

高硅氧/酚醛喷管扩张段的 温度场计算与测定

王思民 周 旭 何洪庆

(西北工业大学)

摘要: 本文通过圆柱坐标系径向瞬时热传导偏微分方程, 对喷管硅基内衬扩张段进行了温度分布数值计算。喷管结构是以石墨为喉衬, 高硅氧/酚醛为收敛段、扩张段内衬, 并为喉部背衬; 壳体是钢。计算中考虑材料烧蚀时形成炭化层、热解层、原始材料层等多层结构, 以及烧蚀边界的退移和材料物性随温度的变化。通过坐标变换, 将移动边界问题转化为定边界问题, 计算结果与实验结果吻合良好。

主题词: 火箭发动机喷管, 热屏蔽层, 温度分布

一、引 言

高硅氧/酚醛是喷管常用的热防护内衬材料之一。在烧蚀情况下, 它形成融熔的 SiO_2 液体层, 疏松的炭化层, 以及受热时由酚醛树脂分解产生挥发性气体的热解层,^[1] 如图1所示。这种边界移动的多层结构造成了传热计算的复杂性。

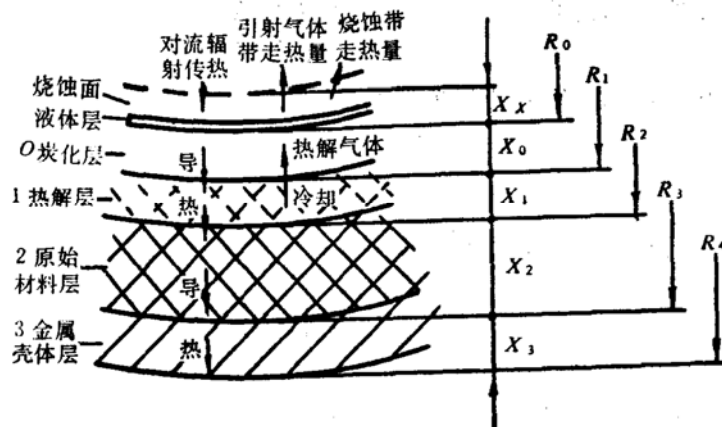


图1 烧蚀分层模型

传热计算问题主要有并列的两种方法,一种是单元体能量平衡法^[2~5],另一种是偏微分方程法^[6,7]。其中文献^[7]是用偏微分方程法求解高硅氧/酚醛内衬喷管扩张段的导热问题。它存在两个方面的不足,一是假设喷管直径与壁厚相比较,作为平板问题来处理,显然这种假设对尺寸较小的喷管会带来较大的误差。二是假设热解层很薄,仅看作是一个热解面。根据我们的实验,对高硅氧/酚醛材料,炭化层约为3mm厚,而热解层约为2.5mm厚,因此不宜采用热解面模型,而应采用热解层模型。本文在这两方面作了改进。

二、方程及座标变换

1. 控制方程

本文考虑的物理状态为:喷管扩张段为高硅氧/酚醛内衬和钢壳体组成,在烧蚀情况下为多层结构(图1)。由于液体层很薄(0.1mm的数量级),对导热的影响很小,故略去其影响。对其余各层,考虑物性参数不同,同时考虑对流换热系数和物性参数随温度而变化。在这里,考虑热解层的存在,计入热解吸热和热解气体流动时的冷却作用。

在圆柱坐标系中,多层复合结构的径向热传导方程为:

$$\rho_i C_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = k_i \frac{\partial^2 T_i}{\partial R^2} + \frac{k_i}{R} \frac{\partial T_i}{\partial R} + Q_{1,i} + Q_{2,i} \quad (1)$$

式中,下标 $i=0, 1, 2, 3$,分别对应为炭化层、热解层、原始材料层和金属壳体层; k 为导热系数, ρ 为密度, C 为比热; Q_1 为热解气体流过时所带走的热, Q_2 为热解吸热。因此有:

$$Q_{1,0} = \dot{m}_p \bar{C}_{p,g} \frac{\partial T_0}{\partial R}, \quad Q_{1,1} = \dot{m}_{p,01} \bar{C}_{p,g} \frac{\partial T_1}{\partial R}$$

$$Q_{2,1} = -\dot{m}_{p,1} \Delta H_p / \Delta R$$

$$Q_{1,2} = Q_{1,3} = Q_{2,0} = Q_{2,2} = Q_{2,3} = 0$$

这里, $\dot{m}_p$ 为热解引射气体的总质量流率, $\dot{m}_{p,01}$ 为某一截面的引射气体质量流率, $\bar{C}_{p,g}$ 为热解引射气体平均比热。 $\dot{m}_{p,1}$ 为热解率, ΔH_p 为热解焓。

2. 界面条件

(1) 设外边界为绝热,则外边界条件为:

$$-k_3 \frac{\partial T_3}{\partial R} \bigg|_{R=R_4} = 0 \quad (2)$$

(2) 金属壳体层与原始材料层的交界面上有

$$-k_3 \frac{\partial T_3}{\partial R} \bigg|_{R=R_3^+} = -k_2 \frac{\partial T_2}{\partial R} \bigg|_{R=R_1^-} \quad (3)$$

(3) 原始材料层与热解层的交界面上有

$$-k_2 \frac{\partial T_2}{\partial R} \bigg|_{R=R_2^+} = -k_1 \frac{\partial T_1}{\partial R} \bigg|_{R=R_2^-} \quad (4)$$

式中 T_1 为热解开始温度。

(4) 热解层与炭化层的界面上,设高硅氧/酚醛热解从 T_1 开始,到 T_0 结束。 T_0 既是热解结束温度,又是炭化开始温度。则在热解层与炭化层的界面上有:

$$-k_1 \frac{\partial T_1}{\partial R} \Big|_{R=R_1^+} + \dot{m}_{p1} \Delta H_p = -k_0 \frac{\partial T_0}{\partial R} \Big|_{R=R_1^-} \quad (5)$$

(5) 内边界条件

从 $t=0$ 开始, 材料逐渐受热, 内衬从原始材料状态到如图 1 所示的分层状态, 并逐渐向外推进。因此内边界条件将经历几个阶段。内边界条件为:

$$\rho_i C_i \frac{T_{w,i}}{\partial t} = \left(q_c + q_r + k_i \frac{\partial T_i}{\partial t} \right) \frac{1}{l_{x,i}} + Q_{1,i} + Q_{2,i} \quad (6)$$

式中 q_c 为对流热流, 用经壁面焓、恢复焓修正和热解气流引射的阻塞效应修正后的 Bartz 公式计算。 q_r 为净辐射热流。 $l_{x,i}$ 为内壁面处一个薄层的厚度, 在数值计算中可取为一个网格的厚度。从初始温度 $T_{i,0}$ 开始, 随着时间的推移, 内边界有几种不同的状态:

a. 当壁面温度低于热解温度, 即 $T_w < T_{p1}$, 这时内衬仍为全原始材料, 内壁边界对应为 $i=2$, 界面条件为:

$$Q_{1,2} = Q_{2,2} = 0$$

b. 当壁温高于热解温度, 但低于炭化温度, 即 $T_{p1} < T_w < T_{p0}$, 这时出现热解层, 但热解层小于其极限厚度, 即 $x_1 < \delta_1$, 内壁边界对应为 $i=1$, 界面条件为:

$$Q_{1,1} = \dot{m}_{p,01} \bar{C}_{pg} \frac{\partial T_1}{\partial R}, \quad Q_{2,1} = -\dot{m}_{p1} \Delta H_p / l_{x,1}$$

c. 当壁温高于炭化温度, 即 $T_w > T_{p0}$, 这时热解厚度已达到极限厚度, 并出现炭化层, 随后产生烧蚀, 但炭化厚度尚小于其极限厚度, 内壁边界对应为 $i=0$, 界面条件为:

$$Q_{1,0} = \dot{m}_p \bar{C}_{pg} \frac{\partial T_0}{\partial R}, \quad Q_{2,0} = 0$$

d. 壁温高于炭化温度, $T_w > T_{p0}$, 且炭化层达到其极限厚度, $x_0 = \delta_0$, 内壁边界对应为 $i=0$, 界面条件为:

$$Q_{1,0} = \dot{m}_p \bar{C}_{pg} \frac{\partial T_0}{\partial R}, \quad Q_{2,0} = -\frac{Q}{l_{x,0}}$$

式中 Q 为单位面积烧蚀所带走的热量, 为

$$Q = C_0 (T_{w,0} - T_{i,m}) \rho_0 \frac{dx_x}{dt} \quad (7)$$

式中 x_x 为烧蚀厚度, 由烧蚀计算确定。

另外, 初始条件为:

$$T|_{t=0} = T_{i,0} \quad (8)$$

3. 热解和炭化速度

设 x_x 、 x_0 、 x_1 、 x_2 分别为烧蚀层、炭化层、热解层、原始材料层厚度(见图 1)。由于在喷管中一定截面处的内衬厚度是一常数, 因此有

$$\frac{dx_x}{dt} + \frac{dx_0}{dt} + \frac{dx_1}{dt} + \frac{dx_2}{dt} = 0 \quad (9)$$

同时,在不同的时间阶段,与内边界条件各阶段相对应,有以下几种情况:

(1) 当壁温 $T_w < T_{p1}$ 时, $\frac{dx_2}{dt} = 0$

(2) 当 $T_{p1} < T_w < T_{p0}$, 但 $x_1 < \delta_1$ 时,

$$\frac{dx_1}{dt} = \int_0^{x_1} w_1(x) dx = -\frac{dx_2}{dt} = -\frac{\dot{m}_{p1}}{\rho_1 - \rho_2}$$

$w(x)$ 为喷管某截面处的热解退移率, $\dot{m}_{p1}$ 为当时当地温度下热解线上的热解率。

(3) 当 $T_w > T_{p0}$, 但 $x_0 < \delta_0$ 时,

$$\frac{dx_1}{dt} = 0, \text{ 而 } \frac{dx_0}{dt} = -\frac{dx_2}{dt} = -\frac{\dot{m}_{p0}}{\rho_1 - \rho_2}$$

式中 $\dot{m}_{p0}$ 为当时当地温度下炭化线上的热解率。

(4) 当 $T_w > T_{p0}$, $x_0 = \delta_0$ 及以后,

$$\frac{dx_0}{dt} = \frac{dx_1}{dt} = 0$$

而

$$\frac{dx_x}{dt} = \int_0^{x_x} r dx = -\frac{dx_2}{dt} = -\frac{\dot{m}_{p1}}{\rho_2 - \rho_1}$$

式中 r 为烧蚀率。

4. 方程的座标变换

由于内边界在烧蚀情况下是移动边界,为计算中便于处理,通过座标变换,将动边界转换为定边界,即将物理座标转换为计算座标,其变换关系为:

$$\begin{cases} \xi_{x,i} = \frac{R - R_i}{x_i}, & 0 \leq \xi_{x,i} \leq 1, \\ t' = t \end{cases} \quad i = 0, 1, 2, 3 \quad (10)$$

根据变换关系(10)、控制方程(1)变为:

$$\begin{aligned} \rho_i C_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = \frac{k_i}{x_i^2} \frac{\partial^2 T_i}{\partial \xi_{x,i}^2} + \frac{1}{x_i} \left[\rho_i C_i \left(\xi_{x,i} \frac{dx_i}{dt} + \frac{dR_i}{dt} \right) \right. \\ \left. + \frac{k_i}{R_i + \xi_{x,i} x_i} \right] \frac{\partial T_i}{\partial \xi_{x,i}} + Q'_{1,i} + Q'_{2,i} \end{aligned} \quad (11)$$

式中 $\frac{dR_i}{dt}$ 为:

$$\begin{aligned} \frac{dR_0}{dt} = \frac{dx_x}{dt}, \quad \frac{dR_1}{dt} = \frac{dx_x}{dt} + \frac{dx_0}{dt}, \quad \frac{dR_2}{dt} = \frac{dx_x}{dt} + \frac{dx_0}{dt} + \frac{dx_1}{dt}, \\ \frac{dR_3}{dt} = \frac{dx_x}{dt} + \frac{dx_0}{dt} + \frac{dx_1}{dt} + \frac{dx_2}{dt}. \end{aligned}$$

而

$$Q'_{1,0} = \dot{m}_p \bar{C}_{p,g} \frac{1}{x_0} \frac{\partial T_0}{\partial \xi_{x,0}}, \quad Q'_{1,1} = \dot{m}_{p01} \bar{C}_{p,g} \frac{1}{x_1} \frac{\partial T_1}{\partial \xi_{x,1}}$$

$$Q'_{2,1} = -\dot{m}_{p1} \Delta H_p / l_{x,1}$$

相应地, 界面条件变为:

(1) 外边界, $\xi_{x,3} = 1$ 处,

$$-\frac{k_3}{x_3} \frac{\partial T_3}{\partial \xi_{x,3}} = 0 \quad (12)$$

(2) 金属壳体层与原始材料层的交界面上, $\xi_{x,3} = 0$ 或 $\xi_{x,2} = 1$,

$$-\frac{k_3}{x_3} \frac{\partial T_3}{\partial \xi_{x,3}} = -\frac{k_2}{x_2} \frac{\partial T_2}{\partial \xi_{x,2}} \quad (13)$$

(3) 原始材料层与热解层的交界面上, $T = T_{p1}$, $\xi_{x,2} = 0$ 或 $\xi_{x,1} = 1$,

$$-\frac{k_2}{x_2} \frac{\partial T_2}{\partial \xi_{x,2}} = -\frac{k_1}{x_1} \frac{\partial T_1}{\partial \xi_{x,1}} \quad (14)$$

(4) 热解层与炭化层的界面上, $T = T_{p0}$, $\xi_{x,1} = 0$ 或 $\xi_{x,0} = 1$,

$$-\frac{k_0}{x_0} \frac{\partial T_0}{\partial \xi_{x,0}} = \dot{m}_{p1} \Delta H_p - \frac{k_1}{x_1} \frac{\partial T_1}{\partial \xi_{x,1}} \quad (15)$$

(5) 内边界方程变为:

$$\rho_i C_i \frac{\partial T_{w,i}}{\partial t} = \frac{1}{l_{x,i}} \left(q_c + q_r + \frac{k_i}{x_i} \frac{\partial T_i}{\partial \xi_{x,i}} \right) + Q'_{1,i} + Q'_{2,i} \quad (16)$$

将计算方程 (11) ~ (16) 写成差分格式, 便可进行数值计算。

表面看来, 用微分方程法计算传热问题, 边界和初始条件的方程比较多, 但实际上, 分段使用这些方程, 在计算程序上很易实现, 总的计算并不复杂。由后来的工作证明, 用微分方程解法求温度场, 更易实现与扩张段烧蚀计算的耦合。因此显示了这种计算方法的优越性。

三、试验的实施

试验发动机燃烧室内径 $\phi 180\text{mm}$, 内贴 8mm 厚的绝热层。采用 863* 复合推进剂, 含铝粉 14% , 自由装填, 端面燃烧, 非燃烧面贴 4mm 厚的包复层。燃烧室压力为 4.2MPa , 燃烧温度为 3460K , 工作时间为 24s 。喷管喉衬为 KS-8 石墨, 以高硅氧/酚醛为背衬和收敛、扩张段内衬。喷管收敛角 56° , 扩张角 20° , 喉径 $\phi 11\text{mm}$ 。

用 $\phi 0.1\text{mm}$ 的 Pt-Rh₁₀-Pt 热电偶丝测量喷管材料内部的温度分布。热电偶丝的热端用激光法焊接。热电偶埋置位置, 沿喷管轴向取三个截面; 径向, 离内表面在 8mm 以内, 由外及内逐渐加密, 切向埋置五个热电偶。热电偶埋入前, 外套陶瓷细管保护。热电偶讯号经放大后, 用微机系统进行采集和处理。

对试车后的喷管进行了解剖, 用扫描电镜观察和分析烧蚀表面和剖面, 并测得沿喷管长度的平均烧蚀率分布。通过红外线光谱分析法, 电阻测量法测得高硅氧/酚醛的热解层厚度为 2.5mm , 炭化层厚度为 3mm 。热失重试验表明, 高硅氧/酚醛热解的起始温度为 640K , 结束温度为 1010K 。

四、计算与试验结果

图 2 表示喷管扩张段内离喉部 4.5mm , 离内表面 4mm 处温度随时间的变化曲线。由图

可见, 计算与试验比较一致。图 3 表示同一轴向位置壁温随时间变化的计算曲线。图 4 表示同一轴向位置温度沿径向的变化曲线, 从图中曲线, 可以根据热解起始和终了温度截得炭化层厚度 (约为 3 mm) 和热解层厚度 (约为 2.5 mm), 与实测相符。

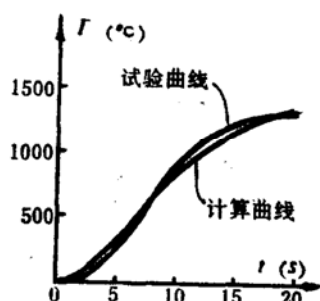


图 2 $T-t$ 曲线

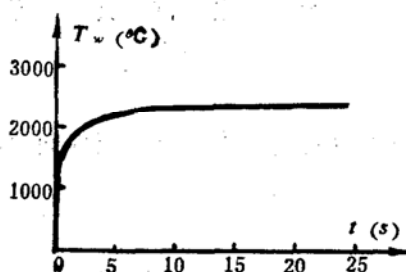


图 3 T_w-t 曲线

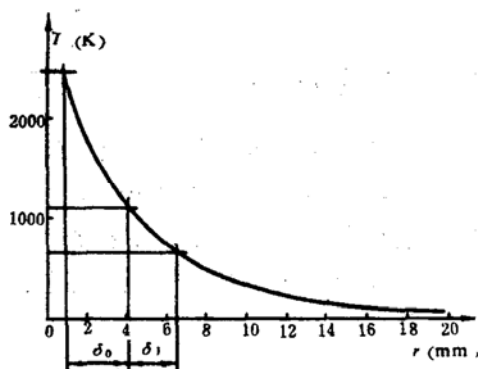


图 4 $t = 16s$ 时温度随材料内壁厚变化试验曲线

参 考 文 献

- (1) 何洪庆, 冯喜平, 虞企鹤: 火箭喷管硅基内衬的液体层烧蚀模型, 第16届国际宇宙科技讨论会, 1988.5日本;《西北工业大学学报》, 1989年第1期。
- (2) 马丽滨, 蔡体敏: 固体火箭发动机喷管喉衬动边界条件下的温度场计算,《推进技术》, 1988年第2期。
- (3) 郭唐稳: 石墨燃气舵温度场分析与计算方法, 西北工业大学硕士论文, 1986。
- (4) 侯小利, 蔡体敏: 在烧蚀条件下固体火箭发动机复合喷管的温度场预示,《推进技术》, 1988年第6期。
- (5) 何洪庆, 施灵, 吴心平: 航天飞机端头烧蚀和温度场的耦合计算方法, 第五届全国高超声速学术交流会, 1989.12; 第17届国际宇宙科技讨论会, 1990.5, 日本。
- (6) 王光林, 张智, 邹成区: 固体火箭发动机喷管喉部在烧蚀情况下温度场的理论预示,《推进技术》, 1986年第6期。
- (7) 李志明: 火箭喷管扩散段烧蚀计算方法及程序,《固体火箭技术》, 1984年第1期。

附录：计算中的物性参数

燃气参数：

比热比 $\gamma = 1.189$;

定压比热 $C_{p,g} = 1891.4 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$;

气体常数 $\mu R = 8314 \text{ J/kmol} \cdot \text{K}$ 。

高硅氧/酚醛的物性参数，密度 $\rho(T)$ 、导热系数 $k(T)$ 、比热 $C(T)$ 如下：

$$\rho(T) = \rho_2 - (\rho_2 - \rho_0) \cdot a(T)/41.9$$

$$k(T) = k_2 - (k_2 - k_0) \cdot a(T)/41.9$$

$$C(T) = C_2 - (C_2 - C_0) \cdot a(T)/41.9$$

式中 ρ_2 、 k_2 、 C_2 为原始材料层， ρ_0 、 k_0 、 C_0 为炭化层的物性参数。

$$\rho_2 = 1700 \text{ kg/cm}_3$$

$$\rho_0 = 1360 \text{ kg/cm}_3$$

$$k_2 = 1.632 \text{ W/m} \cdot \text{K}$$

$$k_0 = 2.0923 \text{ W/m} \cdot \text{K}$$

$$C_2 = 1740.8 \text{ kJ/kmol} \cdot \text{K}$$

$$C_0 = 1129.8 \text{ kJ/kmol} \cdot \text{K}$$

温度函数 $a(T)$ 为：

$$127^\circ\text{C} < T < 380^\circ\text{C}, \quad a(T) = 0.013(T - 127)$$

$$380^\circ\text{C} < T < 727^\circ\text{C},$$

$$a(T) = -3 \times 10^{-10} T^4 + 5.42 \times 10^{-8} T^3$$

$$+ 6.6 \times 10^{-4} T^2 - 0.45 T + 82.3$$

CALCULATION AND MEASUREMENT OF TEMPERATURE FIELD IN SILICA-PHENOLICS LINING OF DIVERGENT NOZZLE SECTION

Wang Simin Zhou Xu He Hongqing

(Northwestern Polytechnic University)

Abstract. In this paper, we carry out the numerical calculation on temperature distribution in silica-phenolics lining of divergent nozzle section using radial transient heat-conduction equations in cylindrical coordinates. For the construction of nozzle, the throat lining is made of graphite, the inner lining of convergent and divergent sections and the back lining of throat section are all made of silica-phenolics, and the outside layer of nozzle is made of steel. In the calculation, the multi-layer construction of charring layer, pyrolytic layer and origin material layer formed in ablation of the silica-phenolics, the recession of ablative boundary and the changes of physical properties of material with temperature have been taken into account. Through coordinate transformation, the moving boundary changes into a solid one. Mainly, there are two methods for the heat conduction calculation, one is energy balancing method in unit volume and the other partial differential equations. An advantage of the later lies in easy couple of calculation with the ablation, which is just the cause for us further to study this method. In the paper, the improvements lie in adopting radial transient heat-conduction equations and considering pyrolysis taking place in certain thickness. We also carry out careful tests and measurements. The calculation results are in good agreement with measurements.

Keywords: Rocket engine nozzle, Temperature field, Thermal shield

THE PRIMARY ANALYSIS ON HEAT TRANSFER AND PRESSURE DROP OF THE THRUST CHAMBER IN HYDROGEN-OXYGEN-HYDROCARBON TRIPROPELLANT ROCKET ENGINE

Qi Feng

(The 11th Research Institute)

Abstract. The heat transfer analysis on several rocket engines has completed in this paper. It is inevitable for copper-zirconium alloy to be used in high pre-