:

- [1] 休泽尔 D K,黄 D,格雷特 R E,等著.液体火箭发动机现代工程设计[M].朱宁昌,葛李虎,陈祖奎,等译.北京:中国宇航出版社,2004.
- [2] Wang T S, Luong V. Numerical analysis of the hot gas side and coolant side heat transfer for liquid rocket engine combustion [R]. AIAA92-3151, 1992.
- [3] Carlos H M, Fernando L, Antonio F C da Silva, Jose N H. Numerical solutions of flows in rocket engines with regenerative cooling[J]. Numerical Heat Transfer, Part A, 2004, 45:699-717.
- [4] 牛禄,程惠尔,李明辉.高宽比和粗糙度对再生冷却通道流动的影响[J].上海交通大学学报,2002,36(11):1612-1615.
- [5] NIU Lu, CHENG Hui-er, LI Ming-hui. Effects of aspect ratio and wall roughness on flow in regenerative cooling channels[J]. Journal of Shang Hai Jiao Tong University. 2002, 36(11):1612-1615.
- [6] 韩振兴,林文,张远君,等.液体火箭发动机铣槽推力室三维壁温分布计算[J].航空动力学报,1996,11(2):145-148.
- [7] HAN Zhen-xing, LIN Wen, ZHANG Yuan-jun, et al. Computing of three-dimensional wall temperature field in liquid rocket thruster chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(2):145-148.
- [8] 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.
- [9] LI Jun-wei, LIU Yu. Method of computing temperature field in regeneratively-cooled thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4):550-556.
- [10] 李军伟,刘宇.三维数值模拟再生冷却喷管的换热[J].推进技术,2005,26(2):111-115.
- [11] LI Jun-wei, LIU Yu. Three dimension numerical simulation of heat transfer in regeneratively cooled nozzle [J]. Journal of propulsion technology, 2005, 26(2):111-115.
- [12] Sarkar S, Balakrishnan L. Application of a Reynolds-stress turbulence model to the compressible shear layer [R]. ICASE Report 90-18, NASA CR 182002, 1990.
- [13] Kim S E, Choudhury D. A near-wall treatment using wall functions sensitized to pressure gradient[J]. In ASME FED Vol. 217, Separated and Complex Flows. ASME, 1995.
- [14] Miller R W. Flow measurement engineering handbook, second edition[M]. McGraw Hill, New York, 1983.
- [15] 杨世铭,陶文铨.传热学(第三版)[M].北京:高等教育出版社,1998.
- [16] Bartz D R. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients[J]. Jet Propulsion, 1957, 37:49-51.