

再生冷却推力室准二维传热数值计算

吴有亮, 丁煜朔, 刘 潇, 刘阳旻, 田 原

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要 为了提高液体火箭发动机传热计算精度, 建立了再生冷却推力室准二维传热计算的通用方法。冷却通道内考虑了冷却剂层间导热导致的温度分层效应, 燃气侧对流换热既可采用传统 Bartz 公式, 又可直接求解边界层控制方程得到热流密度, 最终基于 MATLAB 开发完成了通用的再生冷却推力室准二维传热程序。利用该程序对某氢氧发动机进行了传热计算, 并与一维传热程序和三维 CFD 传热计算结果进行了对比, 结果表明: 准二维传热计算方法可以计算出冷却通道内温度分层情况, 冷却剂温升、流阻计算值与热试数据吻合较好, 误差在 10% 以内, 优于一维传热结果, 验证了计算方法的有效性; 直接求解边界层控制方程得到的热流密度与三维计算结果吻合较好; 准二维传热计算时间短, 效率高。

关键词 再生冷却; 传热; 准二维; 温度分层; 边界层

中图分类号 V434.14 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)02-0066-08

Quasi-2D heat transfer calculation method of regenerative cooling thrust chamber

WU Youliang, DING Yushuo, LIU Xiao, LIU Yangmin, TIAN Yuan

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract In order to improve the calculation accuracy of heat transfer, a general quasi-2D model was developed to study heat transfer of thrust chamber. This model takes account of the temperature stratification effect caused by heat conduction between coolant layers. The convective heat transfer on the gas side can be calculated by using Bartz equation or solving the governing equations of boundary layers. Then a quasi-2D heat transfer code was developed based on MATLAB language. Finally, validation of the model was carried out by comparison with the analysis of a rocket thrust chamber obtained by the code of one-dimensional model and CFD solver. The results show that the quasi-2D model can calculate the temperature stratification in the cooling channels. The calculated values of coolant temperature rise and pressure loss are in good agreement with the thermal test data, and the error is less than 10%, which is better than the one-dimensional heat transfer results, which verifies the effectiveness of the calculation method. In addition, the heat flux obtained by directly solving the boundary layer governing equation is in good agreement with the CFD results. Finally, the calculation time of quasi-2D model is short and the efficiency is higher.

Key words regenerative cooling; heat transfer; quasi-2D; temperature stratification; boundary layer

收稿日期: 2021-12-25; 修回日期: 2022-02-26

基金项目: 民用航天科研工程项目 (D010103)

作者简介: 吴有亮 (1993—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机热防护设计。

0 引言

液体火箭发动机燃烧室内充满着高温、高压以及高速流动的燃气,燃气将对壁面产生巨大的对流和辐射热流,若不采取有效的冷却措施,壁温将高到现有工程材料无法承受的程度,进而产生灾难性的后果^[1-2]。因此,火箭发动机传热和热防护是发动机设计中的一个突出问题。现代液体火箭发动机中,再生冷却是应用最为广泛的冷却技术。

再生冷却传热过程涉及燃烧、流动和换热等过程之间的耦合相互作用,导致传热计算相当复杂。许多学者利用商用 CFD 软件对推力室传热过程进行三维仿真计算^[3-7]。吴峰等应用经验公式计算燃气侧对流、辐射换热,采用气-固耦合算法进行冷却通道-冷却剂三维耦合传热计算^[8]。康玉东等考虑冷却剂温度分层,应用经验公式计算燃气侧对流、辐射换热,采用气-固耦合算法进行冷却通道-冷却剂三维耦合传热计算^[9]。Pizzarelli 对高深宽比再生冷却通道进行了三维流固耦合传热数值仿真,得到了较为精确的计算结果^[10]。Divalentin 则利用 Fluent 研究了通道曲率变化引起的二次流对传热过程的影响^[11]。CFD 计算虽然能够获得更为精确的计算结果,但是计算过程复杂,收敛性差,耗时长且对计算机配置要求高,不利于推力室冷却结构的快速优化设计。

目前工程上传热和冷却剂流阻计算主要利用一维的传热计算模型^[12-14],将传热过程简化为燃气与内壁面之间的对流和辐射换热、通过推力室内壁的热传导以及再生冷却剂与推力室壁之间的对流换热 3 个过程。一维传热计算模型相对实际传热过程做了大量简化,忽略了冷却通道内非对称加热导致的热分层现象,随着冷却通道深宽比的增大,径向温度分层愈发明显,远离燃气侧壁面的冷却剂保持着较低温度,仍可有效地吸收热量。采用一维传热模型,无法准确描述远端冷却剂的冷却能力,导致计算结果与试验测量结果存在较大误差。燃气侧对流换热采用经典的 Bartz 公式,未考虑近壁面边界层内的导热过程。

为了提高传热计算精度,本文参考文献[15]的冷却剂传热方程,建立了再生冷却推力室的准二维传热数值模型,考虑了冷却剂层间导热导致的温度

分层效应,燃气侧增加了直接求解边界层控制方程得到热流密度的方法。最终基于 MATLAB 开发完成了通用的再生冷却推力室准二维传热程序,较为准确地计算了某氢氧发动机再生冷却推力室的传热情况,并与一维和三维传热计算结果以及热试验结果进行了对比,验证了模型的准确性。

1 计算方法

再生冷却通道的剖面结构如图 1 所示,准二维传热模型中传热过程主要包括燃气与内壁面之间的对流和辐射换热、内壁导热、冷却剂沿径向的层间导热、冷却剂与内壁的对流换热。

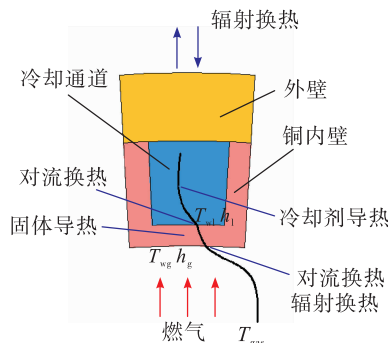


图 1 通道结构示意图

Fig. 1 Channel cross-section

1.1 燃气侧传热

针对燃气侧对流换热,本文研究了两种计算方法,一种是传统的 Bartz 公式,另一种是直接求解边界层控制方程得到热流密度。

1.1.1 传统 Bartz 公式

$$q_{gc} = h_g (T_{aw} - T_{wg}) \quad (1)$$

式中: h_g 为燃气侧的换热系数; T_{aw} 是燃气绝热壁温; T_{wg} 是燃气侧的壁温。

燃气侧对流换热系数用 Bartz^[16] 提出的管内充分发展的湍流换热准则方程表示,即

$$h_g = \left\{ \frac{0.026}{d_t^{0.2}} \left(\frac{m^{0.2} c_p}{P_r^{0.6}} \right) \left[\frac{(p_c)_{ns}}{c^*} \right]^{0.8} \left(\frac{d_t}{r_{wt}} \right)^{0.1} \right\} \left(\frac{d_t}{d} \right)^{1.8} \sigma \quad (2)$$

式中: μ 、 c_p 、 P_r 均以总温 $(T_c)_{ns}$ 为定性温度; d_t 为燃烧室喉部直径; d 为沿燃烧室轴线计算截面的直径; $(p_c)_{ns}$ 为燃烧室压力; c^* 为特征速度; r_{wt} 为喉部处喷管外形曲率半径。

通过附面层时气体性质变化的修正系数为

$$\sigma = \left\{ \left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{(T_c)_{ns}} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0.68} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{0.12} \right\}^{-1} \quad (3)$$

式中: Ma 为计算截面的马赫数; k 为燃气比热比。

1.1.2 直接求解边界层控制方程

连续方程为

$$\frac{\partial}{\partial x}(rur^N) + \frac{\partial}{\partial y}(\bar{r}ur^N) = 0 \quad (4)$$

动量方程为

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \bar{\rho} v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{dp}{dx} + \frac{1}{r^N} \frac{\partial}{\partial y} \left[r^N \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} - \rho \overline{u'v'} \right) \right] \quad (5)$$

能量方程为

$$\rho u \frac{\partial H}{\partial x} + \bar{\rho} v \frac{\partial H}{\partial y} = \frac{1}{r^N} \times$$

$$\frac{\partial}{\partial y} \left\{ r^N \left[N \frac{\partial u}{\partial y} - c_p \rho \overline{T'v'} + u \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} - \rho \overline{u'v'} \right) \right] \right\} \quad (6)$$

式中: ρ 为密度; u 为流向速度; v 为纵向速度; r 为横曲率半径; H 为总焓; T 为温度; p 为压力; μ 为动力黏度; c_p 为定压比热容; 上标“—”为雷诺平均; 上标“'”为湍流波动量; N 为流动指标数, $N=0$ 时是二维流动, $N=1$ 时是轴对称流动。

针对上述边界层控制方程进行柱坐标转换后, 使用有限差分方法求解, 并完成 TDK (二维化学反应喷管流场) 程序开发。具体求解过程可参考文献[17-18]。利用自编 TDK 程序求解燃气侧边界层控制方程后, 直接求解不同恒壁温条件下的热流密度沿轴向位置分布, 得到了一个燃气侧热流密度插值表。在传热计算模块中, 这张热流密度表作为输入, 通过对壁温和轴向位置插值计算不同位置 and 不同壁温下的热流。

1.2 冷却剂侧传热

冷却剂侧考虑传热和摩擦的影响, 基于质量、动量和能量的稳态守恒定律, 建立了冷却通道内冷却剂流动模型。其中质量和动量方程以一维形式描述, 而由于非对称加热的冷却通道中, 在径向会产生显著的温度分层现象, 因此流体能量方程以轴向和径向二维形式描述。由于冷却通道内的传热模型一维和二维形式并存, 因此本模型称为准二维传热模型。

由于动量方程为一维形式, 因此冷却剂压力沿径向相同, 而能量方程为二维形式, 所以温度、流速沿轴向(x 方向)、径向(y 方向) 不同。冷却剂物性参数如密度、焓值、黏性等沿轴向、径向不同。

$$p = p(x), T = T(x, y), u = u(x, y)$$

其中速度可表示为

$$u(x, y) = u_{mh}(x) F(y) \quad (7)$$

式中: $u_{mh}(x)$ 表示通道中间位置速度沿轴向分布; $F(y)$ 表示速度剖面的形状。

根据一维质量守恒定律

$$\dot{m} = \iint \rho u dA \quad (8)$$

可得到中间位置速度

$$u_{mh}(x) = \frac{\dot{m}}{\int h(x) \rho(x, y) F(y) b(x, y) dy} \quad (9)$$

式中 h 和 b 分别为冷却通道的高度和宽度。

速度剖面可表示为

$$F(y) = \frac{u(y)}{u_{mh}} = \left[1 - \frac{B}{2} \left(1 - \frac{2y}{h} \right) \right] \left(1 - \left| 1 - \frac{2y}{h} \right| \right)^{1/n} \quad (10)$$

式中: B 为速度的不对称率; n 为与雷诺数有关的修正系数。冷却通道内热流传递过程如图 2 所示。

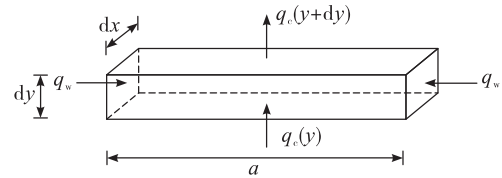


图2 通道内热流传递示意图

Fig.2 Heat fluxes in a slice of cooling channel

二维能量方程为

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u H_0 b) = \frac{\partial}{\partial y} [q_c(y) b] + 2q_w \quad (11)$$

式中: ρ 为冷却剂密度; H_0 为冷却剂总焓; $q_c(y)$ 为冷却剂层间导热; q_w 为侧面肋与冷却剂的对流换热。

冷却剂层间热流为

$$q_c(y) = -k_t \frac{\partial T}{\partial y} \quad (12)$$

式中 k_t 为沿径向湍流导热系数, 与冷却剂雷诺数 Re 和导热系数 λ 有关, 这是文献[19]在光壁条件下提出的, $k_t = \lambda 0.008 Re^{0.9}$ 。

侧面肋与冷却剂的对流换热热流密度为

$$q_w = h_1(T_{w1} - T_1) \quad (13)$$

式中: h_1 为冷却剂侧的对流换热系数; q_w 为冷却剂从壁面吸收的热流密度; T_{w1} 为液壁温; T_1 为冷却剂温度。

对于液氢, 其对流换热系数可根据 Hess-Kunz 公式表示为^[20]

$$Nu = 0.020 \, 8 Re^{0.8} Pr^{0.4} (1 + 0.014 \, 57 \frac{\nu_{w1}}{\nu_1}) \quad (14)$$

式中: Nu 为努塞尔数; Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数; ν 为运动黏度。

冷却剂压力根据一维动量方程可知

$$p_n = p_{n-1} - \Delta p_{n-1,f} - \Delta p_{n-1,m} \quad (15)$$

式中: p_n 为计算截面冷却剂压力; p_{n-1} 为前一计算截面冷却剂压力; $\Delta p_{n-1,f}$ 为黏性压力损失; $\Delta p_{n-1,m}$ 为动量损失。

冷却剂状态方程为

$$\rho = \rho(p, T), H = H(p, T), k = k(p, T) \quad (16)$$

1.3 内壁导热

由于冷却通道内考虑了冷却剂温度分层, 因此侧面肋上需要考虑径向的壁面温度分布。燃气侧热流通过内壁到达冷却剂和肋, 进入侧肋的热流等于侧肋传向冷却剂的热流, 其热流可根据稳态传热平衡方程表示为

$$\frac{\partial}{\partial y} (k_w t_w \frac{\partial T_w}{\partial y}) = 2q_w \quad (17)$$

式中: k_w 为内壁导热系数; t_w 为侧肋宽度。

进入侧肋的热流等于燃气侧对流换热热流密度, 可表示为

$$q_{gc} = \frac{k_w}{\delta_w} (T_{wg} - T_{w1}) = k_w \frac{\partial T_w}{\partial y} \bigg|_{y=0} \quad (18)$$

式中 δ_w 为内壁厚度。

外壁视为绝热壁面, 因此侧肋顶端导热为 0, 即

$$0 = k_w \frac{\partial T_w}{\partial y} \bigg|_{y=h} \quad (19)$$

1.4 辐射换热

最大辐射热流可表示为

$$q_r = c \varepsilon_{w,ef} \sigma (\varepsilon_g T_g^4 - \alpha_w T_{wg}^4) \quad (20)$$

式中: q_r 为辐射热流密度; T_g 为燃气静温; $\varepsilon_{w,ef}$ 为壁面有效黑度; σ 为斯忒藩-波尔兹曼常数; ε_g 为燃气黑度; α_w 为壁面吸收率; c 为边区混合比修正系数,

有边区混合比时取值 0.65。

辐射热流沿推力室轴线变化, 根据最大热流插值近似计算得到。

1.5 计算过程

根据上述的传热计算模型, 使用 MATLAB 编写了再生冷却准二维方程程序, 具体迭代求解过程如下:

1) 将冷却通道沿轴向划分为 N 个截面, 沿径向划分为 M 层, 沿轴向依次计算每个截面上的参数分布, 计算时物性参数直接调用 Nist;

2) 根据初始值或前一截面计算结果, 给定当前截面的中间位置速度 u_{mh} 、冷却剂压力 p 和燃气侧内壁温度 T_{wg} ;

3) 主要根据能量方程 (11)、侧肋导热方程 (17)、状态方程 (16) 以及相关方程, 由已知的 u_{mh} 、 p 、 T_{wg} , 可求出冷却剂温度 T_1 、壁面温度 T_w ;

4) 根据质量守恒方程 (8)、冷却剂压力方程 (15)、内壁导热方程 (18), 由上一步求出的 T_1 和 T_w , 可求出新的 u_{mh} 、 p 、 T_{wg} ;

5) 重复进行第 3)、4) 步的过程, 迭代计算直到 u_{mh} 、 p 、 T_{wg} 满足收敛要求, 即前后两次计算差值小于 0.001。

2 计算结果

2.1 计算模型

利用此程序计算了某型号氢氧发动机再生冷却通道内的传热情况, 并与一维传热计算结果和 Fluent 三维传热计算结果进行了对比。冷却剂参数与推力室主要工作参数见表 1, 采用逆流冷却方式。

表 1 推力室主要工作参数

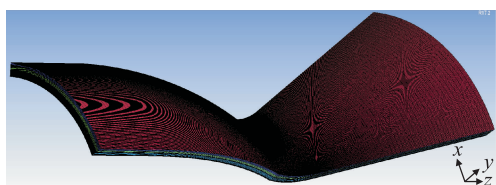
Tab. 1 Key work parameters

参数	数值
室压/MPa	10.1
混合比	6.5
冷却剂入口温度/K	35
冷却剂入口压力/MPa	16.1
冷却剂流量/(kg · s ⁻¹)	22.07
粗糙度/μm	6.3

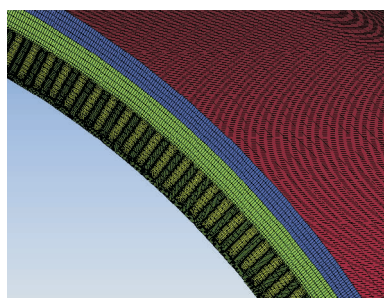
三维计算中考虑到推力室的结构对称性, 周向选择 60° 作为计算区域, 网格划分如图 3 所示。冷

却通道壁面粗糙度给定 $6.3 \mu\text{m}$ 。计算过程为了提高收敛速度,采用燃气区域和再生冷却通道分区计算、互给边界条件的迭代方法。求解过程中,给定燃气壁面温度,求解燃气区控制方程直至收敛,得出燃气向壁面的热流密度,以此热流密度为边界条件,求解冷却剂与冷却通道的耦合流动换热控制方程直至收敛,得出气壁面温度。如此循环几次,如果前后两次气壁面热流密度和温度相差满足一定的精度,则认为计算收敛。为了使收敛加速,可以先用一维经验公式得出气壁面热流密度和温度的初步分布。

湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型,应用标准壁面函数法处理壁面物理量与近壁面区域物理量之间的相互联系,无量纲距离 $y^+ = 30 \sim 300$ 。冷却剂热物理性质和输运性质随压力和温度的不同而发生变化,采用自定义函数编写。



(a) 网格整体



(b) 局部放大

图 3 网格模型

Fig. 3 Computational grids of CFD models

2.2 结果对比

图 4 为燃气侧壁面热流沿程分布,图中 CFD_3D 和 1D 分别为三维 CFD 和一维传热程序计算结果,TDK_2D 和 Bartz_2D 均为准二维传热程序计算结果,只是燃气侧热流密度分别采用 TDK 程序和 Bartz 公式计算。不同计算方法中,一维传热得到的最大热流最小,准二维 Bartz 公式算得热流次之,二者得到的热流密度曲线变化趋势基本一致,在冷却通道的突扩突缩处,壁面热流有小幅度的波动。TDK 程序和三维计算得到的最大热流较为接近,圆柱段以

后二者曲线吻合得非常好。但是在靠近喷注面区域,三维计算得到的热流呈不断增大趋势,而 TDK 算得热流反而呈减小趋势。主要是因为三维计算考虑了燃烧过程,在喷注面附近为雾化混合区,燃烧未充分进行,热流密度较小。此外,喉部以后区域,一维和准二维 Bartz 公式算得的热流比三维和 TDK 程序计算结果大,可能是因为喉部以后区域内沿轴向马赫数不断增大,边界层逐渐增厚,冷却剂与内壁面之间的换热热阻增大,影响了传热过程,而 Bartz 公式未考虑附面层效应。

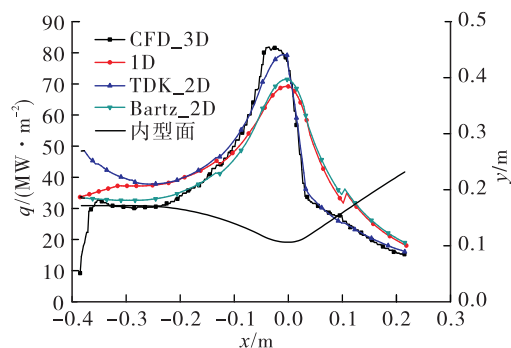


图 4 热流沿轴向分布

Fig. 4 Variations of wall heat flux

造成热流密度差异的主要原因是三维 CFD 与 TDK 程序考虑了湍流和附面层的影响,能够较为精确地计算壁面温度梯度,并且在计算燃气物性中对壁面热流计算影响较大的密度和黏度时,CFD 与 TDK 程序均使用了物理上较为精确的公式,而巴兹公式直接使用以经验公式表征的燃气密度与黏度。NASA 也曾使用 TDK 耦合 RTE 进行推力室传热计算,其热流计算结果也与推力室 CFD 仿真结果吻合较好,且计算时间大大减少^[21]。NASA 的计算方法与国内使用的一维热平衡传热程序并无本质区别,主要区别在于燃气侧热流密度使用附面层程序求解而非巴兹公式。因此从原理上看,基于边界层控制方程直接求解燃气侧热流密度,对于提高工程上推力室燃气侧传热计算精度和效率是非常重要的。

图 5 为冷却通道中冷却剂平均温度沿程分布。在不同计算方法中,冷却剂入口温度均为 35 K,在流动过程中平均温度不断增大。由于冷却剂温升主要受燃气侧总热流影响,在喉部以后区域,采用 Bartz 公式的一维和准二维程序算得冷却剂温度偏高。在喉部以前区域,由于热流相对较小,冷却剂温度增长放慢,但总的温升与 TDK_2D 较为接近,具

体温升见表 2。

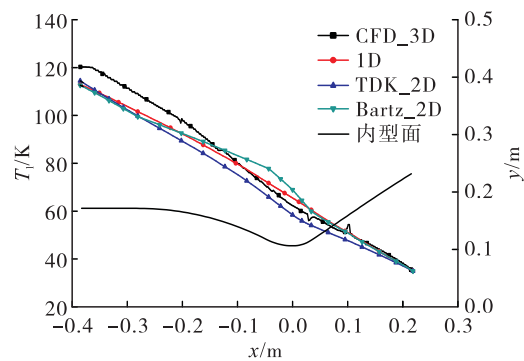


图 5 冷却剂温度沿轴向分布
Fig. 5 Variations of coolant temperature

表 2 不同方法计算结果					
Tab. 2 Comparison of calculation results					
参数	CFD_3D	1D	TDK_2D	Bartz_2D	热试
流阻/MPa	2. 89	2. 71	2. 9	3. 0	3. 3
流阻计算误差/%	12. 4	17. 9	12. 1	9. 0	—
温升/K	84. 7	76. 8	79. 5	77. 6	86. 1
温升计算误差/%	1. 60	10. 8	7. 6	9. 8	—
最大壁面温度/K	770	748. 4	822. 0	738. 2	—
最大热流/ (MW · m ⁻²)	81. 68	69. 22	79. 4	71. 4	—
计算时长	> 30 d	5 s	400 s	180 s	—

图 6 为采用准二维传热程序计算的冷却剂温度分层情况,计算过程中冷却通道内沿径向划分了 18 层单元,第 1 层靠近内壁,第 18 层靠近外壁。

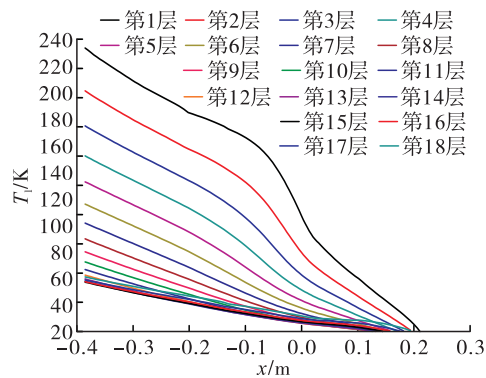


图 6 冷却剂分层温度沿轴向分布
Fig. 6 Streamwise variations of coolant temperature between different layers

可以看到冷却剂在径向上存在明显的温度分

层现象,靠近内壁的冷却剂温度最大,出口处可达 233 K,靠近外壁的冷却剂温度最小,出口处为 76 K。因此冷却剂的热力学性质在同一通道截面上也存在较大差异,本文在计算过程中直接调用 Nist 求解每层冷却剂的热力学性质,避免了不均匀物性场对换热的影响。

图 7 为三维 CFD 和 TDK_2D 计算的出口截面冷却剂温度分布云图,三维计算的温度分层更为明显,最大温度可达 350 K。

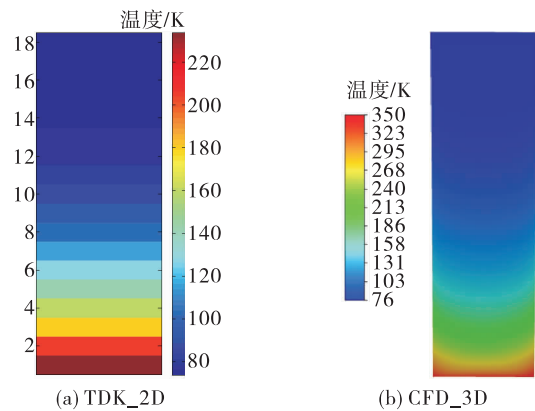


图 7 冷却剂出口温度分布
Fig. 7 Distribution of outlet temperature of coolant

图 8 为冷却剂平均压力沿轴向分布情况,各种方法计算得到的流阻在表 2 中给出。在经过突扩突缩处,冷却剂的总压发生不同程度的损失。因为通道的横截面积突然发生变化,冷却剂的流速大小发生急剧改变,造成了较大的局部损失,冷却剂的总压下降。

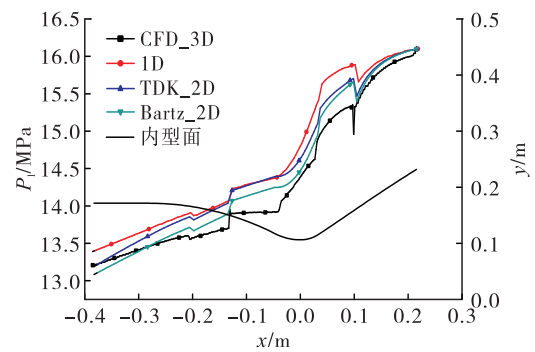


图 8 冷却剂压力沿轴向分布
Fig. 8 Variations of coolant pressure

图 9 为 CFD 算得壁面温度分布云图,图 10 为

燃气侧壁面温度沿程分布。各种方法计算得到最大气壁温在表2中给出,最大温度分别在 -0.03 、 0 、 -0.07 、 -0.07 m处出现。由图中可以看出,TDK_2D和三维计算得到的壁温曲线在喉部以后较为接近,喉部以前TDK_2D计算壁温偏高。一维和Bartz_2D计算壁温曲线总体趋势较为一致,但是由于圆柱段以后温度分层影响更为显著,此时壁温比未考虑温度分层时高 50 K左右。

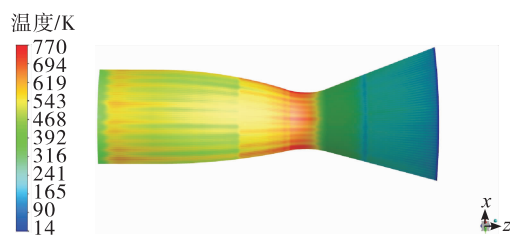


图9 气壁温三维仿真结果

Fig. 9 Distribution of gas wall temperature for CFD_3D

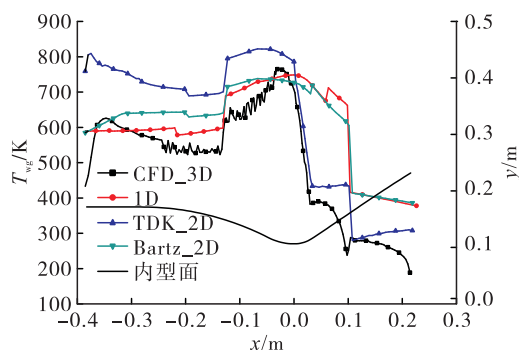


图10 气壁温不同方法计算结果

Fig. 10 Variations of gas wall temperature

将计算得到的一些关键参数进行了对比,见表2。4种方法计算的压降均较试验值偏小,主要是因为计算未考虑入口和出口处局部流阻损失。采用准二维传热程序计算的温升与试验值吻合得非常好,误差在 10% 以内,优于一维传热结果。CFD算得热流峰值最大,TDK_2D算得气壁温峰值最大,由于缺乏试验值比较,计算误差无法进行判断。本程序虽然计算时长相对一维计算偏大,但是远小于三维计算时间,且不用考虑前处理过程,计算方便。

3 结论

本文相对于一维传热模型,建立了更符合实际

过程的传热模型,并根据理论模型建立了通用的再生冷却推力室传热程序。利用该程序对某型号发动机进行了传热计算,通过与一维和三维传热计算结果的对比,可得出以下结论。

1)燃气侧采用TDK程序求解热流密度与三维计算结果吻合非常好,而Bartz公式算得最大热流密度偏小,在喉部以后区域内算得热流密度偏大,喉部以前区域内偏小,综合互补后使得计算温升差异不大。但对于再生冷却喷管传热而言,需考虑Bartz公式计算喉部以后热流密度偏小的问题。

2)采用准二维传热计算方法可以计算出冷却通道内温度分层情况,从而考虑冷却剂热力学性质在同一通道截面上的差异,但没有三维温度分层那么明显。

3)采用准二维传热程序计算的温升与试验值吻合得比较好,误差在 10% 以内,优于一维传热结果;流阻计算在不考虑局部流阻损失情况下,误差也在 10% 左右,满足工程计算的要求。

4)使用准二维传热程序计算时间远小于三维计算时间,且不用考虑前处理过程,计算简单方便,效率高。

参考文献

- [1] 孙冰,张建伟. 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.
- [2] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:中国宇航出版社,2005.
- [3] CALVO J B, HANNEMANN K. Numerical simulation of liquid rocket engine cooling channels [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [4] NEGISHI H, DAIMON Y, YAMANISHI N, et al. Numerical investigation of supercritical coolant flow in liquid rocket engine [C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [5] NEGISHI H, KUMAKAWA A, YAMANISHI N, et al. Heat transfer simulations in liquid rocket engine subscale thrust chambers [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [6] NEGISHI H, KUMAKAWA A, MORIYA S, et al. Numerical investigations of heat transfer enhancement in a thrust

- chamber with hot gas side wall ribs[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [7] 方磊,刘伟. 姿控用再生冷却推力室传热特性研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(6): 6-13.
- FANG L, LIU W. Research on heat transfer characteristic of regeneratively cooled attitude control engine thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 6-13.
- [8] 吴峰,王秋旺,罗来勤,等. 液体推进剂火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热数值计算[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 707-712.
- [9] 康玉东,孙冰,高翔宇. 液体火箭发动机推力室冷却通道温度分层数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1904-1910.
- [10] PIZZARELLI M, NASUTI F, ONOFRI M. Coupled numerical simulation of wall heat conduction and coolant flow in liquid rocket engines[C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [11] DIVALENTIN J, NARAGHI M. Effects cooling channel curvature on coolant secondary flow and heat transfer[C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [12] 吴有亮,张成印,潘浩,等. 再生冷却燃气对流换热系数计算方法优化研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(1): 22-26.
- WU Y L, ZHANG C Y, PAN H, et al. Optimization for calculation method of gas convective heat transfer coefficient inside regeneratively-cooled chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(1): 22-26.
- [13] 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.
- [14] 孙鑫,杨成虎. 5 kN 再生冷却发动机推力室传热研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 32-37.
- SUN X, YANG C H. Heat transfer investigation for 5 kN regeneratively-cooled engine thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(2): 32-37.
- [15] PIZZARELLI M, CARAPELLESE S, NASUTI F. A quasi-2D model for the prediction of the wall temperature of rocket engine cooling channels[J]. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 2011, 60(1): 1-24.
- [16] BARTZ D R. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficient[J]. Jet Propulsion, 1957, 27(1): 49-51.
- [17] 刘阳旻. 液体火箭发动机喷管附面层求解器开发与应用[D]. 北京:中国运载火箭技术研究院, 2021.
- [18] 刘阳旻,田原. 氢氧液体火箭发动机喷管边界层传热分析[J]. 低温工程, 2020(S1): 167-172.
- [19] KACYNSKI K. Thermal stratification potential in rocket engine coolant channels[R]. NASA-TM-4378.
- [20] HESS H L, KUNZ H R. A study of forced convection heat transfer to supercritical hydrogen[J]. Journal of Heat Transfer, 1965, 87(1): 41-46.
- [21] NARAGHI M, DUNN S, COATS D. A model for design and analysis of regeneratively cooled rocket engines[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.