

层板发汗冷却推力室传热分析

黄春桃, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对于采用层板发汗冷却的推力室, 为了最大限度地减少冷却剂流量, 理想情况是, 应根据不同轴向位置的受热情况来分配冷却剂流量, 以使各处的壁面温度都控制在材料的许用温度内。本文运用有限体积法, 对层板发汗冷却推力室内的燃气流动和壁面内的传热进行了数值模拟, 同时通过调节冷却剂吹风比, 使各处的壁面温度都控制在材料的许用温度之内。为综合考虑发汗冷却效果, 将发汗冷却的两个方面, 即推力室壁面内的传热和发汗流对传热的阻隔进行了耦合求解。数值研究结果表明: 推力室内壁温度越低, 所需的冷却剂的吹风比越大。

关键词: 层板推力室; 发汗冷却; 耦合传热; 数值模拟

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 01-0017-06

Heat transfer analysis of platelet transpiration cooling thrust chamber

HUANG Chun-tao, SUN Bing

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For a platelet transpiration cooled thrust chamber, in order to achieve the maximum reduction of the coolant flow rate, the ideal means is to distribute the coolant according to different axial heating positions to keep overall wall temperature under material permissible limit. The numerical simulation for the internal gas flow and wall heat transfer in a platelet transpiration cooled thrust chamber were performed by using finite volume method. The two aspects of transpiration cooling, the heat transfer in the wall and the obstructing effect of blowing ratio on the surface temperature, were solved in a coupled solution to consider the transpiration cooling effect synthetically. The numerical results show that blowing ratio increases with the decrease of the wall temperature.

Keywords: platelet thrust chamber; transpiration cooling; coupled heat transfer; numerical simulation

收稿日期: 2010-10-16; 修回日期: 2010-11-20

作者简介: 黄春桃 (1985—), 女, 硕士研究生, 研究领域为火箭发动机热防护

0 引言

热防护系统的热控能力直接影响动力系统的可靠性和性能的提高。随着未来液体火箭发动机的进一步发展,研究新型热防护方案必然成为人们关注的要点。发汗冷却由于其高效的冷却性能、较小的冷却剂流量(若设计合理可控制在2%以内^[1])、较小的压降,在航空航天技术发展中一直受到广泛关注。

完整的发汗冷却过程应该包括两个部分:第一个部分是发生在壁面内的热交换,冷却剂吸收导入推力室壁面的热量;另一部分是冷却介质在流出推力室壁面后,形成有一定隔热作用的边界层,以阻隔高温燃气对推力室内壁面的传热^[2]。

目前发汗冷却温度场分析时,通常都将这两个过程分开考虑。但这两个过程是相互影响的,一方面冷却剂的流动特性影响室壁的温度分布,流出壁面的冷却剂的温度影响附面层中的膜冷却效果;另一方面发汗膜冷却效果控制着燃气向内壁传热的热流密度,影响壁温和冷却剂流出壁面的温度^[3]。本文以某发动机推力室为背景,利用有限体积法,对层板发汗冷却推力室的壁温特性进行了数值模拟。在分析过程中综合考虑了发汗冷却的上述两个方面,其中壁面内的传热分析采用温差模型,燃气向发汗冷却室壁传热的热流密度由经验关系式确定。

层板发汗冷却的一个优点就是能精确控制冷却剂流量,通过合理的流道设计可以调节流入推力室各轴向位置的冷却剂流量^[4]。因此可以根据推力室不同轴向位置的受热情况,调节发汗冷却剂流量,使推力室各个截面上都能得到适宜的冷却剂流量,从而控制内壁面各处都工作在室壁材料的许用温度内。

1 研究模型

推力室主要参数参照文献[4]:推力室全长为0.45 m,内型面如图1所示,燃烧室直径45.0 mm,喉部直径22.5 mm,喷口直径279.6 mm,

面积比154。推力室从圆柱段到扩展段采用TRANSPIRE类型层板结构^[1],延伸段仍采用非层板的实体壁面。

推力室主要性能参数:燃烧室压力7 MPa,推进剂组合为液氢/液氧组合,中心混和比为6.4,燃烧室总温为3539 K,特征速度2275 m/s,比热比为1.17124。发汗冷却剂采用液氧,入口温度为105 K。

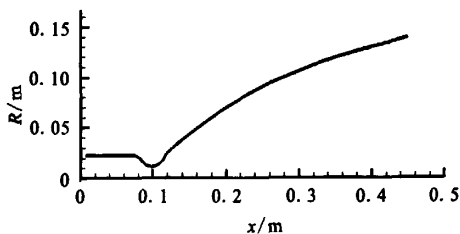


图1 推力室型面简图

Fig. 1 Schematic of thrust chamber

计算中假设:燃气在喷管中的流动为等焓“冻结”流;燃气的辐射热流和对流换热系数不随周向位置变化,冷却液膜对燃气热辐射透明;燃气遵循理想气体定律;流动为定常流;在垂直轴向上的任何截面上,燃气的速度、压力和密度均一;燃气成分沿整个喷管中保持不变。

2 控制方程与求解

2.1 控制方程

2.1.1 喷管内部的流动和传热

使用经典一维绝热等熵流动假设,计算不同轴向位置上的马赫数、燃气静温和燃气静压。在分析燃气向推力室室壁的传热时,考虑了高温燃气向推力室壁面的对流换热和辐射,即燃气传到壁面的热流密度 q 是对流热流密度 q_c 与辐射热流密度 q_r 之和。推力室传热主要计算公式如下:

$$q_c = h_0 (T_r - T_w) \quad (1)$$

$$q_r = \sigma \epsilon_w (\epsilon_g T_g^4 - \alpha_g T_w^4) \quad (2)$$

$$T_r = T_g \left(1 + r \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (3)$$

$$h_0 = \frac{0.026}{d_1^{0.2}} \left(\frac{\mu^* c_p}{Pr} \right)_{r_i} \left(\frac{p^*}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{d_1}{r_n} \right)^{0.1} \left(\frac{A_1}{A} \right)^{0.9} \sigma_{bl} \quad (4)$$

$$r = \frac{T_i - T_g}{T - T_g} \quad (5)$$

其中 T_w 、 T_i 、 T_g 分别为壁面温度、燃气恢复温度和燃气温度; h_0 为利用巴兹 (Bartz) 公式计算的对流换热系数; σ 为 Stefan-Boltzmann 常数; ε_w 、 α_g 、 ε_g 分别为壁面的有效黑度、燃气的吸收率和燃气的黑度; σ_{bl} 为考虑附面层内密度与粘性系数变化的无量纲参数; μ 、 c_p 、 p^* 、 c^* 分别为燃气的粘性系数、定压比热、总压和特征速度; d_1 、 A_1 、 r_n 、 A 分别为喉部直径、喉部截面积、喉部的曲率半径和计算截面处的截面积; T_g 表示以燃气总温为定性温度; r 为恢复系数。

2.1.2 发汗流对传热的阻隔

发汗冷却对传热产生的热流屏蔽效应采用经验关系式确定。参照文献 [5], 边界层的屏蔽效应由式 (6) ~ (9) 来表示:

$$h = h_0 \frac{St}{St_0} \quad (6)$$

$$\frac{St}{St_0} = \frac{(Br/St_0) K_M K_T}{e^{(Br/St_0) K_M K_T} - 1} \quad (7)$$

$$K_M = \left(\frac{M_g}{M_c} \right)^{0.6} \quad (8)$$

$$K_T = \left(\frac{T_i}{T_w} \right)^{0.2-0.4} \quad (9)$$

其中 h 、 h_0 分别为有、无发汗冷却时的对流换热系数; St 、 St_0 分别为有、无发汗冷却时的斯坦顿数; M_g 、 M_c 分别为燃气与冷却剂的分子量。冷却剂吹风比 Br 定义为: $Br = \frac{\rho_c u_c}{\rho_g u_g}$, 为发汗冷却剂流强与高速气流流强之比。

2.1.3 冷却剂流动通道内的传热

在分析室壁结构内部温度时, 考虑了冷却剂和结构骨架之间存在的温差, 即采用局部非热平衡模型^[6], 分别对不同位置建立描述层板及冷却剂的一维能量方程, 考虑冷却剂沿径向的导热,

进行计算得到沿冷却通道冷却剂和层板固体的温度分布。

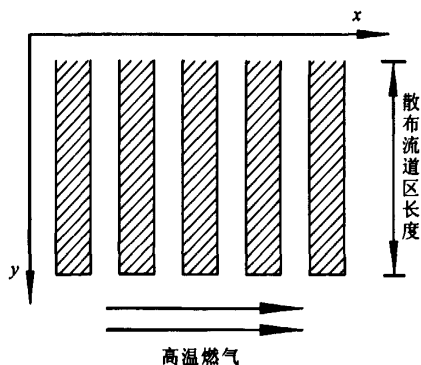


图 2 冷却通道示意图

Fig. 2 Schematic of cooling channels

图 2 为壁面内冷却通道的示意图, 忽略了结构层板截面积沿推力室径向的变化。在固定的轴向位置上, 一维无相变潜热释放时发汗冷却定常控制方程如下^[7]:

发汗冷却结构层板固体的能量方程的传热项包括沿 y 方向 (推力室径向) 的导热和与冷却剂的对流换热:

$$\lambda_s \frac{d^2 T_s}{dy^2} - \frac{h_l C}{A_s} (T_s - T_c) = 0 \quad (10)$$

对于冷却剂, 除了沿 y 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:

$$\lambda_c \frac{d^2 T_c}{dy^2} + \frac{h_l C}{A_c} (T_s - T_c) - \rho_l u_l c_{pl} \frac{dT_c}{dy} = 0 \quad (11)$$

式中: λ_s 、 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_l 、 u_l 、 c_{pl} 分别为冷却剂的密度、速度和比热。

边界条件:

冷却剂入口 ($y=0$):

对于冷却剂给定入口温度 $T_c = \text{const}$, 对层板

固体取绝热边界条件 $\frac{dT_s}{dy}=0$;

冷却剂出口:

对冷却剂有 $qA_s + \lambda_c A_c \frac{dT_c}{dy} = \rho u c_p A_c (T_c - T_0)$,

对层板固体有 $q = \lambda_s \left(\frac{dT_s}{dy} \right)_{y=1}$

2.2 求解

基于以上数理模型,用C语言自编程序,对上述问题进行了求解。

在计算过程中,喷管沿轴向被分割成很多单元,这些分割截面不需要等距离分布,在喉部附近热流密度和温度梯度最大,可以分割更多的单元。根据上述公式解得各节点处的马赫数,而后解各点处的压强、燃气静温等气动参数。

在求解壁面内温度分布时,采用内节点法对层板固体和冷却剂进行节点划分,并对控制方程进行离散,边界条件采用附加源项法处理,见文献[8]。利用TDMA方法求解三对角方程组。由于局部非热平衡模型考虑了层板固体和冷却剂之间的对流换热,两者的温度应该同时求解。具体的做法是先假定液体温度分布,由此解出固体的温度分布,然后再根据计算出的固体温度求解出新的液体温度分布,反复计算,直到前后两次计算得到的温差小于某个给定值 η 。通过计算可以得到沿推力室径向层板固体和冷却剂的温度分布。

计算时,应同时考虑发汗冷却的两个方面,对高温燃气向壁面传递的热流密度与室壁结构温度场进行耦合计算。首先预设一个吹风比初始值,根据预设发汗吹风比过大时会使得计算的壁面温度值减小,调整预设的发汗吹风比分布,再继续计算获得新 q 。如此反复迭代,直到计算所得的壁面温度符合设定的壁面许用温度为止。

3 计算结果及讨论

用上述方法对第1节的计算对象进行分析。

3.1 推力室流动和传热计算结果

计算时给定喷管进口的燃气总压为7 MPa,燃气总温为3539 K。主要计算结果见图3~6。

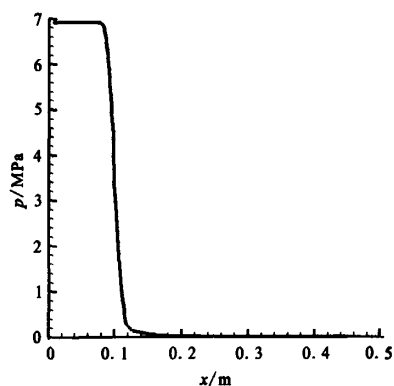


图3 压强沿轴向的变化

Fig. 3 Variation of pressure along axial direction

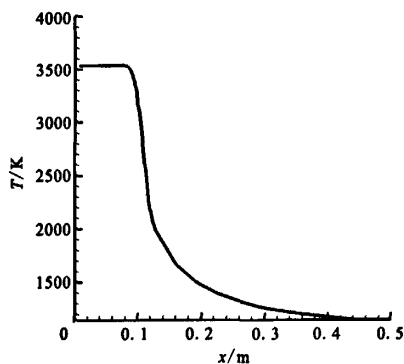


图4 燃气静温沿轴向的变化

Fig. 4 Variation of gas static temperature along axial direction

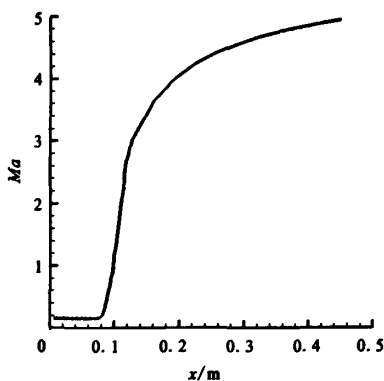


图5 马赫数沿轴向的变化

Fig. 5 Variation of Mach number along axial direction

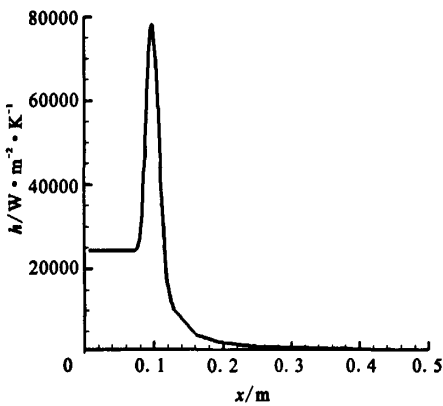


图 6 无发汗时对流换热系数沿轴向的变化
Fig. 6 Variation of heat transfer coefficient along axial direction without transpiration cooling

由计算结果可以看出, 喷管中压强、温度和速度的变化规律符合拉瓦尔喷管的流动特征。气流在整个喷管内是加速的, 在喉部附近为声速, 出口截面上是超声速气流。温度沿轴向降低, 热能转化为燃气的动能, 马赫数增大。燃气沿喷管轴向由进口到出口不断膨胀, 压强不断降低。图 6 为燃气侧对流换热系数沿轴向的分布, 可见喉部截面的对流换热系数最大, 在推力室圆柱段燃气侧对流换热系数基本保持不变。

3.2 推力室等壁温计算结果

计算中假设壁面的许用温度为 800 K。冷却剂采用液氧, 壁面温度的计算采用上面介绍的有限体积程序。喷管的扩张段由于对流换热系数不断减小, 燃气对壁面的热流大大降低, 故没采用发汗冷却。以下是计算结果。

已知条件如下: 发汗冷却介质为液氧, 入口温度 105 K, 层板导热系数 $\lambda_s=20 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, 散布区流道长度为 6.0 mm, 冷却通道的截面尺寸为 0.5 mm×0.1 mm。图 7 为计算结果。

由图 7 可以看到无量纲吹风比沿推力室轴向变化的情况。在喉部附近, 燃气向推力室壁面的热流密度最大, 需要较大的冷却剂流量来使内壁面达到设定的许用温度, 所对应的无量纲吹风比最大。

图 8 给出设定内壁温度分别为 700 K、900 K

和 1000 K 时吹风比沿轴向的分布。可以看到, 对于同一个推力室, 要维持内壁面的温度越低, 所需的冷却剂的吹风比越大, 消耗的冷却剂的流量越多。

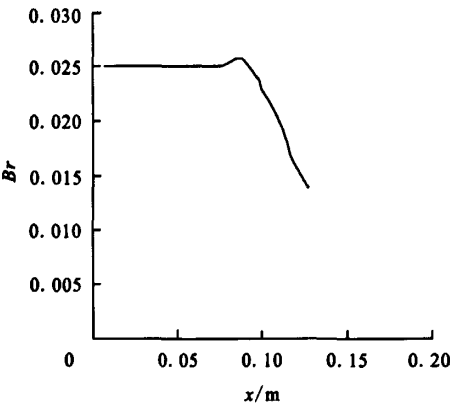


图 7 壁面温度为 800 K 时的吹风比沿轴向分布
Fig. 7 Distribution of blowing ratio along axial direction at 800 K of wall temperature

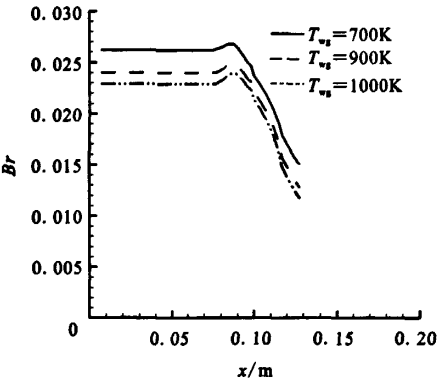


图 8 不同壁面温度对吹风比分布的影响
Fig. 8 Influence of wall temperature on distribution of blowing ratio

4 结论

- 1) 综合考虑发汗冷却的两个方面, 对采用层板发汗冷却的推力室进行了等壁温设计。
- 2) 推力室内壁温度越低, 所需的冷却剂的吹风比越大。

(下转第 39 页)

- inlet flow characteristics of LE-7A liquid hydrogen pump, AIAA2002-4146 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [7] ZOLADZ T. Observations on rotating cavitation and cavitation surge from the development of the fastrac engine turbopump, AIAA A00-36617 [C]/ 36th AIAA/ AFI Joint Propulsion Conference and Exhibit. Sendai, Japan: JPCE, 2000: 100-110.
- [8] ANGELO C, CRISTINA B, EMILIO R. Experimental characterization of cavitation instabilities in a two-bladed axial inducer [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22 (6): 1389-1395.
- [9] OLIVIER C D, YANNICK C. Numerical simulation of the unsteady cavitation behavior of an inducer blade cascade [J]. AIAA Journal, 2003, 42 (5): 527-548.
- [10] HIRONORI H, SATOSHI W. A theoretical analysis of alternate blade cavitation in inducers [J]. Transactions of the ASME, 2000, 122: 156-163.

(编辑: 王建喜)

(上接第 21 页)

参考文献:

- [1] 张峰, 刘伟强. 层板发汗冷却在液体火箭发动机中的应用与发展综述 [J]. 火箭推进, 2007, 33 (6): 43-48.
- [2] 葛李虎, 吴宝元, 李小平. 层板发汗冷却的应用及其冷却特性分析 [J]. 火箭推进, 1997 (6): 34-39.
- [3] 杨卫华, 程惠尔. 层板发汗冷却推力室板片流道的调节功能试验 [J]. 推进技术, 2002, 23 (4): 15-19.
- [4] 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, 2000.
- [5] ANDREA Bucchi, CLAUDIO Bruno, ALESSANDRO Congiunti. Transpiration Cooling Performance in LOX/Methane Liquid-Fuel Rocket Engines [J]. JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, 2005, 42 (3): 476-486.
- [6] 刘伟强, 陈启智, 吴宝元. 层板发汗冷却数学模型与控制方程的求解 [J]. 系统工程与电子技术, 1998 (5): 11-19.
- [7] 林杨, 孙冰, 郑力铭. 层板推力室发汗冷却壁温特性的初步研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23 (5): 877-881.
- [8] 陶文铨. 数值传热学 [M]. 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [9] 谢侃, 刘宇, 熊文波, 等. 某单室双推力复杂翼柱形燃烧室的两相流数值分析 [J]. 固体火箭技术, 2009 (2): 57-60-881.

(编辑: 王建喜)