

液氧/甲烷发动机再生冷却和膜冷却传热数值研究

苏展, 高玉闪*, 张晓光, 邢理想, 张航
(西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘要:针对可重复使用液氧甲烷发动机冷却套温升和压降模型计算效率不高且计算结果不准确的问题,运用巴兹半经验公式,建立了一种计算再生冷却和膜冷却相结合的推力室温度场的仿真模型,并与相关试车数据对比,验证了该模型温升和压降计算结果的准确性。通过模型仿真,研究了影响推力室冷却套换热的因素,结果表明:冷却剂流量越大、推力室室压越低和推力室壁厚越薄,冷却套换热效果越好。

关键词:再生冷却; 膜冷却; 温度场; 传热

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1674-5825(2022)04-0455-07

Numerical Study on Regenerative Cooling and Film Cooling Heat Transfer of Liquid Oxygen/ Methane Engine

DOI:10.16329/j.cnki.zrht.2022.04.013

SU Zhan, GAO Yushan*, ZHANG Xiaoguang, XING Lixiang, ZHANG Hang
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To solve the low calculation efficiency and poor accuracy problem of the temperature rise and pressure drop model for reusable liquid oxygen methane engine's cooling sleeve, a simulation model for calculating the temperature field of the thrust chamber with the combination of regenerative cooling and film cooling was established using Baz semi-empirical formula. Comparison with the relevant test data was conducted and the accuracy of the calculation results of temperature rise and pressure drop of the model was verified. Through the model simulation, the factors affecting the heat transfer of the cooling sleeve of the thrust chamber were studied. The results showed that the greater the coolant flow rate, the lower the pressure of the thrust chamber, and the thinner the wall thickness of the thrust chamber, the better the heat transfer effect of the cooling jacket.

Key words: regenerative cooling; film cooling; temperature field; heat transfer

1 引言

在低温可重复使用液体火箭发动机工作过程中,推进剂燃烧会在推力室产生极高的热流,释放出大量的热量,产生极高的温度和压力,使推力室壁面中产生巨大的温度梯度,壁温急剧升高,且推力室壁面不同位置的温度不同。为了保证结构安

全,在设计推力室结构时,必须设计有效的冷却系统以降低推力室壁面温度,防止壁面温度过高造成结构损坏。常见的液体火箭发动机推力室冷却系统包括再生冷却和膜冷却,工程上常使用多种冷却方式相结合的方法共同进行推力室热防护^[1-2]。

国内对再生冷却进行了大量的流场仿真,建

收稿日期:2022-02-09;修回日期:2022-06-15

基金项目:国家级重点实验室基金项目(6142704180308)

第一作者:苏展,男,硕士,助理工程师,研究方向为低温液体火箭发动机系统仿真。E-mail:814670335@qq.com

* 通讯作者:高玉闪,男,博士,研究员,研究方向为液体火箭发动机总体设计、燃烧、传热等。E-mail:gys841010@yahoo.cn

立了多种二维和三维仿真模型^[3-6]。杨成骁等^[3-4]针对液体火箭发动机分别建立了二维和三维仿真模型,其中二维模型的仿真精度较低,但计算效率较高,适用于发动机方案筛选和优化设计;胡江玉等^[6]通过仿真分析了不同构型面板对发动机再生冷却的影响,为液体火箭发动机再生冷却通道的设计提供了基础。但是,流场仿真模型较为复杂,且对于较为复杂的再生冷却模型,计算效率较低。因此在发动机设计阶段,有必要采用计算效率较高的模型计算冷却套的温升和压降。

在发动机系统仿真中,对于再生冷却传热,工程上通常采用巴兹半经验公式^[7]计算分析推力室轴向的热流密度、冷却剂温升和压降等关键参数。针对甲烷低温推进剂发动机,冷却剂临界温度低,传热情况复杂,物性参数变化较为剧烈,巴兹公式已不再适用。北京航天动力研究所对此进行了大量的研究,利用修正的巴兹公式计算了氢氧发动机^[8]和液氧甲烷发动机^[9]冷却套温升,计算结果与试车结果偏差不大。但是对于膜冷却的推力室,其边区传热情况更为复杂,且膜冷却传热对冷却剂物性参数影响很大,普通的再生冷却模型已不能满足推力室传热分析的计算精度^[10]。

为更好地计算再生冷却和膜冷却推力室冷却套温升和压降,本文通过分析冷却套传热过程,考虑液膜冷却对边区传热的影响,对低温推进剂冷却套传热模型进行修正,并对比使用该模型的计算结果与发动机试验数据,验证该模型对甲烷推进剂传热计算的准确性和适应性。

2 推力室再生冷却模型

推力室再生冷却传热过程可以通过隔着多层隔层的两股流体间的换热描述,采用无限大平面模型,计算两股流体间的对流换热。由于推力室外壁与环境温度相差不大,可忽略外壁与环境间的对流换热^[11],且外壁两侧温度差较小,忽略外壁间的热传导。由于燃气辐射换热量较小,忽略燃气辐射换热和推力室外壁与环境的换热对计算结果影响不大。因此,再生冷却分段传热过程模型如图 1 所示,每一段中高温燃气将热量通过边界层传递到燃烧室内壁,通过内壁的导热将热量传递到冷却剂边界层而后被流动着的冷却剂带走。其一维稳态传热关系式如式(1)所示^[12]。

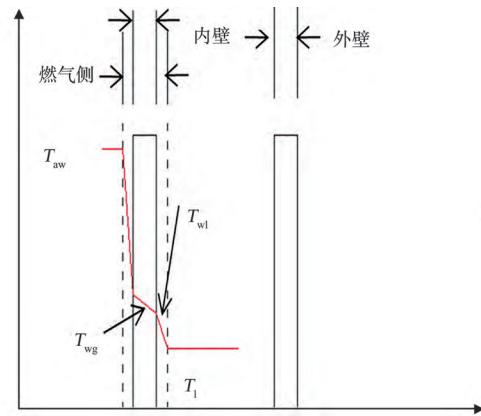


图 1 冷却套传热示意图

Fig. 1 Schematic diagram of one-dimensional heat transfer model of cooling jacket

$$h_g(T_{aw} - T_{wg}) = \frac{\lambda_w}{\delta_w}(T_{wg} - T_{wl}) = h_l(T_{wl} - T_l) \quad (1)$$

其中, T_{aw} 为燃气温度, T_{wg} 为燃气侧壁温, T_{wl} 为冷却剂侧壁温, T_l 为冷却剂温度, h_g 为燃气侧对流换热系数, λ_w 为室壁热导率, δ_w 为室壁厚度, h_l 为冷却剂侧对流换热系数。

2.1 燃气侧对流换热

燃气与推力室内壁之间的对流传热属于强迫对流传热。高温燃气高速流动会在内壁面形成湍流边界层,推力室燃烧情况较为复杂,边界层内部燃气组分和流动状态复杂^[2]。而推力室燃气侧对流换热情况与边区燃气的状态有关,因此,推力室湍流边界层内部传热情况较为复杂,通过理论计算的方式得到对流换热系数的方法不再适用,一般使用半经验公式进行计算。最常使用的是巴兹公式,如式(2)~(3)所示^[1]。

$$h_{g,i} = \frac{0.026 \mu_g^{0.2} C_{p,g}}{d_t^{0.2}} \left(\frac{P_r}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_l}{A_i} \right)^{0.9} \sigma_i \quad (2)$$

$$\sigma_i = \left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg,i}}{T_c} \left(1 + \left(\frac{k_g}{2} - 1 \right) Ma_i^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{-0.68} \\ \left(1 + \left(\frac{k_g}{2} - 1 \right) Ma_i^2 \right)^{-0.12} \quad (3)$$

燃气的动力粘度 μ_g 和普朗特数 P_r 根据燃气的其他热力参数近似计算,在喉部附近换热系数可以采用喉部曲率半径修正。

2.2 推力室内壁间的热传导

在内壁中,热能是通过热传导的方式进行传

递,根据傅里叶导热定律^[13],通过内壁的热流为式(4) :

$$q_{w,i} = \frac{\lambda_{w,i}}{\delta_{w,i}} (T_{wg,i} - T_{wl,i}) \quad (4)$$

式中, $q_{w,i}$ 为推力室壁热传导热流密度, $\lambda_{w,i}$ 为推力室壁热导率, $T_{wl,i}$ 为冷却剂侧壁温。

2.3 冷却剂侧对流传热

由于甲烷冷却剂的临界温度低,在冷却通道中,随着温度的升高,冷却剂由亚临界状态逐渐向超临界状态变化,热量经由冷却剂蒸气膜边界层传递,基本关系可由式(5)表示^[14]:

$$q_{l,i} = k_{R,i} h_{l,i} (T_{wl,i} - T_{l,i}) \quad (5)$$

式中, $q_{l,i}$ 为冷却剂侧对流换热热流密度, $k_{R,i}$ 为肋条传热修正系数, $h_{l,i}$ 为冷却剂侧对流换热系数, $T_{l,i}$ 为冷却剂温度。

肋条传热修正系数 $k_{R,i}$ 计算方法如式(6)、(7)所示^[15]。

$$k_{R,i} = \frac{b_{R,i}}{b_{R,i} + t_{R,i}} + \frac{2h_{l,i}}{b_{R,i} + t_{R,i}} \cdot \frac{\tanh s_{R,i}}{s_{R,i}} \quad (6)$$

$$s_{R,i} = \sqrt{\frac{2h_{l,i}}{\lambda_{w,i} t_{R,i}}} \cdot h_{R,i} \quad (7)$$

其中, $b_{R,i}$ 为冷却道槽宽, $t_{R,i}$ 为肋高。

对于甲烷,冷却剂侧对流换热系数采用经验公式(8),该公式适用范围约为 90~500 K^[16-17]:

$$h_{l,i} = 0.023 v_{l,i}^{0.8} d_{l,i}^{-0.2} \left(\frac{\rho_{l,i}^{0.8} \lambda_{l,i}^{0.6} C_{pl,i}^{0.4}}{\mu_{l,i}^{0.4}} \right) \left(\frac{T_{l,i}}{T_{wl,i}} \right)^{0.45} \quad (8)$$

2.4 压降

压降分为沿程摩擦损失和动量损失,其中,延程摩擦损失常用式(9)、(10)计算:

$$\Delta p_1 = \lambda \frac{s}{d} \rho \frac{v^2}{2} \quad (9)$$

$$\Delta p_2 = \frac{1}{2} (\Delta \rho v) \Delta v \quad (10)$$

式中, λ 为沿程损失系数, s 为通道表面积, d 为通道直径, ρ 为冷却剂密度, v 为冷却剂流速。

2.5 物性和数值计算方法

燃气的物性由液氧甲烷热力学计算获取。采用自定义函数处理冷却剂甲烷物性变化与温度和压力的关系,甲烷物性由 REFPROP 软件计算获得,能够较为准确地计算出甲烷在跨临界状态时,其物性参数产生的突变。

推力室冷却套一维计算模型采用集中参数法,但由于冷却套型面较为复杂,且推进剂物性参数沿着推力室轴向变化很大,无法对整个推力室冷却套采用集中参数法,因此采用分段计算的形式。根据推力室的几何形状和流动特点,对推力室进行分段,在段内采用集中参数法,将上一段出口参数传递给下一段作为其入口参数。

3 液膜、气膜冷却修正

冷却剂进入推力室,与高温燃气换热,形成液膜冷却区。随着冷却剂温度的升高,冷却剂逐渐气化,形成气膜冷却区。液膜和气膜冷却区的换热主要包括:燃气与液膜(气膜)之间的对流换热、液膜(气膜)与壁面之间的对流换热、壁面内的轴向导热和壁面与冷却剂的对流换热^[18-19],如图 2 所示。

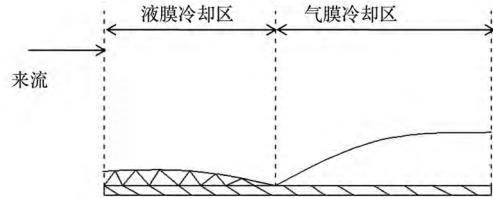


图 2 膜冷却传热示意图

Fig. 2 Schematic diagram of heat transfer calculation model for film cooling

3.1 液膜冷却区

液膜长度与液体冷却剂的热容和蒸发潜热成正比。在本文中,由于室压已经远远高于甲烷的临界压力(4.64 MPa)^[20],此时甲烷不存在气液两相共存的沸腾状态,当被加热到临界温度后直接过渡到气态,即不存在蒸发潜热,因此液膜区只存在液膜升温段,不存在液膜蒸发段。认为甲烷液膜升温到临界温度 T_{cr} (190 K) 即为气膜冷却的起始点。

液膜冷却效率 η_{lf} 是液膜雷诺数 Re_{lf} 的函数^[17],如图 3 所示。

液膜热平衡方程为式(11)~(12):

$$(q_{g-lf} - q_{lf-w}) \pi d \Delta x = (\dot{m} c_p)_{lf} (T_{lf}^* - T_{lf}^{*- \Delta x}) \eta_{lf} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} q_{g-lf} &= h_g (T_r - T_{lf}) \\ q_{lf-w} &= h_{lf} (T_{lf} - T_{wg}) \end{aligned} \quad (12)$$

3.2 气膜冷却区

气膜效率 η_{gf} 计算方法如式(13)所示^[18]:

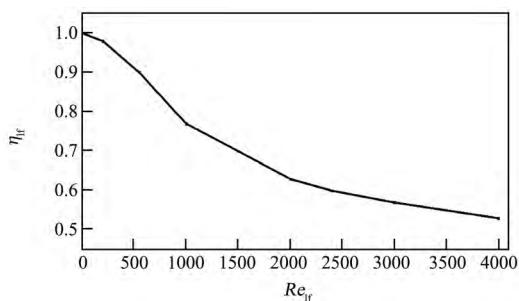


图 3 液膜冷却效率与雷诺数的关系

Fig. 3 Relationship between liquid membrane cooling efficiency and liquid membrane Reynolds number

$$\begin{aligned}\eta_{gf} &= \left[1 + \frac{c_{pg}}{c_{pgf}} (0.325(X + X_0)^{0.8} - 1) \right]^{-1} \\ X_0 &= (3.08 + \left(\frac{m_g}{A} \mu_g^{0.25} \left(\frac{\dot{m}_{gf}}{\pi d} \right)^{-1.25} x \right)^{0.8})^{1.25} - X\end{aligned}\quad (13)$$

绝热壁温 T_{aw} 为式(14)：

$$T_{aw} = T_g - \eta_{gf}(T_g - T_{gf,0}) \quad (14)$$

式中, T_g 为燃气静温, $T_{gf,0}$ 为气膜初始温度(甲烷临界温度)。

壁面热平衡方程为式(15)：

$$q_{\Sigma} = q_{g-w} + q_{rad} = \lambda_w \frac{T_{wg} - T_{wl}}{\delta_w} = q_{w-liq} \quad (15)$$

式中, q_{g-w} 为气膜与壁面之间的对流换热热流密度。

4 结果和讨论

4.1 算例验证

本文采用半经验公式和数值计算相结合的方法,具有一定的近似性。为了检验该方法的正确性和合理性,对 10 t 液氧甲烷发动机开展了额定工况和 80% 工况下的推力室冷却传热计算。10 t 液氧甲烷发动机冷却液流向示意图如图 4 所示。发动机冷却液从喷管前端流入冷却套,流至推力室收扩段后折返,一小部分甲烷在推力室喉部前端流入推力室形成膜冷却,剩余的甲烷流至推力室头部冷却套出口后进入推力室燃烧。

运用上述仿真模型,分别计算得到了 100%

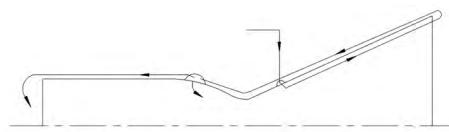


图 4 冷却液流向示意图
Fig. 4 Diagram of coolant flow

工况和 80% 工况下的冷却套温升和压降,计算结果如表 1 所示。由表可知,该计算模型仿真计算的不同工况下的冷却套温升比试车数据偏小,最大偏差为-3.7%。冷却套压降计算结果与试车数据相比,偏差较大,最大偏差为 3.4%。其计算精度可靠,满足工程运用需求。

图 5 为 2 个工况下的热流密度、气壁温、液壁温、甲烷温度和压力的轴向分布。由图可知,推力室冷却套热流密度在推力室头部逐渐上升。在推力室收缩段,由于推力室直径逐渐减小,换热面积逐渐减小,热流密度逐渐增大,因此,需要在推力室喉部前设置液膜冷却,降低推力室的气壁温和液壁温。液膜冷却起始处,热流密度迅速降低,随着液膜温度升高,液膜冷却区逐渐向气膜冷却区过渡,热流密度逐渐增大,到推力室喉部热流密度最大,推力室气壁温和液壁温达到最大。至喷管扩张段时热流密度急剧下降,气壁温和液壁温逐渐降低。冷却通道的压降受冷却剂流动状态影响,在冷却套入口段,温度较低,甲烷为液态,密度较高,流速较低,流阻较小。在推力室喉部区域,甲烷温度较高,进入超临界状态,密度变化较大,且喉部流速最大,流阻最大,压力迅速降低。随着温度的升高,甲烷密度逐渐减小,流速逐渐上升,流阻逐渐增大,压力快速降低,在出口处压力最低。

在 2 种不同的工况下,热流密度分布趋势基本一致,推力室工况越高,燃气温度越大,热流密度越大,导致冷却套气壁温和液壁温急剧增大,对换热的要求也会更高。2 种工况下的甲烷温度、压降分布趋势也基本一致,推力室工况越低,冷却

表 1 仿真结果与试验结果对比

Table 1 Comparison between simulation results and test data

工况	仿真冷却套温/K	试车冷却套温/K	偏差	仿真冷却套压降/MPa	试车压降/MPa	偏差
100%工况	152.177	153.65	-1.0%	3.04	2.94	3.4%
80%工况	134.695	139.85	-3.7%	1.50	1.46	2.75%

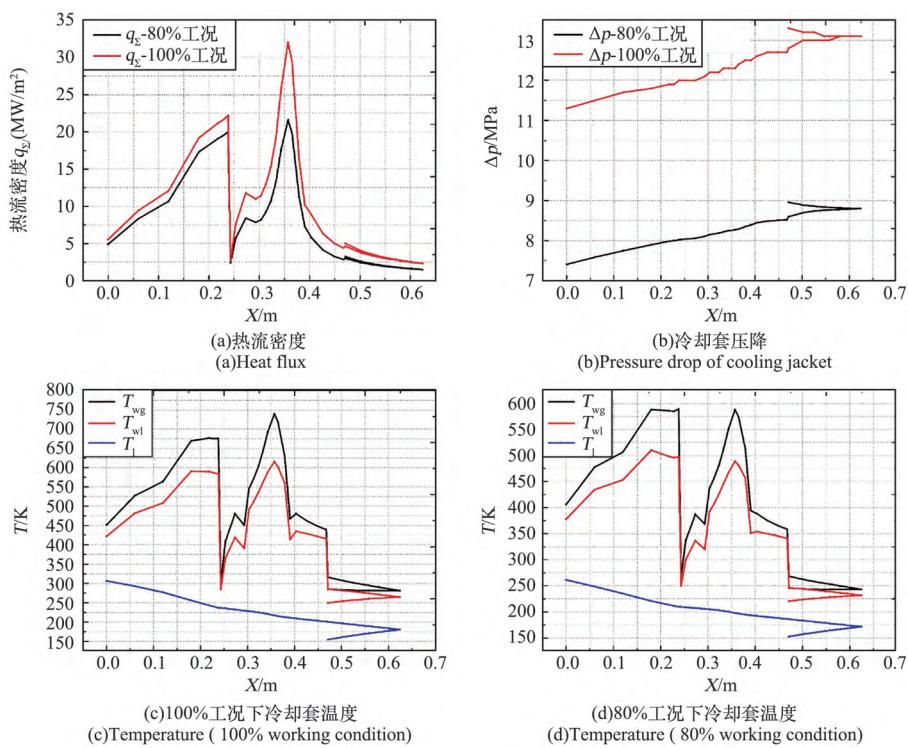


图 5 不同工况下冷却套性质延轴向分布图

Fig. 5 Axial distribution of cooling jacket system parameters under different operating conditions

剂温升越小,密度越大,冷却套压降越小。因此,该模型计算结果可以较好地模拟出推力室冷却套的基本换热情况,满足发动机在变工况下的使用。

4.2 冷却剂流量的影响

图 6 是甲烷流量改变时推力室壁面温度和热流密度的轴向分布。由图可得,随着冷却剂流量的增加,热流密度增大,推力室换热效果增强。推力室气壁温和液壁温均降低,推力室壁面温度最高点出现在推力室喉部,这是因为在该点热流密度最大。当冷却剂流量为 6 kg/s 时,推力室喉部气壁温为 751.3 K,当甲烷流量增大至 7 kg/s 时,推力室喉部气壁温为 728.6 K,推力室冷却效果增强。

由此可知,在系统允许的条件下,应尽可能增大冷却剂流量,从而增大推力室冷却效果,降低推力室壁温,避免推力室壁面因为局部高温环境产生结构性损伤。

4.3 推力室室压的影响

图 7 是推力室室压改变时推力室壁面温度和热流密度的轴向分布。由图可得,随着推力室室压增大,推力室壁面温度增大。推力室喉部为冷

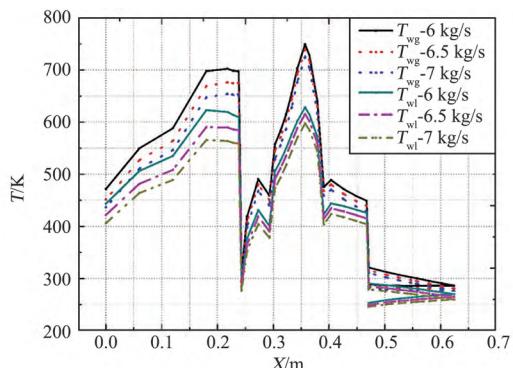


图 6 壁面温度在不同甲烷流量下延轴向的分布
Fig. 6 Wall temperature distribution under different coolant flow

却套壁温最高点。这是由于推力室室压越高,发动机工况越高,冷却套热流密度越高。因此,当发动机推力室室压过高时,应采取多种冷却措施降低推力室壁温,以防壁温过高造成结构损坏。

4.4 冷却套壁面厚度的影响

不同壁面厚度对推力室壁温的影响见图 8。所选取的冷却套壁厚分别为 1, 2, 3 mm。由图可得,当推力室冷却套壁厚增加时,推力室气壁温逐渐升高,而推力室液壁温逐渐降低,降低幅度小于气壁温升高幅度。当壁厚由 1 mm 增大到 3 mm

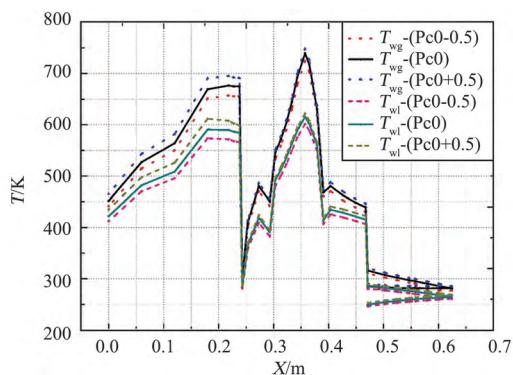


图 7 不同推力室室压下的计算结果

Fig. 7 Calculation results under different chamber pressures

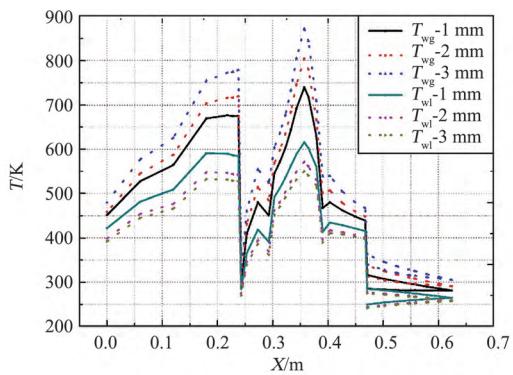


图 8 不同壁厚下的计算结果

Fig. 8 Calculation results of different thrust chamber wall thickness

时,推力室喉部气壁温由 747 K 上升到 877 K, 温度上升剧烈。若壁厚继续增大,则气壁温过高,有烧穿推力室壁的风险。

由此可知,在设计范围内,推力室冷却套壁面厚度应越薄越好,这样能够降低推力室燃气壁面温度,防止造成推力室壁面结构性损坏。

5 结论

1) 本文模型计算结果能够与试车数据较好地吻合,冷却套温升和压降与试车数据最大偏差不超过 4%,满足工程计算精度要求,反映了实际情况冷却套的换热规律。

2) 冷却剂流量越大,热流密度越大,换热效果越好,同时推力室壁面温度越低,冷却套冷却效果越好;在设计允许范围内,推力室壁面厚度越薄,冷却效果越好。

3) 推力室室压越大,推力室壁面温度越高,当发动机由低工况向高工况转变时,应采取适当手段增强冷却套的冷却效果。

参考文献(References)

- [1] 韩炜. 液体火箭发动机再生冷却推力室耦合传热的数值研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2017.
Han W. Numerical study on coupled Heat transfer in Regenerative cooling thrust Chamber of liquid Rocket engine [D]. Harbinger: Harbin University of Engineering, 2017. (in Chinese)
- [2] 栾叶君,孙纪国,田昌义,等. 氢氧推力室再生冷却内壁故障分析[J]. 火箭推进,2006(5):17-21.
Luan Y J, Sun J G, Tian C Y, et al. Fault analysis of regenerative cooling inner wall of hydrogen-oxygen thrust chamber [J]. Rocket Propulsion, 2006 (5) : 17-21. (in Chinese)
- [3] 杨成晓,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 C X, Wang C H. Study on compound cooling flow and heat transfer in the thrust chamber of liquid rocket engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41 (7) : 1520-1528. (in Chinese)
- [4] 杨成晓,王长辉,徐绍桐. 液体火箭发动机推力室再生冷却流动与传热计算研究[J]. 推进技术,2022,43(1): 239-245.
Yang C Y, Wang C H, Xu S T. Numerical study on regenerative cooling flow and heat transfer in liquid rocket engine thrust chamber [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43 (1) : 239-245. (in Chinese)
- [5] 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, 8(4) : 550-556.
Li J W, Liu Y. A method for calculating the temperature field of regenerative cooling thrust chamber [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 8 (4) : 550-556. (in Chinese)
- [6] 胡江江,王宁,周进,等. 高温燃气与不同构型的再生冷却面板对流传热的数值模拟[J]. 国防科技大学学报,2021, 43(5):46-52.
Hu J Y, Wang N, Zhou J, et al. Numerical simulation of convective heat transfer between high temperature gas and regenerative cooling panels with different configurations [J]. Journal of National University of Defense Science and Technology, 2021, 43 (5) : 46-52. (in Chinese)
- [7] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌,等译. 北京:中国宇航出版社,2004:86-92.
Hugh Zell D K. Modern Engineering Design of Liquid Rocket Engine [M]. Zhu N C, translated. Beijing: China Aerospace Press, 2004:86-92. (in Chinese)
- [8] 周宁. 重型补燃循环氢氧发动机变推力系统方案研究[D]. 北京:中国航天科技集团公司第一研究院,2018.
Zhou N. Study on Variable Thrust System Scheme of Heavy-Duty Supplementary Combustion Cycle Hydrogen-Oxygen Engine [D]. Beijing: The First Research Institute of China Aerospace Science and Technology Corporation, 2018. (in Chinese)
- [9] 巩岩博,刘忠恕,郑大勇,等. 再生冷却氢氧推力室传热计算方法研究与优化[J]. 导弹与航天运载技术,2019(6): 58-63.
Gong Y B, Liu Z S, Zheng D Y, et al. Study and optimization of heat transfer calculation method for hydrogen-oxygen thrust chamber with regenerative cooling [J]. Missile and Space delivery Technology, 2019 (6) : 58-63. (in Chinese)
- [10] 周红玲,杨成虎,刘犇. 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 H L, Yang C H, Liu J. Summary of research on liquid

- film cooling of liquid rocket engine [J]. Manned Spaceflight, 2012, 18 (4): 8-13. (in Chinese)
- [11] 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. Study on heat transfer characteristics of regenerative cooling thrust chamber for attitude control [J]. Rocket Propulsion, 2008, 34 (6) : 6-13. (in Chinese)
- [12] 汪小卫, 金平, 孙冰. 全流量补燃循环发动机推力室再生冷却技术研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23 (5) : 909-915.
- Wang X W, Jin P, Sun B. Study on regenerative cooling technology of thrust chamber of full flow supplementary combustion cycle engine [J]. Journal of Aeronautical Power, 2008, 23 (5) : 909-915. (in Chinese)
- [13] 杨世铭, 陶文铨. 传热学: 第四版[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006:71-92.
- Yang S M, Tao W Q. Heat Transfer: Fourth Edition [M]. Beijing: Higher Education Press, 2006:71-92. (in Chinese)
- [14] 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, 2004, 26(2):111-115.
- Li J W, Liu Y. Three-dimensional numerical simulation of heat transfer in regenerative cooling nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 26(2) :111-115. (in Chinese)
- [15] 巩岩博. 低温液体火箭发动机静态特性建模与仿真研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2019.
- Gong Y B. Modeling and Simulation of Static Characteristics of Cryogenic Liquid Rocket Engine [D]. Beijing: Chinese Academy of Launch Vehicle Technology, 2019. (in Chinese)
- 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(2):22-26.
- Wu Y L, Zhang C Y, Pan H, et al. Study on optimization of calculation method of convective heat transfer coefficient of regenerative cooling gas [J]. Rocket Propulsion, 2018 (2) : 22-26. (in Chinese)
- [17] Matteo F D. Modelling and Simulation of Liquid Rocket engine Ignition Transients [D]. Rome: Sapienza University of Roma, 2011.
- 张锋, 仲伟聪. 膜冷却推力室传热计算研究[J]. 火箭推进, 2009, (4):34-38.
- Zhang F, Zhong W C. Study on heat transfer calculation of film-cooled thrust chamber [J]. Rocket Propulsion, 2009, (4) : 34-38. (in Chinese)
- [19] 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 W, Sun B. Heat transfer characteristics of liquid film in liquid film regenerative compound cooling [J]. Journal of Aeronautical Power, 2011, 26 (9) : 2015-2020. (in Chinese)
- [20] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32 (2):24-31.
- Sun H M. Review of liquid oxygen / methane engine [J]. Rocket Propulsion, 2006, 32 (2) : 24-31. (in Chinese)

(责任编辑: 庞迎春)