

液体火箭发动机燃烧室壁液膜冷却的数值模拟

王慧洁, 许坤梅
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究液体火箭发动机的液膜冷却,建立了液膜模型。考虑核心气流与液膜间的对流传热,辐射传热以及壁面与液膜的对流传热分析传热量,由液膜的卷吸和液膜的蒸发计算传质,并由气液界面和液固界面的摩擦力分析流动情况。在 400 N 小发动机内流场数值模拟中采用了该液膜模型,计算得到的壁面温度分布与试验结果符合较好,表明该模型是合理可行的。改变发动机燃烧室半径和圆筒段长度,将数值模拟结果对比分析发现:在一定范围内随着半径和圆筒段长度的增加,液膜长度减小,室壁温度升高,冷却效果变差。研究结果可为发动机的设计提供参考。

关 键 词: 液膜冷却模型; 传热; 传质; 燃烧室; 液体火箭发动机

中图分类号: V434⁺.14 **文献标志码:** A

Numerical simulation of liquid film cooling for combustion chamber wall of liquid rocket engine

WANG Huijie, XU Kunmei
(School of Astronautics,

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

Abstract: To study the liquid film cooling in liquid rocket engine, a liquid film model was established. The convection heat transfer and radiative heat transfer between the core flow and the liquid film, and the convection heat transfer between the wall and the liquid film were considered to analyze the heat quantity. The mass transfer inducing the entrainment and evaporation of the liquid film was calculated. The friction force between gas-liquid interface and liquid-solid interface was used to analyze the film flow. The model was used in the numerical simulation of flow field within a small engine with 400 N thrust. The numerical simulation results were in good agreement with the test data, showing that the model is reasonable and feasible. Comparative analysis of simulation results of different radius and the length of cylinder section of the combustion chamber revealed that within a certain range, with the increase of the radius and the length of the cylinder section, the liquid film length decreased, and the chamber wall temperature increased, so the cooling effect became worse, the result can offer a reference for the liquid rocket engine design.

Key words: liquid film cooling model; heat transfer; mass transfer; combustion chamber; liquid rocket engine

收稿日期: 2017-07-13
作者简介: 王慧洁(1991—),女,硕士生,主要从事液体火箭发动机液膜冷却研究。

引用格式: 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. WANG Huijie,XU Kunmei. Numerical simulation of liquid film cooling for combustion chamber wall of liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(11):2660-2668.

液体火箭发动机推力室充满高温高压的燃气,热流密度大,因此必须对推力室进行冷却^[1]。对于小推力液体火箭发动机,液膜冷却是其常用的冷却方式。

国外关于液体火箭发动机液膜冷却的研究比较早,从 20 世纪 60 年代起主要根据试验数据和能量守恒总结出经验或半经验公式,如 Stechman 半经验公式^[2-3]、Ambrosini 经验公式^[4],来计算液膜传热系数。经验公式法通过计算传热来预测液膜长度,忽略了液膜的传质及流动的变化,具有很大的局限性。随着计算机技术的发展,数值计算方法得到广泛应用^[5-6]。杨薇等^[7]根据能量守恒计算蒸发,动量守恒计算卷吸,分析流量对热流密度、冷却效率的影响,由此来分析液膜冷却效果。文献[8-9]对液膜区运用控制体积法进行数值计算,研究了冷却剂流量、冷却剂入口温度等对壁面温度、热流密度的影响。文献[10]考虑辐射传热和对流传热建立液膜模型,对某双组元发动机进行数值模拟,分析了冷却剂流量对壁面温度的影响。前人用数值方法对液膜冷却的研究中,侧重传热的计算,对传质、流体流动方面考虑的不全面,传热、传质、流体速度、摩擦力等之间相互的影响研究的较少,不能准确地描述液膜铺展情况。

本文综合考虑了液膜的对流传热、辐射传热、传质、摩擦等各种因素,建立了较为完善的液膜模型,并将其与燃烧室内流场耦合计算,得到了液膜流动中速度、厚度的变化,由此求得壁面受液膜保护的区域以及发动机的壁面温度和内流场情况,比较分析了发动机燃烧室半径和圆筒段长度对液膜冷却效果及燃烧室内流场的影响。

1 液膜冷却模型的建立

喷雾液滴撞壁后部分附壁铺展形成液膜,液膜在燃烧室壁流动时与核心气流、室壁之间存在辐射传热、对流传热。核心气流对液膜的卷吸以及液膜自身的蒸发造成液膜的质量损失。由于流体黏性及传质造成液膜速度、厚度变化。

1.1 基本假设

发动机推力室壁面是曲面,原则上要用三维空间的质量方程、动量方程、能量方程等来描述,但因涉及复杂的物理过程,因此研究液膜时通常做一些简化假设。

1) 引入“薄膜近似”,液膜厚度远小于壁面的曲率半径,忽略壁面曲率影响。

2) 只考虑气流对液膜的影响,忽略液膜对气流的影响。

3) 忽略液膜所受的重力。

4) 不考虑液膜内的化学反应。

1.2 液滴撞壁过程

在沉降型液膜冷却中,喷嘴喷出液滴,大部分蒸发燃烧,小部分液滴与壁面碰撞沉积形成液膜。本文忽略液滴之间相互的影响,来分析单个液滴撞壁,将其看成一个球形液滴分析撞壁后可能产生的形态。根据液滴直径、速度、物性参数、推力室压力等的不同,液滴撞壁后会存在反弹、铺展、破碎等几种不同的运动形态,根据 Bai-Gosman 模型,其判断依据是液滴韦伯数^[11]

$$We = \frac{\rho u^2 d}{\sigma} \tag{1}$$

其中 σ 为液体表面张力系数, u 为液滴入射速度, d 为液滴直径。

在燃烧室喷雾流场计算中获取撞壁液滴速度、直径、质量、位置等参数并进行韦伯数计算,当 $We < 5$ 时液滴反弹,反弹前后速度关系为

$$\begin{cases} u_n = -e u_{n0} \\ u_\tau = 5 u_{\tau 0} / 7 \end{cases} \tag{2}$$

$$e = 0.993 - 1.76\theta + 1.56\theta^2 - 0.49\theta^3 \tag{3}$$

其中 e 为恢复系数, θ 为入射角度,下标 τ 表示切向, n 表示法向。

当 $5 < We < We_c$ 时液滴铺展形成液膜,临界韦伯数 We_c 为

$$We_c = 1320 \left(\frac{\rho \sigma d}{\mu^2} \right)^{-0.18} \tag{4}$$

当 $We > We_c$ 时,液滴破碎,假定破碎成两组液滴,直径分别为 d_1 和 d_2 ,对应的数量为 N_1 和 N_2 ,两种液滴总质量相等,数量满足

$$N_1 + N_2 = 5 \left(\frac{We}{We_c} - 1 \right) \tag{5}$$

1.3 液膜的传热计算

液膜流动中存在对流传热、辐射传热,推力室内热气流与液膜间的传热系数 h_g 以及液固间对流传热系数 h_f 采用 Stechman 提出的适用于小推力液体火箭发动机的经验公式来计算,如式(6)和式(7)所示

$$h_g = \frac{0.026 \mu_f^{0.2}}{D_*^{0.2} Pr_f^{0.667}} \left(\frac{W}{A_*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_*}{A} \right)^{0.9} \frac{H_r - H_w}{T_r - T_w} \xi \tag{6}$$

$$h_f = 0.0288 \frac{c_{pf}}{Pr_f^{0.667} \mu_f^{0.2} x^{0.2}} \left(\frac{\eta W_t \mu_g h_g Pr_g^{2/3} \rho_t}{\pi R c_{pg}} \right)^{0.4} \tag{7}$$

式中下标 * 表示喉部位置, g 表示气流, w 为壁面条件, f 表示液膜特性, r 为恢复条件。变量 μ 为动力黏度, D 为发动机燃烧室直径, A 为发动机横截面积, W 为注入发动机推力室的冷却剂流量, H 为总焓值, ξ 为边界层处与密度和黏度有关的无量纲的数值, η 为无量纲数, x 为流动距离, R 为燃烧室半径。

燃烧室内存在高温高压燃气, 具有很强的辐射能力。由于燃烧室内温度、成分、浓度分布不均匀, 较为复杂, 这里假设气体辐射均匀来计算辐射热流密度^[12]。

1.4 液膜的传质

液膜与气流之间的传质分为有相变的蒸发和无相变的卷吸。由蒸发造成的质量损失 m_v 根据图 1 所示的能量守恒计算得出。假定液膜在未达到饱和温度时不存在蒸发。在液膜达到饱和温度前, 高温燃气热量 Q_1 传给液膜, 一部分用于升温, 即 Q_2 , 一部分热量 Q_3 传给固体壁面, 当液膜达到饱和温度后, 液膜自身净吸收的热量 Q_4 用于蒸发吸热。

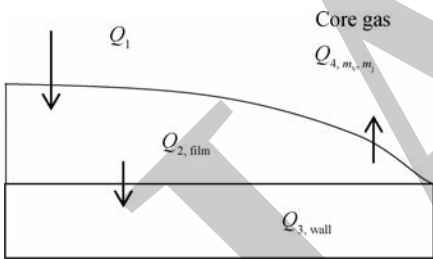


图 1 液膜冷却模型

Fig. 1 Diagram of liquid film cooling model

当液膜未达到饱和温度, 能量转移关系式为

$$[h_g(T_g - T_f) - h_f(T_f - T_w) + Q_{rad}]S - m \int_{T_0}^{T_1} c_p dT = 0 \tag{8}$$

当液膜达到饱和温度, 传给液膜的热量主要用于蒸发, 根据能量守恒得

$$[h_g(T_g - T_f) + Q_{rad} - h_f(T_f - T_w)]S = m_v \lambda \tag{9}$$

其中 Q_{rad} 为辐射热流密度, S 为气液相间的有效界面面积, λ 为潜热。

卷吸是指气流速度较高时, 液膜表面产生的不稳定波独立运动并发展, 在气流应力作用下, 波峰脱离液膜卷入气流。当气流流速较低时, 邻波合并, 最终在切应力作用下波峰卷入气流^[13]。卷

吸量 m_j 的计算采用以下关联式^[14]:

$$\frac{m_j}{\rho_g u_g} = \begin{cases} 5.75 \times \left[\left(\frac{\rho_f}{\rho_g} \right)^2 \frac{Re_f - Re_f^*}{M} \right]^{0.316} & Re_f > Re_f^* \\ 0 & Re_f \leq Re_f^* \end{cases} \tag{10}$$

其中

$$M = \rho \sigma D / \mu_f^2 \tag{11}$$

$$Re_f^* = \exp \left[5.85 + 0.425 \frac{\mu_g}{\mu_f} \sqrt{\frac{\rho_f}{\rho_g}} \right] \tag{12}$$

在液膜流动方向上将液膜分成一个个小单元, 只考虑上游对下游的影响依次对各个小单元内液膜传质进行计算。则相邻两个液膜单元的质量流量关系为

$$m_2 = m_1 - (m_v + m_j) \tag{13}$$

1.5 界面的摩擦

液膜在壁面上流动时, 黏性阻力阻碍液膜前进, 气流会拖拽液膜向前铺展。液膜在气液界面摩擦力 F_1 和液固界面摩擦力 F_2 的作用下向前流动, 根据动量定理可知

$$(F_1 - F_2) \Delta t = m_2 \bar{u}_2 - m_1 \bar{u}_1 \tag{14}$$

其中 Δt 为液膜在小单元中停留的时间, 由此求得下一个单元平均速度。

平均速度 $\bar{u}$ 可表示为

$$\bar{u} = \frac{1}{\delta} \int_0^\delta u(y) dy \tag{15}$$

液膜速度在厚度方向上的分布采用平板绕流模型, 规律如下:

$$u(y) = \begin{cases} 2u_\infty \left(\frac{y}{\delta} - \frac{y^2}{2\delta^2} \right) & Re \leq 10^6 \\ u_\infty \left(\frac{y}{\delta} \right)^{0.143} & Re \geq 10^6 \end{cases} \tag{16}$$

其中 δ 为液膜厚度, u_∞ 为气液界面液膜的速度。由此可知液膜平均速度与气液界面速度的关系。

由液膜质量流量、平均速度和燃烧室半径可知液膜厚度

$$\delta = \frac{\dot{m}}{2\pi R u_\infty} \tag{17}$$

气液两相间, 沿流动方向上的摩擦力可以表示为气液两相在相界面上的速度差及曳力因子的函数^[15]

$$F = S \phi \rho_g (u_g - u_\infty) |u_g - u_\infty| \tag{18}$$

曳力因子为^[16]

$$\varphi = 0.079 \times \left[\frac{u_g(D-2\delta)}{\nu_g} \right]^{-0.25} \times$$
$$(1 + 115 \times \delta^{*N}) \tag{19}$$

其中

$$\delta^* = \frac{\delta}{[\sigma(\rho_f - \rho_g)g]^{0.5}}$$
$$\tag{20}$$

$$N = \frac{3.95}{1.8 + \frac{3}{D^*}}$$
$$\tag{21}$$

$$D^* = \frac{D}{[\sigma(\rho_f - \rho_g)g]^{0.5}}$$
$$\tag{22}$$

其中 ν 为运动黏度。

由于液膜厚度远小于壁面曲率半径,液膜在壁面流动时液固间的摩擦力 F_2 可按平板不可压层流附面层摩擦阻力来计算^[17]。

2 模型验证及结果分析

为计算液膜需从流场中获取相关参数,为此将液膜与燃烧室内流场耦合计算。

2.1 数值解法

由于发动机推力室为轴对称结构,所以发动机内流场可简化为二维轴对称流场。发动机内流场中喷雾燃烧两相流采用 Eulerian-Lagrangian 模型,将流体作为连续介质,颗粒群作为离散体系。湍流模型采用 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 模型。燃烧模型采用适合快速湍流化学反应的 eddy-dissipation model(EDM)燃烧模型。

采用液膜冷却模型的燃烧室数值模拟步骤如下:在发动机内流场计算中采用 Bai-Gosman 模型处理液滴撞壁形态,从中获取液膜初始流量、速度及起始位置,从流场中获取核心气流的温度、速度等参数,根据液膜模型计算得出液膜覆盖情况,进而改变流场边界条件进行数值模拟,直到流场收敛液膜达到稳定状态。

2.2 模型验证

根据文献[18]中的试验数据进行对比验证,发动机推进剂为甲基胍(MMH)和四氧化二氮(NTO)。喷注器采用双组元离心式,其内喷嘴喷入燃料,外喷嘴喷入氧化剂,假设液滴尺寸分布服从为 Rosin-Rammler(R-R)分布。每个算例的具体喷注参数如表 1 所示。表 1 中, $\dot{m}$ 为推进剂质量流量, V_{MMH} 为甲基胍速度, V_{NTO} 为四氧化二氮速度, $d_{mean, MMH}$ 为甲基胍液滴质量中径, $d_{mean, NTO}$ 为四氧化二氮液滴质量中径, n 为液滴分布指数。

表 1 推进剂喷注参数
Table 1 Propellant injection parameters

参数	数值及详情	
	Case1	Case2
$\dot{m}/(\text{g/s})$	130	130
氧燃比	1.66	1.66
$V_{MMH}/(\text{m/s})$	16.2	16.2
$V_{NTO}/(\text{m/s})$	2.6	2.6
$d_{mean, MMH}/\mu\text{m}$	60	65
$d_{mean, NTO}/\mu\text{m}$	45	45
液滴尺寸/ μm	5~110	5~200
液滴分布	R-R($n=4$)	R-R($n=4$)

由于液体火箭发动机通过试验手段无法直接测量液膜,一般采用测量壁温的方法分析冷却效果。各算例得到的壁面温度和试验测量值对比如图 2 所示,横坐标 X 为各点距喷注面的距离。由此可知,发动机壁面温度的数值模拟结果与试验值较为符合。

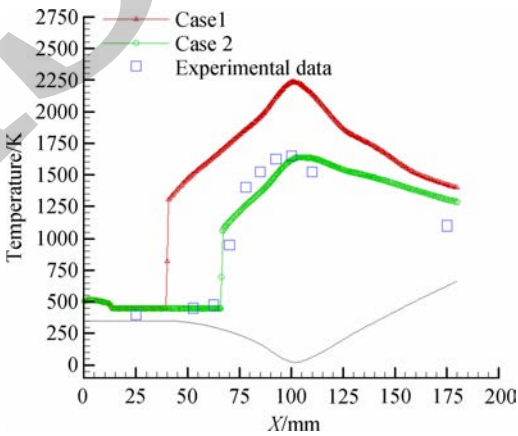


图 2 验证算例壁面温度分布
Fig. 2 Wall temperature distribution of validation case

由于液滴参数的不同,两组数值模拟结果也存在着差异。Case 2 与 Case 1 相比甲基胍质量中径从 $60\mu\text{m}$ 增加大 $65\mu\text{m}$,从图 2 可知液膜变长,壁面温度下降。液滴尺寸保持 Rosin-Rammler 分布不变,增大质量中径意味着直径较大的液滴数量增多。直径越大液滴越不易蒸发,撞击壁面后铺展形成液膜的液滴越多,形成的液膜越长,能更好的保护壁面。较小尺寸的液滴在流场中容易蒸发变成气体,一方面加剧了燃烧,另一方面使得到达壁面的液滴较少。且直径小的液滴撞击壁面后容易反弹,不易沉积形成液膜,所以

液膜长度较短,壁面温度较高。

由以上计算结果及分析可知,本文建立的液膜模型与流场耦合计算后可以得出液膜覆盖面和存在液膜的发动机壁面温度分布。

2.3 发动机型面尺寸对液膜影响分析

燃烧室尺寸的不同主要为半径的改变以及燃烧室圆筒段长度的改变。本文在文献[18]发动机型面结构基础上,分别改变上述两参数,进行数值模拟对比分析。由于 Case 2 数值模拟结果与试验结果最为符合,所以下面的算例全部采用 Case 2 的喷注条件。

1) 改变燃烧室半径尺寸,燃烧室半径分别为 28、30、35、40 mm。壁面温度对比图、压强在轴向

的分布对比图、液膜厚度 H 对比图、液膜热流密度 q 对比图、液膜质量损失 ΔM 对比图、液膜速度 V 对比图和流场温度分布云图分别如图 3~图 9 所示,图 9 中 Y 的相对值表示各个发动机的径向尺寸。

通过各个对比图发现,随着燃烧室半径的增大,每个小单元内液膜传质量增大,液膜覆盖面减小,发动机壁面温度增高。当半径达到 40 mm 时液滴未能形成液膜,液膜不存在。原因有两个方面:其一,随着半径的增加,燃烧室容积增大,燃烧更加充分,导致燃烧室高温区增大,压强增大。随着高温区和压强的增大,气液间热流密度增大,导致液膜的蒸发加快,液膜长度变短。其二,液膜是

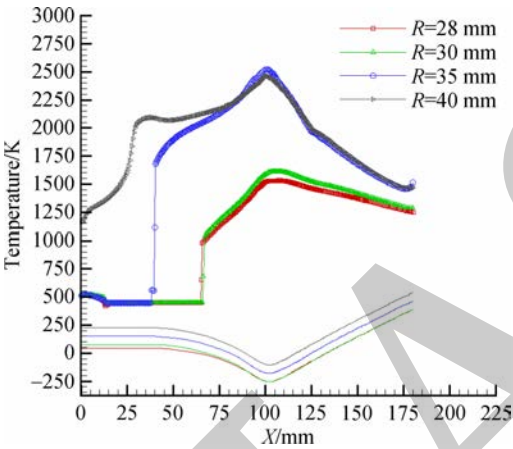


图 3 不同燃烧室半径下壁面温度对比
Fig. 3 Wall temperature comparison with different combustion chamber radius

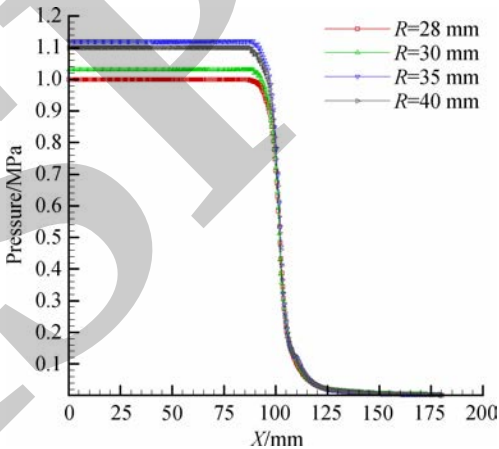


图 4 不同燃烧室半径下壁面压强对比
Fig. 4 Wall pressure comparison with different combustion chamber radius

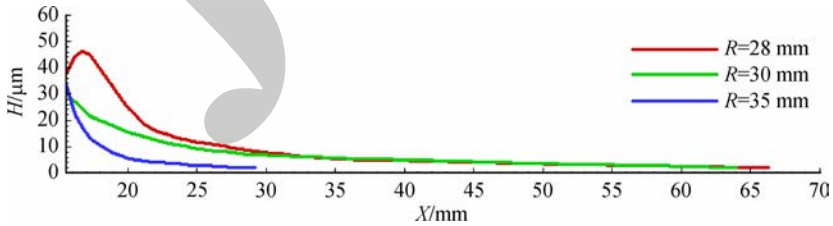


图 5 不同燃烧室半径下液膜厚度对比
Fig. 5 Liquid film thickness comparison with different combustion chamber radius

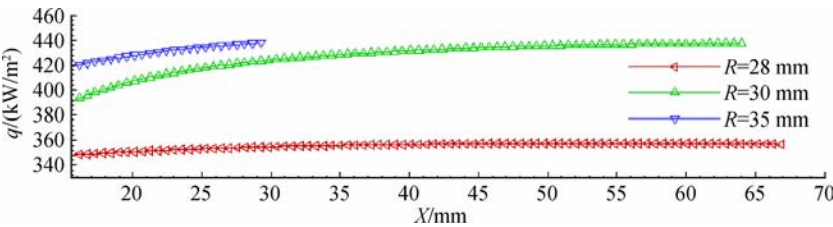


图 6 不同燃烧室半径下液膜热流密度对比
Fig. 6 Heat flux of liquid film comparison with different combustion chamber radius

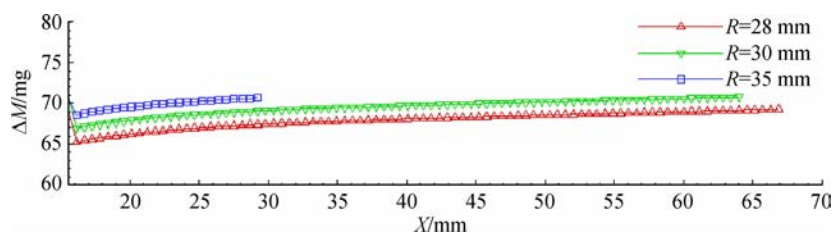


图 7 不同燃烧室半径下液膜质量损失对比

Fig. 7 Mass loss of liquid film comparison with different combustion chamber radius

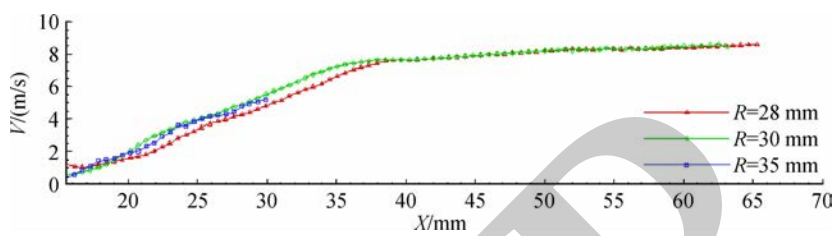


图 8 不同燃烧室半径下液膜速度对比

Fig. 8 Velocity of liquid film comparison with different combustion chamber radius

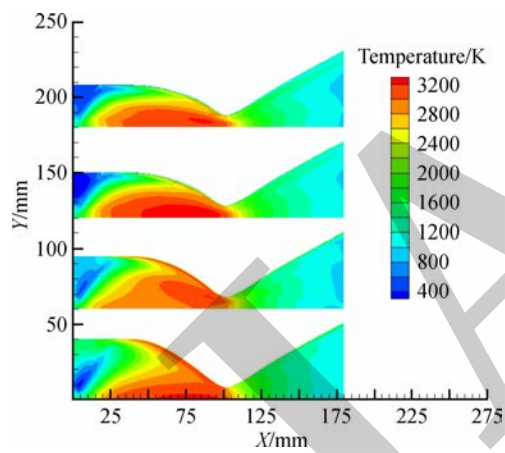


图 9 不同半径下流场温度对比

Fig. 9 Flow field temperature comparison with different combustion chamber radius

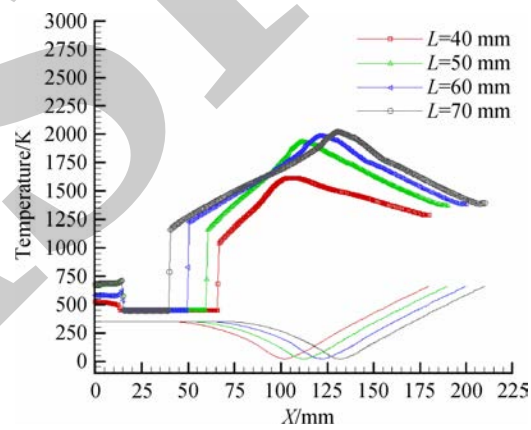


图 10 不同圆筒段长度下壁面温度对比

Fig. 10 Wall temperature comparison with different lengths of cylinder section

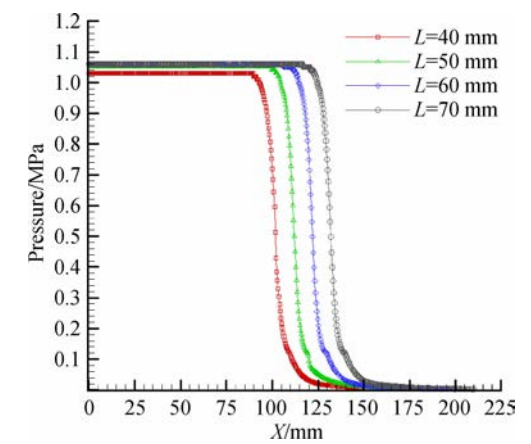


图 11 不同圆筒段长度下壁面压强对比

Fig. 11 Wall pressure comparison with different lengths of cylinder section

由喷注器喷出液滴撞击壁面铺展形成,当燃烧室半径增大后,液滴到壁面的距离变大,直径较小的液滴在到达壁面前已经完全蒸发形成气体,到达壁面的液滴变少,形成的液膜变短。

以上从液滴形成液膜前后两个方面说明了在一定的范围内随着半径的增大,液膜覆盖面减少,冷却效果变差,壁面温度变高。

2) 改变燃烧室圆筒段长度,圆筒段长度 L 分别为 40、50、60、70 mm,壁面温度对比图、压强在轴向的分布对比图和流场温度分布云图、液膜厚度对比图、液膜热流密度对比图、液膜质量损失对比图、液膜速度对比图、如图 10~图 16 所示。

通过图 11 发现,燃烧室的压强几乎没有什变

化。在一定范围内,当燃烧室圆筒段长度增加时,单元内传质量增加,壁面温度变高,因为圆筒段长度增加,燃烧室容积增大,燃料和氧化剂混合更均匀,反应更加充分,液滴蒸发更快,形成液膜的液滴变少,液膜覆盖面变小,壁面温度相对较高。

由图 10 可知,发动机喉部温度最高并达到峰值,与实际情况相符合。液膜覆盖区温度稳定在冷却剂饱和温度左右。因为其他壁面直接与高温气流接触,而液膜覆盖区的壁面温度主要受液膜对流传热的影响,液膜温度不高于其饱和温度,所以壁面温度较低且较稳定。

由图 9 和图 12 可知,流场中温度分布相似,入口处温度较低,从入口到喉部温度一直增加,喉部以后温度又降低。这是因为入口处推进剂尚未混合均匀,参与反应的燃料和氧化剂较少,且由于壁面上的液膜降低了周围的环境温度。

由图 7、图 15 可知,沿轴向液膜蒸发量逐渐增大,因为沿轴向核心气体温度增高,热流密度

大,传热量大,液膜蒸发加快,且随着燃烧更剧烈,气流速度增大,加快了由卷吸造成的质量损失。但由图 5、图 13 可知,在流动方向上质量损失增大,液膜厚度减小的速度却变慢,这是因为从图

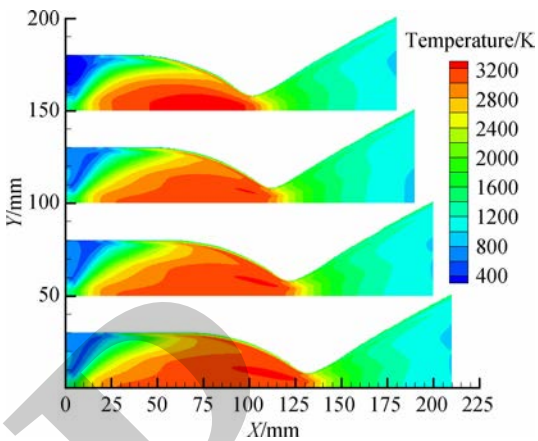


图 12 不同圆筒段长度下流场温度对比
Fig. 12 Flow field temperature comparison with different lengths of cylinder section

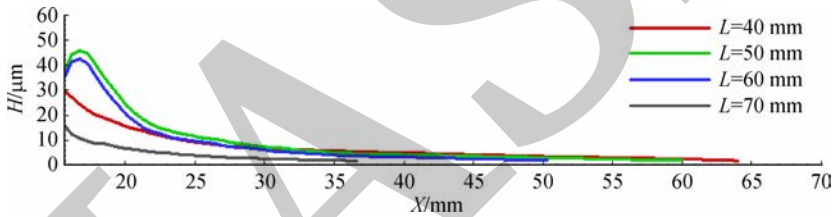


图 13 不同圆筒段长度下液膜厚度对比
Fig. 13 Liquid film thickness comparison with different lengths of cylinder section

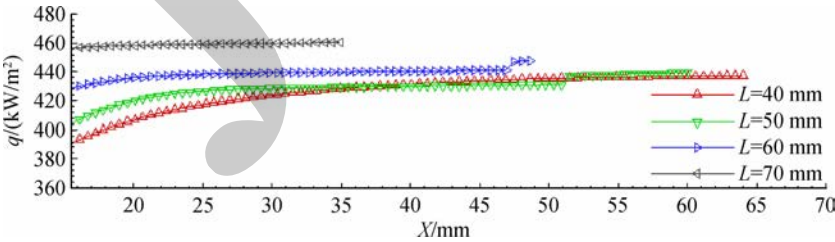


图 14 不同圆筒段长度下热流密度对比
Fig. 14 Heat flux of liquid film comparison with different lengths of cylinder section

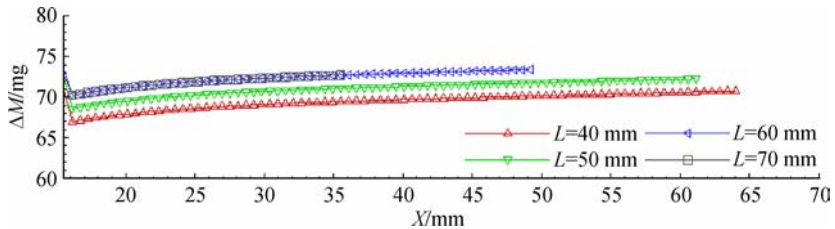


图 15 不同圆筒段长度下液膜质量损失对比
Fig. 15 Mass loss of liquid film comparison with different lengths of cylinder section

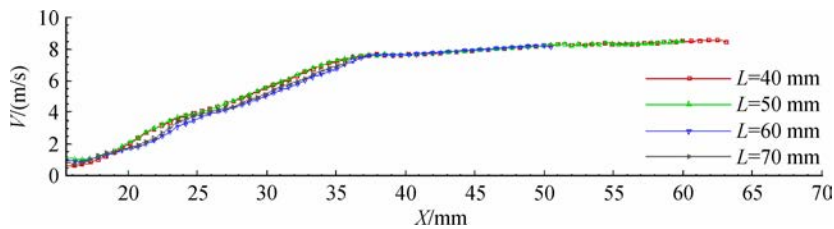


图 16 不同圆筒段长度下液膜速度对比

Fig. 16 Velocity of liquid film comparison with different lengths of cylinder section

8、图 16 可知液膜下游流动速度增长减缓,趋于稳定,速度对液膜厚度变化率的影响变小,液膜厚度的变化主要受质量损失的影响。且由速度对比图可知,开始气液界面摩擦力较大,随着流动,两界面摩擦力趋于平衡。

3 总 结

通过传热、传质和对液膜流动的分析建立液膜模型,并将液膜与发动机内喷雾燃烧两相流场、室壁进行传热、传质、流动的耦合计算。分别改变燃烧室半径和圆筒段长度后得到壁面温度、压强及流场温度分布后进行了对比分析。得出以下结论:

- 1) 由液膜模型结合流场计算得出的壁面温度与试验数据较吻合,说明模型合理可行。
- 2) 在喷注条件相同的情况下,燃烧室半径越大,液膜覆盖面越小,冷却效果越差,喉部温度越高。
- 3) 在喷注条件相同的情况下,燃烧室圆筒段长度越长,液膜长度越短,喉部温度越高。

建立的液膜模型能够计算出液膜蒸发量、速度、厚度及长度,与流场耦合计算后,能够分析液膜长度对壁面冷却效果的影响。但液膜模型不能更深入的分析液膜厚度对壁面温度的影响,应进一步研究二维液膜模型。

参考文献:

[1] 周红玲,杨成虎,刘桦. 液体火箭发动机液膜冷却研究综述[J]. 载人航天,2012,18(4):8-13.
ZHOU Hongling, YANG Chenghu, LIU Ben. Review of research on liquid film cooling for liquid-propellant rocket engine[J]. Journal of Manned Spaceflight, 2012, 18(4): 8-13. (in Chinese)

[2] HOWELL J C, OBERSTONE J, STECHMAN R C. Design criteria for film cooling for small liquid propellant rocket engines [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 6(2): 97-102.

[3] STECHMAN R C, JOELEE O, HOWELL J C. Film cooling design criteria for small rocket engines[R]. AIAA 68-

617, 1968.

[4] AMBROSINI W, MANFREDINI A, MARIOTTI F, et al. Heat transfer from a plate cooled by a water film with counter current air flow[J]. Nuclear Technology, 1995, 112(2): 227-237.

[5] JACOB D B, DARRELL S C, JAMES L R. Modeling fuel film cooling on rocket engine walls[R]. AIAA-2016-2149, 2016.

[6] MIRANDA A W, NARAGHI M H. Analysis of film cooling and heat transfer in rocket thrust chamber and nozzle [R]. AIAA-2011-712, 2011.

[7] 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)

[8] 张宏伟,陶文铨,何雅玲,等. 液体火箭发动机燃烧室液膜冷却数值研究[J]. 西安交通大学学报, 2006, 40(7): 748-752.
ZHANG Hongwei, TAO Wenquan, HE Yaling, et al. Numerical study of liquid film cooling in combustion chamber of liquid rocket engine[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2006, 40(7): 748-752. (in Chinese)

[9] SHINE S R, KUMAR S S, SURESH B N. A new generalized model for liquid film cooling in rocket combustion chambers [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55(19/20): 5065-5075.

[10] JANG D, KWAK Y, KWON S. Design and validation of a liquid film-cooled Hydrogen peroxide/kerosene bipropellant thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(2): 761-765.

[11] BAI C, GOSSMAN A D. Development of methodology for spray impingement simulation[R]. Society of Automotive Engineers, SAE Paper 95-0283, 1995.

[12] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社, 2006.

[13] 王科,白博峰. 高速气液两相流液膜卷吸夹带数值模拟研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(6): 968-970.
WANG Ke, BAI Bofeng. Numerical simulation study on entrainment of liquid film in high speed gas-liquid two-phase flow[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(6): 968-970. (in Chinese)

[14] HEWITT G F, GOVAN A H. Phenomenological modeling of non-equilibrium flow with phase change[J]. International

al Journal of Heat and Mass Transfer, 1990, 33(2): 229-242.

[15] WOERLEE G F, BERENDS J, OLUJIC Z, et al. A comprehensive model for the pressure drop in vertical pipes and packed columns[J]. Chemical Engineering Journal, 2001, 84(3): 367-379.

[16] STEPHAN M, MAYINGER F. Experimental and analytical study of countercurrent flow limitation in vertical gas/liquid flows[J]. Chemical Engineering Journal, 1992, 15(1): 51-62.

[17] 王新月, 胡春波. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.

[18] KNAB O, PRECLIK D, ESTUBLIER D. Flow field prediction with liquid film cooled combustion chambers of storable bi-propellant rocket engines[R]. AIAA 98-3370, 1998.

(编辑: 王碧琚)