

推力室喉部层板发汗冷却段的结构设计分析*

杨卫华, 程惠尔, 王平阳, 吴利俊

(上海交通大学 机械与动力学院, 工程热物理所, 上海 200030)

摘 要: 根据层板单元的热分析结果和层板发汗冷却推力室固有的结构特点, 提出这种先进发动机冷却方案的设计原理和结构参数的计算公式, 结合一台 50kN 发动机推力室喉部改再生冷却为发汗冷却的改形设计, 分析其层板发汗冷却段喉部的设计方法和主要结构尺寸的计算结果。还比较了全再生冷却和发汗冷却两种冷却方式下发动机推力室的温度、热流密度和重量。对先进层板发汗冷却推力室的结构设计提供了参考。

关键词: 发汗冷却; 结构设计; 推力燃烧室; 液体推进剂火箭发动机

中图分类号: V434.24

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0316-04

Structural design analysis for platelet transpiration cooling section at throat of thrust chamber

YANG Wei-hua, CHENG Hui-er, WANG Ping-yang, WU Li-jun

(Inst. of Thermophysics and Energy, Shanghai Jiaotong Univ., Shanghai, 200030, China)

Abstract: According to the thermal analysis results of the platelet cell and the inherent characteristics of platelet transpiration cooling thrust chamber, the design principle and computational method of the advanced cooling project of rocket engine were brought forward. By the design to change the regeneration cooling into the transpiration cooling at the throat section of a 50kN liquid rocket engine thrust chamber, the design method of the platelet transpiration cooling section and the calculation results of main geometrical dimension were all analyzed. The temperature, thermal flux and weight between the complete regeneration cooling thrust chamber and transpiration cooling thrust chamber were all compared. The content can be helpful for the design of the advanced platelet transpiration cooling thrust chamber.

Key words: Sweat cooling; Structural design; Thrust chamber; Liquid propellant rocket engine

1 引 言

层板发汗冷却是新型高效冷却保护技术, 已有可能在火箭发动机上付诸实施。喉部采用层板发汗冷却, 其它位置采用再生冷却(及辐射冷却)的双组合或三组合冷却是本世纪先进火箭发动机将予采用的冷却保护方式^[1]。本文基于层板发汗冷却推力室基本构件——层板单元的流动、传热规律, 研究这种先进推力室的设计方法, 主要是层板发汗冷却段的设计方法。提出其结构参数的计算依据和相关公式, 并结合一台 50 kN 再生冷却模样发动机, 给出喉部改型为层板发汗冷却后其结构尺寸的设计结果。目前有关发

汗冷却的论文多为数学物理模型和传热机制方面的基础内容, 其具体应用特别是如何将这一先进概念应用于液体火箭发动机结构设计的报道还没有见到。

2 喉部发汗冷却段的设计分析

2.1 位置

布置在面积比 $\epsilon = 1.44$ (喉前) ~ 1.56 (喉后) 推力室的喉部高温区段, 根据模样发动机的结构尺寸, 计算求得层板发汗冷却段的全长 $L = 50\text{mm}$ 。

2.2 材料

根据文献[2]的研究结果, 层板材料的导热系数宜控制在 λ 为 $20 \sim 40\text{W/m}^\circ\text{C}$ 的水平, 再考虑到材料

* 收稿日期: 2003-07-10; 修订日期: 2004-03-08。

作者简介: 杨卫华 (1972—), 男, 博士, 讲师, 研究领域为航空、航天器热防护技术。

的工艺性能和价格等因素,选用不锈钢 1Cr18Ni9Ti 作层板结构材料。

2.3 层板单元冷却通道几何尺寸的选择

选取层板单元(由一个分配板片和一个调节板片构成)径向冷却剂散布通道的深度比 $\gamma = b/a = 0.5$ 。有关层板单元的详细论述参见文献[2],本文在此不再赘述。当冷却通道的深度取 $b = 0.2\text{mm}$ 时,可得层板单元厚度为 $a = 0.4\text{mm}$ 。若调节板片厚为 $c = 0.1\text{mm}$,则分配板片的厚度为 $d = a - c = 0.3\text{mm}$ 。每个层板单元的分配板片上沿周向共有 $n = 36$ 个均匀分布的径向散布通道,因此单个散布通道出口端对应的圆心角 $\alpha_{\text{tot}} = 360/n = 10^\circ = 0.175\text{rad}$ 。若冷却剂出口对应的圆心角 $\alpha_c = 4^\circ = 0.0698\text{rad}$,则出口端非发汗表面(积)对应的圆心角 $2\beta = 6^\circ = 0.1047\text{rad}$,于是不难按定义求得发汗冷却壁面的孔隙率 $x = S_c/S = 20\%$,单个冷却剂散布通道出口面积 $S_c = 0.014R_{\text{in}}(\text{mm}^2)$,其对应的非发汗冷却表面积为 $S_s = S - S_c = 0.056R_{\text{in}}(\text{mm}^2)$,这里 R_{in} 表示推力室喉部发汗冷却段的内半径。

2.4 发汗冷却剂流量

为了确定发汗冷却剂流量的轴向分布,需要分析推力室喉部发汗冷却段板片的流动传热过程。计算时作如下简化假设:(1)由于发汗冷却剂从推力室内壁上喷出的速度较低,因此,其对燃气主流的扰动影响可忽略不计;(2)冷却剂的物性不随温度而变;(3)冷却剂在整个散布通道中保持液相,不发生相变。根据以上假定,可写出发汗冷却剂经过板片通道时的吸热量为

$$Q = q_{\text{trans}} C_{p,c} (T_{c,\text{out}} - T_{c,\text{in}}) = q_{\text{trans}} \Delta T_c \quad (1)$$

式中 q_{trans} 为冷却剂流量, $T_{c,\text{in}}$ 为冷却剂入口温度, $T_{c,\text{out}}$ 为冷却剂出口温度。文献[3]给出发汗冷却壁面的传热关系式为

$$St/St_0 = G/(1 + G/3)^3 - 1 \quad (2)$$

式中斯坦顿数 $St = h/(\rho_g u_g C_{p,g})$ 和 $St_0 = h_0/(\rho_g u_g C_{p,g})$ 分别为有和没有发汗冷却时燃气与推力室壁面的对流换热系数, $B = \rho_c u_c/(\rho_g u_g)$ 为发汗冷却壁面的吹风比, $C_{p,c}$, ρ_c , u_c 和 $C_{p,g}$, ρ_g , u_g 分别为冷却剂和主流(推力室燃气)的比热容、密度和流速,组合量 $G = BC_{p,c}/(St_0 C_{p,g})$ 。非发汗冷却情况下的燃气对流换热系数 h_0 可采用 Bartz 公式^[4]计算。

由式(1),(2)可求得发汗冷却壁面的吹风比计算式

$$B = 3 \frac{C_{p,g} St_0}{C_{p,c}} \left| \left| 1 + \frac{\Delta T_g}{\Delta T_c} \frac{1}{x} - 1 \right| \right|^{\frac{1}{3}} - 1 \quad (3)$$

式中 $\Delta T_g = T_g - T_{wg}$ 为燃气温度和气壁温度之差,由吹风比 B 定义可得

$$q_{\text{trans}} = B \rho_g u_g S_c \quad (4)$$

所以,推力室内壁面单位面积的发汗冷却剂流量为

$$q_{\text{trans},s} = q_{\text{trans}}/S \quad (5)$$

整个发汗冷却段的总流量 $q_{\text{trans},t}$ 为所有层板单元分配板片散布通道的冷却剂流量代数和,即

$$q_{\text{trans},t} = \sum q_{\text{trans}} \quad (6)$$

最为关注的发汗冷却剂总流量 $q_{\text{trans},t}$ 与推力室燃料流量 q_{mf} 之比为

$$\omega = q_{\text{trans},t}/q_{mf} \quad (7)$$

2.5 分配板片径向散布通道长度 ΔL 的确定

径向冷却剂散布通道设置在层板单元的分配板片上,主要功能为导向发汗冷却剂的流动。根据径向散布通道长度应大于等于热浸深度以及整个喉部区域都取面积比 $\varepsilon = 1$ 处最恶劣工况下热浸深度的设计思想,发汗冷却段喉部(面积比 $\varepsilon = 1$)位置分配板片上的最大冷却剂散布通道长度的计算式为

$$\Delta L = a_{\text{throat}} + \Delta R_{\text{max}} \quad (8)$$

$$\Delta L_{\text{max}} = R_{\text{throat}} + \Delta R_{\text{max}}$$

式中 a_{throat} 为喉部位置层板的热浸深度, ΔR_{max} 为发汗冷却区段推力室的最大内半径(位于发汗冷却区段的左端或右端)和喉部半径之差,即

$$\Delta R_{\text{max}} = 0.5(D_{c,\text{max}} - D_{\text{throat}}) \quad (9)$$

上面所说的层板热浸深度指推力室内壁到 $dT/dr = 0.01$ 位置的径向距离,物理上表示层板板片热影响区的范围,其值可通过层板单元热分析求得。在其他轴向位置,板片径向散布通道长度的设计公式为

$$\Delta L = \Delta L_{\text{max}} - 0.5(D_c - D_{\text{throat}}) \quad (10)$$

式中 D_c 为计算位置的推力室内径。对于本文研究的模样发动机, $D_{c,\text{max}}$ 在推力室面积比 $\varepsilon = 1.56$ 处,相应的直径 $D_{c,\text{max}} = 62\text{mm}$,推力室喉部 $D_{\text{throat}} = 50\text{mm}$,所以, $\Delta R_{\text{max}} = 6\text{mm}$ 。

2.6 调节板片一次调节通道的设计

一次调节通道(一种环状矩形截面微小通道)设置在层板单元的调节板片上,主要用来调节发汗冷却剂的流量。一次调节通道的设计主要指其所在径向位置(径向半径 $r = 0$ 为推力室的中心轴线)和通道本身长度的设计,前者用弯曲通道的曲率半径 R_{meter} 表

示,后者常用通道长度对应的圆心角 ϕ 表示。由图 1 和图 2,图 3 所示的几何关系可知,层板调节板片上一次调节通道的曲率半径 R_{meter} 可根据下式计算

$$R_{\text{meter}} = R_{\text{throat}} + \Delta L_{\text{max}} + W_1 + W_2 + \Delta X - 2 \quad (11)$$

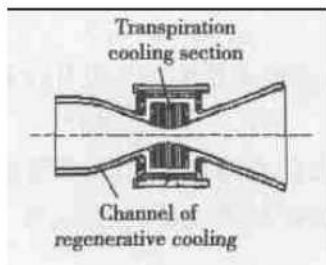


Fig. 1 Schematic of the regeneration transpiration cooling thrust chamber

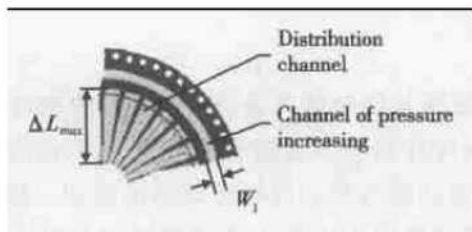


Fig. 2 Schematic of distribution platelet

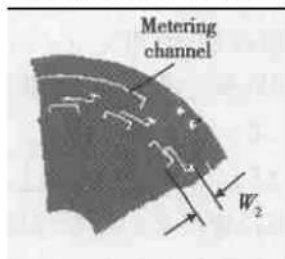


Fig. 3 Schematic of metering platelet

式中 R_{throat} 为推力室喉部半径, ΔL_{max} 为该处散布通道的长度, W_1 和 W_2 分别为分流增压通道的径向宽度和二次调节通道占据的径向尺寸, ΔX 为分流增压通道外侧与一次调节通道内侧的间距。为确保冷却剂能顺畅地流入二次调节通道和散布通道,二次调节通道与分流增压通道之间以及二次调节通道与散布通道之间在位置上分别有 1mm 的长度重叠,所以,在式 (11) 中要减去 2mm。在本文的设计中,取 $W_1 = 3\text{mm}$, $W_2 = 5.5\text{mm}$, $\Delta X = 1\text{mm}$ 以及模样发动机的喉部 $R_{\text{throat}} = 25\text{mm}$, 这样,式 (11) 便可简化为

$$R_{\text{meter}} = \Delta L_{\text{max}} + 32.5 \quad (12)$$

下面研究一次调节通道长度(圆心角 ϕ) 的设计。由于冷却剂可能含有杂质以及泵提供的出口压力 p_1 (也可看成是层板发汗冷却段的入口压力 p_{trans}) 往往过大,所以,要求在层板单元冷却剂的入口处放置精细滤网(常在 400 目以上)和减压阀。若冷却剂通过

减压部件和滤网的压差为 Δp_{in} , 一次调节通道中的压降为 Δp_{meter} , 二次调节通道降为 Δp_1 , 推力室(燃烧室)压力为 p_c , 若忽略分流增压通道和散布通道中的微小压降(因流通面积较大) Δp_2 和 Δp_{dis} , 则有压力关系式

$$p_{\text{trans}} = \Delta p_{\text{in}} + \Delta p_{\text{meter}} + \Delta p_1 + p_c \quad (13)$$

或

$$\Delta p_{\text{meter}} = p_{\text{trans}} - \Delta p_{\text{in}} - \Delta p_1 - p_c \quad (14)$$

仔细观察二次调节通道的几何形状,可知其压降 Δp_1 主要包括进口压降 $\Delta p_{1,1}$, 分流处的压降 $\Delta p_{1,2}$, 90° 直角压降 $\Delta p_{1,3}$ 以及出口压降 $\Delta p_{1,4}$, 可根据其实际尺寸由文献[5]中的相关公式求得。这样,一次调节弯曲通道对应的圆心角 ϕ 的计算式为

$$\phi = \frac{2d_{\text{meter}} \Delta p_{\text{meter}}}{\rho u^2 f_{\text{meter}}} \frac{180}{\pi R_{\text{meter}}} \quad (15)$$

式中 d_{meter} 为一次调节通道当量直径, u 为一次调节通道的冷却剂流速, f_{meter} 为一次调节通道摩擦系数,可采用文献[6]中的实验关联式求得。

3 设计结果

3.1 发汗冷却段主要几何尺寸及结构重量

层板的外径需通过传热计算加以确定。在层板发汗冷却段内壁面设计温度 $T_{\text{wg}} = 800\text{K}$ 的情况下,通过传热分析可以得出喉部的热浸深度为 $R_{\text{max}} = 10.5\text{mm}$, 由模样发动机结构尺寸,得 $\Delta R_{\text{max}} = 6.5\text{mm}$, 据此由式(8)得散布通道的最大长度 $\Delta L_{\text{max}} \approx 17\text{mm}$ 。然后,根据式(12)得到一次调节通道的曲率半径 $R_{\text{meter}} = 49.5\text{mm}$ 。一次调节通道的设计宽度 $W = 0.5\text{mm}$, 其外侧与层板组件的外缘留有 $\Delta l = 3\text{mm}$ 的距离。所以,层板发汗冷却段的外径 $D_c = 106\text{mm}$ 。层板单元 125 个(由 125 个分配板片和 125 个调节板片组成),重 1.4kg,再生冷却推力室重约 4kg,相对重量增加 25%(未计管道和活门)。

3.2 发汗冷却段层板板片的排列

由式(15)可以算出一次调节通道长度(流通距离)对应的圆心角 ϕ , 从而确定发汗冷却段喉部各层板板片的排列顺序,即在不同的轴向位置,层板单元调节板片的转角 ϕ ($\phi = 0$ 意味通道的流通长度为 0), 计算结果如图 4 所示。可以发现,由于喉部 $\epsilon = 1$ 位置所需的冷却剂流量最大,所以,此处 ϕ 最小,约为 146° , 偏离这个位置, ϕ 值在不断增大,说明喉部两侧一次调节通道的流通长度在不断增大,相应发汗冷却剂流量在不断减少,整个发汗冷却段的 ϵ 在 $146^\circ \sim 206^\circ$ 之间。

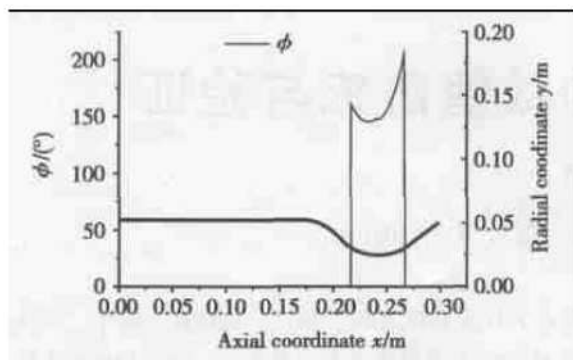


Fig. 4 ϕ of metering groove in transpiration cooling section

3.3 层板发汗冷却段热参数计算结果

图 5 给出同一发动机但采用再生冷却方式的推力室热流密度 q 和气壁温 T_{wg} 的分布曲线, 图 6 示出在推力室发汗冷却段的壁温 $T_{wg} = 800K$ 情况下, 热流密度 q 和发汗冷却剂流量 m_{trans} 的对应关系。可以看出, 采用全再生冷却推力室的喉部温度最高可达 1258.9K, 而改用发汗模式冷却后, 其喉部温度将得到极大改善。还可以看出, 由于发汗冷却剂的阻隔和吸收, 对层板推力室, 燃气对室壁的加热热流较再生冷却大大减小, 前者最大热流仅为后者的 35%。

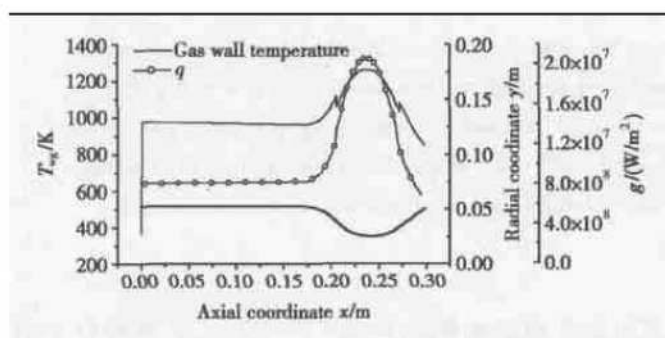


Fig. 5 Axial distributions of gas side wall temperature T_{wg} and heat flux q

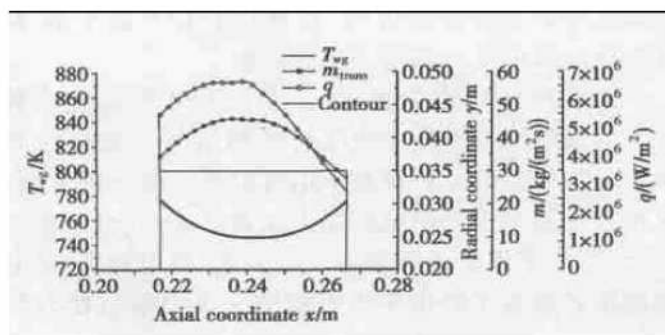


Fig. 6 Distribution of m_{trans} , T_{wg} and q in transpiration cooling section

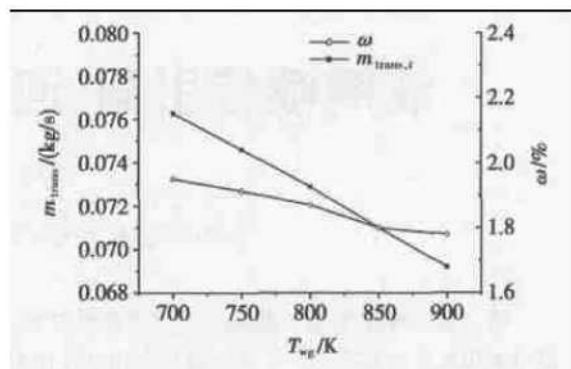


Fig. 7 Influence of $m_{trans,t}$ on T_{wg} and ω

图 7 示出双组合冷却推力室喉部发汗冷却段的壁温 T_{wg} 与发汗冷却剂流量 $q_{trans,t}$ 以及发汗冷却剂流量占整个推力室燃料流量的百分比 ω 。由图可以明显看出, 随着发汗冷却剂流量 $q_{trans,t}$ 的增大, 发汗冷却段的内壁温 T_{wg} 在不断减小, 同时 ω 却在不断增大, 但 ω 的增大幅度非常有限, 大体维持在 2% 左右。

4 结 论

本文研究再生冷却-发汗冷却双组合或再生冷却-发汗冷却-辐射冷却三组合发动机推力室层板发汗冷却段的设计。以一台推力为 50kN 模样发动机的改型设计为例, 给出其层板发汗冷却段喉部的主要结构尺寸——所在位置、外径、全长、板片厚度及数量、径向通道深度以及发汗冷却剂流量一次调节通道长度 (圆心角 ϕ) 的设计结果。利用我国现有的先进微细加工技术, 制造先进液体火箭发动机已为时不远。

参考文献:

- [1] Keener D, Lenetz J, Bowersox R. The effect of transpiration cooling on nozzle heat transfer and performance at low blowing ratios[R]. AIAA 95-2497.
- [2] 杨卫华. 层板发汗冷却推力室基础理论和应用研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2003.
- [3] May Lee, Burkhardt W M. Transpiration cooled throat for hydrocarbon rocket engines[R]. NASA CR-184272, DEC. 1991.
- [4] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [5] 华绍曾, 杨学宁. 实用流体阻力手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.
- [6] 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). (YANG Wei-hua, CHENG Hui-er. Experiment study for platelet slab flow channel control performance of platelet transpiration cooled thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4).)

(编辑: 王居信)