文章编号：1000-5773(2007)03-0311-05

球弹丸超高速碰撞双层板防护结构撞击极限分析*

丁 莉，张 伟，庞宝君，李灿安

（哈尔滨工业大学空间碎片高速撞击研究中心，黑龙江哈尔滨 150080）

摘要：防护结构的撞击极限是空间防护领域的重要研究内容。基于对理想弹塑性薄板的分析，得到了双层板结构的撞击极限方程。所得方程适用于球形弹丸超高速正撞击双层板结构的情况，分析时采用了 Rayleigh-Ritz 法及 Tresca 屈服准则。为验证方程的有效性，对实验进行了预报分析，并且与已有的经验方程的撞击极限曲线进行了对比。结果发现，方程预测结果的准确率为 80%，且所得的撞击极限曲线与已有的经验方程曲线吻合得很好。

关键词：空间防护；解析方法；撞击极限方程；超高速碰撞

中图分类号：O347 **文献标识码**：A

1 引 言

空间碎片或微流星体的高速撞击对航天器的在轨安全运行构成了严重的威胁，尤其是在低地轨道上，对直径在 1 mm 至 10 cm 范围内的空间碎片威胁最大。这是由于该尺寸范围内的空间碎片数目多，且难以被观测到。这些碎片的速度范围在 0～15 km/s[1]，微流星体的速度一般是 10～70 km/s[2]。我国航天事业，特别是载人航天事业的发展，对空间防护设计工程应用提出了迫切要求。为了保障航天器的安全运行，在航天器舱壁外设置薄板结构作为防护屏，已被证实是一种有效的方案。

撞击极限方程是用于描述空间碎片或微流星体撞击防护结构（防护屏及舱壁）后极限破坏状态的方程，是防护研究领域中的重要内容。撞击极限是指防护结构发生失效的临界状态，其定义形式可以是弹丸速度、弹丸尺寸和板厚度等。通过撞击极限方程，在给定撞击速度和方向的情况下，设计者可以得到碎片或微流星体穿透舱壁的最小尺寸。超过这个值，舱壁可以认为被穿透；小于这个尺寸，舱壁则没有被穿透。双层板结构的撞击极限曲线可以分为三段：低速段、中速段与高速段。在低速段，弹丸撞击前板后不发生破碎，且两板之间的距离（也就是防护间距）不影响撞击极限；在中速段，弹丸撞击前板后发生破碎，在板后形成由弹丸和前板材料构成的碎片云；在高速段，弹丸撞击防护板后发生液化或汽化，碎片云由液化或汽化的弹丸和前板材料构成。分段点的速度与弹丸及板的材料性质有关，对于铝合金材料，一般认为第一、第二个分段点的速度分别为 3 km/s 及 7 km/s。

目前对撞击极限的研究方法主要有以下几种。

（1）地基实验模拟：主要是在地面通过高速发射装备，如轻气炮，发射弹丸撞击靶板，得到大量的实验数据。这种方法的缺点在于需要投入大量的人力及物力。

（2）数值模拟：主要是通过程序实现对高速撞击现象的模拟，得到相关数据。数值模拟结果的准确性在很大程度上依赖于材料模型、强度模型以及失效模型的准确性，存在着许多不确定性。

（3）理论分析方法：主要是通过对高速撞击现象的分析建立模型，引入一定的假设，从而得到描述

* **收稿日期**：2006-09-18；**修回日期**：2006-12-27

作者简介：丁 莉（1979—），女，博士研究生，主要从事空间碎片超高速撞击与航天器防护研究工作.
E-mail：dldldingli@yahoo.com.cn

高速撞击的方程。这种方法的缺点在于精度往往相对较低。

Hayashida 和 Robinso 在 2000 年总结了已有的双板结构撞击极限方程[2]并进行了比较，其中包括原 Cour-Palais 方程、修订后的 Cour-Palais 方程、新 Cour-Palais 方程(也称为 Christiansen 方程)、Nysmith方程、Lundeberg-Stern-Bristow 方程、Burch 方程以及 Wilkinson 方程。关于这些方程的详细信息可以参考文献[2]，这里就不再给出。上述方程中的 Cour-Palais 系列方程都是由 NASA 对实验数据回归分析得到的经验方程，并通过不断补充实验数据来提高方程的预报准确度。Christiansen 于 2001 年给出了方程的最新形式[3]，该方程也是到目前为止与实验数据吻合最好的方程。国外通过实验模拟得到的弹丸最高速度约为 12 km/s；国内最高速度约为 7 km/s，从而对高速段撞击极限的研究比较困难。本工作通过理论分析方法，得到了高速段球形弹丸正撞击双板防护结构的撞击极限方程，并通过与实验及 Christiansen 经验方程的对比，验证了本工作方程的有效性。方程基于理想弹塑性板的动力分析，分析时采用了 Rayleigh-Ritz 法及 Tresca 屈服准则。

2 弹丸正撞击双层板结构分析

实验时一般通过轻气炮或者聚能装药发射弹丸(模拟空间碎片或微流星体)撞击不同板结构(模拟防护结构或舱壁)进行研究。因此，本文下面所说的弹丸即为空间碎片或微流星体，前板为防护屏，后板为舱壁。双层板防护结构如图 1 所示，球形弹丸超高速撞击防护屏将产生碎片云团。

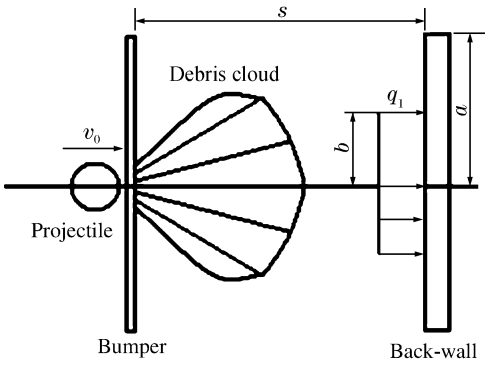


图 1 双板防护结构

Fig. 1 Dual-wall structures

当撞击速度在高速段范围内时，Kinslow 给出如下假设[4]：(1) 碎片云均匀作用在后板上，且作用区域直径为间距的一半；(2) 载荷作用时间很短，承载区迅速获得初速度；(3) 承载区获得的动量为弹丸初始动量的两倍。前两个假设主要是依据高速段撞击实验数据和图片给出。第 3 个假设的依据是：当撞击速度很高时碎片云汽化，如果假设碎片云的动量等于弹丸初始动量，且碎片云粒子与后板之间为理想弹性碰撞，则承载区获得的动量为弹丸初始动量的两倍。

由以上假设可得到撞击后承载区的初速度为

$$v_i = 32 m_p v_0 / \pi s^2 \rho_w t_w \tag{1}$$

式中：m_p 为弹丸质量，v_0 为弹丸撞击速度，s 为间距；ρ_w 为后板密度，t_w 为后板厚度。

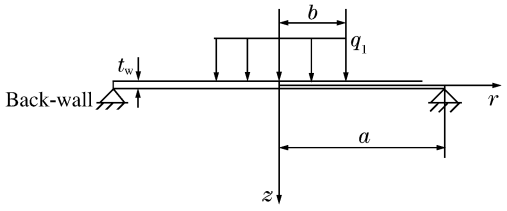


图 2 受分布载荷作用的圆板

Fig. 2 Circular plate subjected to distributed load

由假设(1)，考虑受均布载荷作用的简支圆板结构，如图 2 所示，所受载荷可以表示为

$$p = \begin{cases} q_1 & 0 \leqslant r \leqslant b \\ 0 & b \leqslant r \leqslant a \end{cases} \tag{2}$$

采用 Rayleigh-Ritz 法求解。对板结构有

$$\frac{\partial U}{\partial C_m} = \iint p w_m r \,\mathrm{d}r \mathrm{d}\theta \tag{3}$$

$$U = \frac{1}{2}\iint D\left\{ (\nabla^2 w)^2 - 2(1-\mu)\left[\frac{\partial^2 w}{\partial r^2}\left(\frac{1}{r}\frac{\partial w}{\partial r} + \frac{1}{r^2}\frac{\partial^2 w}{\partial \theta^2} \right) - \left(\frac{1}{r}\frac{\partial^2 w}{\partial r \partial \theta} - \frac{1}{r^2}\frac{\partial w}{\partial \theta} \right)^2 \right] \right\} r \mathrm{d}r \mathrm{d}\theta \tag{4}$$

式中：U 为形变势能，D 为弯曲刚度。

取挠度表达式为

$$w = \sum_m C_m w_m = C_1\left(1 - \frac{r^2}{a^2}\right) + C_2\left(1 - \frac{r^2}{a^2}\right)^2 + C_3\left(1 - \frac{r^2}{a^2}\right)^3 + \cdots \tag{5}$$

满足位移边界条件及轴对称条件 $(w)_{r=a}=0$,$(\mathrm{d}w/\mathrm{d}r)_{r=0}=0$。

为满足工程应用,在(5)式中取两个待定系数,即

$$w=\sum_m C_m w_m=C_1\left(1-\frac{r^2}{a^2}\right)+C_2\left(1-\frac{r^2}{a^2}\right)^2 \tag{6}$$

将(6)式代入(3)式及(4)式,求解系数 C_1 及 C_2 得

$$C_1=\frac{q_1a^2b^2}{8D(1+\mu)}\left(1-\frac{b^2}{2a^2}\right),\quad C_2=\frac{3q_1a^2b^2}{64D}\left(\frac{b^4}{3a^4}-\frac{b^2}{a^2}+1\right) \tag{7}$$

将(7)式代入(6)式并令 $r=0$,得后板中点位移为

$$w_0=\frac{q_1a^2b^2}{8D}\left[\frac{b^4}{8a^4}-\frac{(7+3\mu)}{8(1+\mu)}\frac{b^2}{a^2}+\frac{11+3\mu}{8(1+\mu)}\right] \tag{8}$$

对后板进行动力学分析。由于假设载荷均匀分布,则承载区加速度为[5]

$$a_1=-\frac{p_1\pi b^2}{m_{\mathrm{w}}}=-\frac{p_1\pi b^2}{\rho_{\mathrm{w}}\pi b^2t_{\mathrm{w}}}=-\frac{p_1}{\rho_{\mathrm{w}}t_{\mathrm{w}}},\quad a_1=V\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}w} \tag{9}$$

式中:V 为后板运动速度。

由(9)式得承载区运动微分方程为

$$\mathrm{d}w=-\frac{\rho_{\mathrm{b}}t_{\mathrm{w}}}{p_1}V\mathrm{d}V \tag{10}$$

(10)式中:V 从 v_{i} 到 0、w 从 0 到 w_0 积分,得

$$w_0=\frac{v_i^2\rho_{\mathrm{w}}t_{\mathrm{w}}}{2q_1} \tag{11}$$

将(8)式代入(11)式得

$$\frac{v_i^2\rho_{\mathrm{w}}t_{\mathrm{w}}}{2q_1}=\frac{q_1}{8D}a^2b^2\left[\frac{b^4}{8a^4}-\frac{(7+3\mu)}{8(1+\mu)}\frac{b^2}{a^2}+\frac{11+3\mu}{8(1+\mu)}\right] \tag{12}$$

应用 Tresca 屈服准则,图 2 所示问题的极限载荷为[6]

$$q_0=\frac{3\sigma_{0\mathrm{w}}t_{\mathrm{w}}^2}{2b^2(3-2b/a)} \tag{13}$$

式中:$\sigma_{0\mathrm{w}}$为后板的静态屈服应力。

假设板材料为理想弹塑性,则由(13)式定义板的失效准则为

$$q_1=q_{\mathrm{D}}=\frac{3\sigma_{\mathrm{Dw}}t_{\mathrm{w}}^2}{2b^2(3-2b/a)} \tag{14}$$

式中:σ_{Dw}为后板的动态屈服应力。

将(1)式及(14)式代入(12)式,同时将质量表示为 $m_{\mathrm{p}}=\pi d_{\mathrm{p}}^3\rho_{\mathrm{p}}/6$,$D$ 换为 $D=E_{\mathrm{w}}t_{\mathrm{w}}^3/12(1-\mu^2)$,经过化简得到

$$d_{\mathrm{p}}=\left(\frac{243F}{8192}\right)^{1/6}(1-\mu^2)^{1/6}E_{\mathrm{w}}^{-1/6}\rho_{\mathrm{w}}^{1/6}\rho_{\mathrm{p}}^{-1/3}s^{2/3}t_{\mathrm{w}}^{1/3}\sigma_{\mathrm{Dw}}^{1/3}v_0^{-1/3} \tag{15}$$

式中:

$$F=\frac{a^2}{b^2}\left(3-\frac{2b}{a}\right)^{-2}\left[\frac{b^4}{a^4}-\frac{(7+3\mu)}{(1+\mu)}\frac{b^2}{a^2}+\frac{11+3\mu}{(1+\mu)}\right] \tag{16}$$

由于 F 随 a 的增加而增加,同时 d_{p} 增加,也就是预测的极限弹丸直径增加,从而令 $a\to b$ 时得到的预测结果将是最保守的。因此,将 $a=b$ 及 $b=s/4$(由假设(1)给出)代入(15)式得到

$$d_{\mathrm{p}}=0.556(5-4\mu-\mu^2)^{1/6}E_{\mathrm{w}}^{-1/6}\rho_{\mathrm{w}}^{1/6}\rho_{\mathrm{p}}^{-1/3}s^{2/3}t_{\mathrm{w}}^{1/3}\sigma_{\mathrm{Dw}}^{1/3}v_0^{-1/3} \tag{17}$$

即为撞击极限方程。

3　预报结果比较与分析

图 3 是方程(17)的预测结果与实验结果的对比。实验数据来源于 NASA 的 JSC 中心[7]。后板材料为 2024Al 或 6061Al,弹丸为铝或铝合金,速度范围为 7～7.7 km/s。图中横轴是撞击速度,纵轴是实

验弹丸直径与预测弹丸直径的比值。图中的点为实验点,其中实心点表示实验时后板被穿透,空心点表示实验时后板未被穿透。图中直线表示实验弹丸直径与预测极限弹丸直径的比值为 1,直线下方部分为后板未被穿透区域,上方为后板被穿透区域。通过图 3 可以看出,在方程(17)对 30 组数据的预测结果中,有 24 组数据符合实验结果,准确率为 80%。

Christiansen[8] 在 1993 年给出了高、中、低 3 个速度段撞击极限的经验方程,并且与不同速度段的实验数据进行了对比,准确率为 77%。其高速段的方程表达形式如(18)式

$$d_{\mathrm{p}}=0.354t_{\mathrm{w}}^{1/3}\rho_{\mathrm{w}}^{1/3}s^{2/3}\rho_{\mathrm{p}}^{-1/3}(\sigma_{0\mathrm{w}}/275.79)^{1/6}v_0^{-1/3} \tag{18}$$

2001 年 Christiansen[3] 给出了修正后的经验方程,预报结果准确率为 90%。其高速段的方程表达形式如(19)式。

$$d_{\mathrm{p}}=k_{\mathrm{h}}\rho_{\mathrm{p}}^{-1/3}\rho_{\mathrm{b}}^{-1/9}s^{1/2}(t_{\mathrm{w}}\rho_{\mathrm{w}})^{2/3}(\sigma_{0\mathrm{w}}/70)^{1/3}v_0^{-2/3} \tag{19}$$

式中:$k_{\mathrm{h}}=1.35$。当 $t_{\mathrm{b}}/(t_{\mathrm{w}}^{2/3}s^{1/2})<0.126$ 时,$k_{\mathrm{h}}=7.451t_{\mathrm{b}}/(t_{\mathrm{w}}^{2/3}s^{1/2})+0.411$。

图 4 是由本工作方程计算所得的撞击极限曲线与原 Christiansen 方程及修正后的方程所得曲线的比较。图中实线为本文中方程(17)的计算结果,虚线为原 Christiansen 方程(18)的结果,点划线为修正后的 Christiansen 方程(19)的结果。曲线下方部分为后板未被穿透区域,上方为后板被穿透区域。

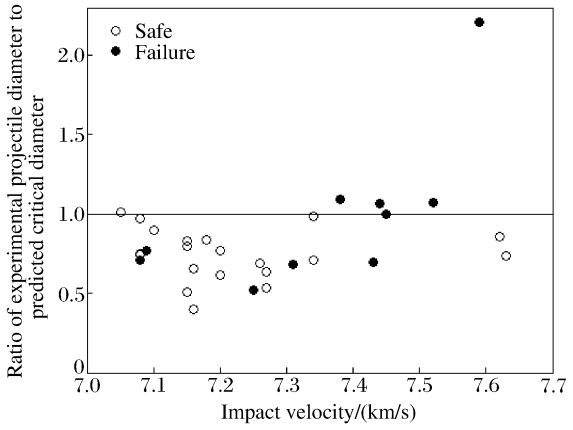


图 3 方程预测结果与实验的对比

Fig. 3 Predictions from Eq. (17) for 30 testse

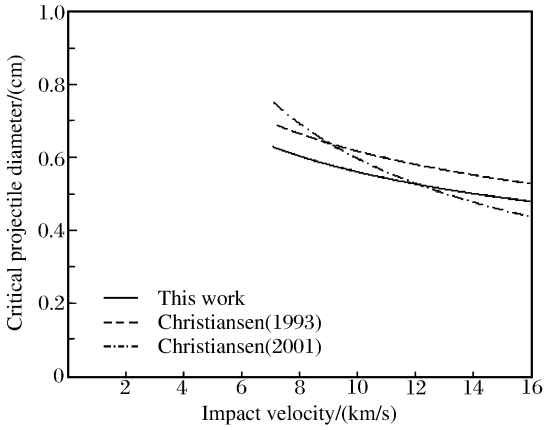


图 4 撞击极限弹丸直径曲线

Fig. 4 Critical projectile diameter curves

表 1 是代入方程计算时所使用的参数值,弹丸及板材料都为铝合金,板厚度及板间距参考了国际空间站防护结构的尺寸。在计算时,本工作方程采用由 Angel 及 Smith[9] 给出的铝合金材料关于动态与静态屈服极限之间的关系,确定动态屈服极限 σ_{Dw},即 $\sigma_{\mathrm{Dw}}=4.5\sigma_{0\mathrm{w}}$。

表 1 计算所用参数值

Table 1 Parameters used in calculations

t_{w}/(cm)	s/(cm)	$\sigma_{0\mathrm{w}}$/(MPa)	E_{w}/(GPa)	ρ_{p}/(g/cm^3)	ρ_{b}/(g/cm^3)	ρ_{w}/(g/cm^3)
0.48	10.7	275	69	2.8	2.7	2.7

观察发现,本工作方程与 Christiansen 的原经验方程形式相近,相同参数如后板厚度、弹丸初始速度以及密度的指数相同。由图 4 可以看出,本工作计算所得的曲线始终低于原 Christiansen 方程的曲线,即预测结果较保守,两者差距约为 0.05 cm;与修正后的 Christiansen 方程的曲线在速度约为 12 km/s的地方相交。

4 结 论

已有撞击极限方程大都是通过对实验或数值计算结果进行拟合得出的经验方程,目前通过实验所

能达到的速度受到限制。如果采用理论分析方法,可以节省实验中所需消耗的大量人力和物力。

本工作通过解析方法,得到了弹丸正撞击双板防护结构高速段的撞击极限方程,对 30 组实验数据进行预测的准确率为 80%。计算得到的撞击极限预报曲线与已有的经验方程的预报曲线吻合很好,且偏差小。

今后的工作是结合更多的实验数据,对本工作的方程进行修正,并验证其有效性,这也有赖于实验技术的进一步发展。

References:

[1] Telitchev I Y. Analysis of Burst Conditions of Shielded Pressure Vessels Subjected to Space Debris Impact [J]. Journal of Pressure Vessel Technology, 2005, 127: 179-183.

[2] Hayashida K B, Robinso J H. Double-Plate Penetration Equations [R]. Alabama: NASA, TM-2000-209907, 2000.

[3] Christiansen E L, Kerr J H. Ballistic Limit Equations for Spacecraft Shielding [J]. Int J Impact Eng, 2001, 26: 93-104.

[4] Kinslow R. High-Velocity Impact Phenomena [M]. New York: Academic Press, 1970.

[5] Bañuelos J S C. Ballistic Limit Equation for Hypervelocity Impact on Composite-Orthotropic Materials [D]. Houston: Rice University, 2003.

[6] Yu T X. Plastic Mechanics [M]. Beijing: Higher Education Press, 1989. (in Chinese)
余同希. 塑性力学 [M]. 北京:高等教育出版社, 1989.

[7] Christiansen E L. Meteoroid/Debris Shielding [R]. Houston: NASA, TP-2003-210788, 2003.

[8] Christiansen E L. Design and Performance Equations for Advanced Meteoroid and Debris Shield [J]. Int J Impact Eng, 1993, 14: 145-156.

[9] Angel Y C, Smith J P. Critical Response of Shielded Plates Subjected to Hypervelocity Impact [J]. Int J Impact Eng, 1993, 14: 25-35.

Ballistic Limit Analysis for Projectiles Impacting on Dual Wall Structures at Hypervelocity

DING Li, ZHANG Wei, PANG Bao-Jun, LI Can-An

(*Hypervelocity Impact Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin* 150080, *China*)

Abstract: The potential threat from meteoroids and orbital debris particles impacting on pressurized spacecraft prompted a study of ballistic limit analysis. The paper presents a new analytical ballistic limit equation for sphere projectiles normal impacting on thin plates. This equation applies to cases of hypervelocity impacts on dual wall structures. The developed equation is based on theoretical analysis of a perfectly elastic plastic plate. The Rayleigh-Ritz method was used. To test the validity, we predicted 30 tests by the equation. It was found that there are 24 predictions corresponding to the tests. Curve is presented for the critical projectile diameter versus the projectile velocity. The curve is in good agreement with curves that have been developed by Christiansen.

Key words: shield structure; analytical method; ballistic limit equation; hypervelocity impact