

文章编号: 1000-8055(2008)05-0877-05

层板推力室发汗冷却壁温特性的初步研究

林 杨, 孙 冰, 郑力铭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 对液体火箭发动机发汗冷却层板推力室的壁温特性进行了初步研究, 通过建立一维固液耦合温差模型, 利用有限体积法, 计算得到沿推力室径向层板固体和冷却剂的温度分布, 并对影响壁温特性的各种因素进行了计算分析, 包括冷却剂流量、层板导热系数和冷却通道尺寸等. 结果表明: 冷却剂流量是控制层板结构温度的重要参数; 层板应该采用一种导热系数适中的材料, 过大或过小导热系数的材料都不利于推力室的整体性能; 较大的冷却通道宽高比有利于层板向冷却剂导热; 冷却通道内的换热效率与冷却剂流量和层板导热系数有关.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 层板推力室; 发汗冷却; 温差模型; 壁温特性; 数值模拟

中图分类号: V434 14

文献标识码: A

Preliminary study of wall temperature characteristic of a platelet transpiration cooled thrust chamber

LIN Yang, SUN Bing, ZHENG Li ming

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083, China)

Abstract: The preliminary numerical study of wall temperature characteristic of a platelet transpiration cooled thrust chamber was presented. By establishing a one dimensional liquid-solid coupling non equilibrium model and using the finites volume method, the temperature distribution of the platelet solid and the coolant liquid along thickness of the thrust chamber was obtained. Meanwhile, the influence of several factors on the wall temperature characteristic was calculated and analyzed, including the flux of coolant, the conductivity of platelet material and the geometry structure of the cooling channels. The numerical results show that the flux of coolant is the most important parameter of controlling the wall temperature, a platelet material of moderate thermal conductivity shall be chosen; a larger width-depth ratio of cooling channels is conducive to the conduction of the platelet toward the coolant, the thermal exchanging efficiency in the cooling channels correlates with the flux of coolant and the thermal conductivity of platelet material.

Key words: aerospace propulsion system; platelet thrust chamber; transpiration cooling; non equilibrium model; wall temperature characteristic; numerical simulation

热防护是液体火箭发动机研究中重要的组成部分. 现有的热防护方式已经发展得比较成熟, 并

被广泛地应用于各种型号, 但未来的液体火箭发动机要求可靠、可重复使用和低成本, 所以研究新

收稿日期: 2007-05-10; 修订日期: 2007-09-19

作者简介: 林杨(1983-), 男, 浙江台州人, 硕士生, 课题方向为冲压和火箭发动机热防护方面的研究

的热防护手段是非常必要的。

发汗冷却方式将冷却介质以微小的量均匀地在受热壁面流出而形成隔热屏障, 可以看成是膜冷却的极限形式, 研究分析显示这是效果最好而又最经济的热防护方式之一^[1]。层板发汗冷却在结构上由大量厚度小于 1 mm 的薄板片(简称层板)叠加成形构成受热部件, 其中每一薄板的表面都加工有沟槽状的冷却流道, 冷却剂从层板外围组件穿过这些流道到达并流出受热表面而完成热防护任务。层板发汗冷却通过两个过程来实现, 第一个过程是冷却剂在冷却通道中流动换热过程, 通过对流换热吸收沿途层板固体的热量, 降低结构层板温度; 第二个过程是冷却剂流出推力室内壁进入燃气附面层形成发汗膜, 阻碍高温燃气向室壁传热。现有的推力室结构温度场计算模型和分析方法, 不论是局部热平衡模型还是温差模型, 通常都将这两个过程分开考虑, 燃气向发汗冷却室壁传热的热流强度都是由理论分析的方法^[2]或经验方法确定^[3], 在室壁结构热分析中作为边界条件给出。本文参照了层板结构和冷却剂的温差模型^[4], 利用有限体积法, 对发汗冷却层板推力室的壁温特性进行了数值模拟。

1 计算模型

1.1 物理模型

液体火箭发动机推力室的工作压强通常很高, 冷却剂一般处于超临界流动状态, 在层板流动中无相变过程, 其换热过程表现为单向加热流动特性。该模型考虑层板结构和冷却剂之间的温差, 高温燃气向推力室壁传递的热流 q 作为边界条件给出。层板发汗冷却推力室冷却剂流道如图 1 所示。

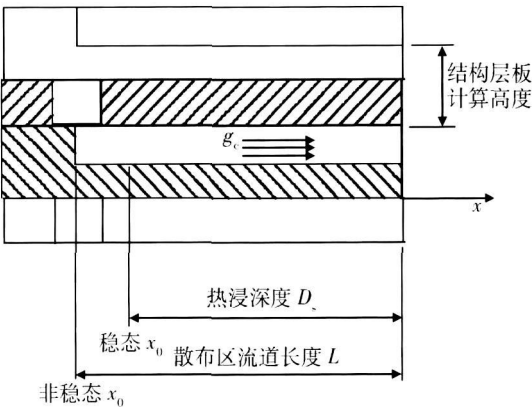


图 1 冷却剂流道图
Fig. 1 The cooling channels

基本假设:

- 1) 冷却剂在层板中流动时, 进行稳态对流换热, 任意位置的物性都为定常状态;
- 2) 忽略结构层板因加热而产生的膨胀和形变;
- 3) 冷却剂由控制流道进入散布区后为均匀流动, 在垂直于流动方向截面上的温度相同;
- 4) 冷却剂在流动时不发生化学反应, 高温燃气对层板中的冷却剂的辐射换热可以忽略;
- 5) 结构层板截面积沿推力室径向的变化可以忽略不计。

1.2 数学模型

1) 控制方程^[1]

取图 2 所示区域进行讨论, 根据上述物理模型, 发汗冷却结构层板固体的能量方程的传热项包括沿 x 方向的导热和与冷却剂的对流换热

$$\lambda \frac{d^2 T_s}{dx^2} - \frac{h_L C}{A_s} (T_s - T_c) = 0 \tag{1}$$

对于冷却剂, 除了沿 x 方向的导热和与层板固体的对流换热外, 还有一个由冷却剂流动而引起的能量随流迁移项

$$\lambda_c \frac{d^2 T_c}{dx^2} + \frac{h_L C}{A_c} (T_s - T_c) - \rho u c_{pl} \frac{dT_c}{dx} = 0 \tag{2}$$

式(1)和式(2)中:

- λ, λ_c 分别为层板固体和冷却剂的导热系数;
- T_s, T_c 分别为层板固体和冷却剂的温度;
- C 为冷却通道中冷却剂浸湿层板的周长;
- h_L 为冷却剂和层板的等效换热系数;
- A_s 为层板固体截面积;
- A_c 为冷却通道截面积;
- ρ, u, c_{pl} 分别为冷却剂的密度、速度和比热容。

2) 边界条件

对于层板固体:

左边界为绝热边界, $\left[\frac{dT_s}{dx} \right]_{x=0} = 0$

右边界, $q = \lambda \left[\frac{dT_s}{dx} \right]_{x=l}$

对于冷却剂:

左边界为定温边界: $x = 0, T_c = 105 \text{ K}$

右边界, $q = \lambda \left[\frac{dT_c}{dx} \right]_{x=l} + \rho u c_{pl} T_{c,N}$

3) 方程离散

使用内结点法对层板固体和冷却剂液体进行节点划分, 对两者采用相同的划分方法, 沿冷却剂流动方向均匀划分为 N 个网格控制体, $N + 2$ 个

节点(包括 2 个控制体积为零的边界节点), 下面以层板固体和冷却剂液体的中间节点为例对控制方程进行离散.

对于层板固体的中间节点

$$\lambda A_s \frac{T_{i+1} - T_i}{\Delta x} = hLA^* (T_i - T_{ci}) + \lambda A_s \frac{T_i - T_{i-1}}{\Delta x} \tag{3}$$

得到

$$\left(2 \frac{\lambda A_s}{\Delta x} + hLA^* \right) T_i = \frac{\lambda A_s}{\Delta x} T_{i+1} + \frac{\lambda A_s}{\Delta x} T_{i-1} + hLA^* T_{ci} \tag{4}$$

对于冷却剂的中间节点, 多了一项由流动而引起的能量随流迁移项

$$hLA^* (T_{si} - T_i) + \lambda A_c \frac{T_{i+1} - T_i}{\Delta x} = \lambda A_c \frac{T_i - T_{i-1}}{\Delta x} + \rho u l c_{pl} A_c (T_i - T_{i-1}) \tag{5}$$

得到

$$\left(2 \frac{\lambda A_c}{\Delta x} + hLA^* + \rho u l c_{pl} A_c \right) T_i = \frac{\lambda A_c}{\Delta x} T_{i+1} + \left(\frac{\lambda A_c}{\Delta x} + \rho u l c_{pl} A_c \right) T_{i-1} + hLA^* T_{si} \tag{6}$$

其余边界节点也用相同方法离散控制方程, 根据上述方程, 只需要确定层板和冷却剂的对流换热系数就可以计算结构温度场了^[6]. 由于固体和液体之间存在着对流换热, 两者的温度必须要耦合求解, 即先由初定的液体温度分布迭代解出固体的温度分布, 然后由已经计算得到的固体温度, 迭代解出液体温度分布, 反复计算, 直到前后两次计算得到的温差小于 10^{-5} K. 具体的解法是将边界条件转化为内部节点的源项, 利用 TDM A 解三对角方程组, 得到中间节点的温度, 然后再外推求得边界节点的温度.

2 计算结果与讨论

由上述方法, 对室压为 7.0 MPa 的不锈钢结构层板推力室进行分析. 冷却剂为液氧, 入口温度为 105 K.

图 2 所示结果是在如下条件下计算得到的: 层板导热系数 $\lambda = 20 \text{ W/m} \cdot \text{K}$, 冷却通道宽度 $a = 0.5 \text{ mm}$, 冷却通道高度 $b = 0.1 \text{ mm}$, 冷却剂流量 $\dot{m} = 2.08 \times 10^{-5} \text{ kg/s}$, 推力室内壁燃气热流强度 $q = 3 \times 10^7 \text{ W/m}^2$. 可以看到, 靠近燃气侧层板的壁温被冷却到了 800 K 左右, 已经处于层板金属可以承受的范围了, 不过层板和冷却剂的温度

梯度都非常大. 定义层板和冷却剂的温度梯度趋近于零时的深度为燃气的热浸深度, 该算例中的热浸深度 L 大约为 3.0 mm.

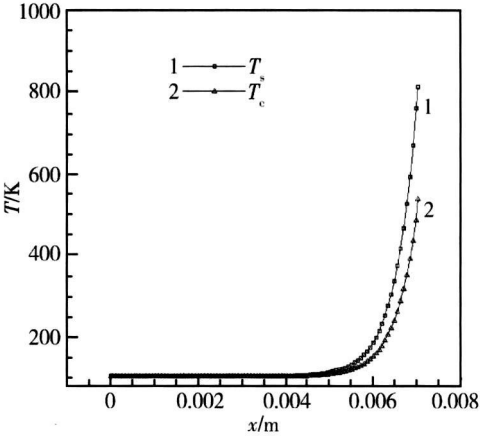


图 2 层板固体和冷却剂温度分布
Fig. 2 Temperature distribution of the platelet solid and the coolant

图 3 为沿 x 方向层板和冷却剂之间的温差, 固体温差在冷却剂入口处趋于零, 越靠近推力室内壁面越大, 当到达冷却剂出口处时急剧增大, 最大约为 275 K.

在进行液体火箭发动机发汗冷却层板结构设计时, 最关心的参数是层板内壁温度和高温燃气的热浸深度. 内壁是整个层板结构中温度最高的地方, 如果该处温度能控制在金属材料正常工作的极限温度之内, 那么推力室内壁就不会被烧蚀失效. 层板发汗冷却计算设计的一个重要目的是确定燃气的热浸深, 如果能将热浸深控制在冷却剂散布流道之内, 即使壁面某处过热, 也不会扩散到整个壁面.

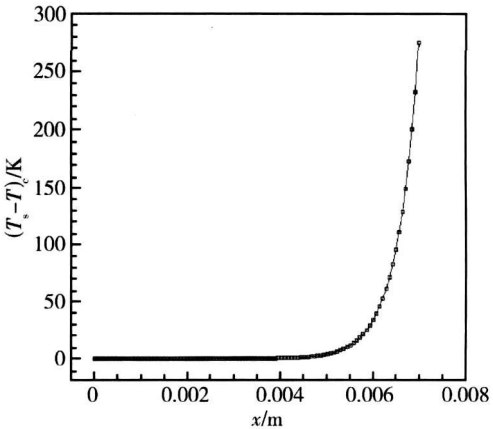


图 3 层板固体和冷却剂之间温差的变化
Fig. 3 Temperature difference between the platelet solid and the coolant

保持其他条件不变,图 4 给出了不同的冷却剂流量对层板内壁温度和燃气热浸深度的影响.流量的变化非常显著地影响了层板内壁温度,当流量下降到 1.19×10^{-5} kg/s 时,内壁温度快速上升至接近 1 040 K.流量越大,通道内冷却剂流速就越快,单位时间内吸收层板的热量就越多,相应地,层板沿途的温度也就越低.燃气热浸深度的变化趋势和层板内壁温度变化相似.所以增加冷却剂流量能增强发汗冷却效果.

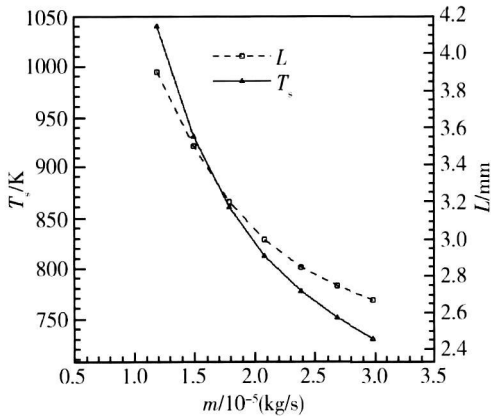


图 4 冷却剂流量对层板内壁温度和热浸深的影响
Fig. 4 Influence of coolant flux with inner wall temperature and heat infusion deepness

图 5 为其余条件相同情况下,层板采用不同导热系数时固液温差沿 x 方向的变化(曲线 1 为 $\lambda = 20 \text{ W/m} \cdot \text{K}$,曲线 2 为 $\lambda = 30 \text{ W/m} \cdot \text{K}$,曲线 3 为 $\lambda = 40 \text{ W/m} \cdot \text{K}$,曲线 4 为 $\lambda = 50 \text{ W/m} \cdot \text{K}$),可以看出随着层板导热系数增大,冷却剂出口处固液温差不断减小,层板的温度梯度也变小,但是热浸深度却在加大.

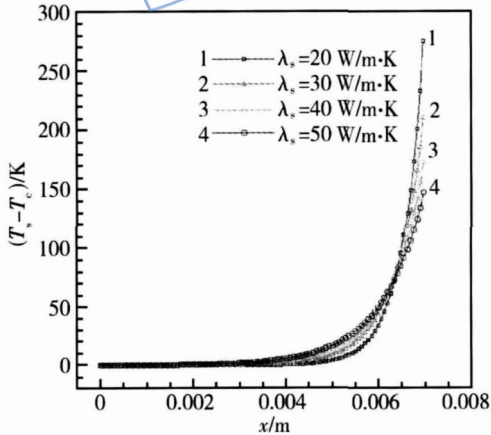


图 5 层板导热系数对固液温差的影响
Fig. 5 Influence of platelet thermal conductivity on solid and coolant temperature difference

低层板的内壁温度,同时燃气热浸深也越大.这是因为层板把更多的热量导入到推力室壁面内部,使得沿途的冷却剂温度上升,燃气能够影响到更深的位置.从降低层板内壁温度角度讲,我们希望层板导热系数能大一些;但从减小燃气热浸深度角度讲,我们又希望层板导热系数能小一些,这样推力室壁就不用设计得太厚,发动机整体质量也相对轻些.所以在实际推力室设计时,需要综合考虑各因素,选择一个最优导热系数的层板材料.

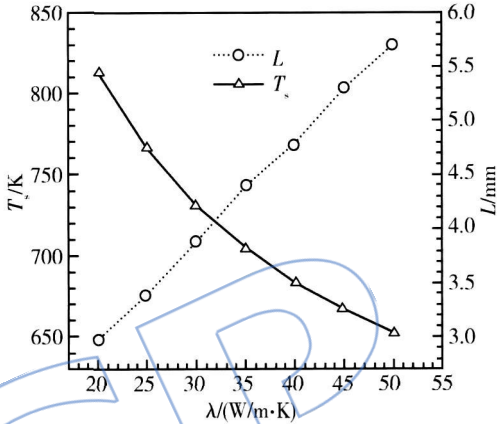


图 6 层板导热系数对层板内壁温度和热浸深的影响
Fig. 6 Influence of platelet thermal conductivity on wall temperature in platelet and heat infusion deepness

图 7 表示保持冷却通道截面积不变,采用不同冷却通道宽高比时的层板内壁温度和燃气热浸深度,随着冷却通道宽高比的增大,冷却剂与层板的接触面积也不断增大,层板通过对流换热传出去的热量就越多,所以层板内壁温度不断下降,燃气热浸深度也不断减小.但是冷却通道宽高比不能设计得太大,否则可能造成冷却通道流阻增大,使冷却剂不能顺利流出壁面而有效地保护层板内壁.

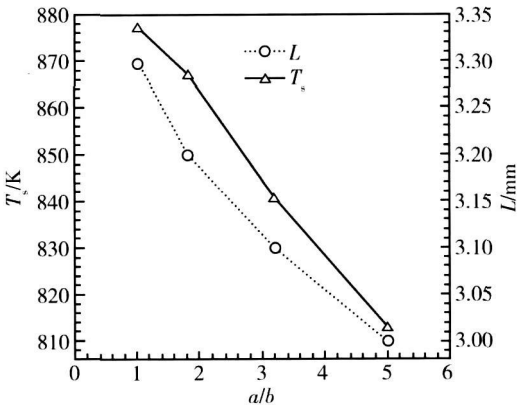


图 7 冷却通道宽高比对层板内壁温度和热浸深的影响
Fig. 7 Influence of width/depth ratio on inner wall temperature and heat infusion deepness

如图 6 所示,较大的层板导热系数有利于降

定义冷却通道内的换热效率为: $\eta = \frac{T_w - T_{ci}}{T_w - T_{ci}}$, 其中 T_w 为冷却剂出口温度, T_{ci} 为冷却剂入口温度, T_w 为层板内壁温度. 图 8 显示了冷却剂流量和层板导热系数与冷却通道内换热效率的关系. 当冷却剂流量趋于零时, η 趋近于 1, 表示冷却剂出口温度接近层板内壁温度; 随着冷却剂流量的增加, η 不断减小, 这表示冷却剂出口温度不断下降, 不过下降趋于平缓.

图 8 中曲线 1 到曲线 4 为层板导热系数增加情况下, η 的变化. 可以看出, 较大的导热系数带来较高的换热效率, 原因是这种情况下层板将更多的热量导入到了层板壁内, 冷却剂带走高温层板的热量增加所致.

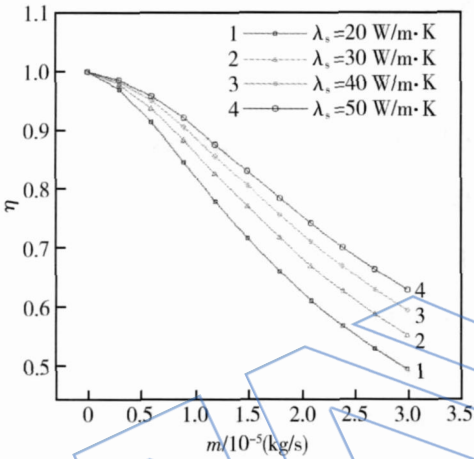


图 8 冷却剂流量和层板导热系数对通道内换热效率的影响
Fig. 8 Influence of coolant flux and platelet thermal conductivity on thermal exchanging efficiency in cooling channels

3 结 论

通过数值模拟, 本文对层板推力室发汗冷却壁温特性进行了初步研究, 主要结论如下:

- 1) 层板和冷却剂温度在靠近燃气侧急剧增大, 两者的温差也沿 x 方向迅速增大, 在冷却剂出口处能达到 270 K 左右; 这表明建立温差模型是必要的;
- 2) 冷却剂流量是控制层板发汗冷却效果最重要的参数, 要保证结构层板的安全工作, 质量流量必须大于设计流量;
- 3) 层板导热系数对推力室壁温特性有重要的影响. 导热系数越大, 冷却剂出口处层板温度越低, 沿途的温度梯度也较小. 但是过大的导热系数将会导致很大的热浸深度, 因此, 对于层板发汗冷却火箭发动机推力室采用过大导热系数的材料并不利;
- 4) 冷却通道宽高比对推力室壁温特性也有重要的影响. 在相同的冷却通道截面积的条件下, 较大的宽高比拥有较大的固液接触面积, 有利于层板将热量传递给冷却剂, 燃气热浸深度也相对较小; 但是宽高比不能选取过大, 否则可能会影响冷却剂的正常流动.

参考文献:

[1] 刘伟强, 液体推进剂火箭发动机推力室层板发汗冷却研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学博士学位论文, 1999.

[2] Kacynski K J. The prediction of performance and heat transfer in hydrogen/ oxygen rocket engines with transpiration cooling, film cooling, and high area ratio [R]. AIAA Paper 94- 2757.

[3] Landis J A. Numerical study of a transpiration cooled rocket nozzle [D]. Master thesis of Air Force Institute of Technology, Wright Patterson Air Force Base, Ohio USA: 1995.

[4] Terry J E. Transpiration and film cooling of liquid rocket nozzle [R]. AD 486409.

[5] 肖映果. 高温高压燃气壁面层板微小冷却通道的传热计算与分析 [D]. 长沙: 国防科学技术大学硕士学位论文, 2005.

[6] 田伟学. 液体火箭发动机层板推力室发汗冷却数值分析及实验研究 [D]. 上海: 上海交通大学硕士学位论文, 2000.