

文章编号:1000-8055(2013)06-1357-07

火箭发动机燃烧室液膜-再生复合冷却数值仿真

孙 冰, 杨 薇, 郑力铭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对液体火箭发动机燃烧室液膜-再生复合冷却进行了数值计算, 针对液膜-燃气流场区多组分、轴对称 Navier-Stokes(N-S) 方程和再生冷却区单组分 N-S 方程进行求解, 并使用 $k-\epsilon$ 方程求解湍流流动. 对文献中的某液氧/煤油火箭发动机燃烧室进行了数值模拟, 该模型的计算结果能够与文献中的计算结果较好地吻合. 计算结果表明: ①液膜-再生复合冷却能有效地减少壁面热流密度和降低壁面温度, 且其形成的冷气边区覆盖了整个燃烧室及喷管壁面; ②再生冷却液入口质量流量越大, 复合冷却作用越明显, 壁面温度越低; ③随再生冷却液质量流量的不同其温升在 450~600 K 之间, 且质量流量越大, 再生冷却液的温升越小. ④壁面煤油的质量分数不断下降, 在喷管出口壁面处达到最低值, 但含有煤油的区域不断变大.

关 键 词: 液体火箭发动机; 液膜再生复合冷却; 热流密度; 数值计算; 湍流

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of liquid film and regenerative cooling
in a rocket combustor

SUN Bing, YANG Wei, ZHENG Li-ming

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical calculation was made for liquid film and regenerative cooling in a liquid rocket combustor. Multiple species axial Navier-Stokes (N-S) equations were solved for liquid-film/hot-gas flow field, single specie axial N-S equations were solved for regenerative flow field and $k-\epsilon$ equations for turbulent flow. A kerosene/LOx rocket combustor was simulated, and the results of the model agreed well with the results in reference. The results show that: (1) Liquid film and regenerative cooling decrease the wall flux and wall temperature effectively, and the cold area covers the whole combustor and nozzle wall. (2) The cooling effect becomes better with the increase of the regenerative coolant. (3) The temperature rise of the regenerative coolant is between 450~600 K, and becomes smaller when the mass flow rate of the regenerative coolant is larger. (4) The mass fraction of kerosene on the inner wall decreases along the axis and reaches the lowest value at the outlet, but the area containing kerosene becomes larger.

Key words: liquid rocket engine; liquid film and regenerative cooling; heat flux; numerical calculation; turbulent flow

收稿日期: 2012-06-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1357_019.html

作者简介: 孙冰(1960—), 女, 黑龙江佳木斯人, 教授、博士生导师, 博士, 主要研究方向为火箭发动机热防护.

通讯作者: 杨薇(1985—), 女, 湖北宜昌人, 博士生, 主要研究方向为液体火箭发动机热防护. E-mail: maggieyang@5a.buaa.edu.cn

对于大推力火箭发动机燃烧室, 高温高压使冷却系统的设计更为复杂. 再生冷却和液膜冷却都可以有效地降低火箭发动机燃烧室内壁面温度, 减小壁面热流密度, 从而保护火箭发动机壁面在许用范围之内. 由于其高达 90% 以上的冷却效率, 液膜冷却广泛用于液体火箭发动机燃烧室中^[1-3]. 而再生冷却在降低壁面热流密度上的作用极其明显, 可有效地降低壁面温度和壁面热流密度^[4-6].

随着计算机性能的发展, 关于火箭发动机燃烧室内冷却的数值模拟方法日益发展, 许多人对液膜冷却^[7-9]及再生冷却^[10-12]进行了 CFD 研究. 但到目前为止, 如何运用数值模拟方法对液膜-再生复合冷却进行快速有效的模拟仍有待研究. Zhang 等人^[13]对液膜-再生复合冷却进行了固液耦合数值仿真, 对液膜燃气进行了二维数值模拟, 对再生冷却进行了一维数值模拟. Kanda 等人^[14]对液膜-再生冷却效率建立了一维模型进行计算, 结果表明用少量的冷却剂即可达到预期的冷却效果. Ueda 等人的研究工作表明^[15], 实验发动机中使用 MMH(monomethyl hydrazine) 作为冷却剂和用 80% 的肼和 20% 的 MMH 混合燃料作冷却剂时冷却效果不同.

本文对火箭发动机燃烧室内液膜-再生复合冷却进行了数值计算, 针对液膜-燃气区域和再生冷却液区域对多组分轴对称 N-S 方程进行了求解. 主要内容包括: 建立了火箭发动机燃烧室液膜-再生复合冷却流场计算模型, 编制了 C# 程序对该模型进行数值求解, 得到了各流场参数结果, 通过和文献^[13]结果比较验证了该计算方法的有效性, 并对结果进行了分析.

1 计算模型

如图 1 所示为液膜-再生复合冷却示意图. 高温燃气从燃烧室入口进入, 冷却液膜从燃烧室壁面处喷入燃烧室内对壁面进行冷却, 同时再生冷却剂在冷却通道内反向流动带走内壁面传递来的热量. 为简化计算模型, 结合实际的物理过程在计算过程中将计算模型分为液膜-燃气区和再生冷却区两部分分别计算.

图 2 所示为计算流程, 首先假定一个已知的壁面热流密度作为再生冷却区的计算初始条件开始冷却液流场计算. 根据这一部分计算的结果可以得到内壁外侧的壁温. 然后由此壁温、内壁厚度和导热系数, 以及壁面热流密度计算出内壁内侧

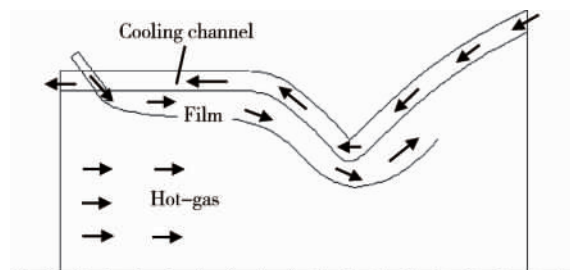


图 1 火箭发动机液膜-再生冷却示意图

Fig. 1 Liquid film and regenerative cooling in a rocket engine

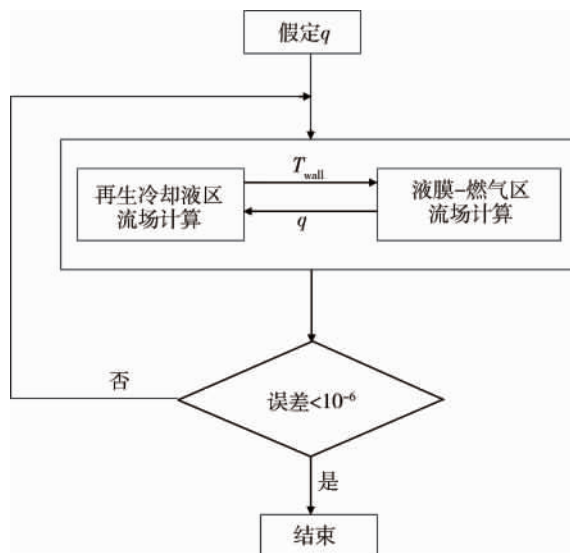


图 2 计算流程示意图

Fig. 2 Sketch map of calculation

的温度. 其次将此温度作为液膜-燃气区的边界条件进行流场计算, 并可从流场计算结果中得到壁面热流密度. 重复以上计算直至前后两次计算结果的误差小于 10^{-6} .

1.1 基本假设

为了简化液膜-燃气区的计算, 结合实际的物理过程, 本文中假定在液膜-燃气区有:

- 1) 燃气为理想气体且在入口已经混合均匀, 内部自由度处于平衡状态.
- 2) 液膜流动的雷诺数很小, 忽略惯性力的影响.
- 3) 忽略煤油裂解及液膜与主流间的化学反应.
- 4) 液膜为超临界入口, 忽略其蒸发吸热过程.
- 5) 忽略燃气与内壁面的辐射.

为了简化再生冷却区的计算, 本文中假定在再生冷却区有:

- 1) 再生冷却液为超临界入口, 忽略蒸发吸热过程.
- 2) 再生冷却液流动的雷诺数很小, 忽略惯性力.

3) 忽略金属壁面轴向导热。

4) 将三维再生冷却通道计算简化为二维流动计算,忽略冷却通道槽的影响。

1.2 控制方程

1.2.1 液膜-燃气区控制方程

对液膜-燃气区进行多组分、轴对称、非定常 N-S 方程求解,其在物理域坐标系下的表达式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \mathbf{G} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial r} + \mathbf{G}_v \right) + \mathbf{S} \quad (1)$$

在连续方程、动量方程和能量方程中

$$\mathbf{U} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{Bmatrix} \quad \mathbf{E} = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e + p)u \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e + p)v \end{Bmatrix} \quad \mathbf{G} = \frac{1}{r} \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ (e + p)v \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{E}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xr} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xr} + \dot{q}_x \end{Bmatrix} \quad \mathbf{F}_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{rr} \\ u\tau_{xr} + v\tau_{rr} + \dot{q}_r \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{G}_v = \frac{1}{r} \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta} \\ u\tau_{xr} + v\tau_{rr} + \dot{q}_r \end{Bmatrix} \quad \mathbf{S} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{q}_{che} - \dot{q}_{rad} \end{Bmatrix}$$

其中 e 为气体总能; $\dot{q}_{che}$ 为化学反应生成的热; $\dot{q}_{rad}$ 为辐射热损失; $\tau_{xx}, \tau_{rr}, \tau_{xx}, \tau_{xr}, \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta}$ 为黏性项; $\dot{q}_x, \dot{q}_r$ 为传热项。

对 $k-\epsilon$ 方程和仅考虑 Fick 扩散的组分方程

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \mathbf{G} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial r} + \mathbf{G}_v + \mathbf{S} \quad (2)$$

$$\mathbf{U} = \begin{Bmatrix} \rho k \\ \rho \epsilon \\ \rho w_i \end{Bmatrix} \quad \mathbf{E} = \begin{Bmatrix} \rho uk \\ \rho u \epsilon \\ \rho u w_i \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \rho vk \\ \rho v \epsilon \\ \rho v w_i \end{Bmatrix} \quad \mathbf{G} = \frac{1}{r} \begin{Bmatrix} \rho vk \\ \rho v \epsilon \\ \rho v w_i \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{E}_v = \begin{Bmatrix} \mu_k k_x \\ \mu_\epsilon \epsilon_x \\ \rho D_{im} w_{ix} \end{Bmatrix} \quad \mathbf{F}_v = \begin{Bmatrix} \mu_k k_y \\ \mu_\epsilon \epsilon_y \\ \rho D_{im} w_{iy} \end{Bmatrix}$$

$$\mathbf{G}_v = \frac{1}{r} \begin{Bmatrix} \mu_k k_y \\ \mu_\epsilon \epsilon_y \\ \rho D_{im} w_{iy} \end{Bmatrix} \quad \mathbf{S} = \begin{Bmatrix} G_k - \rho \epsilon \\ \frac{\epsilon}{k} (C_1 G_k - C_2 \rho \epsilon) \\ 0 \end{Bmatrix}$$

其中

$$G_k = \mu_t \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{v}{r} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right\}$$

$$\mu_k = \mu_0 + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad \mu_\epsilon = \mu_0 + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon}$$

湍流黏度

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$$

1.2.2 再生冷却区控制方程和内壁面导热方程

对再生冷却通道区域内流场进行网格划分,并求解单组分、单相、轴对称非定常 N-S 方程。

其在物理域坐标系下的连续方程、动量方程和能量方程表达式同上,各参数含义同上。湍流计算采用 $k-\epsilon$ 方程,其控制方程及各参数同上。

此外,由傅里叶定律,壁面径向热流密度

$$q = -\lambda \frac{\partial T}{\partial r}$$

1.3 数值方法

以上方程在不同区域均采用马考马克格式求解,即采用“预估步—校正步—平均步”达到时间 2 阶精度和空间 2 阶精度,并且添加了一定的人工黏性,其时间步长受到 CFL (Courant Friedrichs Lewy) 条件的严格限制。此处用该方程计算了稳态问题。

中心区域采用 2 阶中心差分,边界区域采用 1 阶差分。在液膜-燃气区域和再生冷却区域,以上方程先经坐标变换,得计算域控制方程。再依次求解连续方程、动量方程、能量方程、 $k-\epsilon$ 方程和组分方程。多次循环使前后两次计算的最大误差小于 10^{-6} 。

1.4 边界条件

在各区域取边界条件如下。

1) 液膜-燃气区

在液膜入口和燃气入口处均有

$$u = u_0, v = v_0, \rho = \rho_0, e = e_0$$

$$w_i = w_{i0}, L = D_h, l = 0.07L$$

$$k = \frac{3}{2}(uI)^2, \varepsilon = C_\mu^{3/4} \frac{k^{3/2}}{l}$$

其中 $u_0, v_0, \rho_0, e_0, w_{i0}$ 分别为给定的轴向速度、径向速度、密度、能量和质量分数,在不同的入口处其值不同. D_h 为入口水利直径. l 为湍流度,一般取为 $2\% \sim 7\%$.

出口:超声速出口,取各值的扩散系数为 0.

轴线:径向局部单向化.

壁面: $u = 0, v = 0, k = 0, \varepsilon = 0; \rho$ 和 w_i 的径向扩散系数为 0, 温度为第 1 类边界条件.

2) 再生冷却区

在再生冷却液区域入口处有

$$u = u_1, v = v_1, e = e_1, L = D_h, \\ l = 0.07L, k = \frac{3}{2}(uI)^2, \varepsilon = C_\mu^{3/4} \frac{k^{3/2}}{l}$$

由于是亚声速流动,且出口压力值给定,则入口处的压力取扩散系数为 0.

其中 u_1, v_1, ρ_1, e_1 分别为给定的轴向速度、径向速度、密度和能量,在再生冷却液入口为给定值.

出口:亚声速出口,压力为给定值 $p = p_1$,其他各值的扩散系数为 0.

壁面: $u = 0, v = 0, k = 0, \varepsilon = 0; \rho$ 的径向扩散系数为 0, 下壁面温度为第 2 类边界条件,上壁面绝热.

2 算例验证及结果分析

本文对文献[13]中的算例进行了验证.如图 3 所示的液体火箭发动机燃烧室采用了液膜-再生复合冷却方式进行冷却,液膜入口有 3 个,第 1 个位于燃烧室前部,第 2 个和第 3 个分布在收敛段前端.发动机为液氧/煤油液体火箭发动机,其各项计算参数如表 1 所示.其中无量纲距离

$$X_i = \frac{L_i - L_t}{L}$$

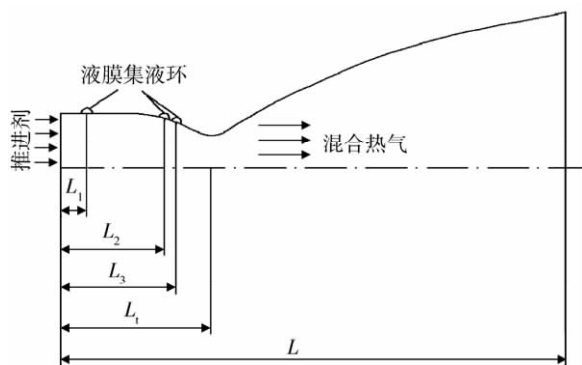


图 3 验证算例几何模型

Fig. 3 Geometry of calculation field

表 1 计算条件

Table 1 Calculation conditions

参数	数值
燃气入口压力/MPa	15
燃气入口温度/K	3800
冷却通道数	220
X_i	-0.250, -0.097, -0.075
各液膜入口质量流率/%	1.00, 0.76, 0.73
液膜入口温度/K	300
再生冷却剂入口温度/K	300
再生冷却通道出口压力/MPa	15
再生冷却质量流量/(kg/s)	25~40
冷却通道槽宽/mm	1.5
冷却通道槽高/mm	2.0
内壁厚/mm	1.0

2.1 网格划分

如图 4 为液膜-燃气区的网格划分,在壁面边界处划分附面层,对喉部和液膜入口区域的网格进行了加密.如图 5 为再生冷却流体区域的网格划分,在壁面边界层处加密.液膜-燃气区壁面处 y^+ 沿轴向分布中,除液膜入口处 y^+ 稍大,其余均在 $30 \sim 300$ 之间,符合 $k-\varepsilon$ 模型中 y^+ 对壁面网格的要求.且再生冷却区上下壁面均有 $30 < y^+ < 300$.在液膜-燃气区对 $171 \times 66, 341 \times 66$ 和 341×131 三种网格进行了无关性验证,在再生冷却区对 $255 \times 9, 355 \times 9$ 和 355×18 三种网格进行了无关性验证,其壁面温度最大误差小于 1.93% ,故选择了 171×66 和 255×9 的网格进行计算以减少计算时间.

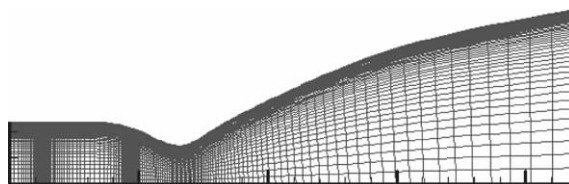


图 4 液膜-燃气区域网格

Fig. 4 Grids of liquid film-hot gas field

2.2 计算结果验证

图 6 所示为壁面热流密度分布,图 7 所示为内壁面温度分布.由图可知,本文中的方法与文献[13]中的结果趋势基本一致,但数值上有一定误

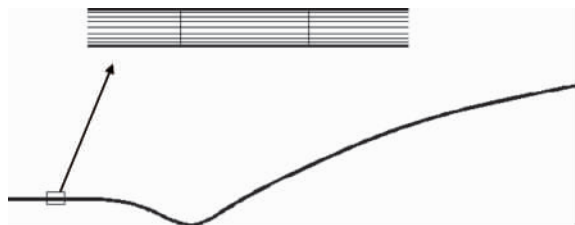


图5 再生冷却区网格

Fig. 5 Grids of regenerative field

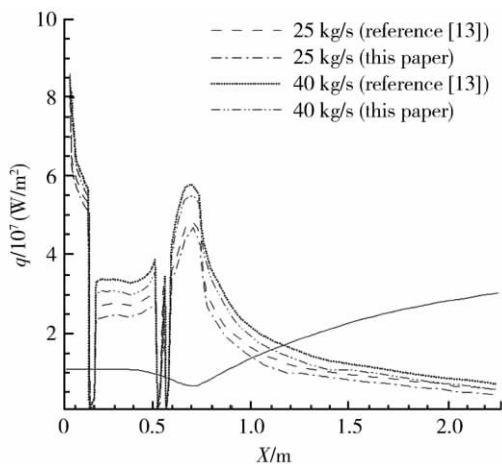


图6 壁面热流密度分布

Fig. 6 Wall flux distribution along wall

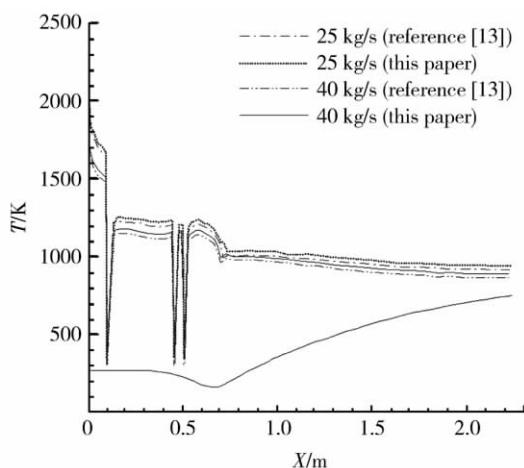


图7 内壁面温度分布

Fig. 7 Temperature distribution on inner wall

差,这是由于数值方法不同以及给定初始参数有一定误差导致的。

由图7可以看出,液膜-再生复合冷却可以有效地降低壁面温度,即使再生冷却通道内冷却液的质量流量仅为25 kg/s时,内壁面温度也能降低到1300 K以下,尤其是喉部温度得到了有效的控制。从壁面热流密度分布情况可以看出,喉部热流

密度仍然是最大的。在液膜入口处的壁面热流密度很小,而壁面温度很低,这说明此处燃气传给壁面的热量绝大部分由液膜吸收,这部分热量导致液膜温度急剧升高,但液膜造成的冷气边区仍覆盖了整个燃烧室直至喷管出口处,从而有效地保护了壁面。再生冷却剂入口质量流量越大,复合冷却作用越明显,壁面温度越低,壁面热流密度越大。

2.3 结果分析

图8~图13为再生冷却液质量流量为25 kg/s时的计算结果。

图8为液膜-燃气区域能量分布图,从图中可以看出:燃烧室气体总能量沿燃烧室轴向呈增加趋势,在喷管出口壁面处最小,在喷管出口中心处最大。图9为液膜-燃气区域压力分布图,图中所示压力在燃烧室圆管段处最大,在喷管收敛段处逐渐减小,在喷管扩张段继续减小直至喷管出口。这符合火箭发动机燃烧室能量分布和压力分布的规律。

图10为液膜-燃气区域温度分布图,图中燃气温度在燃烧室圆管段处最大,在液膜入口处最低,在喷管收敛段处逐渐减小,在喷管扩张段继续减小直至喷管出口。可从图中明显的看到液膜产生的冷却气从燃烧室壁面一直覆盖到喷管壁面。

图11为液膜-燃气区域煤油质量分数图,液膜入口处煤油质量分数为1,在沿壁面流动的过程中煤油分子不断的扩散到主流燃气区,因此沿壁面煤油的质量分数不断下降,在喷管出口壁面处达到最低值,但含有煤油的区域不断变大。同时可知,燃烧室中心处燃气质量分数趋近于1,仅壁面附近有煤油分布。

图12为液膜-燃气区域密度分布图,从图中可以看出,液膜入口处密度最大,随着液膜温度的升高以及扩散作用,液膜沿途的密度逐渐降低。燃烧室气体密度沿燃烧室轴向呈减小趋势,在喷管出口处最小。

图13所示为再生冷却液中心线上温度沿轴向分布图。由于再生冷却液从喷管尾部进入,和燃气的流动方向相反,因此其温度沿轴向逆向增加。在液膜分布相同的情况下,随再生冷却液质量流量的不同,其温升在450~600 K之间。质量流量越大,再生冷却液的温升越小。由图中可以明显地看出,在液膜入口的位置再生冷却液的温升比较平缓,这是由于此时热气传给壁面的热量几乎全部由液膜吸收,而壁面传给再生冷却液的热量约为0。

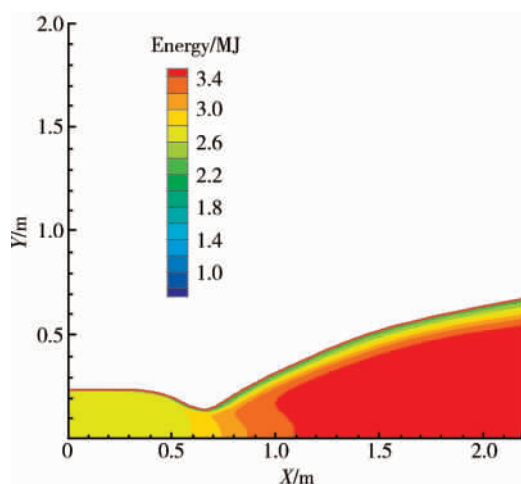


图8 液膜-燃气区域能量分布

Fig. 8 Energy distribution in liquid film-hot gas field

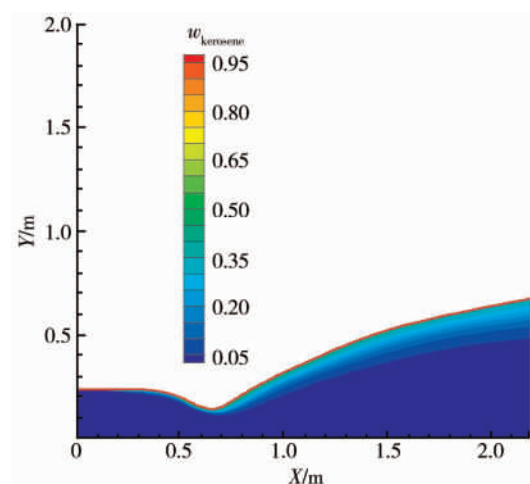


图11 液膜-燃气区煤油质量分数分布

Fig. 11 Mass fraction of kerosene distribution in liquid film-hot gas field

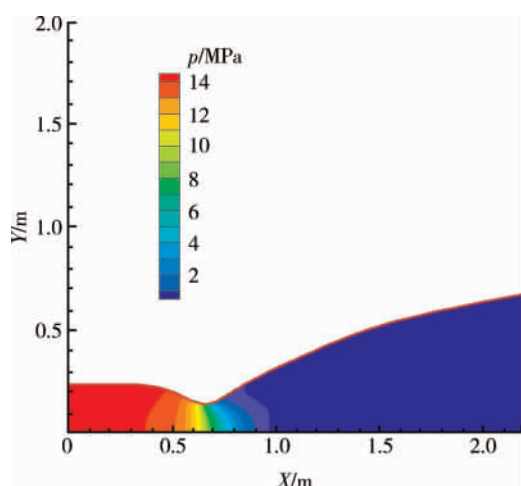


图9 液膜-燃气区域压力分布

Fig. 9 Pressure distribution in liquid film-hot gas field

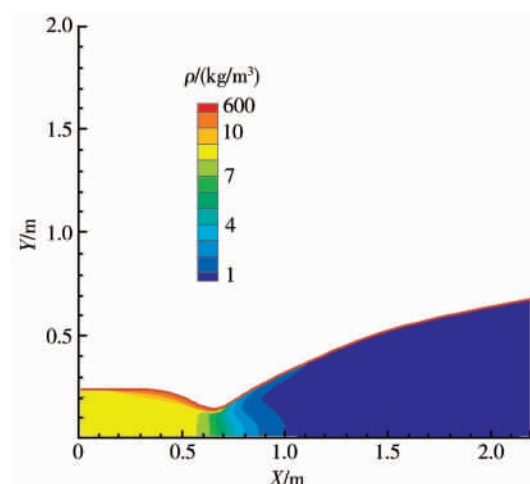


图12 液膜-燃气区域密度分布

Fig. 12 Density distribution in liquid film-hot gas field

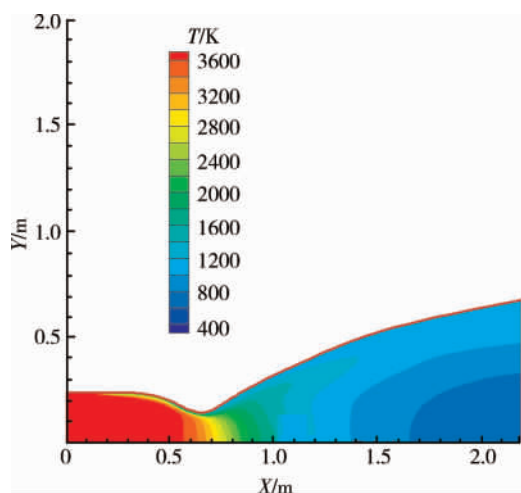


图10 液膜-燃气区域温度分布

Fig. 10 Temperature distribution in liquid film-hot gas field

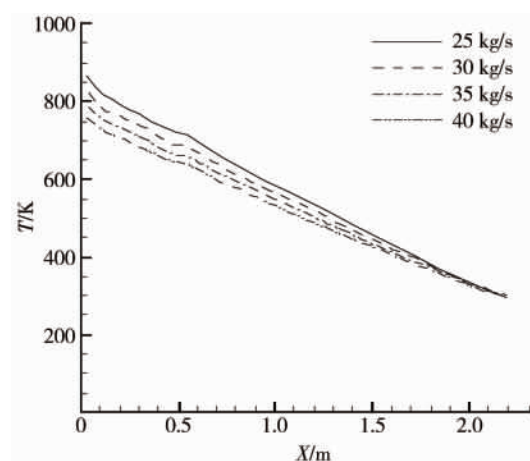


图13 再生冷却液中心线上温度沿轴向分布

Fig. 13 Temperature distribution at the center line of the regenerative cooling field

3 结 论

本文建立了液体火箭发动机推力室的液膜-再生复合冷却二维数值计算模型,主要针对液氧/煤油液体火箭发动机多液膜入口时再生冷却剂不同质量流量的工况进行了数值计算.通过对这种算法的研究,得出以下结论:

1) 对于文献中液体火箭发动机的燃烧室,本文模型的计算结果能够与文献结果较好地吻合.

2) 液膜-再生复合冷却能有效地降低壁面热流密度,使壁面温度降低.

3) 再生冷却剂入口质量流量越大,复合冷却作用越明显,壁面温度越低.

4) 随再生冷却液质量流量的不同其温升在450~600 K之间,且质量流量越大,再生冷却液的温升越小.

参考文献:

- [1] Shedd T A, Corn M L, Cohen J M, et al. Liquid film formation by an impinging jet in a high velocity air stream[R]. AIAA 2009-998, 2009.
- [2] Inamura T, Amagasaki S, Yanaoka H. Thickness of liquid film formed by impinging jets on a concave wall[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(3): 612-617.
- [3] Sirignano W A, Rankin D D. UCI liquid film miniature combustor[R]. AIAA 2009-5317, 2009.
- [4] Kanda T, Masuya G, Wakamatsu, et al. Effect of regenerative cooling on rocket engine specific impulse[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(2): 286-288.
- [5] Bao W, Qin J, Zhou W X, et al. Performance limit analysis of re-cooled cycle for regenerative cooling systems[J]. Energy Conversion and Management, 2009, 50(8): 1908-1914.
- [6] Mirzamoghadam A V. Advanced liquid rocket chamber wall cooling design criteria[R]. AIAA 91-1982, 1991.
- [7] Ulas A, Boysan E. Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 18(11): 349-358.
- [8] Dellimore K H, Marshall A W, Trouve A, et al. Numerical simulation of subsonic slot-jet film cooling of an adiabatic wall[R]. AIAA 2009-1577, 2009.
- [9] Yang W, Sun B. Numerical simulation of liquid film in a liquid oxygen/rocket propellant 1 liquid rocket[J]. AIAA Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2012, 26(2): 328-336.
- [10] Ely M J, Jubran B A. A numerical study on improving large angle film cooling performance through the use of sister holes[J]. Numerical Heat Transfer: Part A, 2009, 55(7): 634-653.
- [11] Kang Y D, Sun B. Numerical simulation of liquid rocket engine thrust chamber regenerative cooling[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(1): 155-164.
- [12] 杨薇, 孙冰. 液膜再生复合冷却中液膜传热特性[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2015-2020.
YANG Wei, SUN Bing. Thermal characteristics of liquid film in a film regenerative cooling system[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2015-2020. (in Chinese)
- [13] Zhang H W, He Y L, Tao W Q. Numerical study of film and regenerative cooling in a thrust chamber at high pressure[J]. Numerical Heat Transfer: Part A, 2007, 52(11): 991-1007.
- [14] Kanda T, Masuya G, Ono F, et al. Effect of film cooling/regenerative cooling on scramjet engine performances[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5): 618-624.
- [15] Ueda S, Kuroda Y, Miyajima H. Bipropellant performance of N_2H_4/MMH mixed fuel in a regeneratively cooled engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5): 646-652.