

液体火箭发动机不同室压下冷却方案适用范围

侯瑞峰¹, 李龙飞², 陈建华¹, 曹 晨¹, 刘云浩¹

(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. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 为了精准评估不同冷却方案对高压液氧烃火箭发动机推力室传热特性的影响, 建立了一套再生通道-液膜屏蔽-隔热镀层-辐射换热的整机模型, 采用 Ievlev 半经验模型计算燃气侧壁面的对流换热过程, 引入 Shruvik 安全裕度评估准则, 计算推力室径向的分区温度和热流密度。基于某型大推力液氧煤油火箭发动机, 研究了不同冷却结构组合的换热能力上限, 分析了不同推力室压力对冷却设计方案的影响。结果表明: 推力室压力在 12 MPa 及以下时, 可主要依靠再生冷却技术满足冷却需求; 在 16 MPa 及以下时需要配合内冷却环带满足冷却需求; 在 18 MPa 及以下时需进一步设置隔热镀层提高热防护能力; 室压在 20 MPa 甚至更高时, 必须采用其他强化换热措施。

关 键 词: 液体火箭发动机; 推力室; 再生冷却; 冷却环带; 隔热镀层

中图分类号: V434+.24

文献标志码: A

Adaptability of cooling structure schemes of liquid propellant rocket engine thrust chamber under different pressures

HOU Ruifeng¹, LI Longfei², CHEN Jianhua¹, CAO Chen¹, LIU Yunhao¹

(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 Aerospace, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to accurately evaluate the effect of different cooling schemes on the heat transfer characteristics of thrust chamber of high-pressure liquid oxygen and hydrocarbon rocket engine, a complete model combining regenerative channel, liquid film shield, thermal barrier coating and radiation heat transfer was established. The Ievlev semi-empirical model was adopted for calculation of convection on gas wall. The Shruvik safety margin evaluation criterion was used in analysis. The radial direction multi-layer temperature and heat flux of the thrust chamber were calculated. Based on a large thrust liquid oxygen and kerosene rocket engine, the upper limit of heat transfer capacity of different cooling schemes was studied, and the influence of different thrust chamber pressures on cooling design was analyzed. Results showed that, thrust chamber can mainly rely on regenerative cooling technology to meet the cooling requirements at 12 MPa or below; film cooling slots should be further used at 16 MPa or below; thermal barrier coating should be further installed at 18 MPa or below; several intensive cooling measures must be adopted at 20 MPa or higher.

收稿日期: 2022-05-27

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, 研究领域为液体火箭发动机高压推力室热防护技术。

通信作者: 李龙飞(1977—), 男, 研究员, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机推力室技术。E-mail: hrfchina@163.com

引用格式: 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.

Keywords: liquid propellant rocket engine (LRE); thrust chamber; regenerative cooling; film cooling slots; thermal barrier coating

作为火箭的心脏,液体火箭发动机的性能水平很大程度上决定了其所服务的航天任务的工作上限。高性能的液体火箭发动机不仅能提升运载火箭的负载能力,也标志着一个国家空间技术的发展水平,更决定着日趋激烈的空天领域军备竞赛中的话语权。因此,各国近几十年内都在尽其所能地提高液体火箭发动机的性能指标。

液体火箭发动机追求高性能的最主要方法之一就是提高推力室的压力。随着时间的推移和技术的进步,发动机的推力室压力一直在不断增高:从德国 V-2 导弹发动机的 1.5 MPa,到美国 F-1 发动机的 6.8 MPa、前苏联 RD-170 发动机的 24 MPa,再到如今 SpaceX 公司 Raptor 发动机的近 30 MPa^[1-2],升高室压成为追求高性能发动机的一个重要途径。

世界各国对无垠宇宙的探索脚步越来越深入,社会及军事任务对空间载荷的体量需求越来越大,发动机被要求的性能参数和可靠性指标也越来越严苛。在热防护方面,推力室压力的大幅度提高引发了一系列的严重问题。人们发现,仅仅依靠最原始的再生冷却技术,已然无法应对更高室压带来的烧蚀挑战^[3]。尤其对于采用液氧烃推进剂的火箭发动机,燃料作为发动机冷却剂时(如煤油),其高温高压下的结焦特性会严重恶化冷却通道的换热能力^[4],不利于通道的散热表现。此外,在高压环境下,高温燃气传热热流密度也会快速升高。这样在“内部温度急剧增加”和“外部散热又被阻碍”的双重作用下,推力室内往往会出现局部烧蚀甚至烧毁现象,从而导致发动机无法持续稳定正常工作。

针对这些在推力室压力提升之后出现的现实问题,冷却结构在近几十年内也发生了翻天覆地的改变和革新,膜冷却、隔热镀层等多种冷却技术的组合方案已成为解决该难题的可靠答案。但目前人们还难以准确确定和控制各类冷却技术作用过程中数学模型的边界条件,更未完全掌握不同冷却结构之间的耦合效应,对于这些冷却技术的效果评估和模型预测还主要采用以工程试验为主的半经验方法,即模型公式构建于试验数据的基础之上^[5]。

明晰不同冷却结构的作用效果及其对于推力室压力的适应能力极其迫切。Perakis 等^[6]提出了一种基于预处理雅克比矩阵的自由参数估计方法,通过计算逆传热过程改进了用于评估热通量的梯

度方法,验证对比了 H_2/O_2 上面级发动机的试验数据,有效减少了测试所需热电偶传感器的最小数量。Pizzarelli 等^[7]将低周疲劳和韧性断裂加入失效机制的考虑范围,提出了一种用于评估再生冷却推力室的结构强度和循环寿命的代数模型。Strokach 等^[8]针对 GOx/Kerosene 火箭发动机中的液膜冷却过程,使用 Lagrangian 粒子跟踪技术模拟液膜发展过程,将采用 Favre 平均方程的纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, N-S)体系应用于连续流体的计算中。Wang 等^[9]使用高温氧化和热震试验手段,研究了真空烧结的铌钎合金推力室材料表面上的 Si-Cr-Ti 硅化物隔热涂层的成型过程、组织结构和防护机理。

具体采用何种冷却组合方案,对于发动机设计过程而言,是极其重要的一步。Han 等^[10-11]针对二级火箭推进系统,使用基于 Lyeblev 方法的火箭推进系统分析程序分析了再生冷却技术和冷却环带技术的工作能力。Zhang 等^[12]针对小推力四氧化二氮/甲基肼火箭发动机,使用 Bartz 公式等经验方法计算了液膜冷却技术和辐射冷却技术的室压适用上限。Tan 等^[13]针对液氢/液氧/煤油($LH_2/LOX/Kerosene$)三组元发动机,使用基于系统平衡状态的分析方法,计算了燃气发生器循环、分级循环等系统方案的室压适用范围。

未来的重型运载型号采用的大推力火箭发动机的室压必然会更高,对热防护的挑战也会更大,因此发动机推力室中不可避免地会多管齐下,同时采用多种冷却技术。但目前人们对于不同组合方案在不同室压下的适应性分析过程还比较粗糙,评估的结果偏差还比较大,针对的对象范围还比较局限,覆盖的高低工况还不够全面。搞清不同组合方案的具体量化适用范围,有利于在快速提升发动机性能的同时,对火箭可靠性保证环节做到胸有成竹,对于运载火箭的轻量化、复用化和量产化等目前的航天热点目标都有着即刻增益和长期效益。

本文应用复合传热计算模型,采用变数循环逻辑程序,对再生冷却技术、膜冷却技术以及隔热镀层技术 3 种冷却手段的组合方案进行计算,基于某型大推力液氧烃火箭发动机,分析了 12~20 MPa 室压范围内不同冷却结构方案的适用性,并对 20 MPa 以上的推力室冷却结构进行了建议和展望。

1 模型分类及数学描述

1.1 技术分类

根据热量的转移路径, 冷却技术可分为主动冷却技术和被动隔热技术, 如图 1 所示。根据作用的具体位置, 主动冷却技术可分为内冷却技术和外冷却技术。再生冷却是一种常见的主动外冷却手段^[14-15]。内冷却技术中, 膜冷却也称为冷却环带技术, 是保护推力室身部中下段和喉部段免受高温侵蚀的不二之选。热障镀层技术和烧蚀冷却技术同属于被动隔热技术。

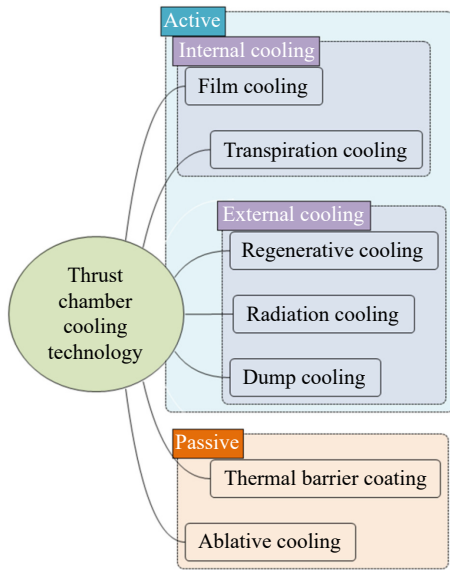


图 1 推力室冷却技术分类

Fig. 1 Classification of cooling technology of thrust chamber

1.2 数学模型

1.2.1 热流平衡方程

整机推力室传热过程可以看作一个由内向外的物理串联模型, 主要包含以下环节: ①燃气经对流换热过程与辐射换热过程产生并传导输入推力室燃气侧壁面的总热流密度等于向再生冷却通道输入的热流密度; ②输入气壁面的总热流密度经过推力室各个层壁后, 受到不同的热阻作用, 造成各个层面不同的升温效果; ③输入再生冷却通道的热流密度经过液壁面的对流换热过程后, 使得液壁面温度升高; ④输入再生冷却通道的热量等于冷却剂因内在潜热升高而吸收带走的热量。各环节对应的热平衡方程依次为(下标 n 表示计算截面序号)

$$q_{g,conv} + q_{g,rad} = q_{g,enter} = q_{l,enter} \quad (1)$$

$$q_{g,enter} = d_n \Delta T_n = \left(\frac{\delta_n}{\kappa_n} \right) \Delta T_n \quad (2)$$

$$q_{g,enter} = q_{l,enter} = \Delta T_1 \cdot h_1 \quad (3)$$

$$q_{l,enter} = q_{l,out} = (c_{p,l} \cdot \Delta T_c) \left/ \left[\pi \left(\frac{d_l}{2} \right)^2 \cdot \Delta x \right] \right. \quad (4)$$

1.2.2 对流换热模型

1) 液壁面的对流换热

再生冷却通道对流换热假设为一维传热过程, 利用导热公式计算通道的对流换热密度

$$q_{l,enter} = (T_1 - T_c) h_1^* \quad (5)$$

式中 T_1 为液壁温; T_c 为冷却剂平均温度; h_1^* 为考虑肋效率的液壁面表面传热系数。

液壁面表面传热系数的计算采用管内湍流的强制对流换热公式

$$h_1 = \frac{Nu \cdot \kappa}{d_l} \quad (6)$$

式中 Nu 为努塞尔数; κ 为冷却剂导热系数; d_l 为冷却通道当量直径。

努塞尔数 Nu 由 Mikheyev 公式确定^[16]

$$Nu = 0.021 Re^{0.8} Pr^{0.43} \left(\frac{Pr}{Pr_1} \right)^{0.25} \quad (7)$$

式中 Re 为雷诺数; 普朗特数 Pr 由温度确定; 下标 1 表示液壁面当地参数。

2) 气壁面的对流换热

对于燃气侧壁面的对流换热过程, 常用的计算方法有 Bartz 法和 Ievlev 法。Bartz 法是利用管内充分发展湍流传热准则式来计算表面传热系数, Ievlev 法是采用近似方法求解湍流简化的边界层微分方程, 假设摩擦应力和热流的分布关系, 由原型发动机热试验结果选定相关系数, 考虑燃气离解和复合反应获得的对流换热公式。Bartz 法在单数据点的误差更小, 但整体包络较窄, 更适合基础理论研究。Ievlev 法的计算结果较保守, 全局可靠性更高, 更适合真实的发动机研制设计领域。目前已有大量文献采用 Bartz 法研究推力室传热过程^[12,14-15,17], 而采用 Ievlev 法的文献较为罕见。本文使用 Ievlev 法计算气壁面对流换热密度^[16]

$$q_{g,conv} = \frac{450 \beta^* p_c p (T_{st}^* - T_g)}{b^2 Y^2 \sqrt{T_{st}^* R_{st}}} \quad (8)$$

式中 β^* 为气流中心折算速度; p_c 为燃烧室压力; c_p 为比定压热容; T_{st}^* 为近壁气体滞止温度; b 和 Y 为半经验参数; R_{st} 为近壁层气体常数。具体计算方法可参见文献^[16]。

气体雷诺数采用工程计算方法^[16]

$$Re_{st} = \frac{11\,070 d_t p_c}{\mu_{st} \sqrt{R_{st} T_{st}}} \quad (9)$$

式中 d_t 为临界截面直径; p_c 为室压; μ_{st} 为近壁层燃气的动力黏度。

1.2.3 辐射换热模型

气壁面的辐射换热计算采用 Frolov 模型, 假设燃烧产物为均匀介质, 辐射燃气主要为二氧化碳和水蒸气。由于燃烧产物气体的温度甚高于金属壁面的温度, 因此主要考虑燃气对室壁的辐射加热作用, 忽视金属壁面对气体的辐射作用。

计算辐射热时将燃气分为中心区和近壁区, 两区域成分均匀, 遵循灰体辐射规律, 气体分子射线行程不同。对于二氧化碳和水蒸气均采用采用 Stefan-Boltzmann 法^[18] 计算辐射热流

$$q_{b,c} = 5.67 \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 e \quad (10)$$

式中 T_g 为气壁温; e 为折算黑度; 下标 b 为近壁区; 下标 c 为中心区。折算黑度由气体零黑度、气体分压、气体分子射线行程决定, 近壁区气体的分子射线行程与近壁层厚度相关, 中心区气体的射线行程与圆柱段直径相关。

燃气的辐射热到达壁面后, 部分热被壁面吸收, 其余热被反射。这个吸收和反射的过程会反复进行并且慢慢衰减。反复多次吸收的综合效果可视为一个黑度更高的一次性的吸收效果, 这种较高的黑度称为有效黑度。不锈钢和铜合金壁面的有效黑度可取为小于 1 的某定值。

圆柱段金属壁面对辐射热的吸收过程采用有效黑度等效处理。计算收扩段喷管的辐射热流时, 将收扩段型面等效变换为热流当量直径的圆柱段。喷管尾段呈扩张形, 可不考虑多次反射与再辐射的影响。

核心辐射热经过中心区气体和近壁区气体后到达壁面, 计算出高透射值和低透射值, 两者加权处理得到总辐射热流密度。辐射传热透射值的计算方法可用下述公式表示:

$$q_{rad1,2} = e_{1,2} (q_c \cdot \varepsilon_{1,2} \cdot L + q_b) \quad (11)$$

式中 q_{rad} 为辐射热流密度; e 为有效黑度; ε 为吸收比; L 为气体分子射线行程; 下标 1 为高透射参数; 下标 2 为低透射参数。

吸收比的计算采用 Kirchhoff 修正公式, 可见文献^[18]。燃气黑度的计算中, 主要考虑气体中三原子的水蒸气分子和二氧化碳分子的作用, 且

考虑光谱重叠导致互相吸收的结果。另外在计算特定物质的黑度时, 还需要根据其分压力、静温和辐射行程进行修正。燃气黑度计算式如下:

$$e_g = e_{H_2O} + e_{CO_2} - e_{H_2O} \cdot e_{CO_2} \quad (12)$$

1.2.4 近壁层混合比

计算内冷却环带的冷却能力时, 燃料与氧化剂在近壁面附近的混合比非常关键。混合比越接近燃烧当量值, 推进剂燃烧越充分, 燃气温度越高。因此, 通过计算近壁层中混合比的数值变化, 可以判断当地温度的高低。在接近推力室喉部的收缩段区域, 往往会布置多条冷却环带以快速降低气壁面温度, 此时不同冷却环带之间会相互影响, 燃气混合比可按式计算^[16,19]:

$$r' = \frac{r(1-\rho)}{1+r \cdot \rho} \quad (13)$$

式中 r 为推力室喷嘴边区混合比; ρ 为冷却剂综合质量浓度, 综合质量浓度可按式计算:

$$\rho = \frac{\rho_{st,t+1} \left(1 + \frac{\bar{q}_{m,cj,t}}{\bar{q}_{m,cj,t+1}} \right)}{\left[1 + \left(\frac{\bar{q}_{m,cj,t}}{\bar{q}_{m,cj,t+1}} \right) \cdot \left(\frac{\rho_{st,t+1}}{\rho_{st,t}} \right) \right]^2 + \frac{\rho_{st,t} (1 - \rho_{st,t+1}) + \rho_{st,t+1}}{1 + \left(\frac{\bar{q}_{m,cj,t+1}}{\bar{q}_{m,cj,t}} \right) \cdot \left(\frac{\rho_{st,t}}{\rho_{st,t+1}} \right)}} \quad (14)$$

式中 $\rho_{st} = f[\lg(x)]$ 为冷却环带的当地质量浓度, 与试验得到的无量纲数据和轴向距离 x 有关; 下标 t 表示环带序号, 如第 1 环带时 $t=1$; $\bar{q}_{m,cj}$ 为无量纲环带相对质量流量, 可按式计算:

$$\bar{q}_{m,cj,t} = \frac{q_{m,cj,t}}{(q_{m,c} - q_{m,cj,t} - \dots - q_{m,cj,t+1})} \quad (15)$$

式中 $q_{m,c}$ 为推进剂质量流量; $q_{m,cj}$ 为环带冷却剂质量流量; 下标 t 表示环带序号。

2 计算逻辑与评估准则

2.1 程序逻辑

自主编译的计算冷却结构适应性的程序对推力室结构按一维模型进行预处理, 将不同轴向距离上的推力室部分分割成若干截面, 按截面顺序进行多种参数的依次计算, 在每个截面内进行均性处理, 最终结合各个截面的计算结果进行多和判定。程序在计算过程中会参考原型基准发动机的模拟试验数据, 按准则关系计算方程系数, 通过插值法读取数据库来得到冷却液普朗特数、运动黏度、导热系数等物性参数参数。

根据热流平衡思想, 推力室内壁外传的热量等于再生冷却剂吸收带走的热量, 程序首先依据假定的气壁温计算出气壁面对流换热传给壁面的热流量, 结合燃气对壁面的辐射热流量, 计算出输入金属壁面的总热流量。然后根据冷却剂进入的给定温度, 以流体比热数据作为平滑判断标准, 计算出该截面处的再生冷却剂温度。

接着由假定的液壁面温度读取相关流态参数, 计算出当地努塞尔数, 从而计算出液壁面表面传热系数。以假定的液壁温再为基础, 以液壁表面传热系数为支撑, 结合壁面总热流结果, 计算出新的液壁温, 循环往复直至满足误差要求。最后计算出壁面的综合热阻, 结合壁面总热流和液壁温, 计算出新的气壁温, 循环往复直至满足误差要求。上述所有过程完成后, 判定当前截面的当地参数计算完毕, 转入下一截面计算相关参数。所有截面计算完毕后, 输出并显示所有计算结果。计算采用的复循环逻辑如图 2 所示。

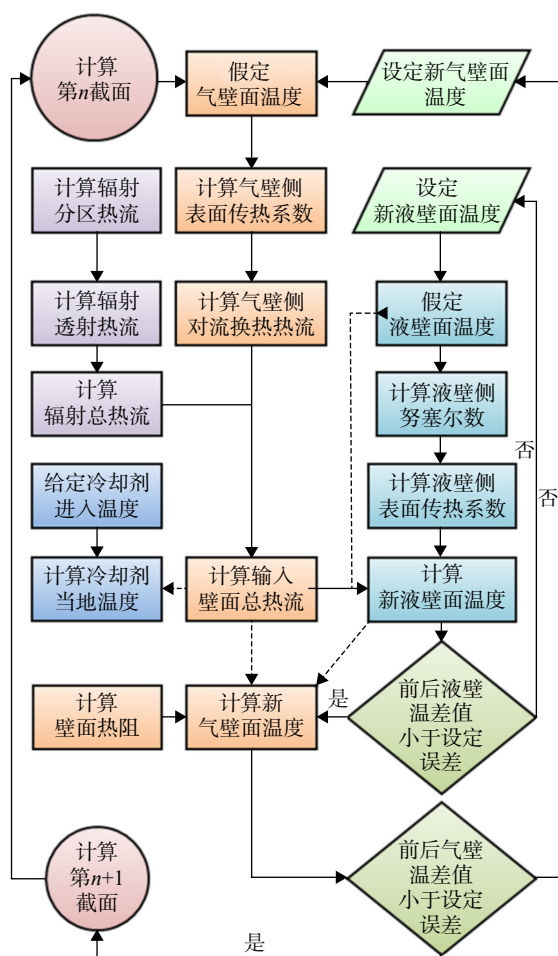


图 2 计算程序逻辑流程

Fig. 2 Flow diagram of temperature calculation

相比单一循环, 采用这种复循环逻辑有以下优点: 一是在计算每一截面的壁面温度时, 气壁温和液壁温可以通过换热强度的关系准则进行相互验证, 有效提高准确性; 二是截面与截面之间参与计算的参数在每一步都会进行差值判断, 避免了因插值过大导致的不收敛现象, 提高了稳定性; 三是壁面温度、冷却剂温度和换热强度系数等多个参数可以通过程序的单步运行一次得到, 实现了多参数结果的高效关联性。

2.2 评估准则

判定出准确的壁面极限温度对于冷却系统的可靠性非常重要, 即低于该温度时, 内壁承受较大的热力载荷也不会受到损伤, 该温度是内壁允许达到的最大温度。图 3 示出了推力室壁面的传热分布趋势, 其中 T_l 为再生冷却通道侧的液壁面温度, T_c 为再生冷却通道内冷却剂的温度, T_g 为燃气与镀层之间的气壁面温度。此外, 计算中还考虑了镀层与内壁之间的内壁温度 T_w 。

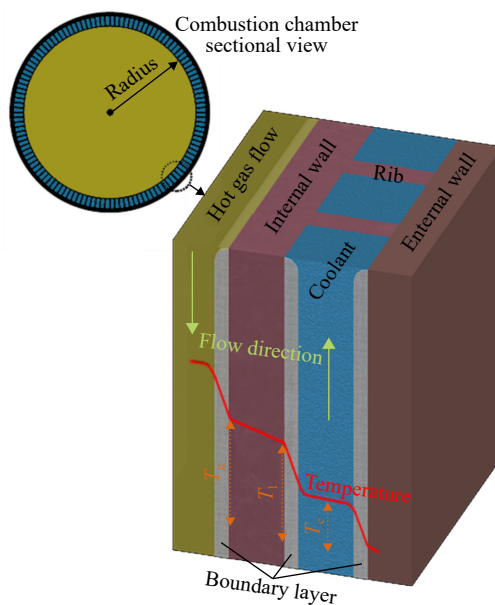


图 3 液体火箭发动机传热系统温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of the LRE heat transfer system

根据已有的研制经验, 下列给出了极限温度的一些建议值^[20]:

- 1) 发动机采用 QCr 0.8 合金作推力室壁面材料时, 燃气侧壁面温度应保证在 1 000 K 以下。
- 2) 在同时使用镍、铬基镀层时, 气壁面温度应保证在 1 100 K 以下^[21]。

3) 对于推进剂燃料热安定性较低(如煤油、偏二甲肼)的发动机, 为了避免结焦现象, 液壁温

应保证在 600~650 K 以下。

4) 为了避免冷却通道内的“膜沸腾”现象, 应保证冷却剂的温度维持在沸点以下。

由于液体火箭发动机推力室壁面的温度计算方法会受到多种因素的限制, 得到的壁温结果经常偏差较大, 因此在设计阶段必须设置一定的安全裕度。当发动机的研制阶段进行到一定程度, 得到了一定可用的试车数据时, 温度裕度可以有所降低。本文算例均采用煤油为冷却剂^[4], 结合极限壁温和裕度考量, 限定的温度上限值如表 1 所示。

表 1 冷却通道温度上限参考

Table 1 Limit temperature reference of cooling channel

参数	理论上限	安全裕度	最终上限
T_g/K	<1 100	100	<1 000
T_w/K	<900	100	<800
T_l/K	<650	60	<590
T_c/K	<470	20	<450

3 结果与讨论

3.1 试验校验

为验证该推力室冷却计算程序的准确性, 使用某型液氧煤油火箭发动机的地面试验数据进行对比校验。验证用的火箭发动机推力室采用液氧和煤油作为推进剂, 相关参数总结在表 2 中。

表 2 液体火箭发动机模型参数

Table 2 Model parameters of the LRE

参数	数值及说明
喷注器	同轴离心式
燃烧室	圆柱形
圆柱段长度/mm	300
喷管喉径/mm	220
喉部收缩比	2.9
喷管扩张比	36
冷却方式	再生冷却+液膜环带
材料	高导热铜合金 (推力室内壁)
	高强度不锈钢 (推力室外壁)
	镍铬镀层 (隔热镀层)

实际发动机在试车过程中, 由于测点条件较为苛刻, 所以得到的有效热参数只有再生通道内燃料冷却剂的温升参数, 即再生冷却剂在通道入

口和通道出口处的温度差值。图 4 为冷却计算程序的计算结果和试验数据的校核情况, 计算极限值为考虑文中第 2.2 节的安全裕度之后的上限结果, 计算保守值为未考虑安全裕度的下限结果, 计算修正值为上限结果和下限结果的平均值。

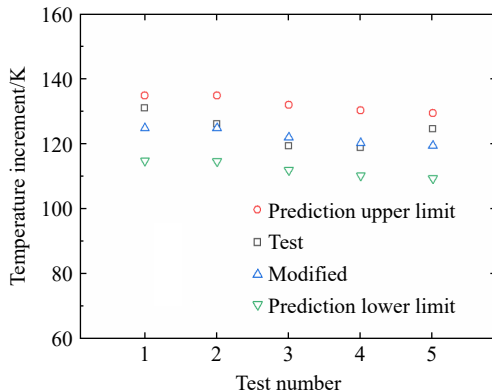


图 4 再生冷却剂温度增量对比校验

Fig. 4 Comparison verification of regenerative coolant temperature increment

表 3 示出了温升试验值和计算修正值的对比情况。结果显示, 计算结果较为准确, 计算上限值与下限值实现了对于试验值的全包络。计算修正值与试验值的误差均在±5% 内, 验证了冷却计算程序的准确性。

表 3 冷却剂温升试验校验数据

Table 3 Coolant temperature rise test verification data

试验序号	温升/K		误差/%
	试验值	计算值	
1	130.8	124.8	-4.59
2	126.0	124.7	-1.03
3	119.2	121.9	2.27
4	118.7	120.2	1.26
5	124.4	119.4	-4.02

3.2 计算工况

本文所计算的发动机推力室采用的推进剂为液氧煤油, 内壁面材料为铬铜合金, 外壁材料为高强度钢。再生冷却采用铕槽式冷却通道, 在喷管收缩段引入冷却剂, 经过多次集流环转接, 最终从喷注器头部排出并参与燃烧。冷却环带技术一共采用了 3 条冷却环带, 第 1 环带设置在推力室身部前段, 第 2、3 环带设计在喷管收缩段, 如图 5 所示。隔热镀层采用了“镍底层+铬表层”的“隔热+抗冲刷”的双层结构。

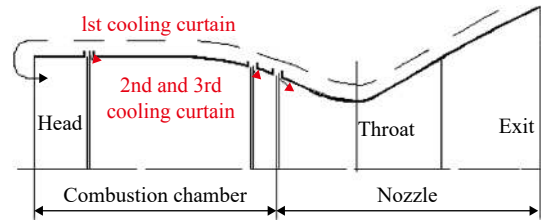


图 5 推力室构型简图
Fig. 5 Thrust chamber configuration diagram

图 6 为发动机计算截面划分图, 图中数字为截面序号。计算中根据推力室壁面曲率以及临近壁面区域的热参数变化率, 沿轴向共分为 34 个截面, 其中身部段 6 个, 喷管收缩段 9 个, 喷管扩张段 19 个。推力室中涉及工作参数发生重大变化的截面主要有: ①第 4、8、12 号截面, 分别为第 1、2、3 环带面; ②第 15 号截面, 为喉部临界面; ③第 25 号截面, 为镀层结束面。

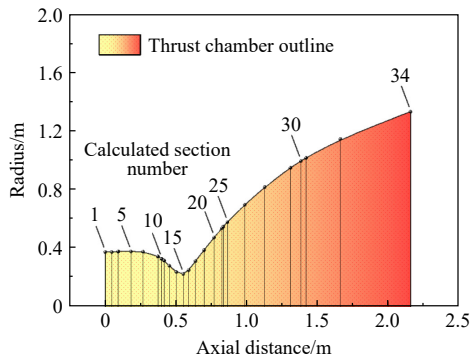


图 6 计算截面划分图
Fig. 6 Computational section diagram

对比分析的冷却方案有 3 种, 序号前缀分别为 A、B、C, 对应采用的冷却技术分别为再生冷却+小流量环带、再生冷却+大流量冷却环带、再生冷却+大流量冷却环带+隔热镀层。每种冷却方案又计算了 4 种不同的推力室压强工况, 序号后缀分别为 1、2、3、4, 对应室压为 12、16、18、20 MPa, 如表 4 所示。例如采用了再生冷却+小流量环带方案且室压为 12 MPa 的算例的计算序号为 A-1。

以 A-2、B-2 和 C-2 算例使用的室压为 16 MPa 时的工况条件为例, 再生冷却通道的压强为 21.83 MPa, 再生冷却剂入口温度为 310 K, 氧化剂流量为 259.7 kg/s, 燃料流量为 90.7 kg/s, 中心区混合比为 2.9, 边区混合比为 2.0, 推力量级约为 1 000 kN, 如表 5 所示。其他室压不同的算例在计算时, 采用的工况参数也有所调整。

表 4 不同冷却方案的结构设计
Table 4 Structure design of different cooling schemes

序号	压强/MPa	冷却技术			
		再生冷却	小流量环带	大流量环带	隔热镀层
A-1	12	√	√		
A-2	16	√	√		
A-3	18	√	√		
A-4	20	√	√		
B-1	12	√		√	
B-2	16	√		√	
B-3	18	√		√	
B-4	20	√		√	
C-1	12	√		√	√
C-2	16	√		√	√
C-3	18	√		√	√
C-4	20	√		√	√

表 5 16 MPa 案例工况参数
Table 5 Operating parameters of the case using 16 MPa

工况参数	数值
推力室压力/MPa	16.00
冷却通道压力/MPa	21.83
氧化剂总流量/(kg/s)	259.7
燃料总流量/(kg/s)	90.7
中心区混合比	2.9
边区混合比	2.0

3.3 结果及分析

3.3.1 C-2 算例计算结果分析

图 7 为 C-2 算例中气壁温 T_g 、内壁温 T_w 和液壁温 T_l 沿推力室轴向距离的分布情况的计算结果。计算表明, 气壁温和内壁温总体变化幅度较大, 在 3 个内冷却环带入口体现了明显的降温效果。在喷管喉部气壁温达到最高值, 约为 870 K, 比内壁温高 200 K 左右。在喷管尾部镀铬镀层结束处, 因设置了再生冷却通道出口集液环, 再生冷却剂由此处引出, 气壁温有小段跃升, 约为 150 K。液壁温的分布趋势总体上较为平缓, 平均温度约为 450 K。整个计算结果对推力室壁面各个层面的温度进行了合理而精确的体现。

图 8 为 C-2 算例中对流传热、辐射传热和总传热的热流密度沿轴向壁面分布的计算结果, 黑色点线表示对流传热热流密度占总热流密度的比值。结果显示, 对流传热占到总传热密度的 70%

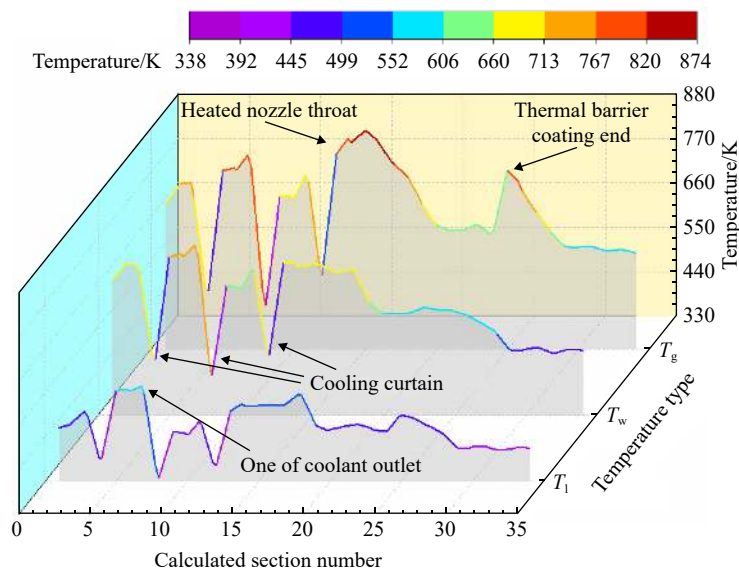


图 7 C-2 算例的壁面温度计算结果

Fig. 7 Calculation result of wall temperature in C-2 case

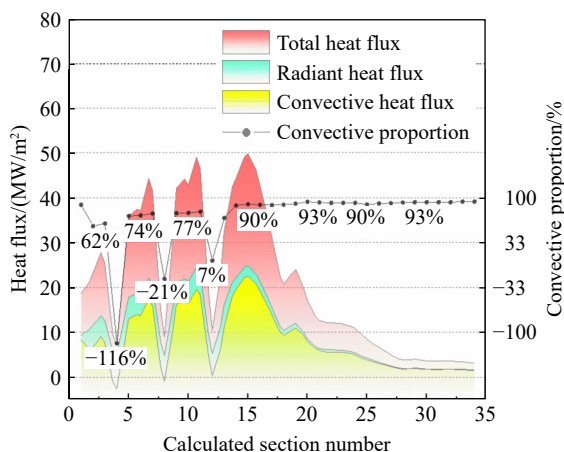


图 8 C-2 算例壁面热流密度分布

Fig. 8 Wall heat flux distribution of C-2 case

以上,且除去隐峰一共有 4 个峰值点。前 3 个峰值点均在内冷却环带的临近位置,说明内冷却液膜有效阻碍了热流密度的进一步上升,保护了推力室壁面材料免受热应力破坏。第 4 个峰值点出现的推力室喉部位置,显示了喉部的高温高速区域巨大的热防护压力。在喉部之后,由于拉瓦尔喷管的加速减压作用,热防护压力显著下降。

3.3.2 A 方案计算结果分析

图 9 为采用 A 方案时,不同室压算例的计算结果的对比情况。图中 4 种图案表示 A-1~A-4 的 4 种算例,每种算例中的 4 层温度由 4 个颜色分别表示,共 16 条曲线。由于 A 方案中推力室全半段无隔热镀层,因此气壁温和内壁温的曲线出现部分重叠。结果显示,随着 A-1~A-4 算例室

压的增加,气壁温 T_g 、液壁温 T_l 和冷却剂温 T_c 都有所提高,依次的提高幅度在 20~50 K 不等。图中虚线标注出了表 1 中的安全容许上限,各层温度对应相应颜色。根据评估准则要求,可以看到 A-1、A-2、A-3、A-4 四个算例中气壁温全程均在允许范围内,A-2、A-3、A-4 的液壁温和冷却剂温度在部分区域超出了允许范围。因此,采用 A 方案结构的情况下,只有室压为 12 MPa 的 A-1 的冷却情况符合安全标准。

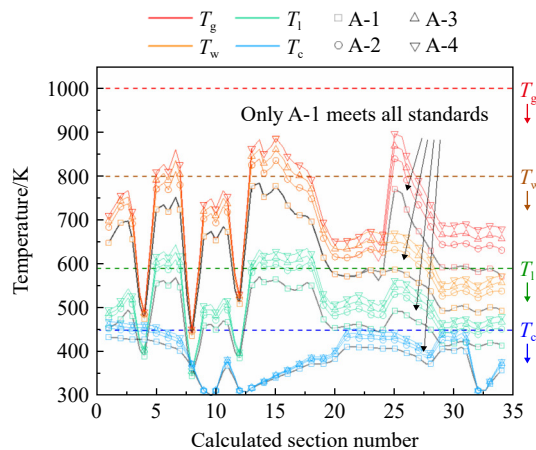


图 9 A 方案 4 种情况计算结果对比

Fig. 9 Comparison of 4 calculation results among A cases

3.3.3 B 方案计算结果分析

图 10 为采用 B 方案时,不同室压的 B-1~B-4 四种算例的计算结果对比情况,图例表示方法与图 9 相同。结果显示,相比 A 方案,采用 B 方案时由于提高了冷却环带的流量大小,4 种层面的

温度全程都有了明显降低,降幅约 30 K,且 B-1~B-4 算例之间的温度差也有所拉大,平均温差约为 60 K。参考图中虚线所标注的安全容许上限,可以看到 B-1 和 B-2 算例的气壁温 T_g 、内壁温 T_w 、液壁温 T_l 和冷却剂温 T_c 全程均在安全区域内。因此,采用 B 方案大冷却环带的情况下,只要室压低于 B-2 算例的 16 MPa,推力室内的冷却情况即符合安全标准。

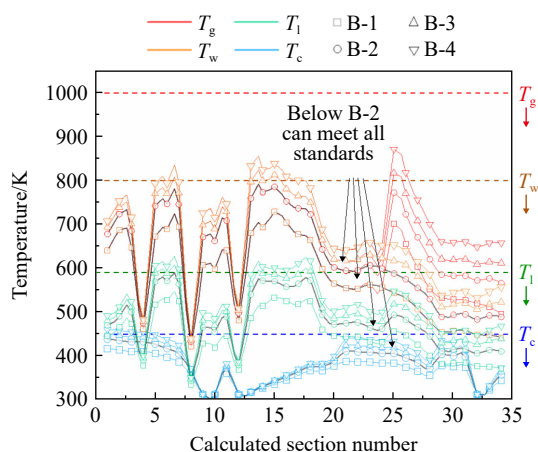


图 10 B 方案 4 种情况计算结果对比

Fig. 10 Comparison of 4 calculation results among B cases

3.3.4 C 方案计算结果分析

图 11 为采用 C 方案时,不同室压的 4 种算例 C-1~C-4 的计算结果对比情况,图例表示方法与图 9 相同。结果显示,由于推力室前半段采用了隔热镀层,气壁温 T_g 相比 B 方案和 A 方案呈现更高的数值,但内壁温显著降低,降幅约 50 K,同时液壁温 T_l 和冷却剂温 T_c 相比 B 方案和 A 方案也更低,说明增设隔热镀层可以有效缓解推力室各个层面上的热防护压力,进而满足更高室压的冷

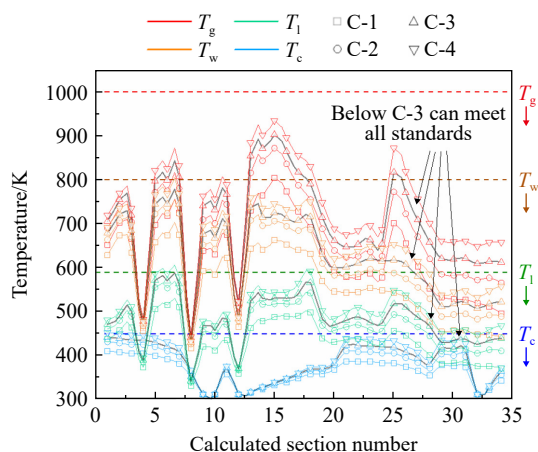


图 11 C 方案 4 种情况计算结果对比

Fig. 11 Comparison of 4 calculation results among C cases

却需求,提高发动机推进能力。另一方面,如图所示 C-1、C-2 和 C-3 算例的所有层面温度全程均在安全容许范围内,因此采用 C 方案结构的情况下,只要室压低于 C-3 算例的 18 MPa,认为即可符合安全标准。

综上所述,可以认为对于该型液氧煤油发动机, A 方案可满足室压不大于 12 MPa 时推力室的冷却需求, B 方案可满足室压不大于 16 MPa 时推力室的冷却需求, C 方案可满足室压不大于 18 MPa 时推力室的冷却需求。当室压超过 18 MPa 时,建议进一步采用其他强化换热措施,如人为表面粗糙度冷却通道^[22]、高深宽比冷却槽^[23]等。

4 结 论

本文对液氧烃火箭发动机推力室的冷却结构与室压的关系进行了研究,得到以下结论:

1) 采用多次热试车的冷却剂温升值验证了建立的再生通道-液膜屏蔽-隔热镀层-辐射换热整机传热计算模型的准确性,计算出的再生冷却剂温升修正值与试验值误差在 $\pm 5\%$ 以内,计算上限值与下限值实现了对于试验值的全包络。

2) 对于该型 1000 kN 推力量级模型液氧煤油发动机,推力室压力在 12 MPa 及以下时,可主要依靠再生冷却技术满足冷却需求,室压在 16 MPa 及以下时需要配合内冷却环带技术满足冷却需求,室压在 18 MPa 及以下时需进一步设置隔热镀层提高热防护能力。

3) 我国补燃循环液氧煤油火箭发动机的推力室压力已达 18 MPa,未来的重型液氧煤油发动机室压可达 20 MPa 甚至更高。除了必须采用“铑槽式再生冷却+多冷却环带+热障镀层”组合方案外,建议进一步采用其他强化换热措施,如人为表面粗糙度冷却通道、高深宽比冷却槽等。

参考文献:

- [1] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [2] 黄望梅, 贺晨, 张振启, 等. SpaceX 星舰运载系统发展分析与启示[R]. 兰州: 第 2 届未来空间技术高峰论坛, 2021.
- [3] 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 40 届技术交流会, 2019.
- [4] 李勋锋, 仲峰泉, 范学军, 等. 超临界压力下航空煤油水平管内对流换热特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1690-1697.

LI Xunfeng, ZHONG Fengquan, FAN Xuejun, et al. Numerical study of convective heat transfer characteristics of kerosene flow-

- ing in a horizontal pipe at supercritical pressure[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1690-1697. (in Chinese)
- [5] 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)
- [6] PERAKIS N, PREIS L, HAIDN O J, et al. Wall heat flux evaluation in regeneratively cooled rocket thrust chambers[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2020, 35(10): 1-15.
- [7] PIZZARELLI M. An algebraic model for structural and life analysis of regeneratively-cooled thrust chambers[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2020, 36(2): 191-201.
- [8] STROKACH E A, BOROVIK I N, BAZAROV V G, et al. Numerical study of operational processes in a GOx-kerosene rocket engine with liquid film cooling[J]. *Propulsion and Power Research*, 2020, 9(2): 132-141.
- [9] 王堃, 王国强. 双组元推力室热防护涂层工艺技术研究[J]. *火箭推进*, 2020, 9(2): 132-141.
- WANG Kun, WANG Guoqiang. Research on thermal protection coating technique of bipropellant thrust chamber[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 9(2): 132-141. (in Chinese)
- [10] HAN P G, NAMKOUNG H J, KIM K H. A study on the cooling mechanism in liquid rocket engine[R]. AIAA-2004-3672, 2004.
- [11] HAN P G, NAMKOUNG H J, KIM K H, et al. A Study on heat transfer characteristics of small liquid rocket engine with calorimeter[R]. AIAA-2006-5195, 2006.
- [12] 张其阳, 王兵, 张会强, 等. 液膜内冷与辐射外冷发动机室压上限的研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(6): 781-785.
- ZHANG Qiyang, WANG Bing, ZHANG Huiqiang, et al. A study on chamber pressure upper limit of liquid rocket engine utilizing film and radiative cooling[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 34(6): 781-785. (in Chinese)
- [13] 谭建国, 王振国. 三组元液体火箭发动机系统方案设计与比较[J]. *推进技术*, 2003, 24(5): 406-409.
- TAN Jianguo, WANG Zhenguo. Design and comparison of tripropellant liquid rocket engine system scheme[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 24(5): 406-409. (in Chinese)
- [14] 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.
- [15] 杨立军, 富庆飞. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.
- [16] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [17] 张其阳. 液体火箭发动机推力室结构与冷却设计[D]. 北京: 清华大学, 2012.
- ZHANG Qiyang. Structure and cooling design of liquid rocket engine thrust chamber[D]. Beijing: Tsinghua University, 2012. (in Chinese)
- [18] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
- [19] 杨宝庆, 陈建华, 周立新. 推力室多条内冷却环带近壁燃气混合比计算新模型[J]. *火箭推进*, 2002, 28(4): 20-26.
- YANG Baoqing, CHEN Jianhua, ZHOU Lixin. A new model for calculation of normal wall gas mixing ratio of multiple internal cooling slots zone[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2002, 28(4): 20-26. (in Chinese)
- [20] 什维留克 M H. 液体火箭发动机的设计理论基础[M]. 包雨相, 赵国光, 彭永龄, 译. 上海: 上海科学技术出版社, 1963.
- [21] GREUEL D, SUSLOV D, HAIDN O J, et al. Thermal barrier coatings for cryogenic rocket[R]. AIAA-2002-4145, 2002.
- [22] 陈建华, 杨宝庆, 周立新, 等. 人为粗糙度强化换热机理分析及效果评估[J]. *火箭推进*, 2004, 30(4): 1-5.
- CHEN Jianhua, YANG Baoqing, ZHOU Lixin, et al. The mechanism and effect of artificial roughness on heat transfer enhancement[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2004, 30(4): 1-5. (in Chinese)
- [23] CARLILE J, QUENTMEYER R. An experimental investigation of high-aspect ratio cooling passages[R]. AIAA-1992-3154, 1992.

(编辑: 王碧琚)