

文章编号:1000-6893(2007)01-0138-04

# 层板发汗冷却结构的非均匀温度分布受热皱损的求解

张峰, 刘伟强

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

## Analysis of Thermal Wrinkling Resulted from Non-uniform Temperature Distribution in Transpiration Cooling Formed Platelets

ZHANG Feng, LIU Wei-qiang

(College of Astronautics and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**摘要:** 液体火箭发动机发汗冷却推力室的结构层板可能出现受热皱损。采用三边简支、一边自由的矩形薄板,应用伽辽金法,提出满足边界条件的试函数,求解了层板的扩散流动区任意温度分布下的非均匀热应力的结构稳定性问题。以温度分布为线性时的热应力为例,分析了典型的层板发汗冷却结构的受热变形,获得了层板发汗缝隙宽度和层板厚度之间的关系,并与均布热应力计算结果进行了对比,得到了避免层板受热皱损的更精确的计算方法。

**关键词:** 发汗冷却; 结构层板; 热皱损; 热应力; 非均匀

**中图分类号:** V434.14 **文献标识码:** A

**Abstract:** Heat transfer possibly results in the thermal wrinkling of transpiration cooling platelet of the liquid rocket engine(LRE)'s thrust chamber. The rectangular sheet with 3 freely-supported sides and 1 free side is assumed for the formed platelet. Applying Galerkin's method, the trial function satisfying the boundary conditions is brought out. Stability in the diffusion flow field of the formed platelet is analytically solved by Galerkin's method when the thermal compressive stress effect on the platelet is not uniform. Taking the thermal stress in the platelet subjected to linear temperature distribution as an example, the relationship formula between the width of the transpiration gap and the thickness of the platelet is obtained. In contrast with the existing method for uniform thermal stress distribution, a more accurate calculation method to avoid thermal wrinkling of the platelet is given by the case.

**Key words:** transpiration cooling; formed platelet; thermal wrinkling; thermal stress; non-uniform

液体火箭发动机层板发汗冷却推力室的试验表明,合理地进行发汗冷却层板结构的设计能够精确地控制受热面各个局部的发汗流强<sup>[1]</sup>,典型的层板结构示意图如图1所示。

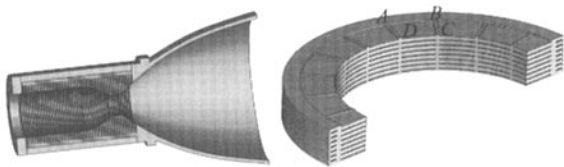


图1 典型层板发汗冷却火箭发动机及其层板结构

Fig.1 Typical platelet transpiration cooling LRE and the platelet structure

但设计时,如果层板的几何尺寸选择不当,受热时其结构的热应力超过临界应力,会发生层板薄片热皱损现象。文献[2]已分析了层板结构的薄板在受到均匀热应力的作用下产生皱损的问题。在实际工程应用中,层板结构通常是受非均

匀温度载荷影响,在层板结构中会出现非均匀热应力而导致薄板失稳出现热皱损。

当发汗流强不变、受热面的传热流强不变时,结构层板的厚度愈薄,层板受热壁面的温度愈低<sup>[3]</sup>。但是燃气使结构层板温度升高,导致材料内部产生热应力。任何板壳结构若热应力超过临界应力,就会出现挠曲变形。当层板发汗冷却结构温度升高时,散布流道结构的受热膨胀在结构中受到抑制,因而在长度为 $a$ 的薄板两端产生压应力,如图2所示。如果这个压应力的值足够大,将会使层板薄片出现失稳而发生热皱损现象。发生挠曲变形的结构层板会使当地的散布流道发汗缝隙过大或部分堵塞、诱发相邻层板的变形,造成该处及周围产生过热,由此产生更大的热应力,引起局部过热区扩大和恶化,导致推力室的内表面出现烧蚀。

因此,在进行冷却系统设计时,有必要对层板温度、板厚、缝隙宽度与挠曲临界压应力的关系做出正确的分析与合理简化估算。

收稿日期:2005-09-08; 修订日期:2006-08-07

基金项目:国家自然科学基金资助项目(50276067)

通讯作者:刘伟强, E-mail:liuweiqiang\_1103@163.com

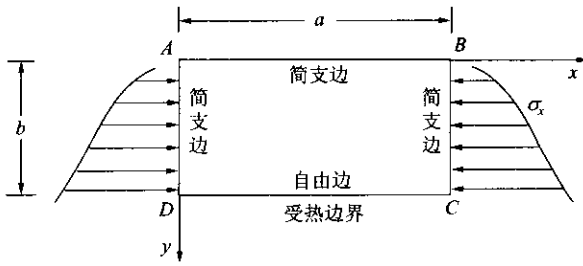


图 2 层板结构散布流动道热应力的简化

Fig. 2 Simplification for diffusion flow passage platelet thermal stresses

1 层板结构散布流动道的热皱损物理模型

在图 1 中取出一个散布流动区进行讨论。当液体火箭发动机推力室壁的直径与层板壁厚相比要大得多时,散布流动道的受热边界与冷却剂注入边界的尺度相差很小。可假设结构层板的 AB 边和 DC 边的长度是相等的,将散布流动区作为矩形薄板分析,如图 2 所示,DC 边为受热边界,AB 边为冷却剂注入边界。相邻的 2 块层板类似于等宽角形加劲条结构,该结构特点是:对板与板的相连处 AB,AD 和 BC 3 条边上施加力的作用,在出现受力皱损时此 3 边基本上能够保持为直线<sup>[4]</sup>;因此可假设薄板结构中:受热边 DC 为自由边,BC,AB,DA 3 边为简支边。若进一步假设矩形薄板的受热边 DC 在发动机工作时产生的最大温升为  $\Delta T$ ,根据计算可将矩形薄板沿 DA 方向的温升折算为关于 y 的函数,即  $\Delta T(y)$ 。那么图 2 所示矩形薄板受热时,层板在 x 方向膨胀受到约束,产生方向朝向板内的热应力

$$\sigma_x(y) = E\varepsilon(y) = E\alpha_h \Delta T(y) \quad (1)$$

式中: E 为材料的弹性模量;  $\varepsilon$  为应变;  $\alpha_h$  为热膨胀系数。

2 应用试函数和伽辽金法解析求解

该矩形薄板模型在非均布热应力作用下的屈曲平衡微分方程为

$$\frac{\partial^4 \omega}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 \omega}{\partial y^4} = - \frac{\sigma_x \delta_s}{W} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \quad (2)$$

式中: W 为抗弯模量,它由下式确定

$$W = \frac{E\delta_s^3}{12(1-\nu^2)} \quad (3)$$

$\nu$  为泊松比。

三边简支,一边自由的边界条件表示为

$$\omega = 0, \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} = 0 \quad (x = 0, x = a) \quad (4)$$

$$\omega = 0, \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} = 0 \quad (y = 0) \quad (5)$$

$$\frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} = 0, \frac{\partial^3 \omega}{\partial x^3} + (2-\nu) \frac{\partial^3 \omega}{\partial x^2 \partial y} = 0 \quad (y = b) \quad (6)$$

该受非均匀平面薄膜应力压缩的屈曲平衡微分方程是变系数的,因而用静力分析法分析求解热皱损很困难。但可用伽辽金法来进行解析求解。可是问题在于伽辽金法在求解矩形薄板稳定性前,要求找到一个严格满足几何边界条件和静力边界条件的屈曲试函数<sup>[5]</sup>。通常求解模型越复杂,试函数也就越难以确定。本文提出满足该严格边界条件试函数如下

$$\omega(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} Y_m(y) \sin \frac{n\pi x}{a} \quad (7)$$

式中:  $A_{mn}$  为待定参数,

$$Y_m(y) = \frac{m\pi}{b} \cosh\left(\frac{m\pi y}{b}\right) - \frac{m^2 \pi^2 y}{2b^2} \sinh\left(\frac{m\pi y}{b}\right) + C_m \sinh\left(\frac{m\pi y}{b}\right) + \frac{D_m m \pi y}{b} \cosh\left(\frac{m\pi y}{b}\right) - \frac{m\pi}{b} \quad (8)$$

$$C_m = - \frac{m\pi \{a^4 + 2a^2 b^2 - a^4 m^2 \pi^2 + 2a^2 b^2 m^2 \pi^2 + 2a^2 b^2 \nu - 2b^4 \nu - 2b^4 m^2 \pi^2 \nu + b^4 \nu^2 + b^4 m^2 \pi^2 \nu^2 - [a^4 + 2a^2 b^2 (1-2\nu) - b^4 (\nu-2)\nu] \sinh(2m\pi)\}}{2b^2 [3a^2 + b^2 (\nu-2)] \nu \cosh(m\pi) - [a^4 + 2a^2 b^2 (1-2\nu) - b^4 (\nu-2)\nu] \cosh(2m\pi) + (4b^4 - 2b^4 \nu - 2a^2 b^2) m \pi \nu \sinh(m\pi)} \quad (9)$$

$$D_m = \frac{2m\pi \{a^4 - 2a^2 b^2 (\nu-1) + b^4 (\nu-2)\nu + [a^4 + 2a^2 b^2 (1-2\nu) - b^4 (\nu-2)\nu] \cosh(m\pi)\} \sinh^2\left(\frac{m\pi}{2}\right)}{[a^4 + 2a^2 b^2 (1-2\nu) - b^4 (\nu-2)\nu] \sinh(2m\pi)} \quad (10)$$

根据计算结果所要求的精度,可选取试函数的前 p 和 q 项

$$\tilde{\omega}_{p,q}(x, y) = \sum_{m=1}^p \sum_{n=1}^q A_{mn} Y_m(y) \sin\left(\frac{n\pi x}{a}\right) \quad (11)$$

显然,它严格满足边界条件,将其代入伽辽金变分方程,得到 p × q 方程组

$$\int_0^b \int_0^a \left( \frac{\partial^4 \tilde{\omega}}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 \tilde{\omega}}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 \tilde{\omega}}{\partial y^4} + \frac{\sigma_x \delta_s}{W} \frac{\partial^2 \tilde{\omega}}{\partial x^2} \right) Y_m(y) \cdot \sin\left(\frac{n\pi x}{a}\right) dx dy = 0 \quad (m=1, 2, \dots, p; n=1, 2, \dots, q) \quad (12)$$

该齐次方程组包含 p × q 个待定系数  $A_{11}, A_{12}, \dots, A_{21}, A_{22}, \dots, A_{pq}$ 。因为 p × q 个待定系数不能同时为 0,故其系数行列式必为 0。求解这个行列式,即可得到临界参数。

### 3 非均匀与均匀受热皱损的比较分析

为便于比较计算结果,本文的计算实例除了温度分布为线性外,其他条件同于文献[2]的计算实例。层板材料为不锈钢 1Cr18Ni9,热膨胀系数为  $18 \times 10^{-6}/K$ ,  $\nu = 0.25$ 。对室壁中的冷却剂注入流道,在无堵塞和出现个别通道堵塞两种状态下,计算结构层板的临界厚度。

(1) 控制流道无堵塞时,可得到某一层板发汗冷却推力室的燃烧室壁内层板散布区稳定工作时的温度分布<sup>[6]</sup>,如图3所示。在工作过程中受热表面的温升为  $\Delta T_{s,w} = 675 K$ ,发汗冷却剂层板入口处温升  $\Delta T_{s,c} = 20 K$ 。根据结构层板的热浸深度,选择散布流道的径向深度  $b$  为 4.0 mm,将发汗缝隙的宽度取值为 2.09 mm。

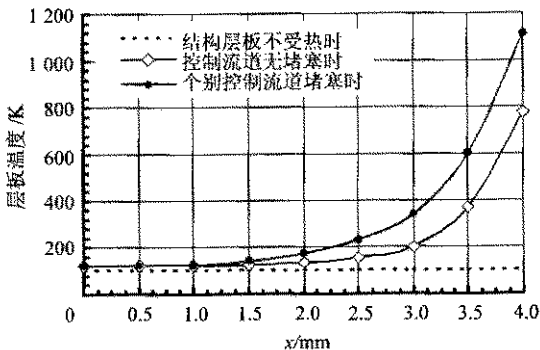


图3 沿层板散布流道的温度分布

Fig. 3 Temperature distributions along the platelet diffusion flow passage

层板薄板模型受热产生的非均匀压应力

$$\sigma_x(y) = E\alpha_h \Delta T(y) = E\alpha_h \left( \Delta T_{s,c} + \frac{\Delta T_{s,w}}{b} y \right) \quad (13)$$

取试函数的3项

$$\begin{aligned} \tilde{w}(x, y) = & A_{11} Y_1(y) \sin\left(\frac{\pi x}{a}\right) + \\ & A_{21} Y_2(y) \sin\left(\frac{\pi x}{a}\right) + A_{31} Y_3(y) \sin\left(\frac{\pi x}{a}\right) \quad (14) \end{aligned}$$

得到伽辽金方程组为

$$\left. \begin{aligned} (-2.564 \times 10^{-8} + 0.730 \delta^2) A_{11} + (-8.355 \times 10^{-8} + 3.235 \delta^2) A_{21} + (-1.418 \times 10^{-7} + 8.522 \delta^2) A_{31} &= 0 \\ (-4.177 \times 10^{-8} + 1.299 \delta^2) A_{11} + (-1.395 \times 10^{-7} + 5.770 \delta^2) A_{21} + (-2.389 \times 10^{-7} + 14.190 \delta^2) A_{31} &= 0 \\ (-1.418 \times 10^{-7} + 4.570 \delta^2) A_{11} + (-4.780 \times 10^{-7} + 20.480 \delta^2) A_{21} + (-8.210 \times 10^{-7} + 49.370 \delta^2) A_{31} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

其系数行列式为

$$-3.36 \times 10^{-19} - 2.68 \times 10^{-11} \delta^2 + 5.52 \times$$

$$10^{-3} \delta^4 - 1.28 \times 10^5 \delta^6 = 0 \quad (16)$$

解之得  $\delta$  的6个根。取所有根中的最大值

$$\delta_{\max} = 0.187 \times 10^{-3} \text{ m} \quad (17)$$

从而得到层板许用的最薄厚度,即临界厚度  $\delta_{cr}$  为 0.187 mm。在结构设计中层板薄片的厚度必须大于这个值,否则就可能出现层板室壁的热皱损。若设计中对精度有更高的要求,可取试函数更多项进行计算。结构层板在给出的温度分布状况下,最小许用厚度与散布流道的宽度  $a$  ( $b = 4 \text{ mm}$ ) 之间的对应关系如图4所示。

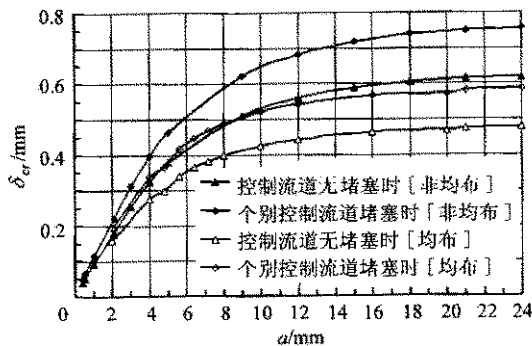


图4 结构层板临界厚度与  $a$  的关系 ( $b = 4 \text{ mm}$  时)

Fig. 4 Relationships between critical thickness of platelet and  $a$  ( $b = 4 \text{ mm}$ )

用本方法计算文献[2]中的均匀热应力

$$\sigma_x(y) = E\alpha_h \Delta T(y) = E\alpha_h \frac{\Delta T_{s,w}}{2} \quad (18)$$

同样取试函数的3项来计算。得到系数行列式为

$$\begin{aligned} -4.548 \times 10^{-25} + 2.597 \times 10^{-16} \delta^2 - \\ 3.714 \times 10^{-8} \delta^4 - 1.080 \delta^6 = 0 \quad (19) \end{aligned}$$

得到临界厚度  $\delta_{cr}$  为 0.160 3 mm。这与文献[2]的均布计算结果 0.161 mm 符合。

另外,用从  $\Delta T_{s,w}$  到  $\Delta T_{s,c}$  的线性分布条件下计算得到的层板临界厚度比将温升取平均值  $(\Delta T_{s,w} - T_{s,c})/2$  均布计算得到的层板临界厚度要大,如图4中曲线所示。这是因为在三边简支、一边自由的矩形薄板模型中,热应力的非均匀压缩问题相当于均匀压缩和薄板面内弯曲的叠加,故对层板薄板的临界厚度要求的厚一些。这也说明本文提出的热皱损计算方法比均布计算更安全、精确。图5为薄板取临界厚度时,受热出现热皱损时的情形,可见层板薄片受热皱损最先发生在受热自由边。

(2) 层板结构中某个控制流道出现堵塞时,该散布流道没有冷却剂流,使得相邻的两块结构层板只有一个散布换热面。与(1)的计算过程类似,可以算出只有一个散布换热面的结构层板位于流量散布区稳定工作时的温度分布,如图3所示。此时受热表面在工作过程中的温升为 1 011 K。

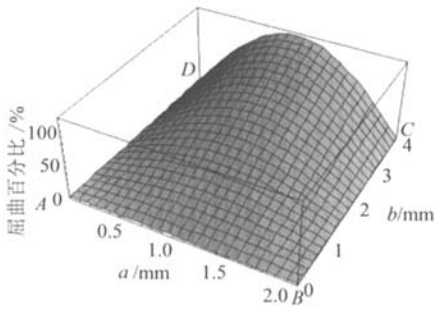


图 5 层板结构取临界厚度时的热皱损

Fig. 5 Thermal wrinkling of platelet under critical thickness condition

取散布流道的径向深度  $b$  为 4.0 mm, 同样可计算出非均布热应力作用下, 结构层板最小许用厚度与散布流道的宽度  $a$  之间的对应关系, 该结果与均布作用对比如图 4 所示。当发汗缝隙的宽度取值为 2.09 mm 时, 结构层板最小许用厚度为 0.219 8 mm。

#### 4 结 论

液体火箭发动机层板发汗冷却推力室的热皱损分析结论如下:

(1) 当结构层板的散布流道周向分腔数目减少时, 即发汗缝隙的宽度增大时, 结构层板的许用最小临界厚度增大。若结构层板的厚度小于这一临界厚度, 就会出现热皱损;

(2) 结构层板热皱损的临界厚度与材料的热膨胀系数、泊松比、层板结构沿冷却剂流动方向的温度分布以及层板结构中薄板的长宽比有关。热膨胀系数越大、泊松比越小、受热边的温升越高或者长宽比越大, 临界厚度也大;

(3) 结构层板在沿着冷却剂的流动方向, 由于受热不均匀, 产生对层板薄板的非均匀的压缩作用, 该作用相当于均匀压缩和薄板面内弯曲的叠加, 故比仅采用均匀压缩计算得到的层板薄板的临界厚度值大一些, 尤其在长宽比较大的情形下, 叠加的薄板面内弯曲作用更明显, 导致非均布作用的计算结果比均布作用更大, 故非均布计算比均布计算更安全。结构层板受到热应力压缩处于临界状态时, 屈曲最严重的位置位于受热自由边的中间部位。

(4) 在本文提出的屈曲试函数的基础上, 采用伽辽金法对三边简支、一边自由且非均匀压缩的矩形薄板进行失稳计算, 精度高, 适用范围广。该法不仅适用于液体火箭发动机的层板冷却结构, 而且还适用于分析其他具有该三边简支、一边自由且受非均布压缩作用的矩形薄板模型的结构,

如顶端开口的矩形容器的壁面受力分析、焊接薄板结构变形分析等。

#### 参 考 文 献

- [1] Mueggenburg H H, Hidahl J W, Kessler E L, et al. Platelet actively cooled thermal management devices [R]. AIAA92-3127, 1992.
- [2] 刘伟强, 孙文胜, 张峰, 等. 发汗冷却层板结构的受热皱损分析[J]. 航空学报, 2006(2): 241-244.  
Liu W Q, Sun W S, Zhang F, et al. Analytical estimation for the thermal wrinkling in the formed platelet of transpiration cooling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006(2): 241-244. (in Chinese)
- [3] 刘伟强, 陈启智, 吴宝元. 典型结构的层板发汗冷却推力室传热特性的推算方法[J]. 推进技术, 1998, 19(6): 15-19.  
Liu W Q, Chen Q Z, Wu B Y. Calculation method of heat transfer in platelet transpiration cooled thrust with typical structure [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(6): 15-19. (in Chinese)
- [4] 王俊奎, 张志民. 钣壳的弯曲与稳定[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980: 263-267.  
Wang J K, Zhang Z M. Lamella's bend and stability [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1980: 263-267. (in Chinese)
- [5] 吴连元. 板壳理论[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1989: 79-84.  
Wu L Y. Theory of plates and shells [M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 1989: 79-84. (in Chinese)
- [6] 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: 国防科技大学, 1999.  
Liu W Q. A research on transpiration cooling for the platelet thrust chamber of liquid propellant rocket engine [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 1999. (in Chinese)

#### 作者简介:



张 峰(1980—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 航天器及其动力系统的热分析与热控制。E-mail: peak\_china@163.com



刘伟强(1957—) 男, 博士生导师, 教授, 工学博士。主要研究方向: 航天器及其动力系统的热分析与热控制。E-mail: liuweiqiang\_1103@163.com

(责任编辑: 李铁柏)