

常规推进剂火箭发动机膜冷却长度试验与仿真

侯瑞峰¹, 陈建华¹, 李龙飞¹, 杨建文¹, 张国栋²

(1. 中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所

液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100;

2. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049)

摘 要: 针对液体火箭发动机推力室中膜冷却技术的有效作用范围, 基于型号样机采用试验方法获得了液膜和气膜的有效长度数据、再生冷却剂的温升数据、外壁面测点温度, 采用仿真方法获得了液膜的升温/蒸发长度、气膜冷却效率的分布、温升结果和外壁温结果。试验获得的再生冷却剂温升差值为 90.1 K, 测点外壁温约 340 K。仿真计算的温升差值为 89.7 K, 测点外壁温约 330 K。试验获得的液膜有效长度为 74.67 mm, 气膜有效长度为 124.2 mm。仿真得到的液膜有效长度为 75.0 mm, 其中升温长度为 66.0 mm, 蒸发长度为 9.0 mm。校验后得到气膜有效的冷却效率判断标准为 ≤ 0.687 。通过对比试验结果和仿真结果, 验证了仿真程序的适用性和准确性, 得到了判断气膜是否有效的冷却效率临界值, 可为推力室热防护设计提供参考。

关 键 词: 液体火箭发动机; 推力室; 膜冷却; 冷却长度; 冷却效率

中图分类号: V434

文献标志码: A

Test and simulation of film cooling length in conventional propellant rocket engine

HOU Ruifeng¹, CHEN Jianhua¹, LI Longfei¹, YANG Jianwen¹, ZHANG Guodong²

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;

2. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In view of the effective range of film cooling in the thrust chamber of liquid propellant rocket engine, based on the model thrust chamber, the effective length data of liquid and gas films, the temperature rise of regenerative coolant and the temperature of outside wall were obtained by test. Heating length and evaporation length of liquid film, distribution of gas film cooling efficiency, regenerative coolant temperature rise and outside wall temperature were obtained by simulation. The temperature rise of the regenerative coolant was 90.1 K, and the outside wall temperature was about 340 K by test. The regenerative coolant temperature rise and outside wall temperature were 89.7 K and about 330 K separately calculated by simulation. The effective length of liquid film was 74.67 mm and that of gas film was 124.2 mm by test. The effective length of the liquid film was 75.0 mm by simulation, in which the heating length was 66.0 mm and the evaporation length was 9.0 mm. The standard for judging effective cooling efficiency of gas film obtained after calibration was 0.687. By comparing the test results and simulation results, the applicability and accuracy of the simulation program were verified, and the critical value of gas film cooling efficiency was obtained, which can be used as a reference for thermal protection design of thrust chamber.

收稿日期: 2023-01-19

基金项目: 173 科技基础加强计划重点基础研究项目

作者简介: 侯瑞峰(1995—), 男, 博士生, 主要从事液体火箭发动机高压推力室热防护技术研究。E-mail: hrfchina@163.com

引用格式: 侯瑞峰, 陈建华, 李龙飞, 等. 常规推进剂火箭发动机膜冷却长度试验与仿真[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2799-2808. HOU Ruifeng, CHEN Jianhua, LI Longfei, et al. Test and simulation of film cooling length in conventional propellant rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2799-2808.

Keywords: liquid propellant rocket engine; thrust chamber; film cooling; cooling length; cooling efficiency

液体火箭发动机作为运载火箭推进系统的重要组成部分之一,对空间探索等发射任务能否成功具有重要作用^[1-2]。但未来战略意义更为重大的载人登月、载人登火等航天任务对运载火箭推进系统的能力水平提出了更高的要求。在提升推进性能指标的途径中,提高推力室压强是最有效直接的方法之一。但同时会使推力室内的热流密度急剧升高,给热防护过程带来很大挑战。

膜冷却技术利用低温流体将推力室壁面与高温燃气隔开^[3]。膜的存续长度和作用效能直接影响着推力室内的热防护冷却效果。精准预算其作用长度可更好地优化冷却剂流量、喷注位置、喷注结构等影响因素,提高液膜潜热的利用率。

韩兆鹏、Munk 等^[4-5]通过求解隐式守恒 Lagrange 模型方程组,对小推力液体火箭发动机的边区液膜长度、蒸发速率和气液耦合作用进行了研究,得到了 Euler-Lagrange 两相燃烧流动框架下的液膜模型计算结果。Fu、王慧洁、向纪鑫等^[6-8]结合液滴壁面碰撞模型,数值仿真了小推力液体火箭发动机推力室内液膜的发展和形成过程,得到了液膜厚度和质量的瞬态变化趋势。Strokach、Li 等^[9-10]使用 Lagrangian 粒子跟踪技术模拟液膜发展过程,研究了该技术对工程设计的应用精确性,得到了液膜质量流动对绝热壁温和压力的影响。Lee、Sako、Ludescher 等^[11-13]对喷注器喷注的射壁液膜进行了试验研究,得到了不同条件下液膜的厚度分布特性,以及形态发展规律。

上述研究成果局部揭示了液膜的发展特性和消散规律,但还存在一些不足:对于液/气膜三维流场仿真,计算成本较高,计算速度较慢,而工程应用中迭代效率要求较高;对于二维推力室传热计算程序,可采用的传统理论公式种类较多,现有的计算程序多通过再生冷却剂升温程度来间接验证程序精度,验证手段单一且较为简单,未有通过推力室试件直接测量膜冷却热条纹痕迹长度数据比对校验传热计算程序的研究。

本文通过结合型号样机推力室的试验结果与自主编译的传热计算程序的仿真结果进行了相互验证,进行了 4.4 MPa 中等室压条件下应用常规推进剂的点火试验,自主建立了一套涵盖再生冷却和膜冷却的从内到外传热过程的计算模型,得

到了液膜长度、气膜长度、再生冷却剂温升差值、外壁面测点温度等的试验结果和仿真解释,提出了判断气膜是否有效的冷却效率临界值标准,可为液体火箭发动机推力室传热设计提供参考。

1 试验研究

1.1 试验系统

试验系统主要由供应系统、试验样件、测量系统、数采系统和吹除系统组成。图 1 为试验系统组成示意图。推进剂由恒压挤压式供应系统输出,经过活阀门、汽蚀管、主阀门后进入推力室内。吹除气路和排气阀门分布在管路支路中。推力室试件被固定在机架上。

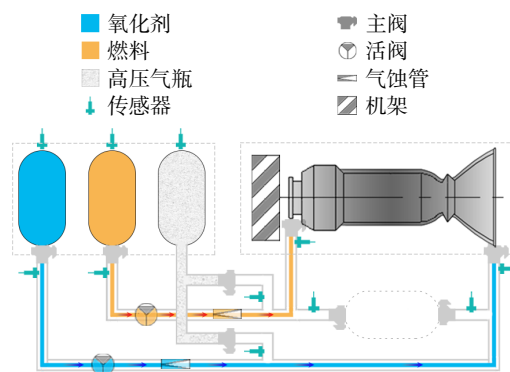
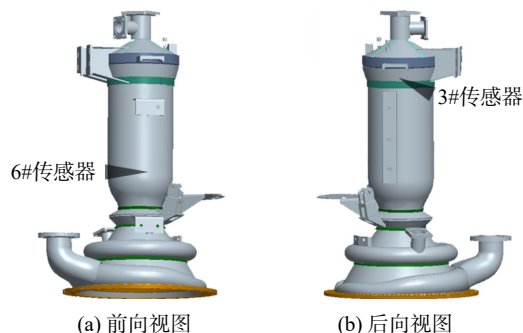


图 1 试验系统的主要组成

Fig. 1 Main components of the test system

温度传感器共 6 个,其中 1#、2#、3#传感器布置在头部氧化剂,可测量再生冷却剂(氧化剂)流过再生冷却通道进入推力室之前的温度,4#、5#、6#传感器布置在推力室身部和喷管收敛段连接处的外壁面,可测量推力室圆柱段尾部的外壁温。图 2 为温度传感器布置测点图。



(a) 前向视图

(b) 后向视图

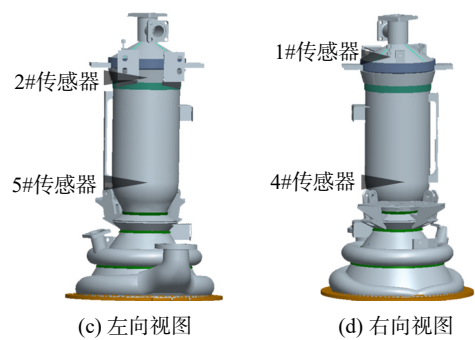


图 2 温度传感器的位置

Fig. 2 Position of temperature sensor

1.2 推力室试件

型号样机推力室试验件采用四氧化二氮作氧化剂,采用偏二甲肼作燃料。喷注器头部采用燃料为介质的边区冷却。推力室身部采用氧化剂为介质的再生冷却。图 3 为发动机外形和推进剂流路示意图。表 1 详细列出了其他工况参数。

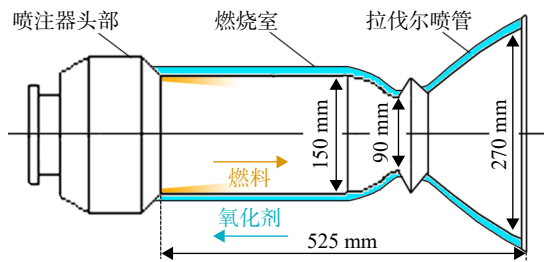


图 3 推力室外形及冷却剂流路

Fig. 3 Thrust chamber profile and coolant flow path

表 1 推力室尺寸及工作参数

Table 1 Thrust chamber size and working parameters

类别	参数	数值
尺寸	推力室长度/mm	525
	圆柱段直径/mm	150
	喷管喉部直径/mm	90
压强	燃烧室压强/MPa	4.4
	冷却通道压强/MPa	6.0
推进剂	氧化剂总流量/(kg/s)	11.3
	燃料总流量/(kg/s)	4.9
	燃料液膜流量/(kg/s)	0.7
	燃料入口温度/K	300
	氧化剂入口温度/K	278

图 4 为试验起动时序图。首先打开氧化剂和燃料两路的初级活门,然后打开两路主阀进行半工况起动,之后打开主级活门完成全工况起动,稳定工作 t s 后按照先后顺序依次关机。

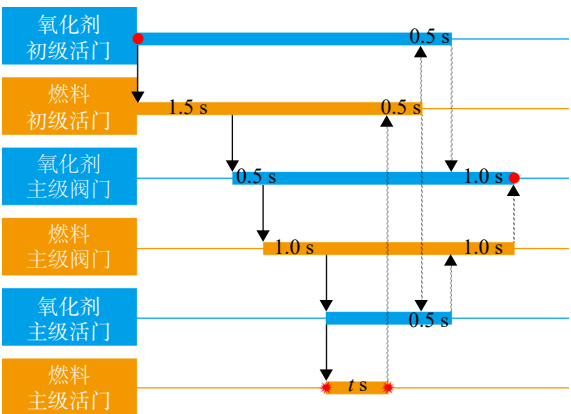


图 4 起动和关机的时序

Fig. 4 Time sequence of start-up and shutdown

1.3 试验结果

试验得到的数据共三大类,分别是再生冷却剂温升差值数据、推力室外壁面测点温度数据、膜冷却热条纹留痕长度数据。其中前两者数据的变化过程详见文中第 3.2~3.3 节仿真结果验证部分,本节主要介绍膜冷却热条纹留痕长度数据。

在点火试车并长时间稳定工作之后,膜冷却剂在推力室内壁上留下的工作痕迹常被称为热条纹痕迹。热条纹痕迹一般通过剖切推力室试验件然后测量得到,是膜冷却技术有效工作范围最直接的证明材料。图 5 为试验后从尾部后方观察的推力室内壁面的留痕情况。推力室内壁表面沿周向均匀留布了多条膜冷却冲刷痕迹。

图 6 为试验后推力室的轴向剖切图,以及不同部位的理化检验图。图中蓝框为膜冷却留痕情况

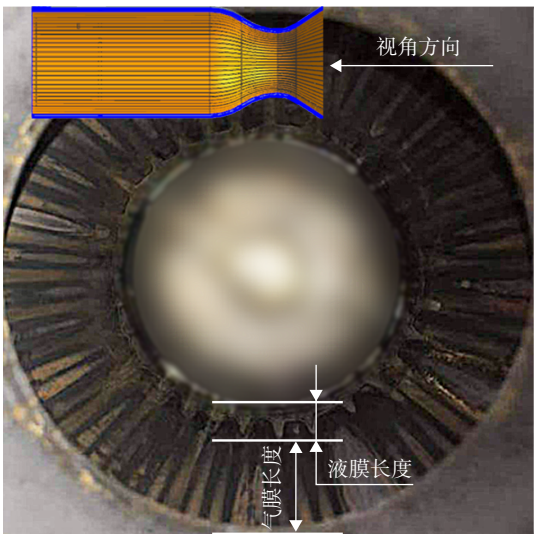


图 5 从后方尾部观察的推力室情况

Fig. 5 Thrust chamber condition observed from the rear

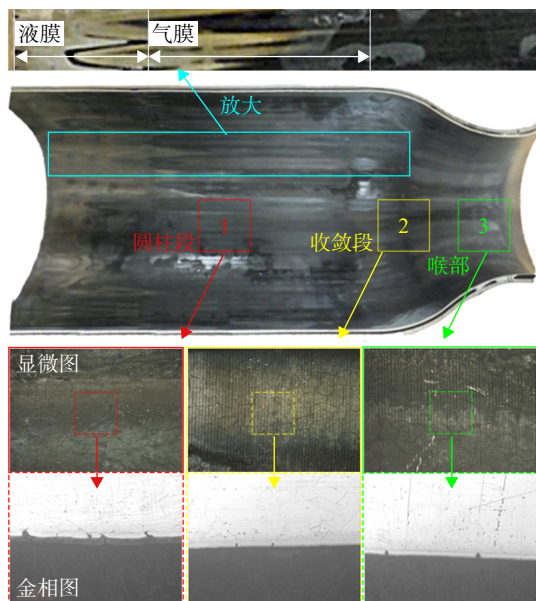


图 6 推力室剖切结果及理化检验情况

Fig. 6 Thrust chamber cutting observation and metallographic examination

况,放大后清晰可见液膜和气膜的作用范围。在推力室头部附近,由于液膜处于液相状态,在燃气和壁面间形成有效的物理隔断,内壁面保护良好,依旧呈现着壁面的原始材料颜色。在液膜完全蒸发的瞬间,高温燃气因不同相态的表面张力差异引起的压缩作用,被引入液膜与气膜的间隙,如图 6 上方液膜末端的黑色痕迹,该黑色氧化线处为液膜和气膜的作用分界点。由于液膜孔位沿周向分布,因此冲刷痕迹明显呈环状排列。

图 6 中 1、2、3 号方框分别为推力室身部中段、收敛段和喉部。不同位置的内壁表面均有明显的冲刷痕迹,内壁剖面分布有深度不等的裂纹,且氧化层、富氧层和基体层按序分层明显。

从材料的氧化机理角度分析,内壁面在工作过程中受燃气流的加热作用,温度逐渐升高并发生氧化,试验可得到氧化变色的轴向距离。试件内壁面为不锈钢材料,该材料在约 673 K 时会明显变色。这与后文传热程序中该距离的气壁温结果(677 K)一致,从氧化机理角度说明了气膜作用范围,以及热条纹痕迹判别的准确性。

因此本文以金属颜色、冲刷颜色和炭黑颜色为区分标准,分别测得液膜和气膜的有效长度,结果如表 2 所示。推力室试验件共 6 件,分别试验后统计可得液膜的平均有效长度为 74.67 mm,气膜的平均有效长度为 124.17 mm。

表 2 液/气膜有效长度的测量结果

Table 2 Measurement of the effective length of liquid film and gas film

试件序号	工作时间/s	液膜长度/mm	气膜长度/mm
1	1 350	76	122
2	711	77	125
3	136	74	125
4	803	72	122
5	650	75	126
6	650	74	125
平均值		74.67	124.17

2 仿真研究

2.1 物理模型

亚临界下膜冷却可分为液膜段和气膜段,超临界下膜冷却剂类似于稠密的气相流体,作用阶段无法区分相态。该推力室的压强约 4.4 MPa,内流场为亚临界环境,因此认为膜冷却剂先为液膜,之后转变为气膜。

液膜工作段分为升温区和蒸发区。在升温区,液膜吸收来自燃气的热量,利用温差潜热升至饱和温度。在蒸发区,液膜利用汽化潜热吸热蒸发,温度保持不变。通用传热计算程序在计算液膜部分时,采用的简化如下:

1) 燃料和氧化剂的燃烧时滞极短,相比整个推力室轴向长度,其反应空间步长极短,因此认为燃气沿程均保持稳态热力气动状态;

2) 在液膜作用区域内,液膜沿周向紧贴着壁面向推力室下游流动,且呈近似均匀分布,覆盖整个气壁面表面,因此认为燃气与壁面之间没有直接的表面传热过程;

3) 为了提高计算速度,简化认为液膜冷却剂和核心燃气没有混合过程和化学反应;

4) 由于液膜冷却剂的厚度极小,一般在数十微米量级,因此不考虑液膜对高温燃气产生的辐射热的吸收作用,即穿透率数值为 1。

经过评估,对于在液膜冷却作用范围之内的传热参数,上述简化中第 1) 项、第 4) 项会导致计算结果略高于真实值,第 2) 项、第 3) 项则略低;对于液膜长度,第 1) 项、第 2) 项会使计算结果略短于实际值,第 3) 项、第 4) 项则略长。受多种影响的综合作用,简化准则可较好地评算液体火箭发动机推力室传热过程的相关参数,且部分已实

现工程设计应用^[14]。

根据热力学熵增定律, 气膜在向推力室尾部流动的过程中, 同时与燃气流在掺混混合。气膜流经壁面的距离越长, 与燃气流的掺混程度越高。因此气膜的作用效果采用可体现掺混程度的 Grisson 法计算。

该方法首先根据经验公式计算气膜冷却效率值, 进而得到近壁边界层的等效恢复温度, 再通过该温度结合 Bartz 法计算传热强度。气膜冷却效率值为从 0~1 的无量纲计算值, 表现了气膜与燃气的混合程度, 其数值越高, 气膜所占的比重越高。气膜等效恢复温度指修正后的壁面恢复温度, 表征了经过气膜的掺混影响之后, 壁面边界层内的实际恢复温度。

燃气的物性参数使用 NASA chemical equilibrium with applications(CEA)热力计算方法, 采用冻结流燃烧假设计算得到。根据前文所述的工况参数, 表 3 列出了中心主燃气流物性参数的主要计算结果。燃料液膜冷却剂和氧化剂再生冷却剂的物性参数通过热物性手册差值计算得出。

表 3 燃气流物性参数计算结果
Table 3 Results of physical property of gas flow

参数	数值
总温/K	3 337.4
密度/(kg/m ³)	3.6
比定压热容/(J/(kg·K))	2 059.9
比热比	1.2
动力黏度/10 ⁻⁷ (N·s/m ²)	1 031.9
热导率/10 ⁻³ (W/(m·K))	321.7

2.2 数学描述

2.2.1 表面传热

推力室内的表面传热过程主要发生在燃气与液膜之间、液/气膜与壁面之间及壁面与再生冷却剂之间。燃气与壁面之间表面传热系数的计算方法通常有 Bartz 法、Ievlev 法及 Pavli 法等^[15-17]。Bartz 法是利用圆管湍流传热准则式推导出表面传热系数。Ievlev 法是近似求解边界层微分方程计算表面传热系数。Pavli 法考虑了收扩段边界层厚度变化和流动加速的影响。三种方法在不同工况下各有优劣, 但 Bartz 法相比另外两种方法的应用更为广泛, 本文也采用了 Bartz 法。

燃气与液膜之间的表面传热系数的计算方法和燃气与壁面之间的相同, 将壁面温度变换为液

膜冷却剂温度。Bartz 法的计算公式为^[18]:

$$h_g = \frac{0.026}{d_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c^*}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (1)$$

式中 d 为喉部半径; μ 为动力黏度; c_p 为比定压热容; Pr 为普朗特数; p_c^* 为燃烧室总压; c^* 为特征速度; A_t 为喉部面积; A 为计算横截面的面积; σ 为基准温度变换系数。

液膜与壁面之间的表面传热系数的计算根据文献 [19], 采用 Stechman 法计算:

$$h_{lf} = 0.0288 \frac{c_{p,lf}}{Pr_{lf}^{2/3} \mu_{lf}^{0.2} x^{0.2}} \left(\frac{\eta_{lf} \dot{m}_{lf} u_g h_g Pr_g^{2/3} \rho_{lf}}{\pi r c_{p,g}} \right)^{0.4} \quad (2)$$

式中 x 为轴向距离; η 为液膜冷却效率, 代表飞渡程度, 可由文献 [19] 中查表得到; $\dot{m}$ 为流量; u 为流速; ρ 为密度; r 为燃气温度恢复系数; 下标 lf 为液膜冷却剂, g 为中心燃气流。

气膜与壁面之间的表面传热系数采用 Grisson 法计算^[20], 该方法是在 Bartz 法的基础上, 根据气膜冷却效率, 变换掺混边界层内的绝热壁温计算热流密度。气膜冷却效率的公式为:

$$\eta_{gf} = \left\{ 1 + \frac{c_{p,g}}{c_{p,gf}} \left[0.325 \left(\rho_g u_g \mu_g^{0.25} \left(\frac{\dot{m}_{gf}}{\pi D} \right)^{-1.25} x + 3.08^{1.25} \right)^{0.8} - 1 \right] \right\}^{-1} \quad (3)$$

式中 D 为推力室直径; 下标 gf 为气膜冷却剂。

壁面与再生冷却剂之间的表面传热系数采用 Mikheyev 法计算(准则系数由文献 [14] 确定):

$$h_{wl} = \eta_p (0.023 Re_c^{0.8} Pr_c^{0.4}) \quad (4)$$

式中 η_p 为冷却通道的热效应系数; Re 为雷诺数; 下标 c 表示再生冷却剂。

2.2.2 辐射传热

辐射传热过程的计算采用 Stefan-Boltzmann 法, 认为热流密度由三原子分子的分压、燃气温度、燃气压力和当量距离决定。表 4 为使用前文所述的 CEA 方法得到的燃气成分的摩尔分数, 可

表 4 燃气流化学组成成分
Table 4 Chemical composition of gas flow

成分	摩尔分数/%	成分	摩尔分数/%
H ₂ O	33.803	CO ₂	7.191
N ₂	28.168	H ₂	9.054
CO	15.456	NO	0.627

知三原子分子 H_2O 占 33.8%, CO_2 占 7.2%, 因此计算主要考虑此两种成分的辐射传热过程。

图 7 为辐射传热当量的处理方法, 根据文献 [21] 得到。当轴向距离从原点至 1/4 圆柱段长度时, 辐射热流由最大值的 1/4 线性增长至最大值。当轴向距离继续至喷管收敛段上游(直径为 6/5 倍喉径)时, 辐射热流保持最大值不变。从喷管收敛段上游至喷管喉部时, 辐射热流由最大值近线性地降为原来的 1/2。从喷管喉部至喷管尾部时, 辐射热流呈非线性迅速降低。考虑到气流温

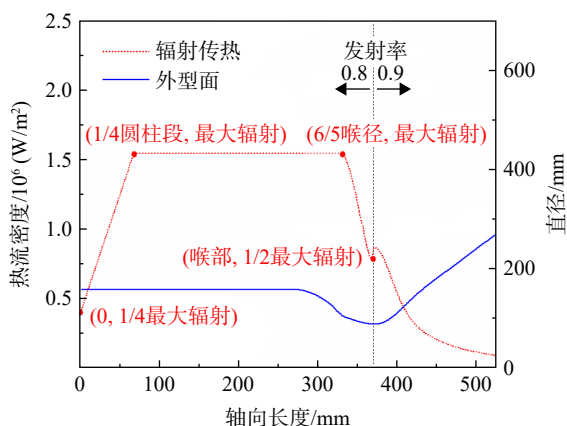


图 7 辐射传热当量的处理方法

Fig. 7 Equivalent treatment of radiation heat transfer

度的变化影响, 壁面发射率在喉部前取 0.8, 在喉部后取 0.9。

2.2.3 热流平衡

推力室的传热过程由内向外可视为串联过程。整个串联传热过程中, 热流密度保持不变。壁面的热平衡方程为:

$$q_{\text{rad}} + q_{\text{lfc}} = \frac{\lambda_w (T_{\text{wg}} - T_{\text{wl}})}{\delta_w} = q_l \quad (5)$$

式中 q 为热流密度; λ 为热导率; T 为温度; δ 为厚度; 下标 rad 为辐射传热, lfc 为液膜与壁面之间, w 为壁面, wg 为气壁面, wl 为液壁面, l 为壁面与再生冷却剂之间。

液膜受热时的热流平衡方程为:

$$(q_g - q_{\text{lf}}) \pi D \frac{\Delta x}{\cos \theta} = \begin{cases} \eta_{\text{lf}} (T_{\text{lf}}^x - T_{\text{lf}}^{x-\Delta x}) (\dot{m} c_p)_{\text{lf}} \\ \eta_{\text{lf}} (\dot{m}_{\text{lf}}^{x-\Delta x} - \dot{m}_{\text{lf}}^x) \Delta H_{\text{lf}} \end{cases} \quad (6)$$

式中 θ 为冷却剂流向与推力室轴向的夹角; H 为焓; 右式上方为升温方程, 下方为蒸发方程。

再生冷却剂吸热升温时, 热平衡方程为:

$$q_l \pi D \Delta x / \cos \theta = (\dot{m} c_p)_c (T_c^x - T_c^{x+\Delta x}) \quad (7)$$

2.3 程序逻辑

图 8 为仿真程序的主体逻辑图。计算过程首

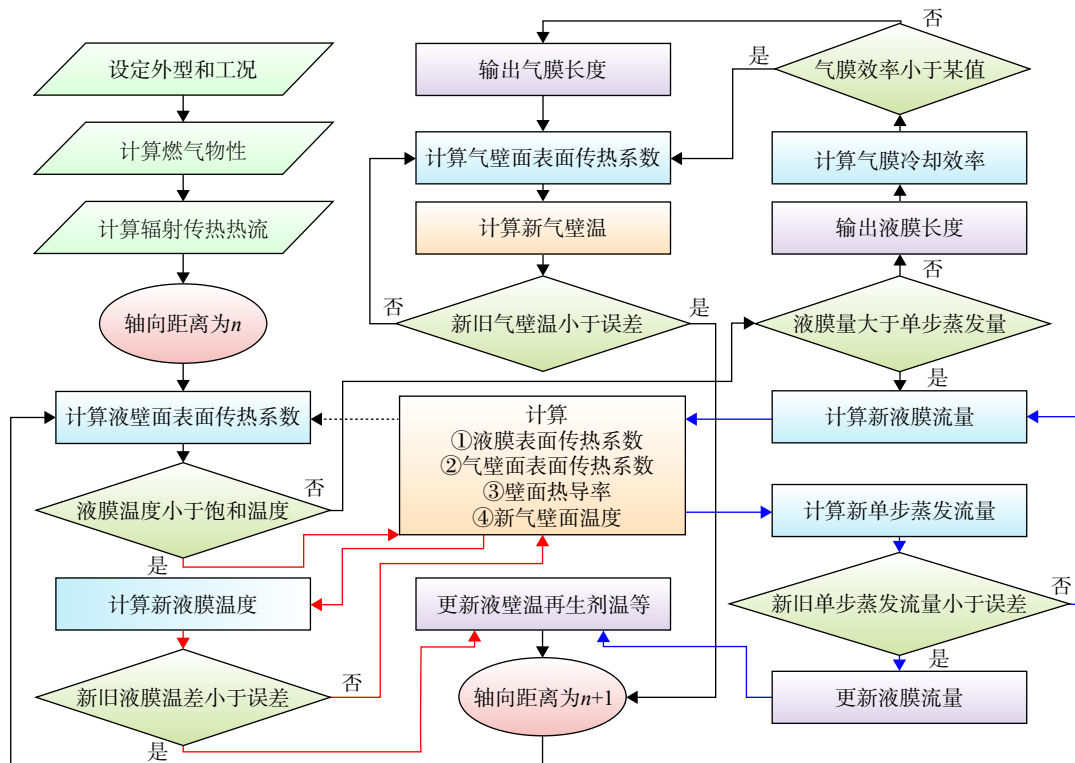


图 8 仿真计算程序逻辑

Fig. 8 Computational logic of simulation program

先给出发动机推力室的外形尺寸和工作参数,输入前文得到的燃气物性参数和辐射热流密度,然后开始沿轴线,由前向后分截面进行计算。根据该型发动机的工作特点,当液膜温度低于饱和温度时,依次循环计算各表面的表面传热系数和温度等参数,以液膜温度误差作为判断标准。当液膜温度等于饱和温度时,计算步骤与前者相似,但以单步蒸发流量误差作为判断标准。当液膜总流量消耗殆尽时,输出此时的液膜长度,并转入气膜计算过程,依次循环计算表面传热系数和温度等参数,以气壁温误差作为判断标准。气膜有效工作长度具体数值通过气膜效率值进行判定。

因该推力室再生冷却为由尾至头逆向流动,冷却剂流动至头部时,因吸热作用温度较高,而其他推进剂以常温从推力室头部喷入,因此在头部附近的壁面中,液壁温会高于气壁温,在身部附近的壁面中,液壁温则低于气壁温。图 9 示出了这种因冷、热交汇产生的壁面温度不均现象。该图为示意图,液膜的厚度变化旨在体现其喷注方向,不代表实际厚度。

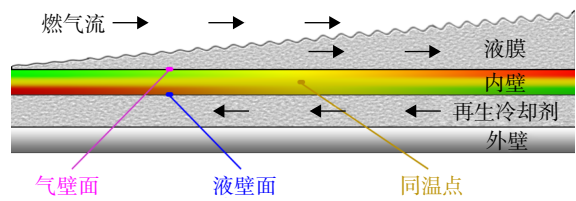


图 9 推力室头部局部的壁温不均现象

Fig. 9 Non-uniformity of wall temperature at the head of thrust chamber

针对这种壁面温度不均现象,计算程序在该局部区域需要额外关注热流的方向。图 10 为这种异向非等温流体交汇导致的局部位置壁温不均的温度示意图。在处理过程中,根据温度高低,可将该局部区域分为三个点位:①靠近头部的位置,再生冷却剂温度最高,液壁温次之,气壁温最低;②介于头部和身部之间的平衡位置,三者温度达到相同;③靠近身部的位置,三者温度高低与头部趋势相反。

在程序计算传热过程中,总热流由多种传热过程的分热流叠加而来,确定好各个传热过程的热流方向至关重要。根据热力学第二定律,温度高低决定了热流方向。表 5 为壁温不均区域的由温度情况得到的热流方向。在不同位置,燃气产

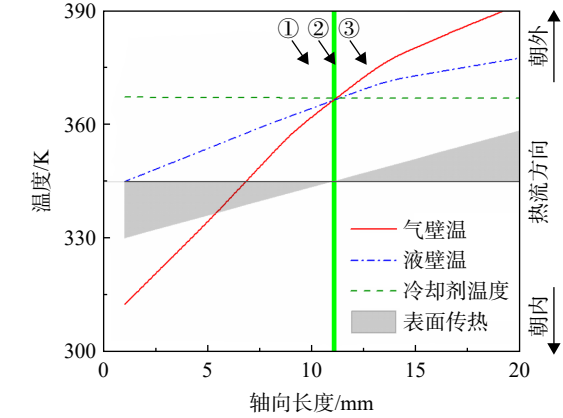


图 10 异向非等温流体交汇处的温度

Fig. 10 Temperature of opposite non-isothermal fluid intersection

表 5 异向非等温流体交汇处的热流方向

Table 5 Heat flux direction of opposite non-isothermal fluid intersection

热流类别	头部处	平衡处	身部处
辐射传热 (燃气发出)	朝外↑	朝外↑	朝外↑
表面传热 (燃气-液膜)	朝外↑	朝外↑	朝外↑
表面传热 (液膜-气壁面)	朝内↓	朝内↓	朝内↓
表面传热 (液壁面-再生冷却剂)	朝内↓	平衡→	朝外↑

生的辐射热流、燃气与液膜之间的对流热流、液膜与气壁面之间的对流热流的方向不变。而液壁面与液膜之间的表面传热热流的方向在靠近头部处是朝推力室里,在靠近身部处是朝推力室外,在温度平衡点热流也不交换。

3 验证与分析

3.1 维数无关性仿真验证

真实推力室在周向方向也有变化,为三维结构。为了校验上述二维传热计算程序的准确度,使用 ANSYS Thermal 平台对该型推力室进行了三维稳态传热仿真计算。图 11 为三维计算采用的 1/12 轴对称模型。边界条件中,气壁面设置燃气的表面传热系数和恢复温度为热边界,液壁面设置再生冷却剂的表面传热系数和温度为热边界。网格无关性的验证过程不再赘述。

图 12 为三维传热的仿真计算结果。结果显示,气壁面上的喉部位置的平均温度约 1 120 K,最高温度为 1 142.3 K,与二维计算结果(1 154.4 K)较为接近,误差不大于 1.1%。液壁面上的喉部位

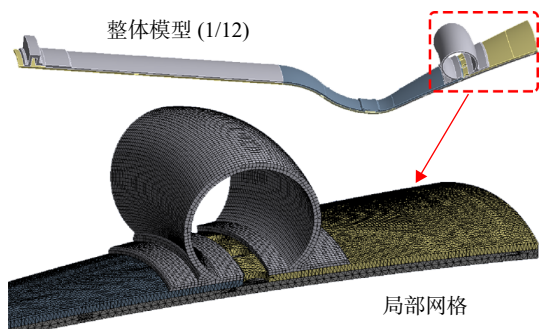


图 11 三维仿真计算模型

Fig. 11 Three-dimensional simulation model

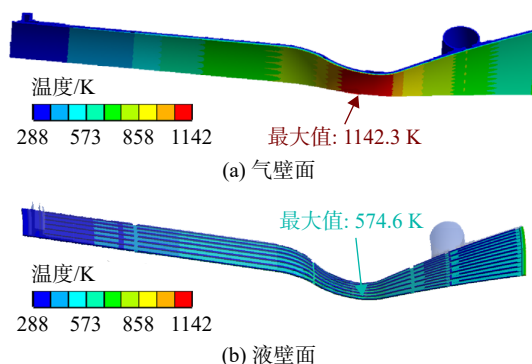


图 12 三维传热计算结果

Fig. 12 Results of three-dimensional heat transfer simulation

置的最高温度为 574.6 K, 与二维计算结果 (566.7 K) 也很接近, 误差不大于 1.4%。

3.2 冷却剂温升试验验证

在再生冷却剂温升差值验证过程中, 文中第 1.2 节所述的三个传感器沿周向分布在同一轴向截面处。氧化剂流经再生冷却通道后, 由该喷注口喷入推力室内参与燃烧。因此, 在该位置测得的温度为再生冷却剂的出口温度。结合其入口温度, 进而可以求得再生冷却剂的温升差值。

图 13 为喷注器头部内氧化剂喷注口附近的

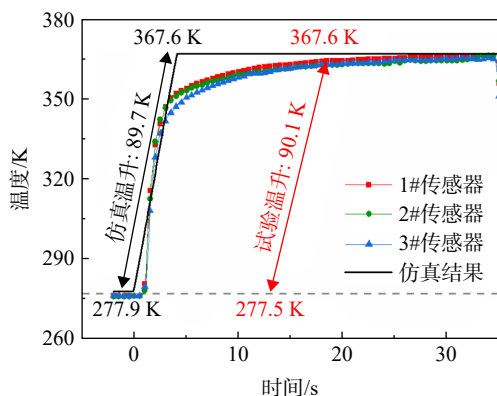


图 13 喷注器处的氧化剂温度的实测值

Fig. 13 Temperature test result of oxidizer in the injector

温度实测值。试验中再生冷却剂的进入温度约 277.5 K, 出口温度实测约 367.6 K, 温升值约 90.1 K。程序计算得到的温升值为 89.7 K, 两者误差小于系统误差, 因此可认为计算结果可信且计算误差可控。

3.3 试件外壁温试验校验

推力室外壁面测点温度校验过程中, 试验中三个传感器同样在同截面处沿周向分布。图 14 为推力室圆柱段尾部的外壁面温度的实测值。虽然布置在近机架处的 4#传感器的温度偏高, 但稳定工作后总体温度在 330~340 K 范围内。该截面温度的仿真计算结果为 340~350 K, 略高于试验实测值, 且差值较小。因此可认定仿真计算结果可信, 且具有一定的安全裕度。

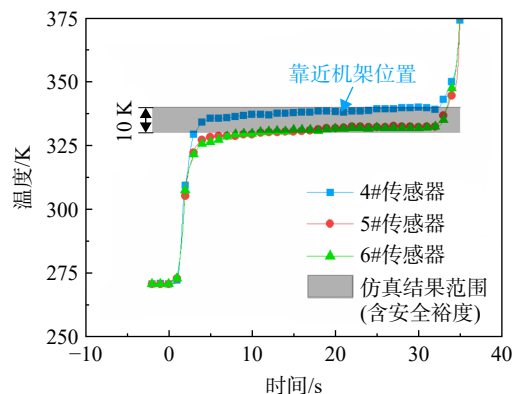


图 14 推力室圆柱段尾部的外壁面温度的实测值

Fig. 14 Temperature test result of the external wall of cylinder rear of thrust chamber

3.4 膜冷却工作效能分析

图 15 为燃料液膜自推力室头部喷入后, 其当前温度和当前流量随轴向分布的仿真计算结果。在轴向距离为 0~66 mm 范围内, 因受到燃气的

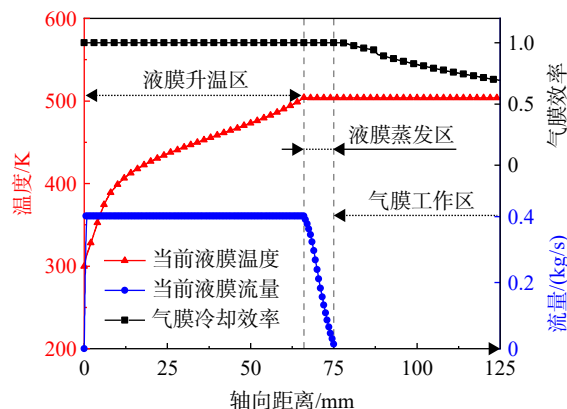


图 15 液膜温度和流量的仿真结果

Fig. 15 Simulation of temperature and flow of liquid film

表面传热作用,液膜冷却剂从 300 K 的喷入温度逐步吸热升温,最终达到饱和温度 504 K,且升温的速率随距离的增加而加快。在此范围内,由于液膜温度恒低于饱和温度,并不会出现蒸发现象,因此液膜的流量保持不变。

在轴向距离为 66~75 mm 范围内,液膜已达饱和温度,开始蒸发并消耗介质潜热。液膜的温度不再升高,而流量开始下降。在轴向距离大于 75 mm 时,液膜消耗殆尽,流量为零,从此处开始转入以气膜为主的冷却作用段。

液膜工作段内气膜冷却效率保持为 1 不变,液膜有效长度结束后,气膜流体开始发挥热防护作用,与燃气流的掺混程度越来越高,气膜冷却效率开始降低。

表 6 为液膜流量对于有效工作长度的影响。由于增加液膜喷注流量会同时增益温差潜热与汽化潜热,单位流量带来的增幅效果随流量数值的增大而提高,因此液膜长度随喷注流量的提高呈提速式增长。如 0.6 kg/s 和 0.8 kg/s 工况,相比 0.7 kg/s 工况,液膜有效长度分别变化了-42% 和 75%。但液膜流量增大势必会使推力室的燃烧效率降低,因此需要平衡考虑两者的关系。

表 6 液膜流量对有效长度的影响

Table 6 Influence of liquid film flow on effective length

液膜流量/(kg/s)	液膜长度/mm
0.6	43.5(-42%)
0.7	75.0(0%)
0.8	131.0(75%)

3.5 膜冷却有效长度分析

试验得到的液膜有效长度为 74.67 mm,仿真程序计算得到的液膜有效长度 75.0 mm,两者结果基本一致。气膜有效长度与液膜不同,并无直接得到的长度数据。气膜冷却的计算过程主要是计算冷却效率和边界层内冷却气流和燃气流混合后的绝热壁温,通过不同壁温得出表面传热的表面传热系数。因此气膜是通过不同轴向距离对应的气膜冷却效率来判断其是否有效。

表 7 为气膜长度随气膜冷却效率的变化情况。可见气膜长度越长,气膜冷却效率越低,这与气膜冷却效率的物理含义相符(气膜冷却效率越低,气膜浓度越低)。试验得到的气膜有效长度为 124.2 mm,通过比对气膜冷却效率分布情况,可以发现该轴向位置处的气膜冷却效率为 0.687。因

表 7 气膜有效长度的校验情况

Table 7 Verification of effective lengths of gas film

气膜长度/mm	气膜冷却效率
120	0.704
122	0.695
124	0.687
126	0.679
128	0.671

此可得到同类推力室的气膜有效时的临界判断标准为 ≤ 0.687 。

4 结 论

本文对液体火箭发动机推力室中液膜和气膜的有效长度进行了仿真和试验研究,结论如下:

1) 自主编译了一套包含再生冷却-膜冷却的传热仿真计算程序,通过再生冷却剂温升差值、外壁测点温度和热条纹长度进行了试验验证,误差小于 3.1%,说明程序可信且具有安全裕度。

2) 通过试验得到推力室热条纹痕迹长度,显示液膜有效长度为 74.67 mm。仿真程序得到的液膜长度为 75.0 mm,与试验结果一致,其中液膜升温长度为 66.0 mm,蒸发长度为 9.0 mm。

3) 通过试验热条纹痕迹得到气膜有效长度为 124.2 mm,比对仿真结果后,认为判断气膜有效时的标准为气膜冷却效率 ≤ 0.687 ,可为同类推力室的传热设计提供参考。

参考文献:

- [1] 侯瑞峰,李龙飞,陈建华,等.冷却环带结构形态及离心角度对流动的影响[J]. *推进技术*, 2023, 44(7): 215-225.
HOU Ruifeng, LI Longfei, CHEN Jianhua, et al. Effects of structure shape and centrifugal angle on flow characteristics of coolant from cooling film injection slot[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(7): 215-225. (in Chinese)
- [2] 侯瑞峰,陈建华,曹晨.高室压液氧烃发动机冷却结构适应性分析[R].昆明:中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会, 2019.
- [3] 陈建华,张贵田,夏开红,等.液氧煤油发动机高压推力室冷却技术[J]. *宇航学报*, 2008, 29(1): 242-245, 259.
CHEN Jianhua, ZHANG Guitian, XIA Kaihong, et al. Cooling techniques for high pressure chamber of LOX/kerosene engine[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(1): 242-245, 259. (in Chinese)
- [4] 韩兆鹏,张强,张建伟,等.基于 Lagrange 液膜方法的小推力液体火箭发动机耦合传热策略研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(9): 2035-2042.
HAN Zhaopeng, ZHANG Qiang, ZHANG Jianwei, et al. Coupling heat transfer strategy for small thrust liquid rocket engine based on Lagrange film method[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(9): 2035-2042. (in Chinese)

- [5] MUNK D J, SELZER M, STEVEN G P, et al. Topology optimization applied to transpiration cooling[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(1): 297-312.
- [6] FU Pengfei, HOU Lingyun, REN Zhuyin, et al. A droplet/wall impact model and simulation of a bipropellant rocket engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 88: 32-39.
- [7] 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. (in Chinese)
- [8] 向纪鑫, 张萌, 李志强, 等. 液氧/甲烷液体火箭发动机推力室跨临界液膜冷却数值模拟[J]. *推进技术*, 2022, 43(11): 291-302.
XIANG Jixin, ZHANG Meng, LI Zhiqiang, et al. Numerical simulation of transcritical liquid film cooling in LOX/methane liquid rocket engine thrust chambers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11): 291-302. (in Chinese)
- [9] STROKACH E A, BOROVIK I N, BAZAROV V G, et al. Numerical study of operational processes in a GO_x -kerosene rocket engine with liquid film cooling[J]. *Propulsion and Power Research*, 2020, 9(2): 132-141.
- [10] LI X Y, REN J, JIANG H D. Full field algebraic anisotropic eddy viscosity model for the film cooling flows[R]. ASME Paper GT2012-68667, 2012.
- [11] LEE H, JEONG G, LEE H, et al. Hydraulic characteristics of liquid film generated by slit injector[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2019, 20(2): 433-441.
- [12] SAKO N, HAYASHI J, DAIMON Y, et al. Experimental analysis of the spreading of a liquid film on a bipropellant thruster chamber wall[J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2021, 16(1): 1-11.
- [13] LUDESCHER S, OLIVIER H. Experimental investigations of film cooling in a conical nozzle under rocket-engine-like flow conditions[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(3): 1172-1183.
- [14] PONOMARENKO A. RPA: tool for rocket propulsion analysis thermal analysis of thrust chambers[EB/OL]. [2013-01-01]. <http://www.propulsion-analysis.com/>.
- [15] 侯瑞峰, 李龙飞, 陈建华, 等. 液体火箭发动机不同室压下冷却方案适用范围[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(12): 2797-2806.
HOU Ruifeng, LI Longfei, CHEN Jianhua, et al. Adaptability of cooling structure schemes of liquid propellant rocket engine thrust chamber under different pressures[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(12): 2797-2806. (in Chinese)
- [16] 吴有亮. 基于Modelica的液体火箭发动机系统建模与仿真研究[D]. 北京: 中国航天科技集团公司第一研究院, 2018.
WU Youliang. Study on modeling and simulation of liquid rocket engine built with modelica language[D]. Beijing: The First Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation, 2018. (in Chinese)
- [17] PAVLI A J, CURLEY J K, MASTERS P A, et al. Design and cooling performance of a dump-cooled rocket engine[R]. NASA TN D-3532, 1966.
- [18] BARTZ D R. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients[J]. *Jet Propulsion*, 1957, 27(1): 49-51.
- [19] HOWELL J. Film cooling design criteria for small rocket engines[R]. AIAA-1968-617, 1968.
- [20] GRISSON W M. Liquid film cooling in rocket engines[R]. AD-A234 288, 1991.
- [21] 王治军, 常新龙, 田干. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.

(编辑: 张 雪)