

文章编号: 1001-1455(2009)02-0199-06

# 爆炸冲击波下导弹结构动力分析模型初步研究\*

陈文<sup>1,2</sup>, 张庆明<sup>1</sup>

(1. 北京理工大学机电工程学院, 北京 100081;

2. 重庆红宇精密工业有限责任公司, 重庆 402760)

**摘要:** 针对爆炸冲击波对导弹目标毁伤这一复杂问题进行了合理的简化, 研究了冲击波对导弹结构的破坏问题。利用动力学知识, 估计了冲击波对导弹目标的机械破坏作用。在综合考虑战斗部装药质量、爆炸点距目标距离、爆炸高度的环境压力、目标几何尺寸以及目标抗冲击载荷能力等基础上, 利用自行编制的程序进行了一系列的仿真计算, 得出了战斗部在不同时间不同位置 and 不同装药质量下产生的冲击波对导弹产生的破坏。计算结果基本符合物理规律, 说明采用的模型及算法是合理的, 能够对目标在爆炸冲击波超压作用下的易损性进行评估, 得到的计算结果对实际应用具有参考价值。

**关键词:** 爆炸力学; 易损性; 超压; 冲击波

**中图分类号:** O389

**国标学科代码:** 130 · 3599

**文献标志码:** A

## 1 引言

结构在爆炸等冲击载荷作用下的塑性动力学响应是工程领域中的重要课题。在对导弹进行结构设计时, 为使设计的结构能有效地抵抗爆炸冲击波的作用, 必须了解爆炸等冲击载荷作用下结构的响应问题。大多数结构是由板、壳、梁等基本构件组成的, 当这些基本构件受到爆炸等冲击载荷作用时, 常常产生大的塑性变形, 或发生局部或整体的断裂破坏而导致结构失去其原有功能。因此, 研究这些基本构件在爆炸等冲击载荷作用下的塑性动力响应情况, 对预测结构的塑性变形、提高结构的抗爆能力具有重要的工程应用价值<sup>[1]</sup>。

本文中利用动力学知识, 研究冲击波对导弹结构的破坏问题, 以及破片穿孔对导弹抗毁伤性能的影响, 试图为战斗部的设计及导弹目标易损性评估提供参考。

## 2 冲击波的作用

空气中爆炸产生的冲击波遇到目标时, 对目标的作用过程是非常复杂的。要衡量冲击波对目标毁伤作用的大小, 通常要考虑以下几个用以描述冲击波特性的参数, 如峰值压力、正压时间、比冲量、冲击波的波形等。

战斗部爆炸后形成冲击波的峰值超压为<sup>[2]</sup>

$$\Delta p_m = \bar{A} \omega^{2/3} / R^2 \quad (1)$$

式中:  $\omega$  为战斗部装药的等效 TNT 当量, kg;  $R$  为距爆点的距离, m;  $\bar{A}$  为经验系数, 一般取  $\bar{A} = 2.26 \text{ MPa} \cdot \text{m}^2 / \text{kg}^{2/3}$ 。

战斗部在空气中爆炸时, 正压作用时间为<sup>[3]</sup>

$$t_+ = b \sqrt[6]{\omega} \sqrt{r} \quad (2)$$

式中:  $b$  为经验系数, 一般取值为  $b = 1.5 \text{ ms} / (\text{kg}^{1/6} \cdot \text{m}^{1/2})$ ;  $r$  为距爆点的距离, m。

冲击波波阵面后压力随时间的变化关系为<sup>[4]</sup>

$$\Delta p(t) = \Delta p_m (1 - t/t_+) e^{-at/t_+} \quad (3)$$

当  $0.1 \text{ MPa} < \Delta p_m < 0.3 \text{ MPa}$  时

$$a = 1/2 + \Delta p_m [1.1 - (0.13 + 0.20 \Delta p_m) t/t_+]$$

当  $\Delta p_m \leq 0.1 \text{ MPa}$  时, 则  $a = 1/2 + \Delta p_m$ , 这时也可近似地用下式估算

$$\Delta p(t) = \Delta p_m (1 - t/t_+)$$

\* 收稿日期: 2007-08-16; 修回日期: 2008-04-20

作者简介: 陈文(1969—), 男, 研究员。

### 3 导弹结构动力学模型

导弹在空中飞行时其力学行为很复杂,主要表现在飞行时气动柔性效应,以及由此产生的导弹结构的整体变形、内部应力和强度等问题。特别是在机动、变线飞行时,以及受到强大的冲击波作用时,结构扰动就更加明显和强烈,其动力学行为、形变和强度等问题更加突出。

真实的导弹结构很复杂,但从研究其动力学性态这个角度来讲,可以将其简化为一根长细比较大的柔性梁(一般情况下导弹的长细比大于10)。虚拟导弹模型为细长圆筒。壳体材料为LY12CZ,密度 $\rho=2.7\text{ t/m}^3$ , $\sigma_s=260\text{ MPa}$ , $\sigma_b=420\text{ MPa}$ ,杨氏模量 $E=71.76\text{ GPa}$ ,总质量 $m=650\text{ kg}$ ,总长度 $L=5.0\text{ m}$ ,外径 $D=450\text{ mm}$ ,壳体厚度 $h=6\sim 12\text{ mm}$ 。

在研究导弹受到强大的冲击波作用时的动力学问题时,将所有的常力忽略,只考虑冲击力。因为冲击力的作用时间短,幅值大,具有瞬时冲击性。

#### 3.1 导弹的刚性运动

设导弹长度为 $L$ ,线质量密度为 $\rho_1(x)$ ,横向弯曲刚度为 $EI(x)$ 。在运动时受到横向冲击力的作用,设作用力为分布力,其强度为 $P(x,t)$ 。运用Newton-Euler法对导弹进行动力学建模<sup>[5]</sup>

$$\begin{cases} m\mathbf{a}_c = \mathbf{F}_c^e \\ \mathbf{J}_c\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}(\mathbf{J}_c\boldsymbol{\omega}) = \mathbf{M}_c^e \end{cases} \quad (4)$$

式中: $m$ 是导弹质量, $\mathbf{J}_c$ 是中心惯量张量, $\mathbf{a}_c$ 是质心加速度, $\boldsymbol{\omega}$ 是角速度, $\mathbf{F}_c^e$ 、 $\mathbf{M}_c^e$ 分别是外力(这里特指冲击波作用力)主矢和对质心的主矩。由上述方程并赋予相应的运动初始条件,通过数值积分就能求得导弹的刚性运动。

#### 3.2 导弹的柔性变形运动

在导弹的质心处 $O$ 建立浮动坐标系 $Oxyz$ (如图1), $x$ 轴沿导弹未变形时的中心轴,浮动坐标系 $Oxyz$ 的运动继承上述刚性运动,导弹的变形运动以该系为参考体(即导弹的标称运动)来描述。忽略导弹轴向的伸长,考虑导弹横向 $y$ 、 $z$ 方向的变形运动。给定浮动坐标系 $Oxyz$ 角速度 $\boldsymbol{\omega}$ ,角加速度 $\boldsymbol{\varepsilon}$ ,原点 $O$ 的速度 $\mathbf{v}_c$ 和加速度 $\mathbf{a}_c$ 。导弹上 $\mathbf{r}=\mathbf{x}i$ 处的微元在变形后的速度和加速度分别为

$$\begin{cases} \mathbf{v} = \mathbf{v}_c + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r} + \mathbf{u}) + \dot{\mathbf{u}} \\ \mathbf{a} = \mathbf{a}_c + \boldsymbol{\varepsilon} \times (\mathbf{r} + \mathbf{u}) + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r} + \mathbf{u})) + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{u}} + \ddot{\mathbf{u}} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\dot{\mathbf{u}}$ 和 $\ddot{\mathbf{u}}$ 分别为相对速度和相对加速度, $\mathbf{u}$ 是变形位移。采用Euler-Bernoulli beam模型,运用微元法可以推导得到导弹 $y$ 方向的变形动力学方程为

$$\rho_1 \frac{\partial^2 u_y}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u_y}{\partial x^4} = p_y(x,t) - \rho_1(\mathbf{a}_0 + \boldsymbol{\varepsilon} \times \mathbf{r} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{u}} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r})), \quad (6)$$

式中: $P_y(x,t)$ 为作用在导弹上 $x$ 处的外力在 $y$ 方向的分量。经化简和变换得

$$\rho_1 \frac{\partial^2 u_y}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u_y}{\partial x^4} - 2\rho_1\omega_x \frac{\partial u_z}{\partial t} = P_y(x,t) + P_{a_{ey}} \quad (7)$$

同理可得导弹 $z$ 方向的动力学方程为

$$\rho_1 \frac{\partial^2 u_z}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u_z}{\partial x^4} + 2\rho_1\omega_x \frac{\partial u_y}{\partial t} = P_z(x,t) + P_{a_{ez}} \quad (8)$$

式中: $P_z(x,t)$ 为作用在梁上 $x$ 处的外力在 $z$ 方向的分量。 $P_{a_{ey}}$ 、 $P_{a_{ez}}$ 分别为牵连加速度惯性力在 $y$ 方向和 $z$ 方向的投影, $P_{a_{ey}} = -\rho_1[a_{0y} + (\boldsymbol{\varepsilon}_z + \boldsymbol{\omega}_x\boldsymbol{\omega}_y) \cdot \mathbf{x}]$ , $P_{a_{ez}} = -\rho_1[a_{0z} + (-\boldsymbol{\varepsilon}_y + \boldsymbol{\omega}_x\boldsymbol{\omega}_z) \cdot \mathbf{x}]$ 。

#### 3.3 导弹变形运动微分方程的求解

令

$$u_y(x,t) = \sum_{i=1}^N \phi_i(x)A_i(t), \quad u_z(x,t) = \sum_{i=1}^N \phi_i(x)B_i(t) \quad (9)$$

式中: $N$ 为模态截断数。代入上述运动微分方程得

$$\begin{cases} \rho_1 \sum_{i=1}^N \phi_i \ddot{A}_i + EI \sum_{i=1}^N A_i \phi_i^{(4)} - 2\rho_1\omega_{0x} \sum_{i=1}^N \phi_i \dot{B}_i = P_y(x,t) + P_{a_{ey}} \\ \rho_1 \sum_{i=1}^N \phi_i \dot{B}_i + EI \sum_{i=1}^N B_i \phi_i^{(4)} + 2\rho_1\omega_{0x} \sum_{i=1}^N \phi_i \dot{A}_i = P_z(x,t) + P_{a_{ez}} \end{cases} \quad (10)$$

将以上两式乘以 $\phi_i(x)dx$ 并在导弹 $[0,L_a]$ 上积分得

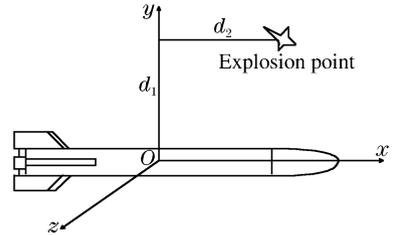


图1 导弹筒身的坐标关系示意图

Fig. 1 Diagram for coordinate of tube

$$\begin{cases} C_{1i}\ddot{A}_i + C_{2i}\dot{A}_i - C_{3i}\dot{B}_i = Q_{yi} \\ C_{1i}\ddot{B}_i + C_{2i}\dot{B}_i + C_{3i}\dot{A}_i = Q_{zi} \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, N$$

式中： $C_{1i} = \int_0^{L_a} \rho_1 \phi_i^2 dx$ ,  $C_{2i} = \int_0^{L_a} EI \phi_i^{(4)} \phi_i dx$ ,  $C_{3i} = \int_0^{L_a} 2\rho_1 \omega_{0,x} \phi_i^2 dx$ ,  $Q_{yi} = \int_0^{L_a} (P_y(x, t) + P_{a_{ez}}) \phi_i dx$ ,  $Q_{zi} = \int_0^{L_a} (P_z(x, t) + P_{a_{ez}}) \phi_i dx$ 。 $L_a$ 是从浮动坐标系  $Oxyz$  的原点到导弹端点的  $x$  方向坐标。

对上述方程组积分, 即能求出  $A_i(t)$ 、 $\dot{A}_i(t)$ 、 $\ddot{A}_i(t)$ 、 $B_i(t)$ 、 $\dot{B}_i(t)$ 、 $\ddot{B}_i(t)$ 。将这些量代入方程(9), 就能求出梁在  $x$  位置处的变形、变形速度和变形加速度。完成上述各个量的求解后, 就能方便地得到导弹任一横截面上的受力情况, 从而为应力和强度分析作好准备。

### 4 导弹筒身的强度分析

截面弯矩  $M(x, t)$ 和截面剪力  $Q(x, t)$ 与变形之间的关系为

$$\begin{cases} M(x, t) = EI \frac{\partial^2 u(x, t)}{\partial x^2} \\ Q(x, t) = EI \frac{\partial^3 u(x, t)}{\partial x^3} \end{cases} \quad (11)$$

从而可得筒身边缘处的最大正应力  $\sigma_{max}$  为

$$\sigma_{max} = \frac{M(x, t)}{W} \quad (12)$$

式中： $W = \pi D_0^3 (1 - \alpha^4) / 32$ ,  $\alpha = D_i / D_0$ ,  $D_i$ 、 $D_0$  分别为内、外径。

对于导弹筒身, 由于壁厚远小于筒径, 可视为一薄壁圆筒结构。通过剪力  $Q(x, t)$ , 可计算出筒身中性轴处的最大剪应力  $\tau_{max}$  近似为

$$\tau_{max} = 2Q(x, t) / A \quad (13)$$

式中： $A = \pi(D_0^2 - D_i^2) / 4$ 。

有了最大正应力  $\sigma_{max}$  和最大剪应力  $\tau_{max}$ , 由材料的力学性能可判定结构是否发生破坏。

### 5 导弹筒身上孔洞对结构强度的影响

反导战斗部设计都具有破片和冲击波毁伤双重作用, 破片对目标的毁伤体现于击穿导弹壳体, 导弹的筒身可能出现孔洞。因为冲击波的传播速度很快同时衰减也很快, 所以在近距离内, 冲击波比破片先到达导弹表面, 其毁伤效果相当于导弹筒身无孔的情况; 而距离较远时, 冲击波的速度已经很小, 破片赶上冲击波先到达导弹表面, 这时的毁伤效果相当于导弹筒身表面有孔的情况。孔洞的出现对导弹筒身的强度有以下两个方面的影响: (1)减小了筒身相应截面的面积; (2)在孔洞周边会出现应力集中现象。由于孔洞存在对导弹筒身截面的面积减小有限, 而应力集中现象非常严重, 下面主要研究开孔应力集中对导弹筒身强度问题的影响。

图 2 为周边爆炸弹片在飞行导弹的筒身上开孔情况示意图, 由于多种因素影响, 要准确判定孔洞的位置、形状、大小和数量等非常困难。下面的研究从带小圆孔的平板受均匀拉伸着手, 通过修正的方法分析导弹筒身的强度问题。

对于板中由于圆孔的存在, 在圆孔附近区域应力分布必然改变, 如图 3。但按局部影响原理, 在离圆孔较远处, 应力的改变可以忽略。由推导, 孔洞周围微元可近似平板结构, 其板内的应力分布为<sup>[6]</sup>

$$\begin{cases} \sigma_r = \frac{p}{2} \left( 1 - \frac{a^2}{r^2} \right) + \frac{p}{2} \left( 1 - 4 \frac{a^2}{r^2} + 3 \frac{a^4}{r^4} \right) \cos 2\theta \\ \sigma_\theta = \frac{p}{2} \left( 1 + \frac{a^2}{r^2} \right) - \frac{p}{2} \left( 1 + 3 \frac{a^4}{r^4} \right) \cos 2\theta \\ \tau_{r\theta} = -\frac{p}{2} \left( 1 + 2 \frac{a^2}{r^2} - 3 \frac{a^4}{r^4} \right) \sin 2\theta \end{cases} \quad (14)$$

对于任意  $r$ , 当  $\theta = \pm \pi/2$  时

$$\sigma_\theta |_{\theta = \pm \pi/2} = \frac{p}{2} \left( 2 + \frac{a^2}{r^2} + 3 \frac{a^4}{r^4} \right)$$

当  $r = a$  时, 应力  $\sigma_\theta$  达到最大值

$$\sigma_{\theta, max} = 3p$$

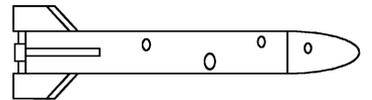


图 2 筒身孔洞示意图

Fig. 2 Diagram for tube with hole

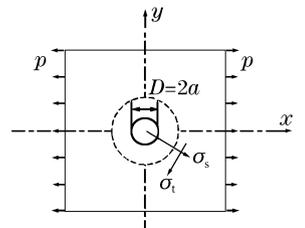


图 3 圆孔附近区域应力分布

Fig. 3 Stress pattern of region near holes

## 6 导弹的动力学数值模拟与毁伤分析

基于上述计算模型,对导弹受冲击波作用下的动力学进行数值模拟与毁伤分析。计算求得了导弹受到的最大应力,用以与导弹自身材料的强度极限比较。下面给出几种典型工况的模拟情况。

### 6.1 各截面上的应力

图4为炸药质量  $w=3.0$  kg、距炸点距离  $d_1=5.0$  m 时,各个截面位置上的应力与炸点位置  $d_2$  的变化关系。不论炸点位置  $d_2$  的取值如何,导弹受到的正应力最大值点都位于导弹的质心位置截面。

### 6.2 筒身表面无孔的情况

图5(a)为炸药量为3.0 kg、筒身表面无孔、截面位置  $x=0$  时的模拟结果。当  $d_1$  不变时,正应力随着  $d_2$  的增大呈抛物线变化,先增大后减小,最大值点位于导弹的端部。当距离  $d_1 < 7.0$  m 时,距离  $d_2$  在  $0 \sim 3.0$  m 范围内无论如何变化,导弹受到的最大正应力都大于导弹壳体材料的强度极限,导弹都可能被毁伤;当距离  $d_1 = 7.0$  m 时,若距离  $d_2$  在  $0 \sim 0.1$  m 内变化,则爆炸冲击波对导弹不能构成毁伤,若距离  $d_2$  在  $0.1 \sim 3.0$  m 内变化时,爆炸冲击波对导弹就能够造成毁伤;当距离  $d_1 > 7.0$  m 时,无论距离  $d_2$  怎么变化,都不能对导弹构成毁伤。

图5(b)为  $d_1=5.0$  m、筒身表面无孔状态时的模拟结果。当  $w$  不变时,正应力随着  $d_2$  的增大呈抛物线变化,先增大后减小,当  $d_2$  取值得接近导弹的端部时,导弹质心截面形成最大正应力。当装药质量  $w \geq 2.0$  kg 时,无论距离  $d_2$  怎么变化,都能对导弹构成毁伤。

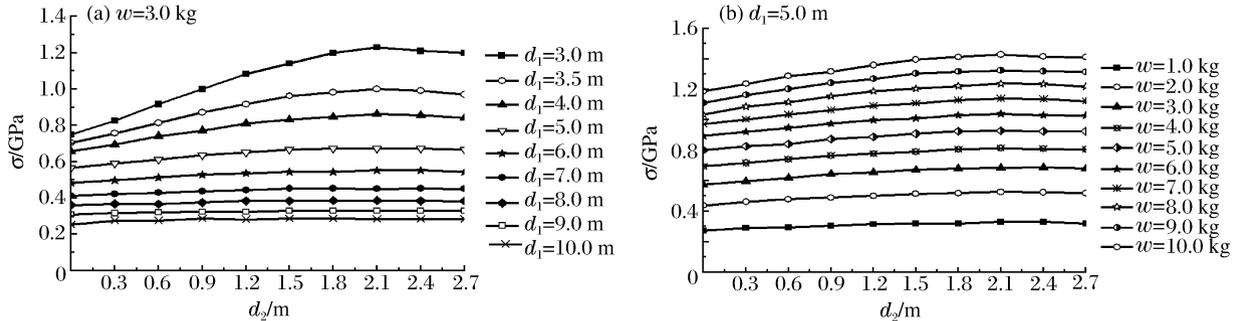


图5 筒身表面无孔时的模拟结果

Fig. 5 Simulation results without holes

### 6.3 筒身表面有孔的情况

毁伤源为全预制钢球形破片,单枚破片设计质量为约2.0 g,钢的密度为  $7.83$  g/cm<sup>3</sup>,经计算得到其半径为约4 mm。假设在该种情况下,单枚破片包含的能量足够击穿导弹筒壁,取孔的位置以筒身周向按角度分布。如上所述,当导弹筒身上有圆孔存在时,在考虑应力集中问题的情况下,导弹受到的最大正应力可以近似等于没有考虑应力集中情况下导弹受到的最大正应力的3倍。设在该截面上,孔数  $n=20$ ,孔的直径为8 mm。

图6(a)为炸药量为3.0 kg、筒身表面有孔状态时的模拟结果。当  $d_1$  不变时,正应力随着  $d_2$  的增大呈抛物线变化,先增大后减小,最大值点位于导弹的端部。当距离  $d_1$  在  $0 \sim 10.0$  m 之间变化,距离  $d_2$  在  $0 \sim 3.0$  m 范围内无论如何变化,导弹受到的最大正应力都大于导弹壳体材料的强度极限,导弹都可能被毁伤。

图6(b)为  $d_1=5.0$  m、筒身表面有孔状态时的模拟结果。当炸药质量  $w$  不变时,正应力随着  $d_2$  的增大而增大,呈抛物线型变化。当装药质量  $w$  在  $1.0 \sim 10.0$  kg 之间变化,距离  $d_2$  在  $0 \sim 3.0$  m 范围内无论如何变化,导弹受到的最大正应力都远远大于导弹壳体材料的强度极限,导弹都能被毁伤。

图7(a)为炸药质量  $w=3.0$  kg、距炸点距离  $d_1=5.0$  m 时,导弹筒身上有孔和无孔状态下的模拟结果。当其他参数都相同的情况下,筒身上有孔时受到的最大正应力比无孔状态受到的最大正应力要大很多。当孔数  $n=20$  时,不考虑应力集中的情况下,不论距离  $d_2$  在  $0.4 \sim 3.0$  m 范围内如何变化,都能对导弹造成毁伤;在考虑应力集中的情况下,截面受到的最大正应力远远大于材料的强度极限,导弹能够被毁伤。而当孔数  $n=0$  时,距离  $d_2$  只有在  $1.4 \sim 3.0$  m 范围内变化时,才能对导弹造成毁伤。

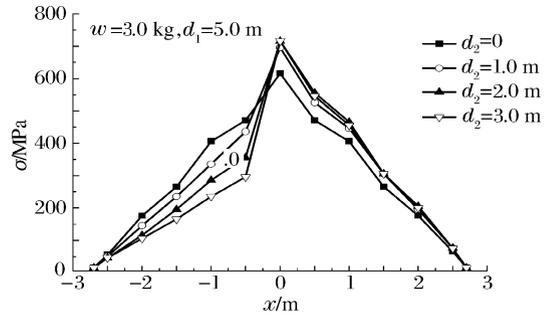


图4 不同炸点位置爆炸时各截面上应力变化关系

Fig. 4 Stress on each cross-section of tube varied with explosion point

图 7(b)为炸药质量  $w=3.0$  kg、距炸点距离  $d_1=3.0$  m 时的模拟结果。由图中可以看出,在炸药质量、距离炸点的位置等参数都相同的情况下,截面上孔的个数对导弹承受的最大应力有一定的影响。当炸点位置  $d_2$  不变时,导弹受到的最大正应力随着导弹筒身上孔数  $n$  的增大而增大。

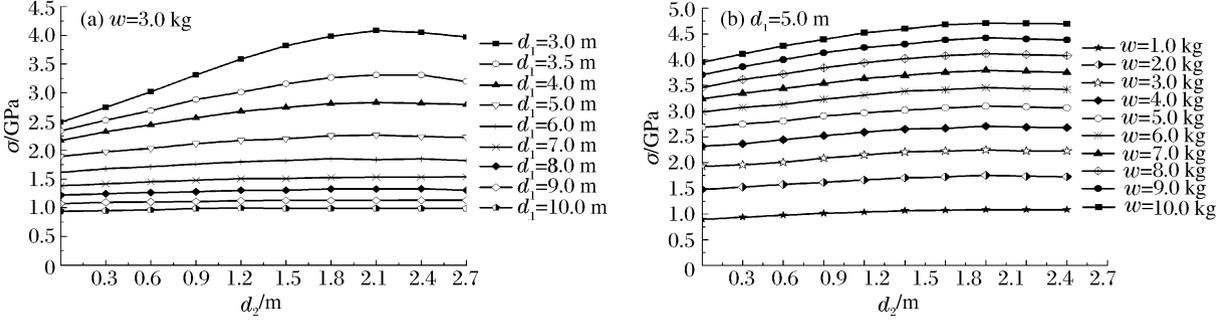


图 6 筒身表面有孔时的模拟结果  
Fig. 6 Simulation results with holes

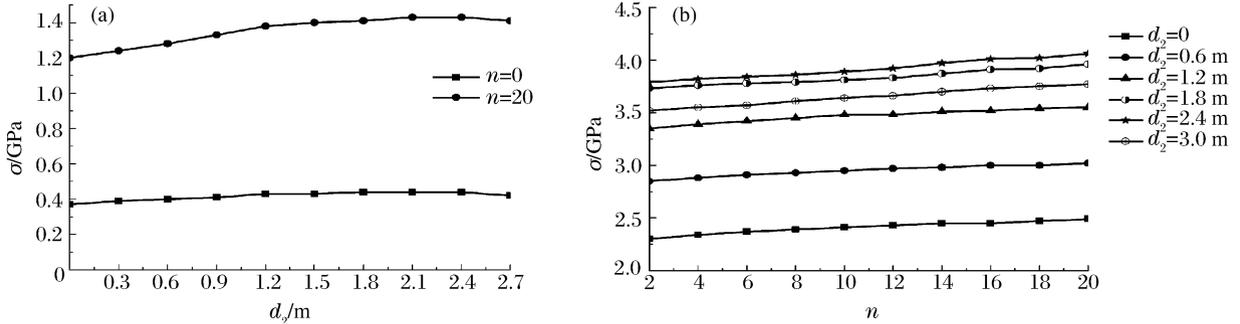


图 7 正应力的模拟结果  
Fig. 7 Simulation results of normal stress

### 6.4 毁伤曲线

图 8(a)所示为无孔状态下爆炸冲击波对导弹目标进行毁伤时的毁伤判据图。如当距离  $d_2=0.6$  m,装药质量  $w$  和炸点距离  $d_1$  在不同条件下,爆炸冲击波对导弹目标造成毁伤的可能性。计算可得,当  $d_1=5.0$  m,  $d_2=0$ ,  $w=3.7$  kg 时,爆炸产生的冲击波能够对导弹目标造成毁伤。如果爆炸当时,各参数状态位于曲线上方区域时,则冲击波能够对导弹目标造成毁伤;反之,则不能。

图 8(b)所示为有孔状态下爆炸冲击波对导弹目标进行毁伤时的毁伤判据图。如当距离  $d_2=0.6$  m,装药质量  $w$  和炸点距离  $d_1$  在不同条件下,爆炸冲击波对导弹目标造成毁伤的可能性。计算可得,当  $d_1=5.0$  m,  $d_2=0$ ,  $w=0.85$  kg 时,爆炸产生的冲击波能够对导弹目标造成毁伤。如果爆炸当时,各参数状态位于曲线上方区域时,则冲击波能够对导弹目标造成毁伤;反之,则不能。

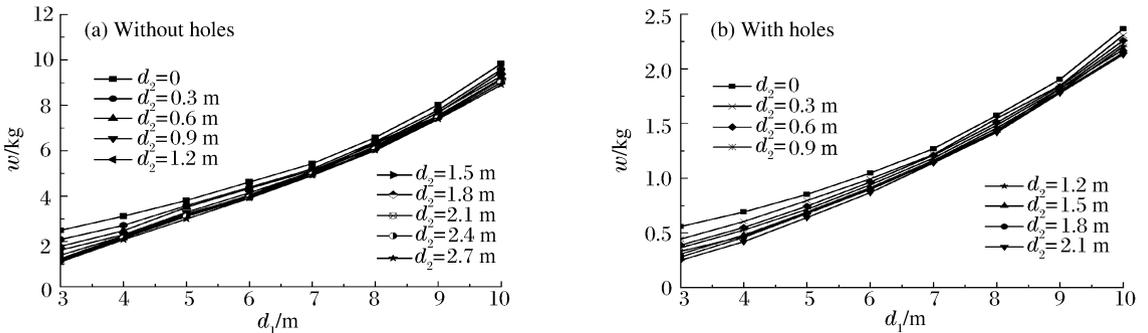


图 8 毁伤判据图  
Fig. 8 Destroy curves

## 7 结 论

(1)在冲击波作用之前,如果导弹体上有破片孔,将使导弹所受应力增加,使导弹的抗毁伤能力降低,导弹的应力增幅与破片的数目及破片孔的大小有关。(2)得到了导弹在受破片击穿前后的毁伤临界曲线,计算数据显示:在炸点位置相同的情况下,如果导弹先被来袭的破片击中并穿孔,则冲击波对它造成毁伤所需的炸药质量要比导弹没有被破片击中的情况下冲击波对导弹造成相同程度的毁伤所需的炸药质量少60%。(3)当装药质量 $w$ 和目标到爆心的轴向距离 $d_2$ 相同时,冲击波要对有孔和无孔情况下的导弹造成相同程度的毁伤,在近区内,有孔情况下的 $d_1$ 值比无孔时的 $d_1$ 值小了65%左右。随着距离的增大,两种情况下的 $d_1$ 值相差越来越小,这是因为,冲击波的毁伤作用随着爆心到目标的距离的增大而急速衰减。

## 参考文献:

- [1] 裴扬,宋笔锋,李占科.爆炸冲击波对目标的毁伤概率算法研究[J].西北工业大学学报,2003,21(6):703-706.  
PEI Yang, SONG Bi-feng, LI Zhan-ke. On improving determination of probability of blast kill of aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2003,21(6):703-706.
- [2] 赵国志,张运法,沈培辉.常规战斗部系统工程设计[M].南京:南京理工大学,2000:246.
- [3] 王儒策,赵国志.弹丸终点效应[M].南京:南京理工大学,1990:55-56.
- [4] 北京工业学院八系.爆炸及其作用[M].北京:国防工业出版社,1979:264-265.
- [5] 张延教.高等动力学[M].南京:南京理工大学,2003:105-112.
- [6] 曲焱拈,盖秉政.多孔有限大弹性薄板弯曲应力集中问题[J].应用力学学报,2008,25(2):198-201.  
QU Yan-zhe, GAI Bing-zheng. Stress concentration in bending lacunar finite plate[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2008,25(2):198-201.

## A preliminary investigation on dynamic analysis models for missile structures subjected to blast wave

CHEN Wen<sup>1,2\*</sup>, ZHANG Qing-ming<sup>1</sup>

- (1. School of Mechatronics Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Chongqing Hongyu Precision Industry Co. Ltd, Chongqing 402760, China)

**Abstract:** The complex problem on damage experienced by missile projects impacted by blast wave was simplified to explore the damage mechanism of the missile structures. Mechanical damage of missile projects was estimated with the dynamics knowledge. A numerical code was developed by taking charge mass of the warhead, the distance between the explosion point and the missile, the surrounding pressure at the explosion altitude, the geometry size of the missile, and the performance of the missile against shock loading into account. A series of numerical calculations were carried out by the newly-developed program code to investigate the damage of the missile by blast wave, which was produced by the warhead in cases of different times, different locations, and different charge masses. The computational results are basically in accord with the theory. This can explain that the adopted model and calculation method are reasonable and they can be used to evaluate the vulnerability of missile projects under blast overpressure.

**Key words:** mechanics of explosion; vulnerability; overpressure; blast wave

\* Corresponding author; CHEN Wen

E-mail address: chenwen4937@163.com