

固体火箭发动机喷管喉部沉积 过程的传热分析

张 唯

摘 要

推进剂含金属填加剂的固体火箭发动机在工作过程中有时会发生喷管喉部沉积现象,可能对发动机性能带来严重的影响。本文根据有关实验现象,建立了喉部沉积过程的传热模型。假设喷管喉部结构由沉积层、耐熔喉衬、绝热衬套及外壳等导热性能不同的材料组成的,其中沉积层的厚度是随时间变化的,是多层壁变边界的不稳定传热问题。根据喉部沉积的传热模型建立了偏微分方程组,采用有限差分完全隐式格式用电算机进行数值分析计算。计算分析结果给出了喉部截面温度场及其变化规律,并从理论上预示有关因素对喉部沉积的影响,与实验规律一致。

符 号 表

x 距离座标;	Z 时间步长数变量;
τ 时间;	T_{aw} 燃气流绝热壁温度;
T 温度;	T_w 壁温;
λ 导热系数;	T_0 初始温度;
C 比热;	h_c 对流放热系数;
ρ 密度;	h_r 辐射放热系数;
$a = \frac{\lambda}{\rho C}$;	q_p 相变潜热;
$f = \frac{a \Delta \tau}{(\Delta x)^2}$;	L、m、n 分别为沉积层、喉衬层、绝热层的距离步长界限数。
R 沉积速率;	下标:
q 比热流;	d 沉积层;
Δx 距离步长;	g 喉衬层;
$\Delta \tau$ 时间步长;	a 绝热层;
	e、i、j 分别为沉积层、喉衬层、绝热层的下标变量。

一、引 言

现代的固体火箭发动机经常采用含金属填加剂的固体推进剂,燃烧产物中含有凝聚相金属氧化物粒子,在喷管流动中可能与壁面撞击和接触,一般会加重壁面的烧蚀,但在某些条件下,粒子也可能冷却固化并沉积在内壁表面上形成沉积层。参考资料[1]指出固体火箭发

动机采用含铝推进剂时, 点火试验中经常观察到喷管壁上存在相当多的氧化铝沉积物。如果在发动机工作过程中, 喷管喉部发生沉积现象时则可能使喉部型面变坏, 喉部截面积减小, 影响发动机的内弹道性能。喷管喉部沉积现象, 一般对喉径较大、工作时间较短的发动机性能影响不大明显, 但对喉径较小、工作时间较长的发动机性能影响则比较严重^[2]。

根据喷管喉部沉积机理的分析^[2], 影响喉部沉积的因素是多方面的, 如推进剂性能、喉衬材料的性质、内表面加工粗糙度、喉衬的热沉性及导热性能、喉部型面及结构设计, 以及推进剂中金属含量、粒度大小及分布等等。参考资料^[3]的实验研究表明: 在喉部沉积过程中, 与喉部传热特性有关的一些因素对喉部沉积是有影响的。本文根据发动机工作过程中发生喉部沉积情况下, 进行了喷管喉部的传热分析, 分析计算了沉积层与喷管喉部截面的温度场的变化, 以及沉积层的增厚与吹除过程。这是多层壁变边界(沉积层边界)的不稳定传热问题。根据喷管喉部结构及沉积过程的传热模型, 列出了不稳定传热的偏微分方程组, 采用有限差分方法应用电算机进行数值分析, 计算分析结果与实验规律^{[2][3]}相符合。

二、喷管喉部沉积的传热模型

固体火箭发动机一般采用拉瓦尔喷管, 喷管喉部结构简图如图 1 所示。喉衬一般采用耐熔抗烧蚀材料, 喉衬外套采用绝热材料, 最外层为金属壳体。喉衬内表面虚线部分为沉积层。

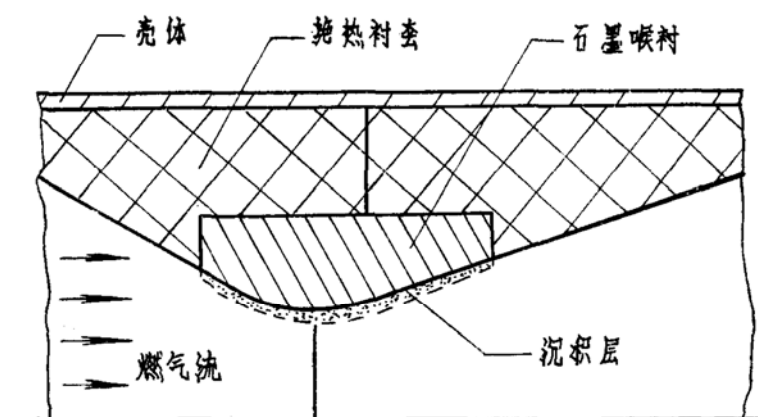


图 1

根据喷管喉部沉积机理的初步分析^[2], 在发动机工作开始瞬时喷管壁面是“冷”的(即处于环境温度), 为凝聚相粒子的沉积提供了条件, 一般在工作开始阶段都可能发生喷管喉部沉积现象。如果喉部内表面温度升高过程中壁面温度仍然较低, 则可能不断沉积, 沉积层增厚。随着沉积层的增厚, 喷管内表面同时也受到燃气流的不断加热和冲刷。当内表面达到临界温度时, 则沉积层内表面熔化并被燃气流冲刷吹除, 沉积层开始减薄。随着燃气流对壁面不断加热和冲刷吹除, 沉积层则不断地减薄。如果发动机工作时间足够长时, 喉衬内表面已达到和超过临界温度后, 则喉部沉积层被完全吹除, 并不再存在沉积层。因此, 喉部沉积过程与喉部传热及喉部截面温度场的变化情况密切相关。在喷管喉部沉积情况下, 喉部截面的传热过程是不同材料多层壁的不稳定传热问题, 并且沉积层的厚度是随时间变化的(增大或减小)。

固体火箭发动机喷管喉部截面的传热过程是比较复杂的, 为了便于分析, 作如下简化假设:

(1) 一维的(径向)多层平壁的不稳定传热。

(2) 沉积过程中沉积层增厚的速率为常数, 当沉积层某层温度提高到临界温度时, 则该层沉积物被燃气流冲刷吹除。

(3) 喉部截面各层(包括沉积层、喉衬、绝热层)的物理参数(导热系数、比热、密度等)都是不随时间变化的常数。

(4) 燃气流对壁面的放热系数为常数, 不随时间变化。因对流放热系数一般极大于辐射放热系数, 故略去辐射放热系数。

(5) 因有较厚的绝热层, 在发动机工作发生喉部沉积过程中, 绝热层的外边界温度较低, 变化也很小, 故不再向外散热, 外壳的温度分布及变化可不考虑。

根据热量在各层壁内的传递方式为导热, 按图 2 的座标可列出喷管喉部截面各层的一维不稳定导热的偏微分方程式。

基本方程:

$$x_w \leq x \leq x_{dg}$$

$$\frac{\partial T_d(\tau, x)}{\partial \tau} = a_d \frac{\partial^2 T_d(\tau, x)}{\partial x^2} \quad (1)$$

$$x_{dg} \leq x \leq x_{ga}$$

$$\frac{\partial T_g(\tau, x)}{\partial \tau} = a_g \frac{\partial^2 T_g(\tau, x)}{\partial x^2} \quad (2)$$

$$x_{ga} \leq x \leq x_c$$

$$\frac{\partial T_a(\tau, x)}{\partial \tau} = a_a \frac{\partial^2 T_a(\tau, x)}{\partial x^2} \quad (3)$$

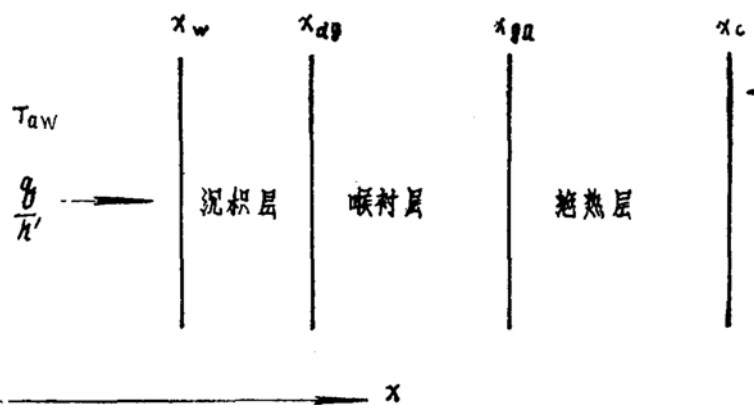


图 2

初始条件:

$$\tau = 0, \quad x_w \leq x \leq x_{dg} \quad T_d(0, x) = T_0 \quad (4)$$

$$x_{dg} \leq x \leq x_{ga} \quad T_g(0, x) = T_0 \quad (5)$$

$$x_{ga} \leq x \leq x_c \quad T_a(0, x) = T_0 \quad (6)$$

边界条件:

$$x = x_w$$

$$-\lambda_d \left(\frac{\partial T_d}{\partial x} \right)_{x_w} = q + \rho_d R C_d (T_{aw} - T_w) + q_p \quad (7)$$

$$x = x_{dg}$$

$$-\lambda_d \left(\frac{\partial T_d}{\partial x} \right)_{x_{dg}} = -\lambda_g \left(\frac{\partial T_g}{\partial x} \right)_{x_{dg}} \quad (8)$$

$$T_{dx_{dg}} = T_{gx_{dg}} \quad (9)$$

$$x = x_{ga}$$

$$-\lambda_g \left(\frac{\partial T_g}{\partial x} \right)_{x_{ga}} = -\lambda_a \left(\frac{\partial T_a}{\partial x} \right)_{x_{ga}} \quad (10)$$

$$T_{gx_{ga}} = T_{ax_{ga}} \quad (11)$$

$$x = x_c$$

$$-\lambda_a \left(\frac{\partial T_a}{\partial x} \right)_{x_c} = 0 \quad (12)$$

(1)~(12)式即喷管喉部截面不稳定传热的偏微分方程组。其中(7)式中的比热流 q 为:

$$q = \bar{h}(T_{aw} - T_w) \quad (13)$$

$$\text{而} \quad \bar{h} = \bar{h}_c + \bar{h}_r \quad (14)$$

一般 $\bar{h}_r \ll \bar{h}_c$, 故略去 $\bar{h}_r$ 。 $\bar{h}_c$ 可根据火箭发动机喷管流动中放热的Bartz公式确定^[6]。由(13)式可将(7)式改写为:

$$-\lambda_d \left(\frac{\partial T_d}{\partial x} \right)_{x_w} = \bar{h}'(T_{aw} - T_w) \quad (15)$$

当沉积层增厚过程, $R > 0$, 则:

$$\bar{h}' = \bar{h}_c + \rho_d R C_d \quad (16)$$

这种情况 $\bar{h}'$ 表示对流传热系数之外, 还考虑了凝聚相粒子沉积时所附加的热量, 并略去了相变潜热 q_p 。当沉积层不再增厚和减薄过程, $R \leq 0$, 则:

$$\bar{h}'_c = \bar{h}_c \quad (17)$$

沉积层外边界 x_w 在沉积层增厚过程是变化的, 沉积层厚度 b 与沉积速率 R 及沉积时间 τ_d 有关, 即:

$$b = x_{dg} - x_w = \int_0^{\tau_d} R d\tau \quad (18)$$

在沉积层被冲刷减薄过程, 沉积层外边界 x_w 则决定于沉积层的温度分布。

三、有限差分方程组及数值解法

采用有限差分法对上述偏微分方程组进行数值分析求解。考虑沉积层厚度随时间变化的特点以及不受差分方程稳定性条件的限制, 分析中采用了完全隐式的差分格式。时间步长为 $\Delta\tau$, 沉积层、喉衬层及绝热层的距离步长分别为 Δx_d 、 Δx_g 、 Δx_a , 差分格式的划分如图3

所示。

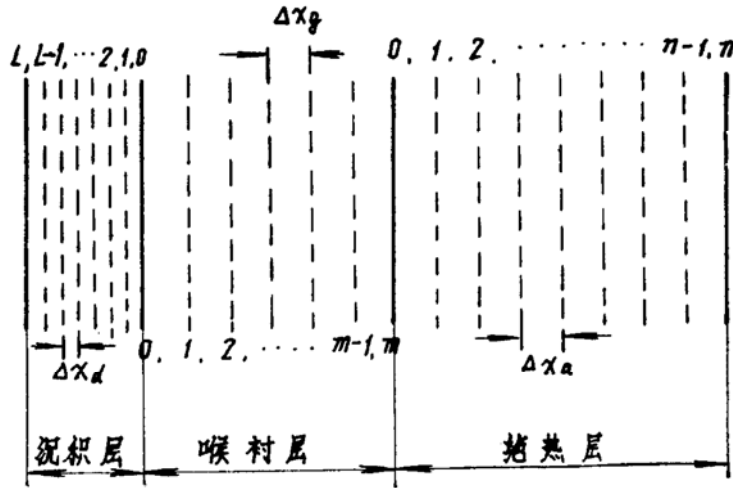


图 3

根据方程(1)~(6)可以建立各层内部节点及初始条件的差分方程^{[4][5]}, 分别为:

$$-f_d T_{de}^Z + (1 + 2f_d) T_{de-1}^Z - f_d T_{de-2}^Z = T_{de-1}^{Z-1} \quad (19)$$

$$e = L, L-1, L-2, \dots, 4, 3, 2$$

$$-f_g T_{gi-2}^Z + (1 + 2f_g) T_{gi-1}^Z - f_g T_{gi}^Z = T_{gi-1}^{Z-1} \quad (20)$$

$$i = 2, 3, 4, \dots, m-2, m-1, m$$

$$-f_a T_{aj-2}^Z + (1 + 2f_a) T_{aj-1}^Z - f_a T_{aj}^Z = T_{aj-1}^{Z-1} \quad (21)$$

$$j = 2, 3, 4, \dots, n-2, n-1, n$$

$$T_{de}^0 = T_0 \quad e = 0 \quad (22)$$

$$T_{gi}^0 = T_0 \quad i = 0, 1, 2, \dots, m-2, m-1 \quad (23)$$

$$T_{aj}^0 = T_0 \quad j = 0, 1, 2, \dots, n-2, n-1, n \quad (24)$$

由(15)式或根据边界单元能量平衡条件, 建立沉积层外边界节点的差分方程。考虑沉积层在第Z个时间步长时, 为:

$$-2f_d T_{dL-1}^Z + \left(1 + 2f_d + 2f_d \frac{\bar{h}' \Delta x_d}{\lambda_d}\right) T_{dL}^Z = T_{dL}^{Z-1} + 2f_d \frac{\bar{h}' \Delta x}{\lambda_d} T_{aw} \quad (25)$$

其中 $a_d = \frac{\lambda_d}{\rho_d C_d}, \quad f_d = \frac{a_d \Delta \tau}{\Delta x_d^2}$

在沉积层增厚过程 $L = Z$, 每一时间步长 $\Delta \tau$ 增加一个 Δx_d , 因 T_{dL}^{Z-1} 没有数值, 所以必须附加一个条件给定 T_{dL}^{Z-1} 的值, 假定:

$$T_{dL}^{Z-1} = T_{dL-1}^{Z-1} \quad (26)$$

但在冲刷吹除沉积层过程中, $Z > L$, 沉积层厚度减小, T_{dL}^{Z-1} 已有数值, 不再需要假定 T_{dL}^{Z-1} 的值。

由(8)、(9)及(10)、(11)式可分别导出沉积层与喉衬, 及喉衬与绝热层交界条件的差

分方程, 即:

$$T_{d1}^Z - \left(1 + \frac{\lambda_g \Delta x_d}{\lambda_d \Delta x_g}\right) T_{g0}^Z + \frac{\lambda_g \Delta x_d}{\lambda_d \Delta x_g} T_{g1}^Z = 0 \quad (27)$$

$$T_{g0}^Z = T_{d0}^Z \quad (28)$$

$$T_{gm-1}^Z - \left(1 + \frac{\lambda_a \Delta x_g}{\lambda_g \Delta x_a}\right) T_{a0}^Z + \frac{\lambda_a \Delta x_g}{\lambda_g \Delta x_a} T_{a1}^Z = 0 \quad (29)$$

$$T_{g \cdot m}^Z = T_{a0}^Z \quad (30)$$

由(12)式可导出绝热层外边界节点的差分方程:

$$-2f_a T_{an-1}^Z + (1 + 2f_a) T_{an}^Z = T_{an}^{Z-1} \quad (31)$$

由(19)一(31)式组成了喉部截面不稳定传热的完全隐式的差分方程组, 可用如下矩阵表示:

$$\begin{pmatrix} 1 + 2f_d + 2f_d \frac{\bar{h}' \Delta x_d}{\lambda_d}, & -2f_d & & & & & & & & & \\ & -f_d, & 1 + 2f_d, & -f_d & & & & & & & \\ & \vdots & \vdots & \vdots & & & & & & & \\ & -f_d, & 1 + 2f_d, & -f_d & & & & & & & \\ & & & & 1, -\left(1 + \frac{\lambda_g \Delta x_d}{\lambda_d \Delta x_g}\right), & \frac{\lambda_g \Delta x_d}{\lambda_d \Delta x_g} & & & & & \\ & & & & -f_g, & 1 + 2f_g, & -f_g & & & & \\ & & & & \vdots & \vdots & \vdots & & & & \\ & & & & -f_g, & 1 + 2f_g, & -f_g & & & & \\ & & & & & & & 1, -\left(1 + \frac{\lambda_a \Delta x_g}{\lambda_g \Delta x_a}\right), & \frac{\lambda_a \Delta x_g}{\lambda_g \Delta x_a} & & \\ & & & & & & & -f_a, & 1 + 2f_a, & -f_a & \\ & & & & & & & \vdots & \vdots & \vdots & \\ & & & & & & & -f_a, & 1 + 2f_a, & -f_a & \\ & & & & & & & & & & -2f_a, & 1 + 2f_a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} T_{dL} \\ T_{dL-1} \\ \vdots \\ T_{d1} \\ T_{g0} \\ T_{g1} \\ \vdots \\ T_{gm-1} \\ T_{a0} \\ T_{a1} \\ \vdots \\ T_{an-1} \\ T_{an} \end{pmatrix}^Z = \begin{pmatrix} T_{dL} \\ T_{dL-1} \\ \vdots \\ T_{d1} \\ O \\ T_{g1} \\ \vdots \\ T_{gm-1} \\ O \\ T_{a1} \\ \vdots \\ T_{an-1} \\ T_{an} \end{pmatrix}^{Z-1} + \begin{pmatrix} 2f_d \frac{\bar{h}' \Delta x}{\lambda_d} T_{aw} \\ O \\ \vdots \\ O \\ \vdots \\ O \\ \vdots \\ O \\ \vdots \\ O \\ \vdots \\ O \end{pmatrix}$$

这个方程组具有三对角矩阵的形式, 采用追赶法用电算机数值求解比较方便。首先根据差分方程组顺向求出追赶系数, 再根据绝热层外边界方程解出 T_{an}^Z , 然后再利用追赶系数逆追赶解出该时间节点 Z 时各层节点的温度值。

当沉积层外边界节点的温度 T_{dZ}^Z 达到或超过临界温度时, 沉积层厚度不再增大, 并开始被熔化吹除。此后, 随沉积层的减薄, 沉积层外边界节点的位置向喉衬内表面靠近。对应每一时间节点, 沉积层内温度达到或超过临界温度的节点, 即为该时间的外边界。如果发动机工作时间大于沉积层的沉积和全部被吹除的时间, 则沉积层全部被吹除, 喉衬内表面达到和超过临界温度后, 喉部就不再存在沉积层。如果在发动机工作过程中, 沉积层的外边界节点的温度一直低于临界温度, 则喷管喉部持续沉积。如果在发动机工作时间内, 沉积层外边界节点能达到或超过临界温度, 但沉积层的沉积及被完全吹除的总时间大于发动机的工作时

间, 则发动机工作结束后喷管喉部仍存留一定厚度的沉积层。在编制计算程序中必须分别考虑沉积的不同阶段, 具体解法及计算程序本文从略。

四、数值分析结果及讨论

数值分析计算中, 根据参考资料[3]实验发动机有关参数的数值选取了原始数据。喉衬材料采用石墨, 厚度分别取 8、11、14 毫米, 导热系数 $\lambda_g = 0.0416$ 大卡/米·秒·度, 比热 $C_g = 0.16$ 大卡/公斤·度, 密度 $\rho_g = 2250$ 公斤/米³。绝热层采用高硅氧层压玻璃钢材料, 厚度分别为 20、17、14 毫米, 导热系数 $\lambda_a = 1 \times 10^{-4}$ 大卡/米·秒·度, 比热 $C_a = 0.25$ 大卡/公斤·度, 密度 $\rho_a = 1900$ 公斤/米³。考虑固体火箭发动机使用含铝推进剂, 沉积层主要成份为三氧化二铝, 取导热系数 $\lambda_d = 6.2 \times 10^{-4}$ 大卡/米·秒·度, 比热 $C_d = 0.25$ 大卡/公斤·度, 密度 $\rho_d = 2950$ 公斤/米³。计算中设沉积速率 R 等于 3×10^{-4} 、 2×10^{-4} 米/秒, 取时间步长 $\Delta\tau$ 为 0.02 秒, 则沉积层的距离步长 Δx_d 为 6×10^{-6} 、 4×10^{-6} 米。由于没有稳定性条件的限制, 对石墨喉衬及玻璃钢绝热层的距离步长取 $\Delta x_g = 1 \times 10^{-3}$ 米, $\Delta x_a = 1 \times 10^{-3}$ 米。数值分析计算中取初温 $T_0 = 288^\circ\text{K}$, 沉积层的临界温度 $T_{Cr} = 2500^\circ\text{K}$ 。考虑不同性能的推进剂, 燃气温度 T_{aw} 取 2600、2900 及 3200 $^\circ\text{K}$, 燃气对壁面的放热系数 $\bar{h}$ 取 4.2; 3.5; 3.0; 2.5; 2; 1.5 大卡/米²·秒·度。计算结果与实验规律[2]、[8]相符合, 可初步归纳为:

(1) 在其它参数值相同条件下, 按三种石墨喉衬厚度计算的结果如图 4 所示。计算分析结果表明有绝热衬套情况下, 喉衬厚度增大, 则沉积时间 τ_d 及沉积层完全被吹除的时间 τ_g 增长。这是因为喉衬较厚, 则热容量较大, 喉衬内表面达到临界温度所需要的时间则较长, 这与实验规律[8]是一致的, 喉衬较厚时则沉积比较严重。如果发动机工作时间较短时, 对石墨喉衬较厚情况下, 则可能在发动机工作结束时, 喉部仍存留一定厚度的沉积层。对于石墨喉衬较薄的情况, 则可能在发动机工作时间内, 沉积层全部被吹除, 喉部处无沉积层。

(2) 在其它参数值相同情况下, 采用三种不同燃气温度 T_{aw} 的计算分析结果如图 5 所示。燃气温度高, 则沉积厚度减薄, 沉积时间 τ_d 及全部被吹除的时间 τ_g 都减短。这是因为燃气温度高, 燃气流对喉部壁面传热的比热流大, 使沉积层及喉衬内表面温度升高较快, 达到临界温度所需要的时间减短。如果燃气流温度低, 则燃气流对壁面传热的比热流小, 沉积层及喉衬内表面达到临界温度所需要的时间则较长。固体火箭发动机点火试验表明, 采用能量较低(燃烧温度低)的含铝推进剂, 容易发生喷管喉部沉积现象, 采用高能推进剂, 燃烧温度高, 则不易出现喷管喉部沉积问题。

(3) 在其它参数相同情况下, 按不同放热系数计算分析结果如图 6 所示。放热系数大, 则 τ_d 及 τ_g 都比较小, 放热系数小则 τ_d 及 τ_g 都比较大。这是因为放热系数的大小, 直接影响燃气对壁面传热的比热流的大小, 影响沉积层及喉衬层达到临界温度所需要的时间。放热系数对沉积的影响比较明显, 与实验规律一致。

(4) 分析计算的喉部截面各层的温度场如图 7 所示, Z_d 为沉积层外边界达到临界温度时的时间步长数, 沉积层达到最大厚度的沉积时间 $\tau_d = Z_d \cdot \Delta\tau$, 沉积完全被吹除, 石墨喉衬表面达到临界温度所需要的总的时间步长数为 Z_g , 则从沉积开始到沉积层完全被吹除的总时间 $\tau_g = Z_g \cdot \Delta\tau$, 沉积层被吹除的时间 $\tau_e = \tau_g - \tau_d$ 。计算表明这两个特征时间 τ_d 、 τ_g 一般都是比较短的。特别是燃气流温度高、放热系数较大情况下, τ_d 、 τ_g 都是很短的(在 0.1~0.2 秒以下)。这说明只是在发动机工作开始阶段存在喉部沉积现象, 很快就达到临界情况,

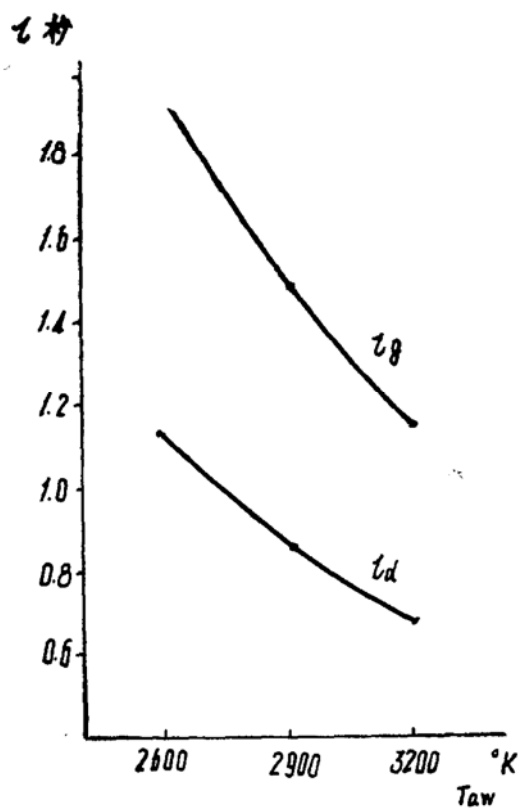


图 4

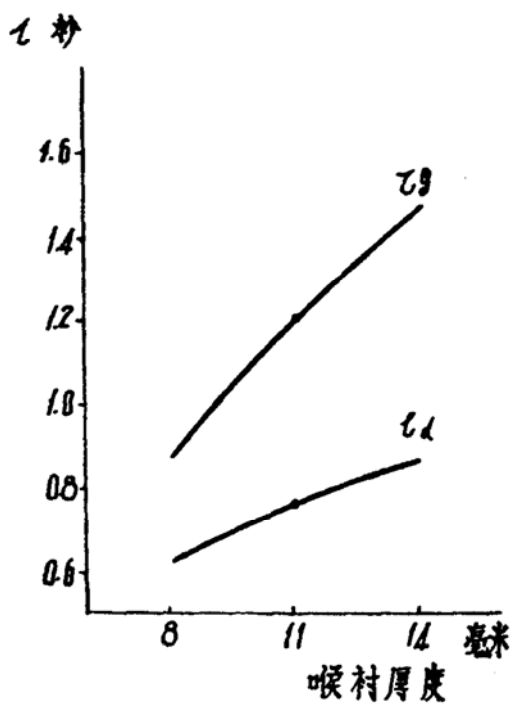


图 5

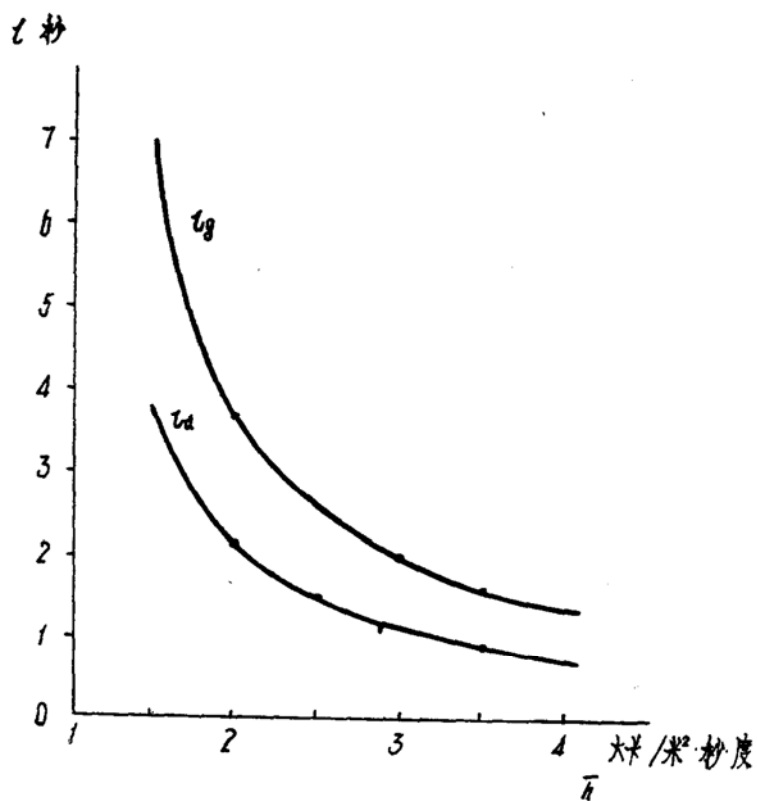


图 6

即先沉积后被吹除，总的时间很短。因此，一般在发动机点火试验中观察不到喉部沉积现象。只是在某些情况下，如燃气温度较低、放热系数较小、喉部内表面温度升高速率较慢，才能观察到喉部沉积现象。这个规律与一般固体火箭发动机点火试验结果一致。

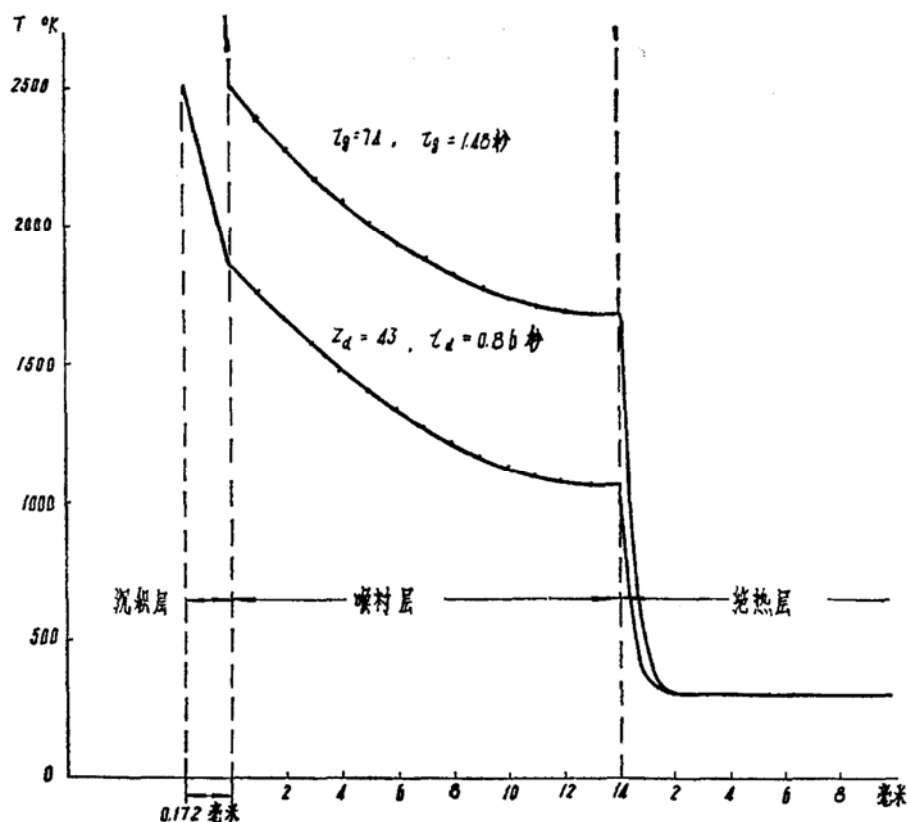


图 7

五、结 语

本文考虑了不同材料多层壁以及沉积层厚度随时间变化等特点，对固体火箭发动机喷管喉部截面在沉积过程中的不稳定传热进行了分析研究，建立了喉部沉积的传热模型。数值分析计算结果给出了喉部截面温度场及其变化情况，表明耐熔喉衬厚度、推进剂燃烧产物温度及燃气流的放热系数等对喉部沉积的影响都是明显的，与有关实验规律一致。通过喉部沉积的传热分析，还进一步揭示了喉部沉积机理，对深入研究喷管喉部沉积问题是有意义的。本文分析计算中，对多层壁各层材料的物理性能参数及燃气流对壁的放热系数都假设是常数，(或取平均值)，不随时间变化，实际上由于温度高及沉积过程温度变化很大，这些参数都不是常数。因此，分析计算中除差分方程的截断误差外，还有这些参数取值的误差。如果能提供这些参数比较符合实际的数据，也可利用本文的分析计算方法在固体火箭发动机设计中预估喷管喉部沉积问题。

参 考 资 料

- (1) Williams F. A., Huang N. C., Barrere M., "Fundamental aspects of solid propellant rockets", 1969.

- 〔2〕 张唯“固体火箭发动机喷管喉部沉积问题的探讨”，《船工科技》，哈尔滨船舶工程学院，1979年第2期。
- 〔3〕 张唯、高连泽等“喷管结构因素对喉部沉积影响的实验研究”，《船工学报》，哈尔滨船舶工程学院，1983年第1期。
- 〔4〕 俞昌铭，“热传导及其数值分析”，清华大学出版社，1982。
- 〔5〕 克罗夫特 D.R.，利利 D.G.等，张凤祿等译“传热的有限差分方程计算”，冶金工业出版社，1982。
- 〔6〕 George P. Sutton, “Rocket propulsion elements”, Fourth Edition, 1980.