

# 液体推进剂爆炸理论与实验研究

陈新华 张 智 王振国 鄢小清 刘 昆

(国防科技大学 长沙市 410073)

**摘要** 建立了自燃液体火箭推进剂爆炸热辐射效应和冲击波特性的理论模型,介绍了实验研究的方法,给出了  $N_2O_4/UDMH$  液体推进剂爆炸产生的火球直径、火球温度、火球辐射热流、爆炸冲击波超压值等参数计算与实验观测结果,结果表明计算结果与实验观测结果吻合。由  $N_2O_4/UDMH$  液体火箭推进剂爆炸产生的火球最大直径  $D_{max}$  和火球持续时间  $t_b$  是推进剂总重量  $W_0$  的函数,根据实验数据整理的函数关系式:  $D_{max} = 3.924W_0^{0.334}$ ;  $t_b = 0.611W_0^{0.26}$ 。利用该理论模型预测了大型  $N_2O_4/UDMH$  组元液体推进剂运载火箭发生爆炸事故产生的上述参数,以及热辐射和冲击波不发生破坏和危害的安全距离。该计算模型可为载人航天器逃逸系统及航天靶场设计提供理论数据。

**关键词** 液体火箭推进剂 爆炸 热辐射 火球 冲击波 逃逸系统 航天发射场

**中图分类号** O383 V555.1

## 1 引言

液体推进剂运载火箭在发射场发生爆炸时,由爆炸产生的火球热辐射、冲击波和碎片对发射场的建筑物、设备和工作人员造成的危害性是载人航天十分关注的问题。希望从总体上给予一定评价,并确定不发生破坏与危害的安全距离,以便采取必要的防范措施,把液体推进剂运载火箭发生爆炸事故的危害降到最低限度。此项工作国外在70年代以前曾做过不少研究<sup>[1~6]</sup>,但国外资料未见到有关  $N_2O_4/UDMH$  推进剂爆炸特性研究。国内科学工作者对于核爆炸和固体火药爆炸特性问题进行了大量的研究,但关于液体推进剂爆炸特性未见有关研究报告。因此,我们有必要研究液体推进剂爆炸特性,特别是我国目前大型运载火箭用的  $N_2O_4/UDMH$  推进剂的爆炸特性,为载人航天器的逃逸系统及航天靶场设计提供有关理论与实验分析数据。

我们介绍了液体推进剂火箭爆炸事故产生的爆炸热辐射、冲击波的计算方法,以及进行液体推进剂爆炸实验研究方法,并且将由计算模型给出火球直径、火球温度、火球辐射热流、爆炸冲击波超压值等计算结果与实验观测结果进行了分析比较。给出了  $N_2O_4/UDMH$  推进剂热爆炸产生的火球最大直径和火球持续时间与推进剂总重量之间的关系式。给出了小剂量情况下,液体推进剂等价 TNT 炸药的极限当量  $Y$  值的实验结果。利用该理论计算方法和实验关系式能够外推大当量的情况下,自然双组元液体推进剂运载火箭爆炸事故产生的火球直径、火球温度、火球持续时间、火球辐射热流、爆炸冲击波的峰值

超压,以及推进剂爆炸不发生破坏和危害的安全距离。

## 2 理论计算方法

### 2.1 火球成长过程数值计算公式

若液体推进剂火箭在离开发射架之前或者是离开发射架的瞬间爆炸,那么这种爆炸模式形成的火球最初是半球形,在浮力和空气卷吸的作用下,火球随即上升并膨胀变成球形、蘑菇形、最后消散。数值计算的基本假设如下:

在整个反应时间内火球是等温同性、球对称,燃气为理想气体;热爆炸时向火球添加推进剂的速率不变,推进剂化学反应速率无限大;所有推进剂都参与反应,从而导致热能释放最大,即火球热流最大;热化学平衡计算基于绝热,推进剂混合比不变的条件;推进剂完全被气化的时间和火球升离时间重合,即推进剂完全被气化后,火球升离地面并进一步燃烧反应完毕。经过推导得出如下理论计算公式。

火球半径  $r$  随时间  $t$  的变化可由火球浮力等于火球运动阻力求得,即火球浮力为

$$F_b = \frac{4}{3}\pi r^3 \rho g \quad (1)$$

火球垂直上升运动阻力为

$$F_R = \frac{2}{3}\pi r^3 \rho \left[ \frac{2}{r} \left( \frac{dr}{dt} \right)^2 - \frac{dr^2}{dt^2} \right] \quad (2)$$

由(1)、(2)式和  $t=0, r=0$  边界条件得

$$r = \frac{g}{3}t^2 \quad (3)$$

另外,由质量守恒定律可知

$$r = (3W/4\pi\rho_p)^{1/3} \quad (4)$$

式中  $\rho_p$  为燃烧产物的密度。

由基本假设,记单位时间内推进剂加入火球的量为  $R$ ,即  $R = \text{const}$ 。记推进剂全部被气化时间为  $t_0$ ,则有

$$W_0 = Rt_0 \quad \text{或} \quad R = W_0/t_0 \quad (5)$$

由(3)、(4)、(5)式可得:火球升离地面瞬时,其直径  $D_0$  与推进剂总重量  $W_0$  的关系

$$D_0 = 2(3W_0/4\pi\rho_p)^{1/3} \quad (6)$$

火球升离地面的时间  $t_0$  与  $W_0$  的关系

$$t_0 = \left( \frac{3}{g} \right)^{1/2} (3W_0/4\pi\rho_p)^{1/6} \quad (7)$$

火球直径随时间  $\tau$  ( $\tau = t/t_0$ ) 的关系

$$D = 1.2407(W_0\tau/\rho_p)^{1/3} \quad (8)$$

### 2.2 火球温度随时间的变化

在不考虑火球的热对流损失条件下,由火球内能变化等于燃料引起的能量增加与火球热辐射引起的能量损失之差,求得  $t < t_0$  时间内火球温度随时间的变化,即:

$$\frac{dW}{dt} h_m - A\sigma\varepsilon_0 T^4 = \frac{d}{dt} (Wh)_{fb} \quad (9)$$

式中:  $A = 4\pi r^2$ ,  $h_{in}$  为推进剂初始焓,  $f_b$  表示火球,  $\sigma$  为 Stefan-Boltzmann 常数,  $\varepsilon_0$  为火球辐射率。

由(5)式有  $dW/dt = W_0/t_0$ , 由理想气体定律有  $\rho_p = pM/R_g T$ , 记  $\tau = t/t_0$ 。在  $0 \rightarrow \tau$  时间内, 对(9)式积分, 然后再对其结果微分后得

$$\frac{dT}{d\tau} = \frac{(h_{in} - h_{fb}) - 4.836\varepsilon_0\sigma \frac{t_0}{W_0} W_0^{2/3} (R_g/pM)^{2/3} T^{14/3} \tau^{2/3}}{c_p \tau} \quad (10)$$

初始条件为:  $\tau = 0, T = T_{f_{0e}}$  (火球绝热燃烧温度)。

在  $t > t_0$  的时间内, 由火球内能的变化等于火球热辐射引起的能量损失, 求得火球温度随时间的变化, 即

$$\frac{d}{dt}(W_0 h)_{fb} = -4\pi r \sigma \varepsilon T^4 \quad (11)$$

同理可得

$$\frac{dT}{d\tau} = -\frac{4\pi t_0}{W_0 c_p} \left(\frac{3W_0 R_g}{4\pi \rho_p M}\right)^{2/3} \sigma \varepsilon T^{14/3} \quad (12)$$

边界条件:  $\tau = 1, T = T_0$  (火球升离地面时温度)。

### 2.3 火球辐射热流

火球向某一物体表面  $A_2$  的辐射热流为

$$q_{R(fb \rightarrow 2)} = A_{fb} \varepsilon \sigma x_{fb,2} T^4 \quad (13)$$

式中:  $A_{fb}$  为火球表面积;  $\varepsilon = \varepsilon_0 [1 - \alpha(x)]$ ,  $\alpha$  为湿空气对辐射热的吸收率, 它是火球与物体表面  $A_2$  的距离和空气湿度的函数;  $X_{fb,2} = \int_{A_2} \frac{f(\theta_1) f(\theta_2)}{\pi r} dA_2$  为火球对某一物体表面  $A_2$  的辐射角系数。

### 2.4 爆炸冲击波计算

由于自然液体推进剂不像固体炸药一样, 受激发后瞬间内整个炸药全部爆炸。它首先是两种组元液相接触面发生剧烈的液相反应而爆炸, 然后大量的推进剂是在高温环境下蒸发混合迅速燃烧, 与此同时可能还存在少量的液相反应。因此, 自然液体推进剂(包括非自燃推进剂)发生爆炸时, 不是所有的推进剂都参与了爆炸反应, 而是只有一部分。在利用固体炸药爆炸冲击波超压计算式时, 需要引入等价 TNT 重量概念, 即

$$W(\text{TNT}) = YW_0 \quad (14)$$

式中  $Y$  为极限当量, 它与液体推进剂爆炸模式有关。表 1 列出了由文献[3]给出的三种爆炸模式下自然推进剂系统的  $Y$  值范围。

冲击波超压  $\Delta p_s$  [5]

$$\Delta p_s = A_0 + A_1/\bar{R} + A_2/\bar{R}^2 + A_3/\bar{R}^3 \quad (15)$$

式中:  $A_1, A_2, A_3$  为由实验确定的常系数, 当  $\bar{R} \rightarrow \infty$  时有  $\Delta p_s \rightarrow 0$ , 得  $A_0 = 0$ ;  $\bar{R} = R/(YW_0)^{1/3}$  为比例距离,  $R$  为距爆炸中心的距离。

在无限空间爆炸时(15)式可表示为

$$\Delta p_s = 0.95/\bar{R} + 3.9/\bar{R}^2 + 13.0/\bar{R}^3$$

冲击波正压作用时间  $t_+$  的表达式为:

$$t_+ = \begin{cases} 1.05 \times 10^{-3} W^{1/3} / \bar{R}^{1/4} & \bar{R} < 1.10 \text{m/kg}^{1/3} \\ 0.95 \times 10^{-3} W^{1/3} \bar{R}^{3/4} & 1.10 \text{m/kg}^{1/3} \leq \bar{R} < 2.5 \text{m/kg}^{1/3} \\ 1.17 \times 10^{-3} W^{1/3} \bar{R}^{1/2} & \bar{R} \geq 2.5 \text{m/kg}^{1/3} \end{cases} \quad (16)$$

表1 双组元自燃推进剂  $\gamma$  值范围Table 1 Ranges of  $\gamma$  value for hypergolic bipropellant

爆炸模式	$\gamma$ (%)	$\gamma$ 上限值(%)
受弹体约束(CBM 模式)	0.01—0.8	1.5
受地面约束(CBGS 模式)	0.02—0.3	0.5
高速撞击 (HVI 模式)	硬表面 5—25(30~180m/s)	25
	软表面 50—60(9~180m/s)	60

冲击波冲量计算式

$$I = \begin{cases} 3.5W^{2/3}/\bar{R} & \bar{R} \geq 0.5 \text{m/kg}^{1/3} \\ 15W/\bar{R} & \bar{R} < 0.5 \text{m/kg}^{1/3} \end{cases} \quad (17)$$

冲击波到达测点  $R$  的时间  $t$

$$t = 2.49 \times 10^{-2} \bar{R}^{0.836} \quad (18)$$

冲击波阵面传播速度  $u$

$$u = c_0 \left(1 + \frac{6}{7} \Delta p_0\right)^{1/2} \quad (19)$$

### 3 实验研究方法

自燃推进剂爆炸实验研究分两种方式进行,一是  $\text{N}_2\text{O}_4$  和 UDMH 推进剂贮箱底部均被刺破,推进剂瞬间泄漏出来爆炸燃烧,见图 1a;另一种是将  $\text{N}_2\text{O}_4$  和 UDMH 贮箱中间隔板刺破,使推进剂在箱体内混合爆炸燃烧,见图 1b。

火球直径和火球持续时间采用高速摄影和录相的方法进行测量,并在爆炸中心处设

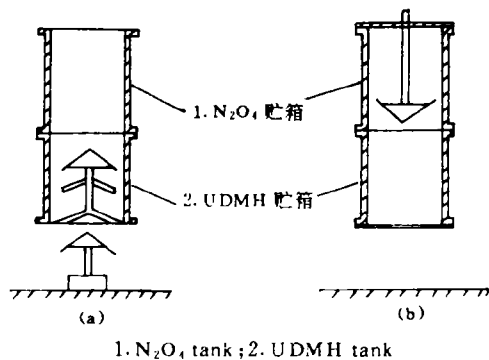


图1 推进剂贮箱模拟爆炸实验件示意图

Fig. 1 The test equipment of simulation explosion for propellant tank

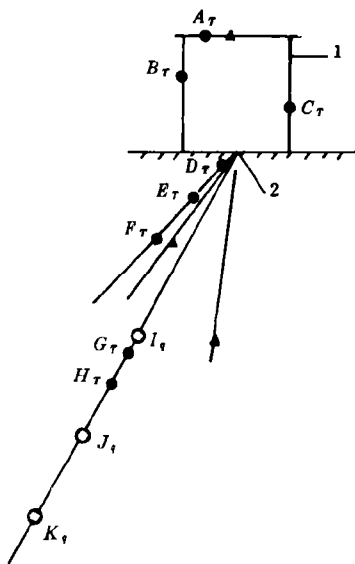
置测量标尺,以便进行实验数值判读。

火球辐射热流采用航天工业总公司 702 所生产的 CH-02 型圆筒式热流计进行测量。测量点距爆炸中心距离为 7~22m,距地面高度为 0.9~1.8m。

火球内部温度和火球辐射温度采用航天工业总公司 704 所生产的铂厚膜电阻温度传感器和钨-铼等热电偶进行测量。火球内部温度测点距爆炸中心距离为 1.5~6.5m,距地面高度为 0.5~3.5m。

冲击波超压采用灵敏度分别为 33pC/10<sup>5</sup>Pa, 35pC/10<sup>5</sup>Pa, 37pC/10<sup>5</sup>Pa, 37.5pC/10<sup>5</sup>Pa 的四个石英压力传感器进行测量。测点距爆炸中心距离分别为 3.5、6、10m,距地面高度为 0.5~0.8m。

冲击波速度由电探针测速系统和压电探针测速系统进行测量。电探针为 0.02mm 铜箔探针,压电探针型号为 224、428、444、501 四个。计数器为 BSW-1 五段爆速仪和 CSR-1 型空气冲击波测试仪。测点距爆炸中心距离为 5.5~15m。每组探针之间相距 1~1.5m,探针距地面高度为 0.5~0.8m。实验测量分布如图 2 所示。



1. 实验件支架; 2. 爆炸中心;

● 温度测量点; ○ 热流测点;

▲ 冲击波超压测点

1. Test equipment support; 2. Explosion centre;

● Temperature measuring point;

○ Heat flux measuring point;

▲ Shock waves over pressure measuring point

图 2 实验测量热流、温度、冲击波测试点分布示意图

Fig. 2 The sketch of measuring point distribution for heat flux, temperature, over pressure of the shock waves

#### 4 计算结果与实验结果比较

根据我们提出的计算模型,我们对液体推进剂组元为 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH,推进剂总重量不同的情况,进行了大量的分析计算,同时进行了多次 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH 推进剂爆炸实验研究。

##### 4.1 爆炸形成的火球尺寸

表 2 给出了液体推进剂(N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/UDMH)爆炸形成的火球升离地面时直径 D<sub>0</sub> 和火球最大直径 D<sub>max</sub>。由表中数据表明计算结果与实验结果吻合。由实验和计算均表明 W<sub>0</sub> < 100kg 时火球不能升离地面。

表 2 火球升离地面直径  $D_0$  和最大直径  $D_{\max}$  (推进剂混合比 2.12)

Table 2 Lift-off diameter and maximum diameter for fireball (propellant mixture ratio 2.12)

推进剂 总重量/(kg)	火球升离地面直径/(m)		火球最大直径/(m)	
	实验值	计算值	实验值	计算值
50		10.2	12.5	12.5
100	16.4	12.9	23.2	17
300	21.0	18.6	24	25

由实验观测值统计得出  $N_2O_4/UDMH$  推进剂火球最大直径  $D_{\max}$  与推进剂总重量  $W_0$  的 0.334 次方成正比,与国外资料给出的结果一致,即:  $D_{\max} = 3.924W_0^{0.334}$ 。

#### 4.2 火球持续时间 $t_D$

表 3 给出了  $N_2O_4/UDMH$  爆炸形成的火球升离地面时间  $t_0$  和火球在空中持续时间  $t_D$ 。由表 3 中数据可知计算结果与实验结果基本吻合。

表 3 火球升离地面时间  $t_0$  和火球持续时间  $t_D$ Table 3 Lift-off time  $t_0$  and duration  $t_D$  for fireball

$W_0$ /(kg) (混合比 2.12)	火球升离地面时间/(s)		火球持续时间/(s)	
	实验值	计算值	实验值	由温度曲线峰值所测
50			1.7	1.6
100	1.0	1.4	2.4	2.2
300	1.3	1.7	2.67	2.3

由实验观测值统计得出的  $N_2O_4/UDMH$  推进剂爆炸形成的火球在空中持续时间  $t_D$  与推进剂总重量  $W_0$  的 0.26 次方成正比,即  $t_D = 0.61W_0^{0.26}$ 。

#### 4.3 火球温度

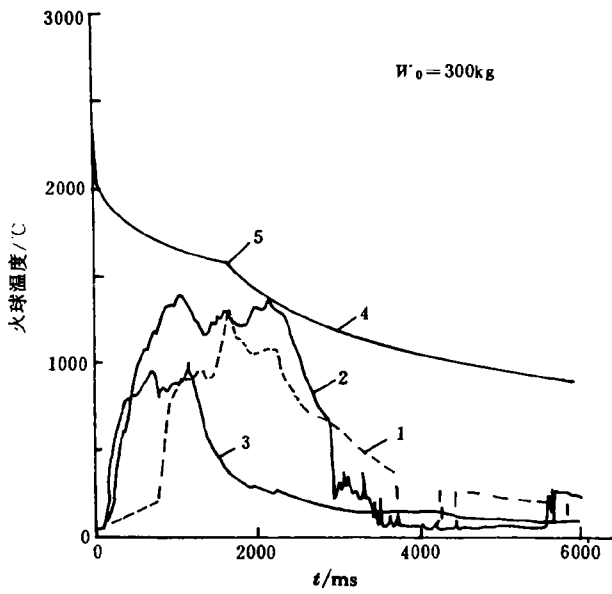
图 3 给出了推进剂总重量为 300kg 时,爆炸形成的火球内部温度测量值和计算值。

表 4 给出了液体推进剂爆炸火球内部温度实验测量的最大值和计算值。由图 3 和表 4 中数据可知理论结果与实验统计结果是基本吻合,误差为 7% 左右。这种差别对于我们

表 4 火球内部温度计算值与实验测量值

Table 4 Fireball temperature calculated results and experimental values

$W_0$ /kg (混合比 2.12)	液体推进剂爆炸火球内部温度/°C	
	实验测量值	理论计算值
50	1250	1400
100	1370	1454
300	1400	1510



- 1. 测点 A;
- 2. 测点 B;
- 3. 测点 D;
- 4. 理论值;
- 5. 火球升离点;
- 1. Measuring point A;
- 2. Measuring point B;
- 3. Measuring point D;
- 4. Calculation results;
- 5. Point of fire ball rise

图 3 火球温度理论值与实验值比较  
Fig. 3 Fire ball temperature calculation results compared with the experimental values

理论预估推进剂爆炸火球的危险性没有影响。计算结果和实验结果表明火球内部温度随推进剂总

重量增加而提高,这是由于推进剂多时,火球直径大,热损失相对小而引起的。

#### 4.4 火球热辐射

图 4(a,b)分别给出了距爆中心 11m 和 17m 处,推进剂爆炸实验火球的辐射热流测量值。由图可知火球辐射热流随推进剂总重量增加而增强。火球辐射热流沿爆炸中心径

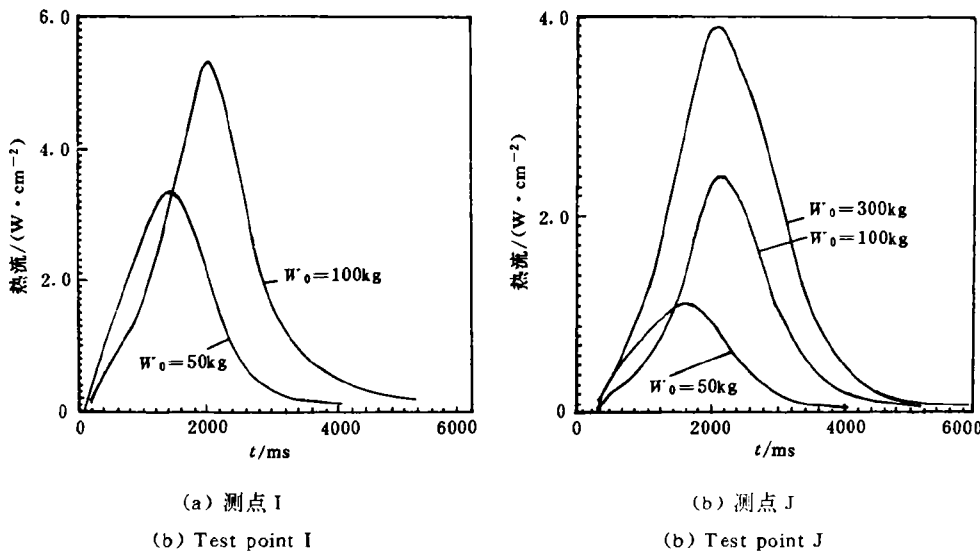


图 4 不同推进剂总重量情况下,测点 I、测点 J 热流随时间变化  
Fig. 4 Heat flux versus time for various propellant weights at test points I and J

向距离衰减很快,如推进剂总重量为100kg,测点I和J相距6m,辐射热流强度从5.3 W/cm<sup>2</sup>下降到2.4W/cm<sup>2</sup>,下降了54.7%。在爆炸火球升离地面时刻辐射热流强度最大。理论计算结果与实验结果相吻合。

#### 4.5 液体推进剂爆炸冲击波超压 $\Delta p_s$

图5(a,b)分别给出了100kg和50kg推进剂爆炸冲击波超压 $\Delta p_s$ 的计算结果和实验结果。由图可知两种情况下, $N_2O_4/UDMH$ 推进剂爆炸冲击波超压实验值均小于按极限当量 $Y=0.01\%$ 的计算结果。具体情况是50kg推进剂实验,在距爆炸中心6m处,水平方向冲击波超压均小于 $0.01 \times 10^5 \text{Pa}$ ,垂直方向(即压力传感器安装在实验支架上)测得的冲击波超压最高值为 $0.0225 \times 10^5 \text{Pa}$ 。100kg推进剂的实验,距爆中心6m和10m处,水平方向测得的冲击波超压最高值分别为 $0.022 \times 10^5 \text{Pa}$ 和 $0.0144 \times 10^5 \text{Pa}$ ,冲击波相应波速为346.2m/s和344m/s。典型冲击波超压与时间的变化曲线测量值如图6所示。为了验证测试系统的灵敏度和精度,并且验证液体推进剂极限当量 $Y$ 值选择合理性,进行了TNT炸药爆炸实验,其结果是如50g TNT冲击波强度为 $0.08106 \times 10^5 \text{Pa}$ 和 $0.0608 \times 10^5 \text{Pa}$ 。这个结果与计算结果非常吻合,说明计算方法是正确的,见图7。另外这个结果比100kg推进剂内部混合爆炸(CBGS模式)造成的冲击波强度高两倍以上,说明100kg自然推进剂爆炸冲击波强度不及50g TNT炸药的冲击波强度。换言之,100kg自然推进剂爆炸能量不能等价50g TNT炸药,那么其极限当量 $Y$ 值要远小于0.01%。

综合以上情况可以看出,要精确确定液体推进剂等价TNT当量值是较困难,必须经过大量的实验研究,在初步估算自然液体推进剂爆炸冲击波不造成危害的安全距离时,一般取其表1给出的 $Y$ 值上限值为宜。

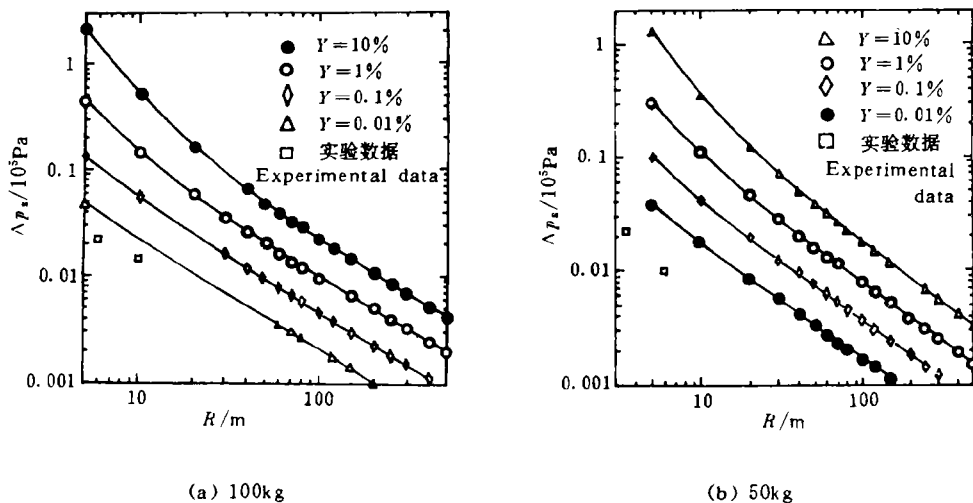


图5 计算结果与实验数据的比较(100,50kg)

Fig.5 Calculated results compared with experimental data(100kg and 50kg)



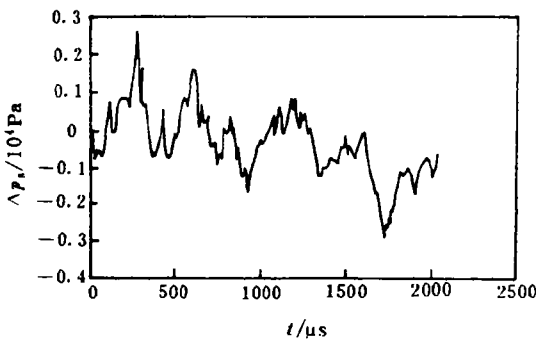
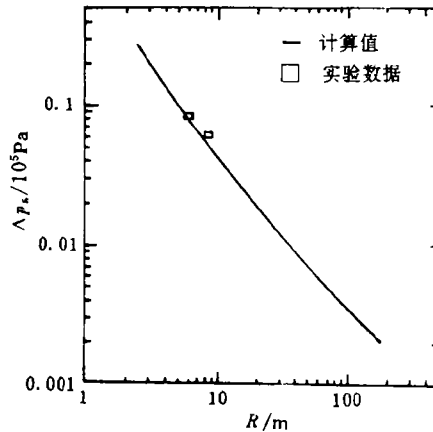


图 6 冲击波超压时间的变化  
Fig. 6 Overpressure of the shock waves versus time



— Calculation results; □ Experimental data  
图 7 计算结果与实验数据的比较(50g TNT)  
Fig. 7 Calculated results compared with experimental data (50g TNT)

### 5 自然液体推进剂热辐射和冲击波不发生破坏和危害的安全距离

Buettser (1950)提出了一种可用于判断辐射热流是否引起裸露皮肤烧伤的  $q \sim t$  曲线。Glasstone (1962)给出了纺织物被引燃的辐射热临界值<sup>[7]</sup>。我们可以利用分析预估液体推进剂火箭爆炸事故火球热辐射对裸露皮肤和纺织物造成危害的安全距离。

从国内外关于核爆炸和火药爆炸实验结果分析表明,当  $\Delta p_s > 0.1 \text{ kg/cm}^2$  时,冲击波将对建筑物和人体带来威胁,建筑物部分破坏,人体受轻度损伤;在  $\Delta p_s < 0.1 \text{ kg/cm}^2$  的区域内基本上是安全的。我们利用这些数据可以分析预估液体推进剂火箭爆炸事故冲击波对建筑物和人体不发生破坏和危害的安全距离。

利用我们提出和整理的液体自燃推进剂( $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ )爆炸造成的火球热辐射和火球尺寸,以及爆炸冲击波计算方法,模拟计算了大型运载火箭发生爆炸事故时有关爆炸特性参数如下( $W_0 = 422000 \text{ kg}$ ):地面爆炸火球最大直径 296m;地面爆炸火球持续时间 17.7s;地面爆炸时对裸露皮肤烧伤临界距离为 1000m,对棉布工作服引燃临界距离为 170m;地面爆炸冲击波不造成破坏和危害的安全距离是:受弹体约束爆炸(CBM 模式)大于 244m,受地面约束爆炸(CBGS 模式)大于 170m,高速撞击爆炸(HVI 模式)大于 840m。由此可知液体自燃推进剂爆炸热辐射导致破坏的安全距离临界值远大于空气冲击波导致破坏的安全距离临界值,由此可以说,对于液体自燃推进剂爆炸热辐射一般具有比空气冲击波更大的致命危害。因此载人航天器逃逸系统和航天靶场,要重点考虑热辐射破坏的影响。

## 参 考 文 献

- 1 Gayle J B, Bransford J W. Size and Duration of Fire from Propellant Explosions, NASA TMX-53314.
- 2 High, the Saturn Fireball, Annals of New York Academy of Sciences, 28, 1968, 152: 441-451
- 3 Bader B E, et al. Liquid Propellant and Rocket Abort Fireball Model, J Spac Roc, 1971, 8(12): 1216~1219
- 4 Willoughby, et al. Liquid Propellant Explosive Hazards, Volume 1, 2, 3, AFRPL-TR-68-92
- 5 Baker W E, et al. Workbook for Predicting Pressure Wave and Fragment Effects of Exploding Propellants Tanks and Gas storage Vessels, 1977, NASA CR-134906
- 6 Baker W E, et al. Workbook for Estimating Effects of Accidental Explosions in Propellant Ground Handling and Transport System, N79-10226.
- 7 Baker W E, et al. 爆炸危险性及其评估. 工程基础研究丛书(第五卷), 北京: 科学出版社, 1987. 415~582

## THEORETICAL AND EXPERIMENTAL STUDIES FOR LIQUID ROCKET PROPELLANT EXPLOSION

Chen Xinhua, Zhang Zhi, Wang Zhengguo,  
Yan Xiaoqing, Liu Kun

(National University of Defense Technology, Changsha, 410073, China)

**ABSTRACT** This paper develops a theoretical model of the heat radiation effect and the shock wave characteristics for liquid hypergolic rocket bipropellant explosion, as well as the explosion experimental method. The calculated and experimental results of the diameter, duration, temperature, radiation heat flows of the fireball, overpressure of the shock wave are described for  $N_2O_4/UDMH$  liquid propellant explosion. The calculated results agree with the experimental data. The maximum diameter  $D_{max}$  and the duration time  $t_0$  of the fireball are functions of the total propellant weight. The following equation is derived by least square fit to the data of  $N_2O_4/UDMH$  propellant explosion experiments:

$$D_{max} = 3.924W_0^{0.334}; t_0 = 0.61W_0^{0.26}.$$

The application of this theoretical model to predict the above parameters and the safety distance for large scale  $N_2O_4/UDMH$  liquid propellant rocket explosions proves that the theoretical model can provide valuable data for engineering design of escape system of manned space launch vehicle and for the building of the space vehicle launching base.

**KEY WORDS** liquid rocket propellant, explosion, heat radiation, fireball, shock wave, escape system, space vehicle launching base