

卫星表面粉尘污染量分析研究*

黄振侃 王世洪 于立新

(北京工业大学应用数学系)

徐立大

(中国预防医学科学院环境卫生与卫生工程研究所)

摘 要

一般用爆轰法使卫星与整流罩分离, 一般不允许爆轰产物泄露而污染卫星表面. 本文运用爆轰气体动力学, 气溶胶基本理论, 通过计算机模拟, 分别预测陆地和太空火箭分离时, 万一有爆轰产物泄露对卫星表面的污染量.

关键词 卫星表面 爆轰 喷射气流 气溶胶 粉尘量

一、数学模型

从整流罩内电发火管通电起爆, 炸药被点燃至卫星与整流罩分离这一过程, 一般不允许有爆轰产物泄露, 考虑到质量可靠性问题, 装有炸药的导管及外面的编织带可承受一定的压力荷载, 如果荷载超过极限强度, 或出现其它质量问题, 则有破裂的可能. 为探讨出最坏的污染量, 模拟导管不同部位出现爆破裂孔, 粉尘伴随烟雾从此喷出, 再造成对环境污染.

1. 爆轰

设圆柱形炸药包的一个横截面, 如图1所示. 爆炸起始于 O 点($R=0$), 作为反应结果, 化学炸药几乎瞬时地转变成高温、高压状态的爆轰产物, 此气体的前沿形成一压缩气层——爆轰波, 化学爆炸的全部能量几乎都转变成爆轰波能量.

假设爆轰是在时间 $t=0$, 在 O 点($R=0$)开始, t 时刻药包分为已反应炸药区($0 < k \leq R_D$)和未反应炸药区($R_D \leq R \leq R_w$), 这两个区被一薄层化学反应区——爆轰波面分离, 已反应区由处于高温高压状态的气态爆轰产物组成, 即爆轰波, 并代表在炸药中传播的冲击波, 在冲击波阵面上, 状态参数突然变化, 该爆轰波某一点 A 上, 状态参数如下: 压强 $P=P(R, t)$, 密度 $\rho=\rho(R, t)$, 质点速度 $u=u(R, t)$, 当 $t > t_w$ 时, 有一气态爆轰产物区($0 < R \leq R_w$)和压

* 钱伟长推荐. 1992年5月4日收到.

缩介质区($R_w < R < R_c$)。根据质量守恒定律, 动量守恒定律, 一维不定常流动方程组

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + u \frac{\partial \rho}{\partial R} + \rho \frac{\partial u}{\partial R} + \frac{\rho u}{R} &= 0 \\ \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial R} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial R} &= 0 \\ \frac{P}{\rho \circ RT} = \phi(\rho) \text{ 在空气中 } \phi(\rho) &= 1 \end{aligned} \right\} \quad (1.1)$$

初始条件: O 点处质点速度 $u(0,0) = 0$

爆轰波阵面上

$$\begin{aligned} P(R_D, 0) &= P_D, \quad \rho(R_D, 0) = \rho_D, \\ u(R_D, 0) &= u_D \end{aligned}$$

为计算初始值, 考虑封闭方程组

$$\left. \begin{aligned} u_D &= \left(1 - \frac{\rho_w}{\rho_D}\right) D \\ P_D &= P_w + \rho_w u_D D \\ P_D &= \rho_D \circ RT_D \end{aligned} \right\} \quad (1.2)$$

式中: D : 爆轰波阵面速度;

$\circ R$: 气体常量;

T : 绝对温度; T_D : 爆轰波阵面上的绝对温度。

下标 D : 表示爆轰波阵面上的质点参数值;

下标 w : 表示柱形药包边界上质点参数值;

经过适当运算, 可求出爆轰波阵面方程

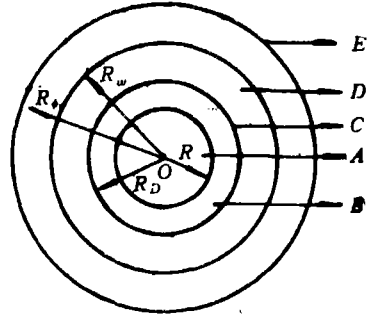
$$\left. \begin{aligned} \rho_D &= \frac{k_1 + 1}{k_1} \rho_w \\ P_D &= P_w + \frac{\rho_w}{k_1 + 1} D^2 \\ u_D &= \frac{D}{k_1 + 1} \end{aligned} \right\} \quad (1.3)$$

冲击波阵面(R_ϕ)方程

$$\left. \begin{aligned} \rho_\phi &= \frac{k_2 + 1}{k_2 - 1} \rho_w \\ P_\phi &= \frac{2}{k_2 + 1} \rho_w D^2 \\ u_\phi &= \frac{2}{k_2 + 1} D \end{aligned} \right\} \quad (1.3)'$$

式中 k_1, k_2 : 常数。

在爆轰过程中, 激波参数与爆轰波阵面半径 R_D 有密切关系, 压强、密度在陡升到峰值



A. 时间 t 已反应炸药区 B. 反应区 C. 爆轰波阵面 D. 未反应区 E. 冲击波阵面

图1 导管横截面

后，迅速下降，质点速度则上升较慢趋于常数。因此，整个爆轰过程，定义初始条件

$$\left. \begin{aligned} u(0,0) &= 0, P(0,0) = P_a, \rho(0,0) = \rho_w \\ u(R,0) &= u_D, P(R,0) = P_D/R^3, \rho(R,0) = \rho_D/R^2 \quad (0 < R \leq R_w) \\ u(R,0) &= u_\phi, P(R,0) = P_\phi/R^3, \rho(R,0) = \rho_\phi/R^2 \quad (R_w < R \leq R_C) \end{aligned} \right\} \quad (1.4)$$

式中， P_a ：外界大气压，且 $P_a = 1$ ； ρ_w ：炸药密度。

求解(1.1)~(1.4)拟线性方程组，采用逆步进法为基础的特征线有限差分法，数值计算在各时刻，爆轰波和冲击波各点处的状态参数值

$$\begin{aligned} u(R_j, t_k) &= u_j^k \\ \rho(R_j, t_k) &= \rho_j^k \\ P(R_j, t_k) &= P_j^k \end{aligned}$$

且

$$\begin{aligned} 0 < R \leq R_w, R_j &= (j+0.5)\Delta R, \\ j &= \overline{0, m} \\ R_w < R \leq R_C, R_j &= j\Delta R, j = \overline{m+1, n} \\ 0 \leq t \leq T, t_k &= k\Delta t, k = \overline{0, \tau} \end{aligned}$$

边界条件：在 $R=0, R=R_w, R=R_C$ 时，采用自然赋边界值法，即

$$\begin{aligned} P(R_1, t_k) &= P(0, t_k), \rho(R_1, t_k) = \rho(0, t_k), u(R_1, t_k) = u(0, t_k) \\ P(R_m, t_k) &= P(R_{m-1}, t_k), \rho(R_m, t_k) = \rho(R_{m-1}, t_k), u(R_m, t_k) = u(R_{m-1}, t_k) \\ P(R_n, t_n) &= P(R_{n-1}, t_k), \rho(R_n, t_k) \\ &= \rho(R_{n-1}, t_k), u(R_n, t_k) = u(R_{n-1}, t_k) \end{aligned} \quad (1.5)$$

如图2所示，逆步进法有限差分网格，其中“—”为特征线，“—”为直线段，5、6、7先前的解点，1、2、3为内插的初始数据点。下面给出用于一个内点的单元过程所用的改进Euler预估校正法的粗略框图，如图3所示。

2. 喷射气流

装药导管爆轰过程完成后，由于冲击波作用，编织带直径可增强 $a\%$ 。假设“U”字型导管出现裂孔情况如下：①导管顶端有一个喷口，两侧各有一喷口；②导管顶端有一喷口，两

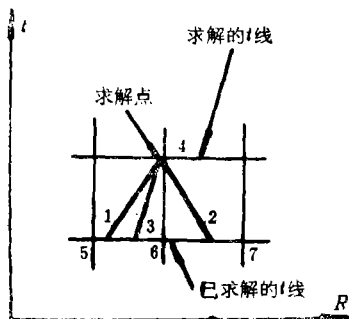


图2 差分网格

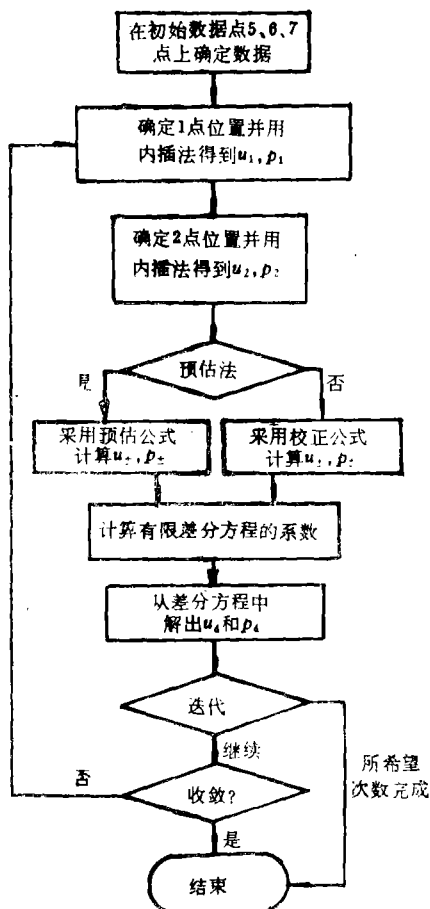


图3 方程(1.1)数值解框图

侧各有两个喷口；③导管顶端有一喷口；④导管各处均无喷口，且两侧喷口为与卫星侧面中心垂直方向距离最近处，喷口直径 $r \leq 0.5\text{cm}$ 。

由于管内部压强远远大于外界压强，气体不断向外喷射，产生自由喷射流，直至内外压强平衡为止。

自由喷射流开始于静止的整流罩内，随着整流罩的打开，部分外界气流进入，喷射流将扩散到整个周围空间。为简化起见，认为流体的起点在喷射口放气中心，流线是直线，与喷射轴线成 θ 角，流体最大扩散角度为 θ_{lim} （如图4所示）。喷射气流由圆锥形面（或母线）分隔成边界层扩散区域（ $\theta_0 \leq \theta \leq \theta_{lim}$ ）和等熵中心扩散区域（ $0 \leq \theta \leq \theta_0$ ），在扩散区域内，气体粒子由连续谱经过过渡区，最后形成自由分子流。

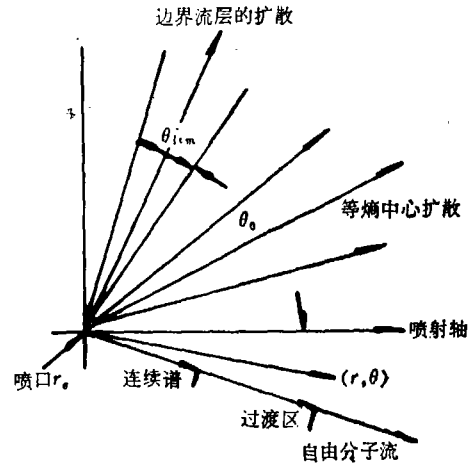


图4 自由喷射气流状态

(1) θ_{lim} 确定

考虑二维Prandtl-Meyer流动。假设a) 直匀超音速气流穿过 Prandtl-Meyer 流动以后，仍为直匀流；

b) 在Prandtl-Meyer 流动区后，跨过每道马赫波，气流参数发生连续变化，沿着马赫波气流参数保持不变；

c) 流场是等熵的则膨胀后气流转折角

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} (M^2-1) - \tan^{-1} \sqrt{M^2-1} \quad (1.6)$$

膨胀波后面的马赫数 M 一经确定，用定常等熵气流关系式，折转后的压强、温度和密度等参数可由(1.7)式确定

$$\left. \begin{aligned} P_0/P &= \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \\ \rho_0/\rho &= \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{1/(\gamma-1)} \\ T_0/T &= \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \end{aligned} \right\} \quad (1.7)$$

空气中， $\gamma=1.4$ ，取马赫数 $M=\infty$ ，则气体最大扩散角

$$\theta_{lim} = \nu_{\max}(M) = \frac{\pi}{2} \left(\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} - 1 \right) \quad (1.8)$$

它是理论上一个极限值，也是最大气流转折角。

已知喷射口，气流初始压强 P_1 及密度 ρ_1 ，设圆柱型导管长 $L(\text{m})$ ，爆轰完成时间 t_r

$$V_j = \pi R_j^2 - V_{j-1} \text{ 且 } V_0 = 0, \quad j=0, n$$

$$\rho_1 = \sum_{j=1}^n \rho(R_j, t_r) V_j / V \quad (1.9)$$

$$P_1 = \sum_{j=1}^n P(R_j, t_r) V_j / V$$

式中 V 为编织带膨胀后总体积。令喷口处流马赫数 $M_1 = 1$ ，折转角 $\gamma(M_1) = 0$ ，喷射直至压强降至外界 P_a 为止。由(1.7)式中第一式，得到膨胀后气流马赫数及折转角

$$M_1 = \left\{ \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{-(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] \right\}^{0.5} \quad (1.10)$$

$$\gamma(M_1) = \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)^{0.5} \tan^{-1} \left[\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M_1^2 - 1) \right]^{0.5} - \tan^{-1}(M_1^2 - 1)$$

(2) 喷射流场中密度分布

根据 Simons 模型，密度分布

$$\rho(r, \theta) = \rho(r, \theta=0) f(\theta) \quad (1.11)$$

其中， $\rho(r, \theta=0) \sim 1/r^2$

$$f(\theta) = \begin{cases} \cos^{2\kappa} \left(\frac{\pi\theta}{2\theta_{lim}} \right) & (0 \leq \theta \leq \theta_0) \\ f(\theta=\theta_0) \exp[-C_p(\theta-\theta_0)] & (\theta_0 < \theta \leq \theta_{lim}) \end{cases}$$

κ 为特定热量比率， C_p 为常量

如果喷口放气中心的距离 r 由 $r+r_e$ (r_e 喷口半径) 代替，则能够更好地描述在喷口附近(临近场)密度递减规律($\rho \sim 1/r^2$)。

(3) 喷射场压力分布

当 $\theta \leq \theta_0$ 时，一维等熵流体方程

$$P(r, \theta) = P_0 \left(1 - \frac{r-1}{r+1} \lambda^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.12)$$

其中， λ 为速度系数，且 $\lambda = u/C^*$ ， C^* 为临界音速， C^* 为气体常数。

用 $P_{0,eff} = P_0 \exp[-C_p(\theta-\theta_0)]$

代替静止压力 P_0 ，则可得到喷流场压力 $P(r, \theta)$ 分布。

对于边界流场扩散区域 ($\theta_0 < \theta$)，如果忽略摩擦力及粘性力作用，仍可把边界流层扩散区认为是等熵的，则上述公式仍可适用。

当爆轰过程完成后，整流罩以一定速度向两侧分离，受其影响喷射流体圆锥面轴线发生变化，但由于喷射时间远比火箭分离时间短(约0.015倍)，又偏移角度较小，故可忽略不计。

3. 粉尘对卫星表面的污染

(1) 冲击作用

喷射口距卫星侧面 H 远，如果喷射流体圆锥面与卫星侧面相交，则呈现冲击现象。根据冲击波对物体作用的原理，冲击波阵面入射到卫星表面的瞬间，气体分子不受干扰到达卫星表面，并产生朝反方向的反射波。反射粒子不影响正在进入的气体粒子，因为它们与进入粒子的撞击远不如与物体表面的撞击。

根据气体冲击反弹理论，利用冲击绝热线，求得反射起压 $\Delta P_{\phi r}$

$$\Delta P_{\phi r} = P_{\phi r} - P_a = 2\Delta P_{\phi} + \frac{6\Delta P_{\phi}^2}{\Delta P_{\phi} + P_a} \quad (1.13)$$

对于国际标准大气压

$$\Delta P_{\phi r} = (8\Delta P_{\phi}^2 + 2.4\Delta P_{\phi}) / (\Delta P_{\phi} + 1.2) \quad (1.14)$$

其中, ΔP_{ϕ} 为冲击波阵面上最大超压。

根据模型相似理论以及试验数据, 可得到

$$\Delta P_{\phi} = 6.7/\bar{R}^3 + 1 \quad (1.15)$$

其中, $\bar{R} = R/w^{(1/3)}$ 为从射流中心至所考虑点的距离, w 为炸药量。

反射波阵面上的压强 $P_{\phi r} = \Delta P_{\phi r} + P_a$

设入射阵面上的参数: P_{ϕ} , ρ_{ϕ} , 在绝热条件下

$$\frac{P_{\phi}}{P_{\phi r}} = \left(\frac{\rho_{\phi}}{\rho_{\phi r}} \right)^{(1/k)} \quad (1.16)$$

则反射波粒子浓度

$$\rho_{\phi r} = \rho_{\phi} \left(\frac{P_{\phi r}}{P_{\phi}} \right)^{(1/k)} \quad (1.17)$$

但是, 在空气层中, 喷射气体直射到卫星表面产生冲击现象的同时, 出现粒子撞击现象, 决定所有撞击现象的特性参数是 Stokes (撞击参数) 数, 球形粒子撞击到卫星表面时, 其撞击效率取决于撞击参数 I

$$I = \frac{C\rho_r D_p^2 u_0}{18\mu D_0} \quad (1.18)$$

式中, D_0 为图形喷口直径; u_0 为喷口处射流最大流速; D_p 为粒子直径; μ 为流体介质的粘度系数; C 为滑动系数; ρ_r 为粒子浓度。且

$$C = 1 + A \frac{2\lambda}{D_p} \quad (1.19)$$

其中, A 为常数; λ 为气体分子平均自由程。

粒子收集效率 η 是撞击参数 I 的函数 $\eta = f(I)$ 。因此, 对于直射到卫星表面的粒子, 只有效率为 η 的粒子造成对面星表面的污染, 其余 $1 - \eta$ 的粒子则认为自由扩散到周围空间中。

(2) 扩散作用

假设直径为 0.1、0.2、0.3 μm 不等的粒子, 不考虑粒子重力沉降作用, 拦截作用和静电作用, 只考虑粒子在空间中自由扩散 (Brown) 运动。

已知粒子直径 D_p , 通过查表可求出粒子扩散系数 D , 根据 Fick 第二扩散定理, 扩散方程

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial n}{\partial t} &= D\nabla^2 n = D \left(\frac{\partial^2 n}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 n}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 n}{\partial z^2} \right) \\ n_0 &= n(x, y, z, 0) \\ \left(\frac{\partial n}{\partial \tau} + \alpha_1 n \right) \Big|_{\Gamma_1} &= \rho \\ \left(\frac{\partial n}{\partial \tau} + \alpha_2 n \right) \Big|_{\Gamma_2} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1.20)$$

其中, Γ_1 为粒子扩散的空间界面, Γ_2 为卫星表面, τ 分别是 Γ_1 、 Γ_2 的法方向, ρ 为空气浓度, α_1 与 α_2 分别是 Γ_1 与 Γ_2 界面上的粒子扩散系数。

$n(x, y, z, 0)$ 确定。整流罩打开, 有一部分罩外空气 $\rho = 0.2 \sim 0.5 \text{mg/m}^3$, $2/3V$ (V 为整

流罩体积) 进入, 淡化了原来扩散的粒子浓度, 记作 ρ_1 , 喷射到卫星表面后反弹的粒子浓度, 记作 ρ_2 , 撞击卫星表面后随气流流走的粒子浓度, 记作 ρ_3 , 因此

$$n_0(x, y, z, 0) = \rho_1 + \rho_2 + \rho_3 \tag{1.21}$$

根据数值解法解微分方程(1.20), 使用Douglas和Gunn格式(交替方向隐格式), 可求得

$$n_{i,j,k} = n(x_i, y_j, z_k, t_l) \tag{1.22}$$

其中, (x_i, y_j, z_k) 为离散空间的网格坐标, t_l 为离散时间的网格坐标。

算法二阶精度 $O(\Delta x^2, \Delta y^2, \Delta z^2, \Delta t^2)$, 而且绝对稳定。

根据积分

$$N = \int_0^{\infty} N(\Gamma_2, t) dt \tag{1.23}$$

利用 Simpson 求积公式, 求得沉积在卫星表面上污染量

$$N \doteq \frac{\Delta t_m}{6} \left[N(\Gamma_2, 0) + N(\Gamma_2, T) + \sum_{l=1}^{m-1} N(\Gamma_2, t_{2l+1}) + 2 \sum_{l=1}^{m-1} N(\Gamma_2, t_{2l}) \right]$$

其中, 采样时间 T , $\Delta t_m = \frac{T}{m}$

$$t_l = l \frac{\Delta t_m}{2} \quad (l=0, 1, 2, \dots, 2m) \tag{1.24}$$

结论, 爆表产物对卫星侧面(或各面)的污染量, 由直射气体最终落到卫星侧面的粒子量, 及扩散粒子沉积到侧面的粒子量所决定。

二、数值分析

卫星表面爆表粉尘污染量的数值计算过程, 如图5所示。

1. 模拟陆地试验

空气中, 外界大气压 $P_a = 1$, 空气含尘浓度 $0.2 \sim 0.5 (\text{mg}/\text{m}^3)$ 。当直射气体冲击到卫星表面时, 气体粒子在空气层中遭受气体分子撞击, 大部分气体粒子随着气流绕过卫星表面扩散到空间中, 在空间中自由扩散。小部分惯性大的粒子(直径大的)不能及时随气流改变方向而落到表面, 当然与材料的特性有关。因而, 模拟陆地试验时, 污染卫星表面粒子量来自两个方面

(1) 直射气流落到卫星表面粒子量(由撞击效率决定);

(2) 空气中自由扩散的气体粒子沉积到

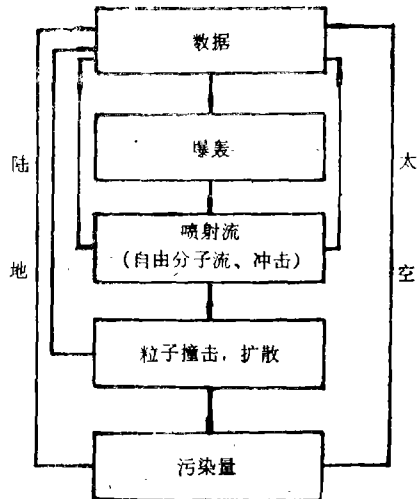


图5 计算流程图

卫星表面的粒子量（由扩散浓度决定）。

由模拟试验结果，与陆地试验测试值，基本上是一致的，证明模拟结果的可信程度。

2. 模拟太空试验

本文阐述的方法也适用于太空试验，只是太空近似于真空，喷射气流粒子运动形式，各种参数，初始值等有所不同。

在太空中，不受空气影响，且 $P_a=0$ ，真空中含浓度为零。对于直射到卫星表面的射流，气体粒子与表面之间无撞击作用，因而不考虑撞击效率的影响，认为直射气流与卫星表面相交的粒子，全部落到卫星表面。对于其它没有直射到卫星表面的气体粒子，在真空中以一定速度作直线运动，远离而去。粒子不作扩散运动，所以不考虑扩散作用的影响。

因而，模拟太空试验时，卫星表面的污染量，即为喷射气流直射到表面上的粒子量。由于没有空气影响，太空中分离的污染量应明显高于陆地分离的污染量。

模拟陆地及太空试验结果见表1。

表1 模拟试验结果

孔(个)	模拟试验数据 (mg/sq·m)	
	在陆地	在太空
顶端1, 侧面1	0.2253	1.3398
顶端1, 侧面2	0.0834	0.6613
顶端1	0.0064	0
无	0	0

表2 粒子直径对污染量影响

粒子直径 (μm)	扩散系数	撞击效率	污染量 (mg/m^2)
0.1	6.80E-06	0.16	0.23
0.2	2.20E-06	0.23	0.32
0.3	6.00E-07	0.28	0.4

3. 粒子大小的影响

模拟陆地试验时，喷射气流粒子直径的大小对污染有一定的影响，而实测的粒子直径都很小，一般在 $0.2\mu\text{m}$ 以下。若粒子直径取值为 $0.1\sim 0.3\mu\text{m}$ 时，污染如表2所示。从实测来看，粒子直径大小有影响，但影响不大。

三、结 论

1. 根据模拟结果，太空中卫星表面污染量，小于允许的污染量 $2\text{mg}/\text{m}^2$ ，一般比陆地的模拟数据大 4~5 倍。

2. 陆地模拟的数据，有的情况比陆地试验测试数据大很多，这是考虑最坏情况而设计的，而最大的污染量（最坏）的随机概率 1.3%。

3. 由陆地模拟的数据，可对导管改进及提高装置的可靠性，提供参考依据。

4. 鉴于在太空测试污染量的困性，本文采用计算机模拟的方法，数据分析结果，可提供参考依据。

5. 本文模拟，对于复杂的爆轰过程及喷射流场，给出了一种简单的物理性描述，进行污染量的分析。本方法可推广到其它有关问题。

6. 对于化学反应作用，凝聚作用，振动方式的松弛等影响有待进一步讨论。

参 考 文 献

- [1] Zuryow, M. J. and J. D. Hoffman, *Dynamics*, John Wiley & Sons, Inc., (1976).
- [2] Gruschka, H. D. and F. Wecken, *Gasdynamic Theory of Detonation*, Gordon and Breach Science Publishers (1971).
- [3] Henrych, J., *The Dynamics of Explosion and Its Use*, Elsevier Scientific Publishing Company (1919).
- [4] Simons, G. A., Effect of Nogske boundary layers on rocket exhaust plumes, *AIAA Jech. Notes*, 10 (11) (1972), 1535—1543.
- [5] Friedlander, S. K., *Smoke, Dust and Haze, Fundamentals of Aerosol Behavior*, John Wiler & Sons (1977).
- [6] Dettleft, G., H. Legse and R. D. Boettcher, Modelling attitude control thruster plume flow for the prediction of impingement effects, ESA SP-178, France June. (1982), 8—12.
- [7] Lipman, H. W. and A. Roshko, *Elements of Gasdynamics*, California Institute of Technology (1957).
- [8] Boettcher, R. D., G. Dettleft and H. Legse, Modelling attitude control thruster plume flow for the prediction of impingement effects.

The Study of Surface Dust Concentration of Satellite in Fairing Separation

Huang Zhen-kan Wang Shi-hong Yu Li-xing

(Beijing Polytechnical University, Beijing)

Xu Li-da

(Institute of Environmental Health and Engineering,

Chinese Academy of Preventive Medicine)

Abstract

The explosion process is usually used for satellite releasing during fairing separation. Explosion products are not allowed to be leaked from the detonating tube connecting two parts of the fairing during the fairing separation process. This paper predicts the contamination of the explosion products falling on the satellite surface during fairing separation on the ground and in space in case of the computer simulation by using the theory of explosion gaseous dynamics and the basic theory of aerosol mechanics.

Key words satellite surface, explosion, jet flow, aerosol, the amount of dust