组合动力用过氧化氢煤油推力室热防护 方案设计方法^{*}

韩兆鹏,郭 晟,刘亚冰,侯金丽,韦宝禧, 江 强

(北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要:为满足组合动力对过氧化氢煤油推力室的方案设计需求,建立工程计算方法,可快速进行 热防护方案设计。通过修正燃气对流换热系数和引入液膜分解率完善工程算法,使工程计算结果与三维 流固热耦合计算结果和实际试验结果符合较好。在此基础上,对组合动力用推力室进行热防护方案设 计,结果表明:采用头部过氧化氢液膜和身部过氧化氢再生的方式可实现可靠热防护,其中,液膜流量 在氧化剂中占比为30%。采用上述研究思路具备开展快速方案论证的能力,可在众多方案中选出热防护 性能较优的方案。

关键词:组合动力;过氧化氢;推力室;工程算法;热防护 中图分类号:V434⁺.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2021)10-2267-10 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200004

Design Methodology for Thermal Protection of Hydrogen Peroxide and Kerosene Thrust Chamber Used by Combined Cycle Engine

HAN Zhao-peng, GUO Sheng, LIU Ya-bing, HOU Jin-li, WEI Bao-xi, GANG Qiang

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: An engineering calculating method was built to fulfill the requirement of thermal protection design on a hydrogen peroxide and kerosene biopropellant thrust chamber embedded in rocket combined cycle engine. By modifying the convection heat transfer coefficient of burned gas and introducing the liquid film decomposition rate of coolant, the results match well with those of experiment and three dimensional coupled numerical simulation. Then, applied in the thermal protection of a thruster assembled in combined cycle engine, the result indicates that the cooling design is proved practicable, with liquid film cooling in the head and regenerative cooling in the body. The coolant is selected as hydrogen peroxide and the consumption of liquid film cooling makes up about 30%. The method manages to evaluate the performance of thermal protection conveniently, and contribute to the assessment of the overall performance.

Key words: Combined cycle engine; Hydrogen peroxide; Thrust chamber; Engineering calculation method; Thermal protection

^{*} 收稿日期: 2020-01-05;修订日期: 2020-05-20。

作者简介:韩兆鹏,硕士,助理工程师,研究领域为组合动力热防护技术、先进热防护技术。

通讯作者: 侯金丽, 硕士, 高级工程师, 研究领域为空天组合动力技术。

引用格式:韩兆鹏,郭 晟,刘亚冰,等.组合动力用过氧化氢煤油推力室热防护方案设计方法[J].推进技术,2021,42
 (10):2267-2276. (HAN Zhao-peng, GUO Sheng, LIU Ya-bing, et al. Design Methodology for Thermal Protection of Hydrogen Peroxide and Kerosene Thrust Chamber Used by Combined Cycle Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(10):2267-2276.)

符号表

- q 燃气对流换热热流密度,W/m²
- *h*_g 燃气侧对流换热系数, W/(m²⋅K) *T*_{ad} 燃气的绝热壁温, K
- T_{ad}
 燃气的绝热壁温,K

 T_{wg}
 燃气侧推力室壁面温度,K
- D, 推力室喉部直径,m
- μ。燃气的动力粘度,Pa·s
- c_n 燃气比热,J/(kg·K)
- Pr。 燃气温度下的普朗特数
- p。 推力室燃气压力,Pa
- *c** 特征速度,m/s
- A. 喉部面积,m²
- A, 沿推力室轴线的截面面积,m²
- T_c^{*} 推力室燃气总温,K
- γ 燃气比热比
- Ma。 燃气当地马赫数
- r_g 当地恢复系数

1 引 言

吸气式组合动力(以下简称组合动力)是由涡 轮、火箭、冲压中的两种或全部三种动力通过热力循 环和结构有机组合形成,代表了未来空天动力的主 要发展方向^[1]。火箭被支板或斜坡固定在冲压燃烧 室流道中,起到稳焰、增推、助燃等作用,是组合动力 的关键部件^[2],见图1。面向未来重复使用航天运输 系统的使用要求,组合动力需具备灵活便捷、响应迅 速的使用特征,这对火箭氧化剂提出了能够常温贮 存、绿色环保的工作要求,综合使用维护性和任务适 应性,过氧化氢推力室的重要性越来越受到关注。



Fig. 1 Diagram of strut-rocket

过氧化氢煤油推力室混合比较大,常采用过氧 化氢作为冷却介质,过氧化氢热安定性较差,在高温 下受热易分解,分解特性增加了主动冷却研究的难 度。目前普渡大学^[3]和韩国先进科学技术研究所^[4] 分别采用头部煤油液膜和过氧化氢液膜实现了推力 室的可靠热防护。国内尝试了身部过氧化氢再生冷

- T_{lf} 液膜温度,K
- μ_f 以液膜温度为定性温度计算的燃气粘度,Pa·s
- Pr_f 以液膜温度为定性温度计算的燃气普朗特数
- c_{p,If} 液膜的定压比热,J/(kg·K)
- Pr_{lf} 液膜的普朗特数
- μ_{lf} 液膜的动力粘度,Pa·s
- x_{lf} 液膜位置到液膜入口的距离,m
- ηι 液膜飞溅系数
- *m*_{lf} 液膜的质量流量,kg/s
- $\rho_{\rm lf}$ 液膜的密度,kg/m³
- D_x 当地截面的直径, m
- T_{wl} 再生冷却剂侧壁面温度,K
- T_{re} 再生冷却剂温度,K
- *h*_{re} 冷却剂对流换热系数,W/(m²·K)
- δ 热端壁面与冷却剂侧距离, m
- λ 结构热导率,W/(m·K)

却的方案^[5-6]。当前研究多为试验探索,较少涉及计算分析。受限于测量手段,对过氧化氢在推力室的 燃烧分解特性研究较多^[7-8],对其形成液膜后的分解 特性研究较少。

组合动力中火箭所承载的功能限制了推力室尺 寸并且要求推力室具有较高的工作压力,同一工作 压力条件下,火箭推力室的尺寸越小,燃气传递给推 力室的热流越大。组合动力用过氧化氢煤油推力室 热防护的难度更大,难以借鉴常规火箭推力室成熟 的研究经验。且随着使用需求的不同,组合动力对 火箭推力室提出的技术指标也不同,如果针对每型 推力室热防护方案均进行三维流固热数值仿真计算 和试验研究的代价太大。

为此,本文建立工程计算方法,利用三维流固热 仿真计算结果修正燃气传热模块,结合试验结果对 过氧化氢液膜分解特性进行研究从而修正液膜冷却 模块。最终形成面向过氧化氢煤油推力室的热防护 方案设计方法,可快速获取理论闭合的热防护方案。

2 计算方法

2.1 计算模型

推力室中的热量通过推进剂掺混燃烧产生,自 发地向壁面传递,壁面表面的液膜会吸收一部分热 量,剩下的热量通过结构热传导进入再生冷却介质 中,被再生冷却介质吸收一部分之后导出到结构外 表面。文献[9]指出推力室中辐射热流比对流热流 小得多,过氧化氢/煤油推力室的总温相对更低,故忽 略燃气辐射传热的影响。按照能量的走向,分别对 所用到的工程计算模型进行介绍。

2.1.1 燃气传热

工程算法中不考虑推进剂经过喷注器掺混燃烧 过程,将热力计算的产物作为输入参数,热力计算使 用CEA软件实现。

燃气向壁面的传热可以表示为

$$q = h_{g} \left(T_{ad} - T_{wg} \right) \tag{1}$$

式中h_g为对流换热系数,可由经典的Bartz计算 公式求得。

$$h_{g} = \left[\frac{0.026}{D_{t}^{0.2}} \left(\frac{\mu_{g}^{0.2} c_{p,g}}{P r_{g}^{0.6}}\right) \left(\frac{p_{c}}{c^{*}}\right)^{0.8} \right] \left(\frac{A_{t}}{A_{x}}\right)^{0.9} \sigma \qquad (2)$$

式中σ为定性温度变换系数。

$$\sigma = \left[\frac{1}{2} \frac{T_{\text{wg}}}{T_{\text{c}}^{*}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a_{x}^{2}\right) + \frac{1}{2}\right]^{-0.68} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a_{x}^{2}\right)^{-0.12}$$
(3)

燃气的热物性可以通过燃烧产物的组分分布拟 合得出。在无膜状态下,主流绝热壁温通过式(4) 得到。

$$T_{\rm ad} = T_{\rm e}^{*} \left[\frac{1 + r_{\rm g} \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M a_{x}^{2}}{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M a_{x}^{2}} \right]$$
(4)

式中 r_{g} 为当地恢复系数,对于湍流流动, $r_{g} = (Pr_{g})^{0.33}$ 。

2.1.2 液膜冷却

关于液膜冷却的详细控制方程在文献[10]中已 有详细介绍,液膜冷却主要关心液膜的传热过程,传 热过程研究主要包括中心气流与液膜的传热过程以 及液膜和室壁的传热过程。

中心气流向液膜的传热会受到液膜的影响,考虑到如上影响,Stechman等对巴兹方程进行了修 正^[11],见下式,式中下标f表示以液膜温度为定性温 度计算的燃气参数,该修正方法认为推力室内燃气 流速很大,液膜相对燃气可以看成为静止的"壁面", 液膜表面析出的蒸汽或者未蒸发液膜表面的温度替 代之前的边区燃气总温作为定性温度。修正的物理 意义较明确,并且修正方程的计算结果与马夸特公 司的试验数据吻合。

$$h_{g} = \left[\frac{0.026}{D_{i}^{0.2}} \left(\frac{\mu_{f}^{0.2} c_{p,g}}{P r_{f}^{0.667}}\right) \left(\frac{p_{e}}{c^{*}}\right)^{0.8} \right] \left(\frac{A_{i}}{A_{x}}\right)^{0.9} \sigma \qquad (5)$$

$$\sigma = \left[\frac{1}{2}\frac{T_{\rm lf}}{T_{\rm c}^*} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_x^2\right) + \frac{1}{2}\right]^{-0.68} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}Ma_x^2\right)^{-0.12}$$
(6)

液膜向室壁的传热计算也通过 Stechman 模型给出,如下式所示,式中物理量的计算方法详见文献[9]。

$$h_{\rm lf} = 0.0288 \frac{c_{\rm p,lf}}{Pr_{\rm lf}^{0.667} \mu_{\rm lf}^{0.2} x_{\rm lf}^{0.2}} \left(\frac{\eta_{\rm lf} \dot{m}_{\rm lf} u_{\rm g} h_{\rm g} P r_{\rm g}^{0.667} \rho_{\rm lf}}{\pi (D_{\rm x}/2) c_{\rm p,g}} \right)^{0.4} (7)$$

液膜受到燃气的加热作用逐渐升温、蒸发,到下游时液膜全部转变成气膜,气膜也会隔绝中心高热燃气,起到保护壁面的作用,气膜冷却效果的工程计算公式采用Grissom提出的计算方法^[12]。

2.1.3 结构导热

当前的工程计算中常取壁面两侧平均温度作为 结构导热率的定性温度,进而利用傅里叶导热定律 进行热传导的计算。然而,推力室的最大结构温差 近几百K,从低温到高温的过程中结构导热率变化较 大,采用如上处理方式难以获得较精确结构温度 分布。

可把推力室某一截面沿径向划分网格单元,建 立无内热源、稳态、变导热系数的导热微分方程,即

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}\left[\lambda r\frac{\partial T}{\partial x}\right] = 0 \tag{8}$$

式中r为网格点所在位置的半径,x是与热量传 递方向相平行的坐标,方程的离散及求解过程详见 文献[13]。

2.1.4 再生冷却

再生冷却介质与内壁面的对流换热常选取管槽 内湍流强制对流换热关联式进行计算,常用的关联 式有米海耶夫公式,Dittus-Boelter公式与NASA甲烷 电热管经验公式,各公式基本形式相似,采用应用较 广泛的NASA甲烷电热管试验经验公式

$$Nu = 0.023 Re_{\rm bl}^{0.8} Pr_{\rm bl}^{0.4} \left(\frac{T_{\rm wl}}{T_{\rm bl}}\right)^{0.45}$$
(9)

式中 $T_{\rm bl} = (T_{\rm wl} + T_{\rm re})/2_{\circ}$

一般的冷却通道为铣槽式结构或管束式结构, 槽由内外壁及肋条(隔片)连接而成。肋条或管壁可 加大向冷却剂的散热,常用肋条效应表征此影响。 在支板火箭和斜坡火箭的应用环境下,外壁面边界 条件可按绝热壁处理。

2.1.5 冷却剂物性

过氧化氢煤油推力室的混合比较大,一般采用 过氧化氢作为冷却介质,由于过氧化氢比较危险,国 内外针对其热物性所开展的试验研究较少,一般采 用拟合公式^[14]对热物性进行计算。对于90%浓度的 过氧化氢而言,采用拟合公式计算获取的热物性见 图2。沸点越高,冷却剂的热沉越大。比热表征冷却 剂的容热能力:温度升高,比热增大,换热效果增强; 热导率表征冷却剂的导热能力:温度升高,热导率变 小,换热效果减弱;液体粘度表征流体层间分子吸引 力的大小:温度升高,分子间吸引力变小,近壁处流 体受粘滞力的作用减小,流速变大,换热效果增强。 由于热导率对换热效果的影响较比热和粘度相比较 小,因而温度升高,冷却剂与结构间的对流换热系数 变大。

2.2 方法修正

在方案设计的过程中,需通过三维计算结果和 试验结果对工程算法进行修正。结合国内外针对再 生冷却和液膜冷却的研究现状,拟采用再生冷却三 维流固热计算结果修正工程算法中燃气传热和再生 冷却部分,采用液膜冷却试验结果修正工程算法中 液膜冷却部分。

2.2.1 三维仿真修正

三维仿真计算推力室的特征参数见表1。

7E 1 1 4	T (
Table 1	Feature	size of	thrust	chamber

Parameter	Value
Combustor diameter/mm	52
Throat diameter/mm	20
Outlet diameter/mm	52
Cylinder length/mm	165
Thrust length/mm	261
Expanding angle/(°)	9
Mass flux/(kg/s)	0.3~0.9
Combustor pressure/MPa	1.5~4.5
Mixture ratio	7.5

火箭推力室采用过氧化氢、煤油双组元推进剂, 其中过氧化氢先经过推力室身部布置的冷却槽道, 吸收部分热量后再经过催化床进入推力室。考虑到 与过氧化氢的相容性,推力室材料为304不锈钢,周 向均布30条再生冷却单元,冷却单元的槽肋沿程等 宽分布,热端换热壁厚0.85mm,槽高0.75mm,冷端换 热壁厚0.75mm。冷却剂由喷管末端流入,至头部 流出。

本文主要研究组合动力推力室的复合冷却的计 算方法,因此忽略了化学反应对热防护的影响,以混



Fig. 2 Thermophysical property of 90% $\rm H_2O_2$

合比 7.5 通过 CEA 软件计算得到发动机总温,并以此 作为推力室入口条件,达到严苛考核方案可行性的 出于简化计算的考虑,假设有:

(1)忽略火箭推力室喷注、雾化、混合、燃烧 过程。

(2)忽略外部冲压通道流场不均匀性对推力室 出口流动的影响。

由于冷却单元沿推力室呈周向对称分布,为简 化计算考虑,可沿周向截取模型一部分进行计算。 沿周向肋条中线温度要高于其余部分的温度,模型 的选取要考虑到肋条中线温度,据此,取1/15模型即 可,模型中包含两个完整槽道结构和一个完整肋条 结构,简化模型如图3所示。计算模型由燃气、不锈 钢壳体和过氧化氢冷却剂组成。冷却剂由喷管末端 流入,至头部流出,实现对不锈钢壳体的主动冷却。



Fig. 3 Three-dimensional computational domain

对计算模型进行结构化网格划分,网格数量168 万,见图4。对推力室喉部、气固交界面进行了加密 处理。其中,火箭推力室气固交界面第一层网格 0.03mm。推力室气固交界面与冷却槽道之间划分10 层网格。

算例基于商业软件 Fluent 开展计算,由于涉及过 氧化氢冷却槽道的低速流动,采用压力基求解器求 解,湍流模型采用 SST k-ω 双方程模型,能够更精确 地计算喷管附近的分离流动。冷却槽道工质为过氧 化氢,入口在推力室喷管末端,为质量入口条件,参 考压力 6.8MPa,总温 297K,出口为压力出口条件,压 力 6MPa;推力室入口为质量入口条件,参考压力 4.5MPa,总温 2800K;外部冲压通道静压 0.23MPa,马 赫数 0.38,静温 1975K。

分别对两种工况下再生冷却热防护方案开展计 算,计算云图如图5所示。



Fig. 4 Three-dimensional computational grid



Fig. 5 Mach number distribution

计算稳定后,导出肋条中线的热流密度和壁面 温度数据,以此作为修正工程算法的基准。在实际 传热过程中,再生冷却剂对流换热系数远大于燃气 对流换热系数,由热阻关系式可知^[15],再生冷却对流 换热系数对于传热影响较燃气相比较小,为此,可把 修正作用在燃气对流换热系数上。

$$q = \frac{T_{\rm ad} - T_{\rm re}}{\frac{1}{h_{\rm g}} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{h_{\rm re}}}$$
(10)

Bartz公式源于管内充分发展的紊流传热准则方程式,即

$$Nu = CRe^{0.8} Pr^{0.4}$$
 (11)

式中C取0.026。

保持对流换热系数受各传热准则数的变化影响 趋势不变,修正直接作用在常数项C上。修正后工程 计算方法计算结果与三维流固热结果的比较见图6, 可见,在喉部附近工程计算获取的壁温和热流较三 维流固热计算结果偏差不到10%。身部热流密度二 者相差较大,主要是流固热仿真的头部结构采用绝 热壁边界条件,燃气热流在此积聚,进而导致壁温升高,持续影响头部下游身部。在推力室热防护方案设计工作中,较关注喉部附近的壁面温度及热流数据,因此修正后的工程算法具备开展方案论证的条件。



and one-dimension

2.2.2 试验结果修正

文献[4]采用 304 不锈钢作为结构材料,利用头 部过氧化氢液膜进行推力室热防护工作,针对不同 液膜流量开展试验,并对壁面温度进行测量,测点分 布见图 7。其中,热电偶插入深度为1mm,T1~T7每个 热电偶间轴向距离为20mm,T7与T8 对称布置在喉 部两侧。文献[4]给出了工况3和工况4的具体条 件,见表2。

图8展示试验结果,纵坐标为热电偶测量的温

Table 2 Conditions of firing test

Parameter	Case 3	Case 4
Mass flux/(kg/s)	0.821	0.845
Mixture ratio	7.25	7.35
Proportion of coolant/%	22.2	25.6

度,横坐标为采集数据时间,推力室工作区间已在图 中标出。以此为研究对象,开展液膜冷却工程计算 方法的修正工作。



Fig. 7 Schematics of H₂O₂/kerosene bipropellant thruster^[4]



一维工程计算难以反映实际三维效应,为方便 处理,做如下假设:

(1)工况3条件下,推力室工作9s,喉部测点温度 在800℃左右,T6测点温度未超过液膜沸点。

(2) 工況4条件下,推力室工作15s,喉部测点温 度未超过液膜沸点。

已知在常压下,过氧化氢温度到达413K时会发 生剧烈分解,分解反应^[16]如下

 $H_2O_2 \rightarrow H_2O(1) + O_2(g) + 97.4 \text{kJ/mol}$ (12) 通过测量结果可见,过氧化氢液膜实际温度超 过413K,过氧化氢发生了分解反应。过氧化氢容积 分解远小于由材料诱发的反应^[16],据此,可忽略容积 分解,在液膜工程算法中引入材料诱发的过氧化氢 分解率X。文献[17]指出压力可通过影响液态过氧 化氢焓值进而影响分解率和分解气温度,文献[18] 指出在10MPa以内,压力对分解气温度影响较小,以 此可以推断出,在10MPa以内,压力对分解率影响较 小,可认为在此压力区间内分解率不变。

在工况3和工况4推力室压力下,水的蒸发潜热 为34.8kJ/mol,则1mol过氧化氢分解总放热为62.6kJ, 90%过氧化氢实际分解放热为45.7kJ/mol,分解放热 作用到液膜升温和蒸发的过程。以液膜延展长度为 判断准则,当*X*=9.2kg/(m²·s)时,取身部测点T4,收敛 段测点T6,喉部测点T8为研究对象,结果对比如图9 所示。



Case 3 工况下的喉部无液膜覆盖,直接受到燃气加热作用,计算显示的 T8 测点温度变化与试验结果 大体一致,上文关于燃气对流换热系数的修正较合 理。仿真结果显示 Case 3 工况液膜覆盖到 T6 测点所 在的位置, Case 4 工况液膜覆盖到喉部,液膜计算结 果与试验符合较好。喉部附近测点计算结果与试验 结果相差不到 5%,身部 T4测点计算结果较试验偏低,主要是因为一维工程计算身部被液膜全覆盖,近 壁温度不可能超过液膜温度。而推力室实际工作过 程中,液膜成股铺展在推力室壁,燃气会绕过液膜直 接加热结构,导致身部温度偏高^[19]。由于方案设计 较关注喉部附近的壁面温度及热流数据,通过与试 验结果的对比,可认为上文所做的修正符合方案论 证的要求。最终,总结工程计算方法的修正流程如 图 10所示。



Fig. 10 Flow path of revising engineering calculation methods

3 结果与讨论

组合动力用过氧化氢煤油火箭推力室内嵌在支 板或斜坡中,为满足长时间可靠使用的工作要求, 304不锈钢材料温度不宜超过1000K,过氧化氢催化 床入口温度不宜超过373K。为降低组合动力用推力 室热防护难度,最终选用表3所示的推力室型面及工 况,其中,以喉部直径作为特征长度,其余尺寸作无 量纲处理。

推力室混合比较高,采用流量较大的氧化剂作 为冷却介质对燃烧性能影响较小。文献采用纯液膜 实现推力室的可靠热防护,对于组合动力用推力室 而言,推力室尺寸更小,热防护难度更高。推力室外 部环境为冲压高温燃气,无法通过热辐射向外散热, 依靠液膜进行冷却将会带来极大的浪费。因此,需 进行再生冷却和再生液膜复合冷却方案的论证。如

 Table 3
 Profile and operating condition of thrust chamber

Parameter	Value
Combustor diameter	2.25
Throat diameter	1
Outlet diameter	2.25
Cylinder length	7.25
Thrust length	10.7
Expanding angle/(°)	10
Mass flux/%	57.1~100
Combustor pressure/MPa	2.0~3.6
Mixture ratio	7.5

果采用液膜冷却,受限于支板和斜坡的尺寸包络和 工艺实现要求,优选头部液膜的方式。

3.1 纯再生冷却方案

综合考虑工艺实现和结构强度要求,周向均布 20条再生冷却单元,冷却单元的槽肋沿程等宽分布, 热端换热壁厚1.0mm,槽高1.0mm,冷端换热壁厚 2.0mm,过氧化氢初温取298K。

两种工况下全部氧化剂充当冷却介质的再生冷却计算结果如图11所示,图中横坐标为沿推力室轴线无量纲距离。



可见,小流量工况下再生冷却剂温升高于大流 量工况,大流量工况下喉部气壁面温度高于小流量 工况。由式(2)和式(10)可知,流量增加到1.75倍 时,*h*_s增加到1.56倍,*q*增加的幅度小于*h*_s增加的幅 度,由式(1)可知大流量工况下*T*_{ad} - *T*_{wg}变小,因而喉 部处气壁面温度高于小流量工况。另外,大流量工 况下*q*增加的幅度小于流量增加的幅度,因而再生冷 却剂温升小于小流量工况。因此,在变工况推力室 再生冷却设计中,大流量重点关注气壁面温度,小流 量重点关注喉部温度。

3.2 头部液膜冷却和身部再生冷却优化方案

由于纯再生冷却条件下,大流量工况气壁面超 温,小流量工况冷却剂出口温度超温,需考虑再生与 液膜结合的冷却方式。液膜冷却剂隔绝一部分主流 的热流,降低再生冷却剂的吸热量和燃气传热量,有 望实现热防护方案的闭合,图12为不同流量液膜条 件下再生液膜复合冷却方式的方案计算结果。

可见,当液膜在氧化剂占比小于30%时,大流



Fig. 12 Calculation result of regenerative cooling & liquid film cooling

量工况气壁面温度超过1000K,再生冷却剂出口温 度超过373K。当液膜在氧化剂占比30%时,气壁 面温度和再生冷却剂出口温度均符合指标要求。 两种工况下气壁温度和再生冷却剂出口温度均呈现 与纯再生冷却一致的规律。当液膜在氧化剂占比大 于30%时,冷却剂量进一步增加,削弱燃烧效果,亦 能实现可靠冷却,不过会降低推力室性能。综合考 虑性能和可靠热防护,优选液膜在氧化剂占比30% 的方案。

由图 13 可见,液膜覆盖的壁面温度经过三个阶段,经与液膜温度对比分析,阶段 I 覆盖在壁面上的液膜温升未到 413K,液膜温度和壁面温度上升较缓慢;阶段 II 液膜温度达到 413K,分解放热反应开始,液膜温度和壁面温度迅速增加;阶段 III 液膜温度达到沸点,液膜温度不变,开始蒸发,由式(7)可知液膜 越薄,液膜与壁面之间的换热系数越小,故壁面温度 有所下降。



Fig. 13 Calculation result of liquid film temperature

4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)采用三维流固热耦合计算结果和实际试验 结果修正后的工程计算方法具备开展快速方案论证 的能力,可在众多方案中选出热防护性能较优的 方案。

(2)过氧化氢液膜温度可达到室压下介质的沸点。在试验工况下,当过氧化氢温度到达413K后取 材料诱发的分解率为9.2kg/(m²·s)时,计算结果与试 验结果符合较好。

(3)针对变工况涉及到再生冷却的过氧化氢煤 油推力室热防护工作,大流量工况重点关注气壁面 温度,小流量工况重点关注过氧化氢出口温度。

(4)针对小尺寸变工况组合动力用过氧化氢煤

油推力室,头部液膜与身部再生复合热防护方案有 望实现可靠热防护,对于文中所示推力室,液膜流量 在氧化剂中占比为 30% 时满足各项热防护指标 要求。

参考文献

- [1] 凌文辉,侯金丽,韦宝禧,等.空天组合动力技术挑战及解决途径的思考[J].推进技术,2018,39(10):2171-2176.(LING Wen-hui, HOU Jin-li, WEI Bao-xi, et al. Technical Challenge and Potential Solution for Aerospace Combined Cycle Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10):2171-2176.)
- [2] 韦宝禧,凌文辉,江强,等.TRRE发动机关键技术 分析及推进性能探索研究[J].推进技术,2017,38
 (2): 298-305. (WEI Bao-xi, LING Wen-hui, GANG Qiang, et al. Analysis of Key Technologies and Propulsion Performance Research of TRRE Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 298-305.)
- [3] Sisco J C, Austin B L, Mok J S, et al. Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in a Dump-Combustor Configuration [J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(3): 450-459.
- [4] Heo Seonuk, Jung Sangwoo, Kwon Sejin. Development of Hydrogen Peroxide/Kerosene 2500N Bipropellant Thruster for Long-Term Operation by Film Cooling [R]. AIAA 2016-5091.
- [5] Tan Jian-guo, Liu Jin-hua, Yang Tao, et al. On Shutoff Explosion of High Test Hydrogen Peroxide/RP-1 Engine[R]. AIAA 2009-4849.
- [6] Li Qiang, Zheng Meng-wei, Cheng Sheng-qing, et al. Development of a 35kN-Thrust Hydrogen Peroxide/Kerosene Staged-Combustion Engine[R]. IAC-13-C4.5.5.
- [7] Johnson C W, Anderson W, Ross R, et al. Catalyst Bed Instability Within the USFE H₂O₂/JP8 Rocket Engine
 [R]. AIAA 2000-3301.
- [8] Ross R, Morgan D, Crockett D, et al. Upper Stage
 Flight Experiment 10K Engine Design and Test Results
 [R]. AIAA 2000-3558.
- [9] Zhang H W, He Y L, Tao W Q, et al. Numerical Study of Film and Regenerative Cooling in a Thrust Chamber at High Pressure [J]. Numerical Heat Transfer, 2007, 52 (11): 991-1007.
- [10] 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.
- [11] 张忠利,张蒙正,周立新.液体火箭发动机热防护[M].北京:国防工业出版社,2016.

- [12] Grissom. Liquid Film Cooling in Rocket Engines [R]. ADA-234288, 1991.
- [13] 陶文铨.数值传热学[M].西安:西安交通大学出版 社,2013.
- [14] Yaws C L. Chemical Properties Handbook [M]. UK: Mc-Graw-Hill Education, 1998.
- [15] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].北京:高等教育出版 社,2006.
- [16] Davis D D, Hornung S D, Baker D L. Hydrogen Peroxide Decomposition [C]. Netherlands: 1st International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, 2001.

- [17] 葛明龙,李 强,刘业奎,等.银网催化床分解过氧 化氢的计算方法[J].火箭推进,2009,35(5):39-45.
- [18] Ventura M, Wernimont E, Kinetics G, et al. Advancements in High Concentration Hydrogen Peroxide Catalyst Beds[R]. AIAA 2001-3250.
- [19] 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 Zhao-peng, ZHANG qiang, ZHANG Jian-wei, 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.)

(编辑:张 贺)