文章编号：1000-5773(2006)01-0001-05

弹丸超高速撞击铝靶成坑数值模拟*

张 伟，马文来，马志涛，庞宝君

（哈尔滨工业大学航天学院，黑龙江哈尔滨 150001）

摘要：低地球轨道的各类航天器易受到微流星体及空间碎片的超高速撞击，损伤航天器飞行关键系统，进而导致航天器发生灾难性的失效。微流星体及空间碎片防护结构设计，是航天器设计的一个重要问题。采用 AUTODYN 软件进行了弹丸超高速正撞击及斜撞击铝靶成坑的数值模拟，给出了二维及三维模拟结果。研究了弹丸密度、弹丸形状、板厚度、弹丸速度、弹丸直径和弹丸撞击入射角等对靶成坑的影响。模拟结果同实验结果进行了比较，模拟的成坑形状和特征尺寸同实验相吻合。验证了数值模拟方法的有效性。

关键词：航天器；空间碎片；超高速撞击；数值模拟

中图分类号：V423；O347；O242 **文献标识码**：A

1 引 言

微流星体及空间碎片的超高速撞击严重威胁航天器的安全在轨运行，造成航天器损伤及发生灾难性失效的事例已发生多起，有关防护微流星体和空间碎片超高速撞击的研究，得到了国内外的高度重视[1]，并基于 1947 年 Whipple 提出的 Whipple 防护，通过超高速撞击实验及数值模拟，进行了大量航天器防护结构和防护性能的研究工作，发展了各种防护结构，并用于航天器微流星体及空间碎片的防护[2-3]。超高速撞击靶件将产生成坑、剥落和穿孔等损伤，确定影响超高速撞击成坑过程的主要因素是非常必要的。而预报这样复杂的现象，数值模拟是非常有效的方法。弹丸的密度是现在问题的一个主要因素。而低地球轨道空间碎片的形状是多种多样的，研究弹丸形状对超高速撞击成坑过程的影响是非常重要的。超高速撞击实验的速度限制及费用比较高，超高速撞击数值模拟成为防护结构和防护性能研究的有效方法。常用的方法有拉格朗日(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。欧拉法难以跟踪界面位置，具有计算时间长、强度(失效)状态和位移历程关系计算精度差等缺点；拉氏法当网格变形严重时需要网格重分，引入侵蚀算法可以很好地加以解决。SPH 法更适合超高速撞击这样大变形、高应变率现象的数值模拟。本工作采用 AUTODYN 软件进行了弹丸超高速正撞击及斜撞击铝靶成坑的数值模拟。给出了二维及三维模拟结果。研究了弹丸密度、弹丸形状、板厚度、弹丸速度、弹丸直径和弹丸撞击入射角等对铝靶成坑的影响。模拟结果同实验结果进行了比较，模拟的成坑形状和特征尺寸同实验结果相吻合。验证了数值模拟方法的有效性。

2 弹丸超高速撞击靶板损伤形态

弹丸超高速正撞击厚板将产生圆形成坑，超高速斜撞击厚板随撞击入射角的增加将产生椭圆形坑[4-7]，如图 1 所示。在图 1 中，左端为斜撞击的成坑形态，右端为正撞击的成坑形态，在弹坑的周围具有飞边，D_c 表示弹坑直径，T_c 表示弹坑深度，$D_{c_{max}}$ 表示斜撞击沿弹丸撞击方向的最大弹坑直径，$D_{c_{min}}$ 表

* **收稿日期**：2004-12-05；**修回日期**：2005-01-18

基金项目：国家空间碎片专项研究项目资助

作者简介：张 伟(1964—)，男，博士，教授，博士生导师，主要研究方向为超高速撞击动力学理论、实验及数值模拟.
E-mail：zhdawei@hit.edu.cn

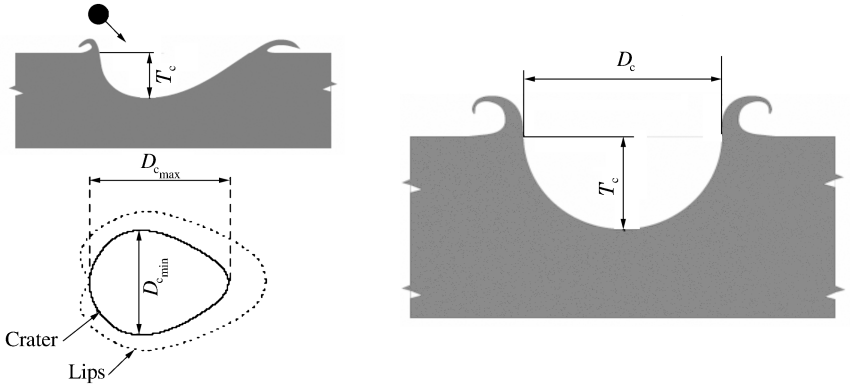


图 1 靶板损伤形态

Fig. 1 Morphology of damaged target

示弹坑的最小直径。

3 数值模拟的材料模型和数据

弹丸和靶板的材料模型在实验室撞击条件下(撞击速度在 8 km/s 以下)采用 Mie-Grüneisen (Shock) 状态方程,强度模型采用 Johnson-Cook 模型和 Steinberg-Guinan 模型。而失效模型采用最大拉应力。失效应力对弹丸撞击靶板后发生层裂和剥落的影响是比较大的[7]。2017、1100-0、6061-T62、2024 合金铝的最大拉应力分别采用 1 GPa 、1 GPa、2.6 GPa 和 2.5 GPa。熔化对靶件响应的影响通过在强度模型中引入热软化指数加以考虑。在实验室以上速度撞击的数值模拟采用 Tillotson 状态方程和流体动力学强度模型。材料模型的数据采用标准 AUTODYN 库数据[8]。

4 数值模拟结果及分析

4.1 弹丸密度对成坑的影响

弹丸密度对成坑影响的研究采用质量均为 0.32 g,直径分别为 8、6、4.2 mm 的环氧树脂、1100 铝和钢球形弹丸。正撞击速度为 6.6 km/s。靶板为半无限厚 1100 铝。AUTODYN-2D SPH 法数值模拟结果与实验结果[4]的比较如图 2 所示。图 2(a)、图 2(b)和图 2(c)的实验成坑深度分别为 15、16.5、21.5 mm;数值模拟的坑深分别为 15.81、16.97、22.4 mm。可见随着弹丸密度的增加,撞击产生的坑深增加。模拟结果与实验结果吻合得比较好。

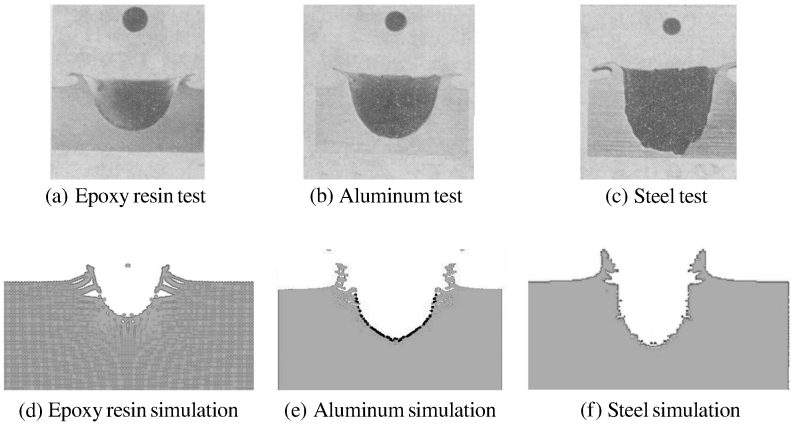


图 2 弹丸密度对成坑的影响(60 μs)

Fig. 2 Effect of projectile density on crater at 60 μs

4.2　弹丸形状对成坑的影响

大量的超高速撞击实验研究采用固体球形弹丸模拟空间碎片对航天器的威胁,但其它形状弹丸超高速撞击对靶板所造成损伤的影响是比较大的。靶板为半无限厚 1100 铝板,弹丸为 2017 铝,正撞击速度为 6.6 km/s。弹丸具有相同的质量 0.32 g,但其形状不同。弹丸分别为直径 6.6 mm、长 1.8 mm 的盘状,6 mm 直径的球和直径 4 mm、长 9 mm 的柱状。盘状和柱状弹丸沿其轴线撞击靶板。AUTODYN-2D SPH 法数值模拟结果与实验结果[4]的比较如图 3 所示。图 3(a)、图 3(b)和图 3(c)的实验成坑深度分别为 11.43、16.5、25 mm;数值模拟的坑深分别为 11.76、16.97、20.15 mm,成坑直径分别为 23.2、25.56、26.2 mm。可见盘状弹丸的坑深小,而柱状弹丸的坑深比较大,即随着弹丸长径比的增大坑深增大。弹丸撞击的成坑直径随弹丸长径比的增加变化不大。柱状弹丸撞击实验与数值模拟坑深结果的差别较大,主要原因是实验柱状弹丸其尾部形状的影响。

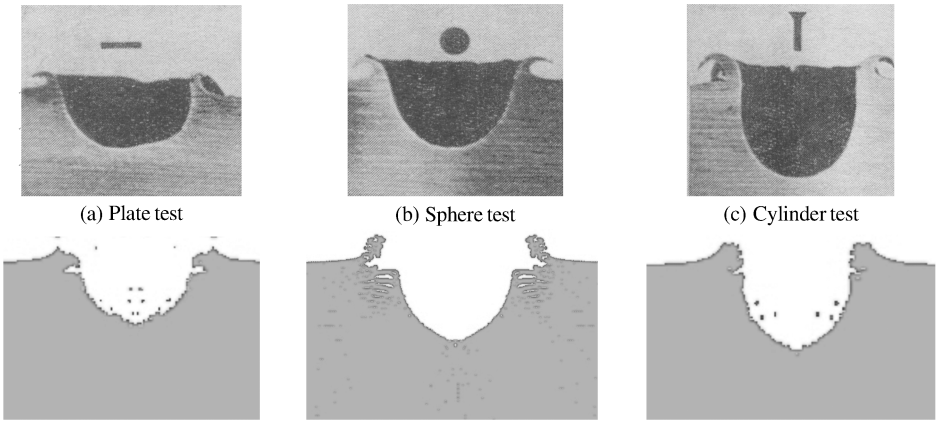


图 3　弹丸形状对成坑的影响(60 μs)

Fig. 3　Effect of projectile shape on crater at 60 μs

4.3　板厚度对成坑的影响

板厚度对成坑的影响研究采用直径为 3.18 mm 的 1100 铝弹丸,以 7.4 km/s 的速度正撞击 2024-T3 铝合金板,板的厚度分别为 51、14、13、10 mm。AUTODYN-2D SPH 法数值模拟结果与实验结果[4]的比较如图 4 所示。图 4(a)、图 4(b)和图 4(c)的实验成坑深度分别为 6.6、6.9、7.9 mm;数值模拟的坑深分别为 7.17、7.30、7.94 mm,成坑直径分别为 12.12、11.50、11.30 mm。由图可见,当板厚度为 51 mm 时,发生成坑并不发生剥落;板厚在 14 mm 和 13 mm 之间时,成坑同时发生层裂和剥落;而在板厚度为 10 mm 时,发生穿孔。模拟结果与实验结果吻合得比较好。

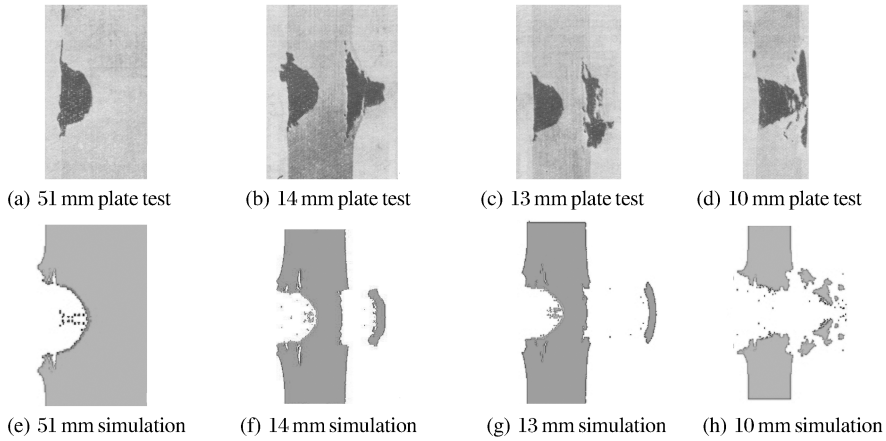


图 4　不同板厚度对成坑的影响(60 μs)

Fig. 4　Effect of plate thickness on crater at 60 μs

4.4 撞击速度对成坑的影响

弹丸材料为 1100 铝，直径为 6 mm，正撞击速度分别为 3、6.6、12 km/s，6061 铝合金板的厚度为 100 mm。用 AUTODYN-2D 的 SPH 法模拟，得到板的成坑直径分别为 14.22、20.04、28.40 mm；板的坑深分别为 5.68、11.35、19.70 mm。板的成坑直径和坑深随弹丸直径的变化及与文献[5]给出的经验预报模型的比较如图 5 所示。可见随弹丸速度的增加，成坑直径和坑深增加，都与其实验结果符合得比较好。

4.5 弹丸直径对成坑的影响

弹丸材料为 1100 铝，直径分别为 3、6、10 mm，正撞击速度为 6.6 km/s，6061 铝合金板的厚度为 100 mm。用 AUTODYN-2D 的 SPH 法模拟，得到板的成坑直径分别为 10.7、20.04、33.6 mm；板的坑深分别为 6.32、11.35、18.06 mm。板的成坑直径和坑深随弹丸直径的变化及与文献[5]给出的经验预报模型的比较如图 6 所示。可见随弹丸直径的增加，成坑直径和坑深增加，与实验结果符合得比较好。

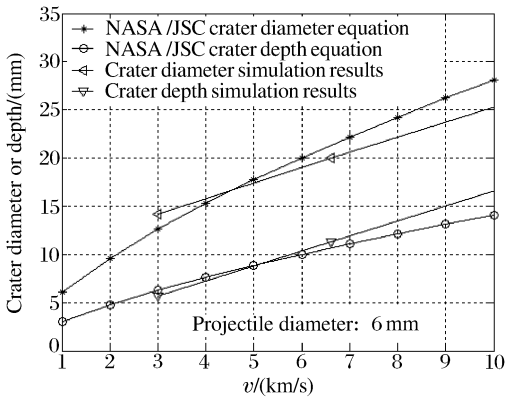


图 5 撞击速度对成坑的影响

Fig. 5 Effect of impact velocity on crater

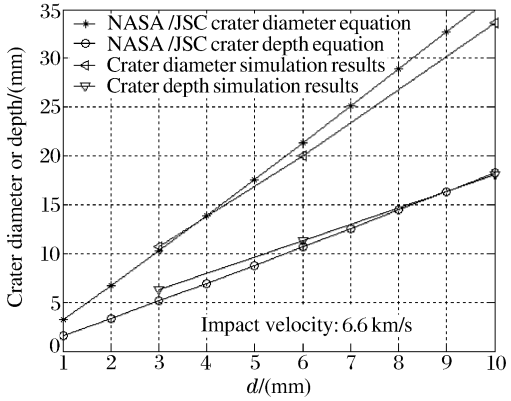


图 6 弹丸直径对成坑的影响

Fig. 6 Effect of projectile diameter on crater

4.6 弹丸撞击入射角对成坑的影响

弹丸撞击入射角对成坑的影响采用 AUTODYN-3D 的 Lagrange 法，引入侵蚀算法并剔除了侵蚀的结点。采用的侵蚀应变为 150%。撞击速度为 6.6 km/s，2017 铝合金弹丸直径为 6.01 mm，1100 铝合金靶件的厚度为 50 mm。撞击入射角为 0°、45°、60°、70°和 80°。弹丸从右上方斜撞击靶板，数值模拟的结果如图 7 和图 8 所示。由图可见，随撞击入射角的增加，坑深减小，而坑的长度增加，当弹丸的撞击入射角大于 70°时产生滑弹，出现了多弹坑。这与文献[5,6]的实验结果是吻合的。

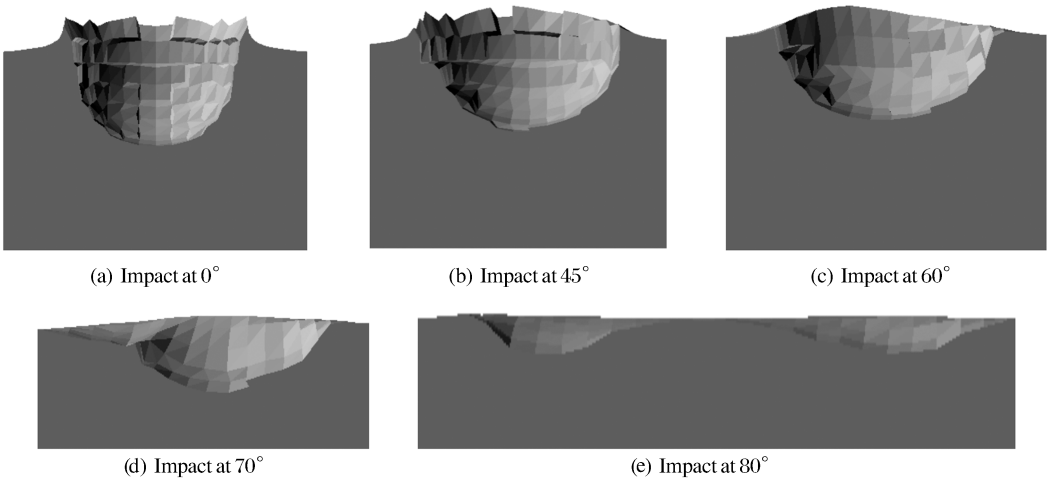


图 7 撞击入射角对成坑的影响

Fig. 7 Effect of impact angle on crater

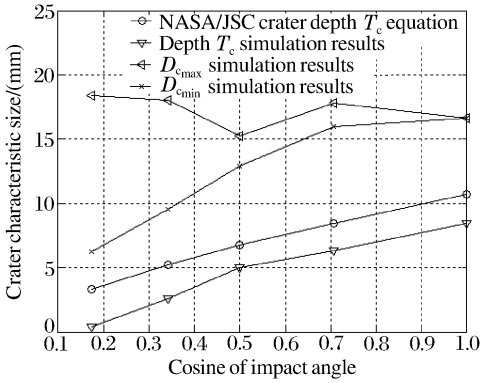


图 8　不同撞击入射角弹坑特征尺寸

Fig. 8　Characteristics sizes at different impact obliquity angles

5　结 束 语

通过弹丸超高速撞击铝靶板成坑数值模拟结果与实验结果的比较,可以得到如下的结论:

(1) 数值模拟结果与实验结果从成坑形状和特征尺寸上吻合得比较好。

(2) 在弹丸质量和速度相同的条件下,密度越大弹坑的深度越大。

(3) 在弹丸质量和速度相同的条件下,弹丸的长径比越大,弹丸的撞击成坑深度越大;弹丸撞击的成坑直径随弹丸长径比的增加变化不大。

(4) 弹丸撞击的成坑直径和深度随弹丸直径和速度的增大而增大。

(5) 当板厚与弹丸直径的比小于约 4.5 时出现层裂和剥落;小于约 3.0 时出现穿孔。

(6) 斜撞击的成坑长度随撞击入射角的增大而增大,成坑的短轴直径和坑深随撞击入射角的增大而减小;当撞击入射角大于 70°时,产生多弹坑损伤。

References:

[1] Min G R, Xiao M X. Reliability Design of Spacecraft Module Wall against Meteoroid Perforation [J]. Chinese Space Science and Technology, 1986, (6): 45-48. (in Chinese)
闵桂荣,肖名鑫. 防止微流星击穿航天器舱壁的可靠性设计 [J]. 中国空间科学技术,1986,(6):45-48.

[2] 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.

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

[4] Gehring J W. Engineering Considerations [A]. //Kinslow R. High-Velocity Impact Phenomena [C]. New York: Academic Press, 1970: 463-512.

[5] Hayashida K B, Robinson J H. Single Wall Penetration Equations [R]. NASA-CR 3190, 1983: 8-12.

[6] Christiansen E L, Cykowski E, Ortega J. Highly Oblique Impact into Thick and Thin Targets [J]. Int J Impact Eng, 1993, 14: 157-168.

[7] Hayhurst C J, Ranson H J, Gardner D J, et al. Modelling of Micro-Particle Hypervelocity Oblique Impacts on Thick Targets [J]. Int J Impact Eng, 1995, 17: 375-386.

[8] AUTODYN Users Manual Revision 4.3 [CP]. San Ramon, CA94583 USA: Century Dynamics, Incorporated, 2003.

Numerical Simulation of Craters Produced by Projectile Hypervelocity Impact on Aluminum Targets

ZHANG Wei, MA Wen-Lai, MA Zhi-Tao, PANG Bao-Jun

(*School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin* 150001, *China*)

Abstract: All spacecrafts in low orbit are subject to hypervelocity impacts by meteoroids and space debris. These impacts can damage spacecraft flight-critical systems, which can in turn lead to catastrophic failure of the spacecraft. In order to ensure the astronauts safety and spacecraft normal operation, the design of meteoroids and space debris protection configuration become an important problem of spacecraft design. The numerical simulation of craters produced by projectile hypervelocity impact on aluminum targets at normal and oblique angles have been carried out using the AUTODYN hydro-codes in this paper. The results using two and three-dimensional simulations are given. The effect of projectile density, shapes, target thickness, projectile diameter, impact velocity and angles etc. on crater has been investigated. The simulation results are compared with experimental results, and the simulated crater shapes and characteristic sizes are consistent very well with experimental results. The validation of numerical simulation method has been verified.

Key words: spacecraft; space debris; hypervelocity impact; numerical simulation