文章编号：1000-5773(2009)01-0059-06

碎片云动量特性数值仿真研究*

迟润强，管公顺，庞宝君，张 伟，唐 颀

（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：铝合金球形弹丸高速撞击薄铝板时，会造成薄铝板穿孔并自身发生破碎，在铝板前后两侧产生碎片云，分别为反溅碎片云和穿透碎片云。反溅碎片云及穿透碎片云具有各自的动量特性，对其动量特性的研究有助于为碎片云理论建模提供依据。采用 AUTODYN V6.0 软件对直径为 6.35 mm 的 Al 1100-O 球形弹丸高速正撞击 6 种厚度的 Al 6061-T6 薄板进行了数值仿真计算，撞击速度为 1.0～5.0 km/s。得到上述两种碎片云的动量，确定了动量值随撞击速度 v 及薄板厚度 δ 的变化规律。同时，利用仿真得到的动量数据，采用多元回归方法，分别建立了两种碎片云动量模型。最后，对美国国家航空航天局（NASA）报告给出的 7 种工况下的撞击实验进行了数值仿真计算，并将动量值与实验结果进行了比较，得到的比较结果可用以分析数值仿真的有效性。

关键词：动量；碎片云；超高速撞击；数值仿真；空间碎片；破碎

中图分类号：V423.41；O347.3 **文献标识码**：A

1 引 言

微流星体及空间碎片的超高速撞击将可能损伤航天器的关键系统，进而导致航天器发生灾难性失效，威胁航天器的安全运行，有关防护微流星体和空间碎片超高速撞击的研究已得到国内外的高度重视[1-2]。航天器防护微流星体及空间碎片撞击的一个典型方案是，在航天器舱壁外一定距离处放置一层薄板防护屏，即所谓的 Whipple 防护[1]。另外，在 Whipple 防护的基础上，还发展了许多种其它的防护方案，并已应用于工程实践[3]。对航天器防护结构进行防护性能实验研究时，通常采用球形弹丸[4]。在一定条件下，当弹丸高速撞击模拟防护屏的薄板时，将穿透薄板并破碎成很多小碎片，即产生碎片云，包括穿过薄板的穿透碎片云和向薄板前方反溅的反溅碎片云，如图 1 所示。国际上对碎片云的物理性质，如速度分布、质量分布等，在理论上进行过一些研究[5-6]，但都假设只产生穿透碎片云，并且穿透碎片云的动量与弹丸的初始动量相等，忽略了在撞击过程因为支撑系统对弹丸产生冲量而导致碎片云总动量的减少以及反溅碎片云的动量。为了完善碎片云特性理论分析方法，对航天器损伤进行精确评估并优化防护结构，有必要对碎片云的动量特性进行研究。美国国家航空航天局（NASA）曾对超高速撞击

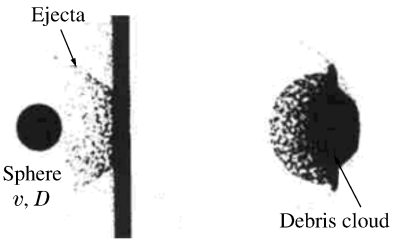


图 1 碎片云的 X 光照片[4]

Fig. 1 Debris cloud and ejecta imaged by flash radiography[4]

* **收稿日期**：2008-04-15；**修回日期**：2008-07-10

作者简介：迟润强（1979—），男，博士研究生，主要从事超高速撞击动力学理论、实验及航天器空间碎片防护等研究. E-mail：chirq@hit.edu.cn

产生的碎片云的动量特性进行过少量实验研究,得到了几种工况下的碎片云动量,但受实验设备的限制而使结果精确度低、稳定性差,存在一定误差,并且未给出碎片云动量值随撞击条件的变化规律[7]。

计算机仿真作为一个辅助手段,在空间碎片超高速撞击效应研究中具有重要作用,它不仅能弥补实验设备条件之不足并为实验提供指导,还可以更充分地了解撞击的全过程以及超高速撞击现象的内在机理,可以直接获取碎片云的动量值。常用的方法包括拉格朗日(Lagrange)、欧拉(Euler)、拉格朗日-欧拉耦合(ALE)以及光滑质点流体动力学(SPH)法等。拉格朗日法在计算大变形事件时,网格变形严重,并需要网格重分,导致计算精度下降,甚至计算失败。欧拉法难以跟踪界面位置,具有计算时间长和强度(失效)状态和位移历程关系计算精度差等缺点。对超高速撞击大变形、高应变率现象的仿真,最有效的方法是 SPH 法;采用 SPH 法和标准材料模型可以得到与实验非常一致的结果[8-12]。而超高速撞击数值仿真的有效性,在很大程度上取决于所选用的材料模型。铝合金等金属材料的材料模型和相关数据得到了深入研究,具有很高的置信度[8-12]。

本工作研究球形弹丸高速撞击薄板并发生穿透时碎片云动量的特性,采用 AUTODYN V6.0 软件中的 SPH 方法,对撞击过程进行了数值仿真,得到了碎片云动量随撞击速度 v 及薄板厚度 δ 的变化规律,并采用回归分析方法,建立了碎片云动量的数学模型。数值仿真中只采用了一种弹丸尺寸,未考虑其影响。为了验证数值仿真的有效性,将文献[7]中所给出的 7 种工况的超高速撞击实验进行了数值仿真计算,并将计算结果与实验结果进行了对比分析。

2 数值仿真方案

采用 AUTODYN V6.0 软件对直径为 6.35 mm 的 Al 1100-O 球形弹丸超高速正撞击 6 种厚度的 Al6061-T6 薄板进行了 54 次数值仿真,如图 2 所示。所有工况的参数见表 1。

表 1 仿真工况的参数

Table 1 Physical parameters of simulations

Physical parameters	Values
Shield thickness δ/(mm)	0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0
Sphere diameter d/(mm)	6.35
Impact velocity v/(km/s)	1.0,1.5,2.0,2.5,3.0,3.5,4.0,4.5,5.0
Shield material	Al 6061-T6
Sphere material	Al 1100-O

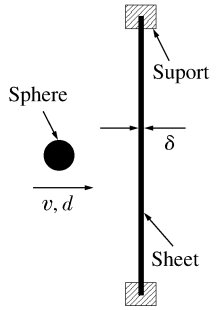


图 2 数值仿真工况

Fig. 2 Simulation set-up

所有仿真计算均采用 AUTODYN V6.0 中的光滑粒子动力学(SPH)方法。采用的材料模型分别为:Shock 状态方程、Steinberg-Guinan 强度模型、最大主应力失效模型。根据 AUTODYN 公司为欧空局提供的超高速撞击数值仿真报告[10],材料 Al 1100-O、Al 6061-T6 的最大拉应力分别为 1.0 GPa 和 2.6 GPa,其它数据均采用标准 AUTODYN 材料库的数据。

利用 AUTODYN V6.0 进行仿真计算时,由材料的时间历程数据,可以直接得到反溅碎片云及穿透碎片云在每一步计算结束时的动量。通过计算仿真发现,当计算步数达到 15 000 时,各工况的两种碎片云均已完全脱离薄板,不受外力影响,可以作为数据统计的时间点。本工作所有撞击工况的碎片云动量均取计算步数为 15 000 时的值,作为统一的比较分析标准。

3 数值仿真结果及分析

3.1 撞击过程中的动量转换

如前所述,弹丸高速撞击薄板时,大部分弹丸材料将穿透薄板,并且与部分破碎的薄板材料共同向前运动,形成穿透碎片云;同时,有少量弹丸与薄板材料从薄板前表面反溅,形成反溅碎片云。根据动量

守恒定理,弹丸初始动量将转化为 3 部分,即穿透碎片云动量 M_d,反溅碎片云动量 M_e 和薄板支撑系统所受冲量 M',如下式

$$M_s = M_d + M_e + M' \tag{1}$$

式中:M_s 为弹丸初始动量,$M_d + M_e$ 为碎片云总动量。(1)式中的各动量均为代数值,以弹丸飞行方向为正。

3.2　穿透碎片云的动量

由数值仿真得到的穿透碎片云动量比 M_d/M_s 如图 3 所示。设 M_d/M_s 与撞击速度 v 呈幂函数关系,δ 的变化影响幂函数中的各个系数。以 v、δ 为自变量,对 M_d/M_s 进行多元非线性回归,得到的方程形式为

$$M_d/M_s = A_1(v - v_c)^{B_1} \tag{2}$$

式中:v_c 为薄板发生临界穿透的撞击速度(单位为 km/s),其与 A_1、B_1 均为 δ 的函数。当撞击速度 v 大于 v_c 时,才会产生穿透碎片云。

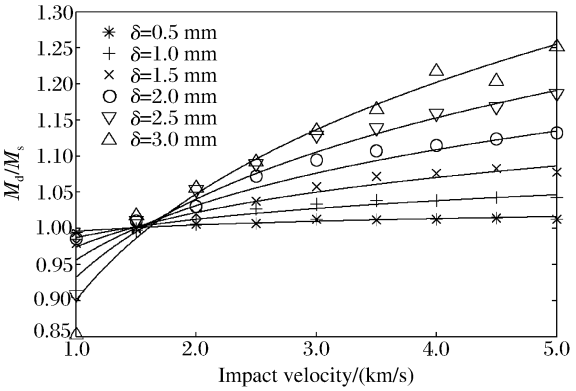


图 3　穿透碎片云动量比

Fig. 3　Debris cloud momentum ratio

根据 NASA 最新对 Apollo 计划提出的 Burton Cour-Palais 单板经验方程进行修改后的 JSC 方程[13],可以得到使薄板发生临界穿透的撞击速度 v_c。具体方程如下。

成坑深度

$$P = 293.18 d^{19/18} H_B^{-0.25} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t}\right)^{0.5} \left(\frac{v_n}{c}\right)^{2/3} \tag{3}$$

剥落极限

$$\delta_s = 2.2P \tag{4}$$

式中:P 为单层板成坑深度(cm),δ_s 为单层板剥落极限厚度(cm),d 为弹丸直径(cm),ρ_p 和 ρ_t 分别为弹丸和单层板密度(g/cm^3),H_B 为单层板的布氏硬度(Pa),v_n 为弹丸撞击速度的法向分量(km/s),c 为单层板材料的声速(km/s)。由(3)式和(4)式可得单层板的弹道极限方程为

$$d = \left[1.55 \times 10^{-4} \delta H_B^{0.25} \left(\frac{\rho_t}{\rho_p}\right)^{0.5} \left(\frac{c}{v_c}\right)^{2/3}\right]^{18/19} \tag{5}$$

式中:v_c 为薄板发生临界穿透的撞击速度(km/s),δ 为薄板厚度(mm)。本文所使用的相应材料性质参数为:d=0.635 cm,H_B=7.154×10^8 Pa,ρ_p=2.701 g/cm^3,ρ_t=2.703 g/cm^3,c=5.24 km/s。将参数代入(5)式,得到 v_c 与 δ 之间的关系为

$$v_c = 0.0434\delta^{1.5} \tag{6}$$

根据(2)式,对于不同的板厚 δ,由数值仿真数据均可分别回归得到 A_1、B_1 的具体值;然后以 δ 为自变量,用最小二乘法对 A_1、B_1 分别进行回归,可得到二者与 δ 的关系,如(7)式、(8)式所示

$$A_1 = 1 - 0.0116\delta^{1.4449} \tag{7}$$

$$B_1 = 0.0356\delta^{1.4875} \tag{8}$$

式中:δ 为薄板厚度(mm)。将(6)式、(7)式、(8)式代入(2)式,即可得到穿透碎片云动量比 M_d/M_s 的完整表达式。

为了便于计算,每次对一元非线性方程中的待定参数进行回归分析时,均首先将一元非线性问题通过变量变换转化为一元线性问题,然后再进行一元线性回归。求得参数值后,即采用 F 检验法对一元线性方程进行显著性检验,具体方法见文献[14]。通过检验发现,所有线性方程在显著性水平 α=0.01 下显著。

根据上述回归方程,穿透碎片云动量比 M_d/M_s 具有以下特性。

(1) 对任意的板厚 δ,当撞击速度 v 增加并达到 v_c 时,薄板发生临界穿透,v 继续小幅度地增加,使大部分弹丸材料完全穿透薄板,其动量接近于弹丸的初始动量,M_d/M_s 随撞击速度 v 的增加而迅速增大,直至接近于 1。此阶段定义为 M_d/M_s 快速变化阶段。

(2) 随着撞击速度的增加,当 $M_d/M_s>1$ 时,其变化速度明显降低,继续增大并超过 1,此阶段定义为 M_d/M_s 缓慢变化阶段。

(3) 由于板厚 δ 不同,上述两个阶段无统一的界限点,但都接近于 $M_d/M_s=1$ 时的情况;多数情况下,在 M_d/M_s 快速变化阶段,对任意的撞击速度 v,穿透碎片云动量比 M_d/M_s 随 δ 的增大而减小;在 M_d/M_s 缓慢变化阶段,对任意的撞击速度 v,穿透碎片云动量比 M_d/M_s 随 δ 的增加而增大。

以上特性适用于本工作所研究的撞击条件范围。

3.3 反溅碎片云的动量

数值仿真得到的反溅碎片云动量比 M_e/M_s 如图 4 所示,对其进行分析,可初步得到如下结论。(1) 当 δ 不变时,反溅碎片云动量比 M_e/M_s 的绝对值随撞击速度 v 的增加而增大;(2) 当 v 不变时,反溅碎片云动量比 M_e/M_s 的绝对值随 δ 的增加而增大。

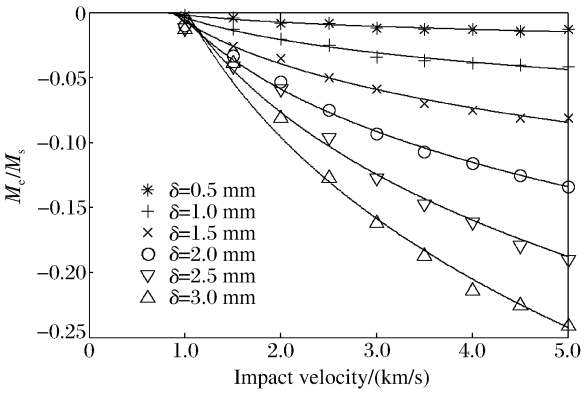


图 4 反溅碎片云动量比

Fig. 4 Ejecta momentum ratio

根据实验及理论分析,弹丸撞击薄板产生的圆锥形反溅碎片云主要由薄板材料组成[4]。当固定直径的球形弹丸以不变的速度撞击薄板时,随着薄板厚度 δ 的增加,由于薄板中的激波及膨胀波的作用,反溅碎片云的质量将相应增加,动量绝对值亦增加,与数值仿真结果一致。根据数值仿真得到的反溅碎片云动量值,采用如(9)式的方程形式对 M_e/M_s 随 v 及 δ 变化进行描述

$$M_e/M_s=A_2v^{B_2}+1 \tag{9}$$

式中:A_2、B_2 均为 δ 的函数,随板厚不同而具有不同的值。采用与上节相同的方法,对 A_2、B_2 进行回归,得到二者与 δ 的关系如(10)式和(11)式所示

$$A_2=\begin{cases}-0.0047\delta-0.9994 & \delta\leqslant 1.58\ \text{mm}\\ 0.0071\delta-1.0180 & \delta>1.58\ \text{mm}\end{cases} \tag{10}$$

$$B_2=0.0242\delta^{1.6041} \tag{11}$$

上述方程适用于本工作所研究的撞击条件范围。通过 F 显著性检验表明,本节所涉及到的所有一元线性方程在显著性水平 $\alpha=0.01$ 下显著。

多数文献中对碎片云进行理论建模时,忽略了反溅碎片云的动量,只假定穿透碎片云的动量等于弹丸初始动量。从本部分所得到的结论看,当 v 及 δ 增加时,反溅碎片云动量与弹丸初始动量的比值呈幂函数增加,最高接近于 0.25。由此可见,这时的反溅碎片云动量是不可忽略的。

4 数值仿真结果与实验结果的比较

由于高速撞击实验的不稳定性以及动量测量设备的不完善,利用实验方法精确得到碎片云的动量难度很大,国内外对此所进行的实验研究非常有限,只有极少数文献提及此方面。文献[7]介绍了 NASA 碎片云动量测量设备的研制情况及构造特点,给出了在设备研制过程中所进行的若干次实验及所测得的每次实验中反溅碎片云的动量,但由于测量设备的不完善,测量结果存在一定误差。研究人员用二级轻气炮发射直径为 7.95 mm、6.35 mm 的 Al 1100-O 球形弹丸分别撞击厚度为 1.0 mm、2.0 mm的 Al 6061-T6 薄板,名义撞击速度分别是 6.0 km/s、7.2 km/s,得到反溅碎片云的动量比 M_e/M_s 见表 2。

表 2　反溅碎片云动量的实验结果与数值仿真结果比较

Table 2　Comparison between experimental and numerical values of M_e/M_s

No.	Sphere diameter /(mm)	Shield thickness /(mm)	Impact velocity /(km/s)	M_e/M_s (Experimental)	M_e/M_s (Numerical)
1	6.35	1.0	6.0	−0.070	−0.046
2	6.35	2.0	6.0	−0.200	−0.152
3	6.35	2.0	7.2	−0.150	−0.160
4	7.95	1.0	6.0	−0.060	−0.033
5	7.95	1.0	7.2	−0.050	−0.032
6	7.95	2.0	6.0	−0.180	−0.107
7	7.95	2.0	7.2	−0.150	−0.109

尽管上述实验数据存在一定误差,但为了验证本工作数值仿真方法在一定程度上的有效性,采用与前文相同的方法与材料参数,对上述实验进行了数值仿真,得到的反溅碎片云的动量比 M_e/M_s 见表 2,并将数值仿真结果与实验结果进行了比较。通过比较可知,工况 3 的结果比较接近;其它工况下的实验结果均大于数值仿真结果,相差的幅度比较集中,处于 27%至 45%之间,且在两种结果中,M_e/M_s 的值随撞击条件的变化规律是一致的。实验设备、方法的不完善以及数值仿真中材料参数的误差均可能使上述实验与数值仿真结果之间产生误差。分析表明,本工作的数值仿真结果在研究动量值随撞击条件变化规律方面是有效的,利用此结果所建立的两种碎片云动量的方程形式是符合实际规律的,但计算所得到的动量值比实际动量值小,这可能是由实验与数值仿真两方面的误差造成的。

5　结　论

通过对 Al 1100-O 球形弹丸正撞击 Al 6061-T6 薄板产生的碎片云的动量特性进行数值仿真研究,得到撞击工况为 1.0 km/s$\leqslant v\leqslant$5.0 km/s,0.5 mm$\leqslant\delta\leqslant$3.0 mm 时反溅碎片云及穿透碎片云的动量特性;采用相同的方法和材料模型计算了 NASA 动量实验中 7 种工况下的撞击,将计算结果与实验结果进行了对比。具体得到如下结论。

(1) 用多元非线性回归方程描述了反溅碎片云及穿透碎片云动量与撞击速度 v 及薄板厚度 δ 的关系。

(2) 对任意的板厚 δ, 随撞击速度 v 的增加而增大,并呈幂函数关系。将其增大的过程分为两个阶段:快速变化阶段及缓慢变化阶段;在快速变化阶段,对任意的撞击速度 v, M_d/M_s 随 δ 的增加而减小;在缓慢变化阶段,M_d/M_s 随 δ 的增加而增大。

(3) 反溅碎片云动量比 M_e/M_s 的绝对值分别随 v 及 δ 的增加而增大。

(4) 对比 NASA 实验所得动量结果可见:本工作所建立的两种碎片云动量模型的方程形式符合实际规律,但其中具体参数还需修改,数值仿真结果比实验结果偏小的具体原因还需深入研究。

(5) 本工作得到的结论可为金属弹丸超高速正撞击金属薄板的研究提供参考,并为碎片云理论建模提供依据,建立更精确的碎片云特性模型。

References:

[1] Zhang W, Pang B J, Zou J X, et al. Meteoroid and Space Debris Shielding Concepts for Spacecraft [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1999, 32(2): 18-22. (in Chinese)
张　伟, 庞宝君, 邹经湘, 等. 航天器微流星体及空间碎片防护方案 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 1999, 32(2): 18-22.

[2] Bernhard P P, Christiansen E L, Hyde J, et al. Hypervelocity Impact Damage into Space Shuttle Surfaces [J]. Int J Impact Eng, 1995, 17(1-3): 57-68.

[3] Christiansen E L. Enhanced Meteoroid and Orbital Debris Shielding [J]. Int J Impact Eng, 1995, 17(1-3): 217-228.

[4] Piekutowski A J. Formation and Description of Debris Cloud Produced by Hypervelocity Impact [R]. USA: NASA

Marshall Space Flight Center,1996.

[5] Schonberg W P,Ebrahim A R. Modeling Oblique Hypervelocity Impact Phenomena Using Elementary Shock Physics [J]. Int J Impact Eng,1999,23(1):823-834.

[6] Schäfer F K. An Engineering Fragmentation Model for the Impact of Spherical Projectiles on Thin Metallic Plates [J]. Int J Impact Eng,2006,33(1-12):745-762.

[7] Zee R. Physics of Debris Clouds from Hypervelocity Impacts [R]. USA:NASA Marshall Space Flight Center,1993.

[8] Hiermaier S,Konke D,Stilp A J,et al. Computational Simulation of the Hypervelocity Impact of Al-Sphere on Thin Plates of Different Materials [J]. Int J Impact Eng,1997,20(1-5):363-374.

[9] Hayhurst C J,Hiermaier S J,Clegg R A,et al. Development of Material Models for Nextel and Kevlar-Epoxy for High Pressure and Strain Rates [J]. Int J Impact Eng,1999,23(1):365-376.

[10] Hayhurst C J,Livingstone I H. Advanced Numerical Simulations for Hypervelocity Impact [R]. USA:Century Dynamics Incorporated,1998.

[11] Zhang W,Pang B J,Jia B,et al. Numerical Simulation of Debris Cloud Produced by Hypervelocity Impact of Projectile on Bumper [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics,2004,18(1):47-52. (in Chinese)
张 伟,庞宝君,贾 斌,等. 弹丸超高速撞击防护屏碎片云数值模拟 [J]. 高压物理学报,2004,18(1):47-52.

[12] AUTODYN Users Manual Revision 6.0 [Z]. Concord,CA94520 USA:Century Dynamics Incorporated,2005.

[13] Christiansen E L. Shielding Sizing and Response Equations [R]. USA:NASA Johnson Space Center,1991.

[14] Zhou Y Z,Jiang F H. The Regression Analysis of the Experimental Data and the Remarkable Examination [J]. Physical Experiment of College,2001,14(4):43-46. (in Chinese)
周玉珠,姜奉华. 实验数据的一元线性回归分析及其显著性检验 [J]. 大学物理实验,2001,14(4):43-46.

Models for Momentum of Debris Cloud and Ejecta Produced by Hypervelocity Impacts of Aluminum Spheres with Thin Aluminum Sheets

CHI Run-Qiang,GUAN Gong-Shun,PANG Bao-Jun,ZHANG Wei,TANG Qi

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

Abstract: Debris clouds produced by the normal impact of an aluminum alloy sphere with an aluminum alloy sheet can scatter flying downrange, as well as an ejecta veil is produced at the same time. The momentum of debris clouds and ejecta are necessary to create the debris clouds and ejecta theoretical models. 54 numerical simulations were performed using the SPH (smoothed particle hydrodynamics) technique in AUTODYN-2D, in which 6.35 mm diameter of 1100-O aluminum spheres impacted six thicknesses of 6061-T6 aluminum sheets at velocities ranging from 1.0 km/s to 5.0 km/s. Using the data from the numerical simulations, two respective regression models are developed for characterizing the momentum of debris clouds and ejecta produced by impacts with 1.0km/s$\leqslant v \leqslant$5.0 km/s, 0.5 mm $\leqslant\delta\leqslant$3.0 mm. In the two models, the independent variables are the impact velocity, v, and the thickness of the sphere, t, while the dependent variables are the momentum ratios (ratios of debris clouds momentum and ejecta momentum to sphere momentum). The effects of v and δ on the momentum of debris clouds and ejecta are investigated. Seven additional numerical simulations in the same way as above were carried out and values obtained are compared with the experimental data of NASA to evaluate the performance of the simulation.

Key words: momentum; debris clouds; hypervelocity impact; numerical simulation; space debris; fragmentation