文章编号：1000-5773(2004)01-0047-06

弹丸超高速撞击防护屏碎片云数值模拟*

张 伟，庞宝君，贾 斌，曲焱喆

（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。这些撞击损伤航天器飞行的关键系统，进而导致航天器发生灾难性失效。为了保证航天员的安全及航天器的正常运行，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防护屏所产生碎片云的SPH法数值模拟，给出了二维及三维模拟结果；研究了防护屏厚度、弹丸形状、撞击速度以及材料模型等对碎片云的影响。模拟结果同高质量实验研究的结果进行了比较，模拟的碎片云形状和碎片云特征点的速度同实验相吻合。验证了数值模拟方法的有效性。

关键词：微流星体；空间碎片；超高速撞击；碎片云；数值模拟；光滑质点流体动力学

中图分类号：V423.42；O347 **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，通过高速撞击实验及数值模拟进行了大量航天器防护结构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]。因为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，具有计算时间长和强度(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，导致计算精度下降，甚至计算失败。而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，是最有效的方法，是一种无网格的拉格朗日法，比其它方法具有更大的实用性。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[4~6]。而超高速撞击数值模拟的有效性，在很大程度上取决于防护结构的材料模型。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[4~7]。本研究采用AUTODYN软件进行了弹丸撞击防护屏所产生碎片云的二维及三维超高速正撞击及斜撞击SPH法数值模拟，研究了防护屏厚度、弹丸形状、撞击速度、材料模型以及质点大小等对碎片云的影响，并同实验研究的结果进行了比较，验证了数值模拟方法的有效性。

2 弹丸撞击防护屏碎片云实验研究结果

弹丸超高速撞击防护屏将产生碎片云。而对碎片云研究的主要方法是采用高速摄影系统对碎片云的产生和发展进行观测，进而确定碎片云中一些特征点的速度、弹丸破碎的尺寸及其分布。碎片云组成

* **收稿日期**：2003-06-17；**修回日期**：2003-09-22

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，副教授，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

及实验研究的方案如图 1 所示，碎片云由内部结构和外壳组成。弹丸的尺寸及形状、防护屏厚度 h 以及弹丸的撞击速度 v 是研究的基本变量。数值模拟的质量和有效性取决于模拟的结果同现有高质量实验数据的比较。现有的实验数据基本上是8 km/s以下速度铝合金防护结构超高速撞击实验的结果。而满足这种要求的公开数据最典型的是 Piekutowski 进行的大量实验[8]。其所进行的实验有描述弹丸超高速撞击铝合金防护屏所产生碎片云特性的大量高质量 X 光照片和数据，而且碎片云中碎片的速度、破碎的尺寸及其分布也得到了高精度的测量。用这些照片和数据可以评价数值模拟所产生碎片云质量的好坏。文献[8]的实验主要包括两部分：防护屏厚度 h 变化，而弹丸直径 d 和撞击速度 v 不变，分别为 9.53 mm 和约 6.7 km/s，h/d 从 0.026～0.424 变化；h/d 为 0.049，而撞击速度从3.77 km/s到 7.23 km/s 变化。

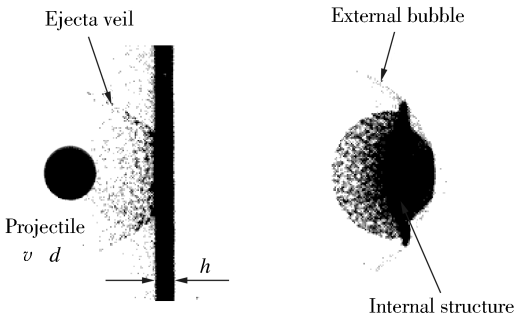


图 1 碎片云组成及实验方案

Fig. 1 Elements of debris cloud and experimental setup

3 数值模拟的材料模型和数据

弹丸和防护屏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主应力。失效应力对弹丸撞击防护屏后破碎产生碎片云和舱壁(靶件)响应的影响是比较大的，不同铝合金弹丸撞击防护屏后所得碎片云的破碎尺寸和数量是不同的[8]。2024-T3Al、1100-0Al、6061-T6Al 和 2219-T851Al 的最大拉应力分别为 2.5 GPa、1 GPa、2.6 GPa 和 2.25 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、Puff 状态方程和流体动力学强度模型。材料模型的数据输入采用标准 AUTODYN 库数据[7]。

4 数值模拟结果及分析

4.1 防护屏厚度对碎片云的影响

弹丸为 9.53 mm 直径的 2017-T4 铝球，撞击厚度分别为 0.8 mm、1.549 mm 和 4.039 mm 的 6061-T6 铝合金防护屏，速度分别为 6.68 km/s、6.71 km/s 和 6.68 km/s。三种数值模拟的工况分别对应文献[8]的 4-1289、4-1291 和 4-1353。状态方程为 Shock 状态方程，强度模型为 Johnson-Cook 模型，失效模型为最大主应力。7.2 μs 时材料位置的 SPH 二维模拟结果及实验碎片云照片如图 2 所示。由图可见，数值模拟结果同实验结果符合得比较好。弹丸撞击薄的防护屏，弹丸碎片云比较集中，由防护屏材料所组成的碎片云外壳比较薄；而撞击厚的防护屏弹丸碎片比较分散，碎片云外壳比较厚。

4.2 质点直径对碎片云的影响

针对 4-1291 的工况，采用不同的质点直径进行了数值模拟。数值模拟的结果如图 3 所示。图中给出了不同质点直径的二维轴对称模拟结果和相应的二维 X 光三维结果。二维模拟的三维图通过绕对称轴的旋转而得到，可以看到质点的三维分布，有助于模拟结果同实验结果的定性比较。防护屏厚度的质点直径越小，模拟的结果越好。

4.3 弹丸形状对碎片云的影响

弹丸形状对碎片云的影响采用文献[8]的工况 4-1515、4-1553、4-1554 和 4-1511 进行模拟，是不同形状锌弹丸正撞击 0.965 mm 锌板，速度分别是 4.98 km/s、5.22 km/s、4.97 km/s 和 5.01 km/s。锌弹丸分别是直径 5.766 mm 的球体，直径 5.055 mm、高 5.055 mm 的圆柱，直径 3.988 mm、长 14.148 mm 的杆和直径 13 mm、厚 0.759 mm 的圆盘。球形、圆柱和圆盘弹丸的质量相同，而杆状弹丸的质量是其它质量的 1.7 倍。SPH 模拟结果和实验结果的比较如图 4 所示，符合得比较好。由图可见，圆盘弹丸破碎比较好，其内部有由弹丸和防护屏材料小碎片组成的孔隙柱；而杆状弹丸未完全破碎，仍有完整的后部存在。

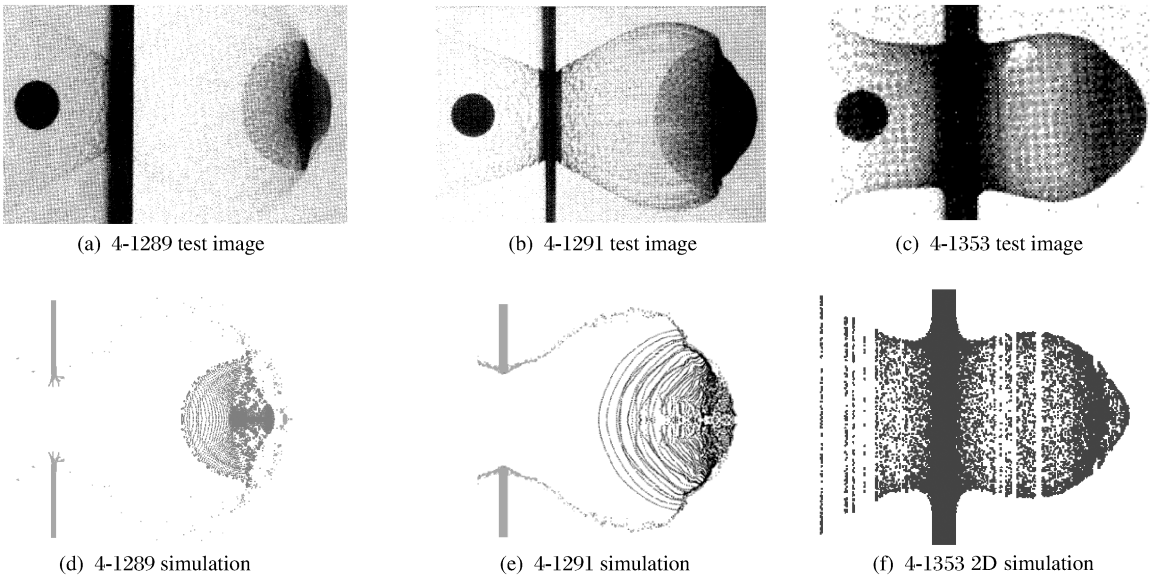


图 2　7.2 μs 时不同工况二维 SPH 数值模拟碎片云结果及实验 X 光照片

Fig. 2　Experimental radiographs and corresponding 2D simulated plots of different cases at 7.2 μs

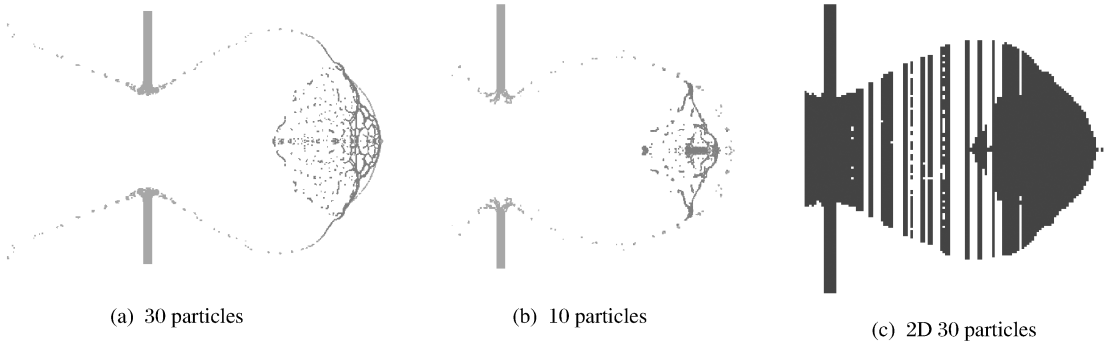


图 3　工况 4-1291 在 7.2 μs 时防护屏厚度质点直径不同 SPH 数值模拟结果

Fig. 3　Simulation results with different particle diameter through bumper of case 4-1291 at 7.2 μs

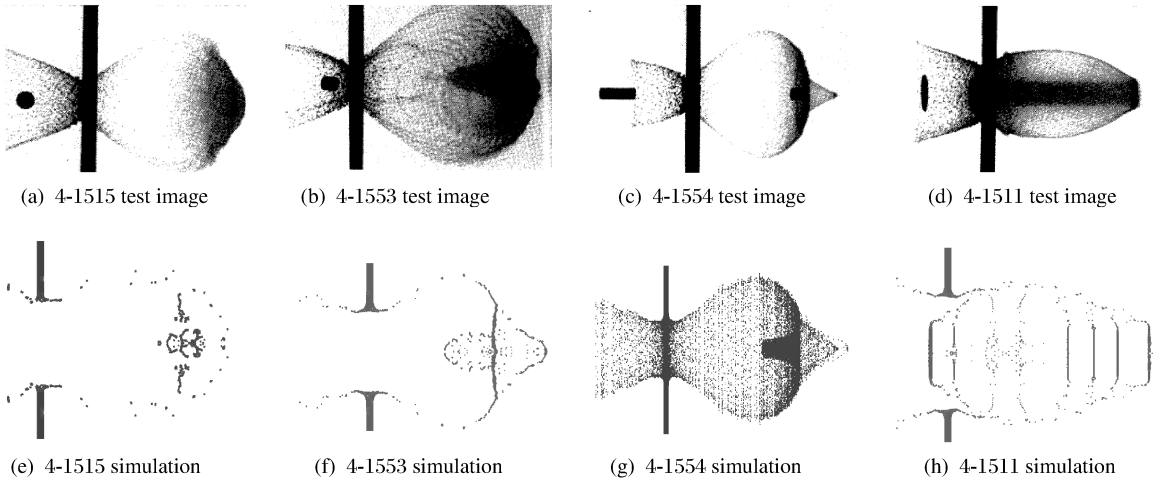


图 4　7.2 μs 时不同形状弹丸数值模拟结果及实验 X 光照片

Fig. 4　Experimental radiographs and corresponding simulated plots with different shapes projectile at 7.2 μs

4.4 状态方程对碎片云的影响

不同材料模型对碎片云影响的模拟结果如图 5 所示，图中给出了弹丸直径为 9.53mm 的 2017-T4 铝球，撞击厚度为 2 mm 的 6061-T6 铝合金防护屏，速度为 12 km/s，质点直径为 0.2 mm，即防护屏厚度方向有 10 个质点。状态方程分别为 Tillotson、Puff 和 Shock 状态方程。计算得到的防护屏穿孔直径分别为 23.6 mm、21 mm 和 21.6 mm，三种碎片云的宽与长比分别为 0.81、0.84 和 0.77。由图可见，采用流体状态方程 Tillotson 和 Puff 碎片云的径向膨胀比较大，碎片云颗粒细小分散，而采用不考虑流体的 Shock 状态方程，其碎片云的膨胀小，碎片云颗粒大且比较集中。应针对不同工况采用相应的状态方程。

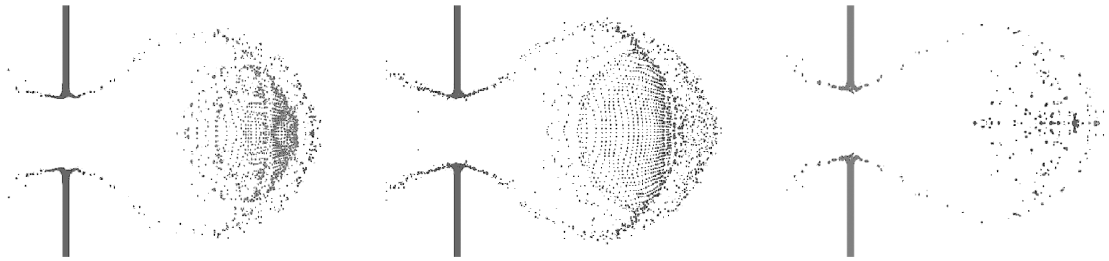


图 5 7.2 μs 时不同状态方程 SPH 数值模拟结果

Fig. 5 Simulation results with different equation of state at 7.2 μs

4.5 强度模型对碎片云的影响

针对工况 4-1291，采用 Shock 状态方程，防护屏厚度由 10 个质点组成，材料强度模型分别为 Johnson-Cook、Steinberg-Guinan 和流体模型，其模拟结果如图 6 所示。由图 6 可见，采用三种强度模型对碎片云的影响并不大，碎片云的膨胀和速度受强度的影响不大，都与其实验结果符合得比较好。

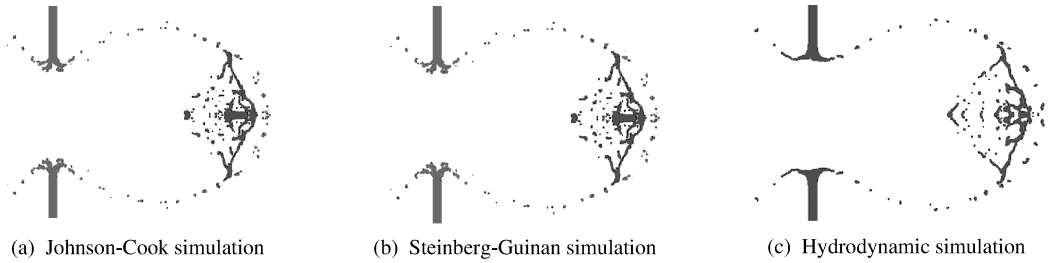


图 6 7.2 μs 时不同强度模型 SPH 数值模拟结果

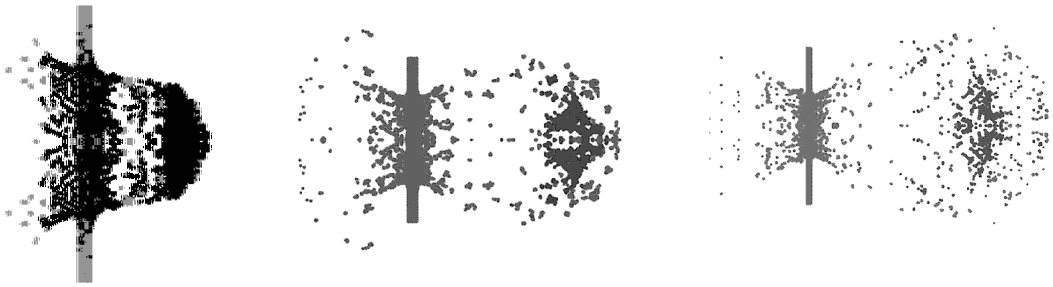
Fig. 6 Simulation results with different strength models at 7.2 μs

4.6 弹丸撞击速度对碎片云的影响

弹丸撞击速度对碎片云的影响，采用 9.53 mm 直径的 2017-T4 铝球撞击厚度为 2 mm 的 6061-T6 铝合金防护屏，速度分别为 3.1 km/s、8 km/s 和 12 km/s。前两种速度采用 Shock 状态方程，而后一种采用 Tillotson 状态方程。数值模拟结果如图 7 所示。由图可见，随撞击速度的增加，弹丸破碎加剧，在 12 km/s 速度时，碎片云轴向和径向膨胀都比较大，碎片云颗粒细小。

4.7 碎片云不同特征点速度模拟结果与实验结果比较

碎片云的特征点如图 8 所示，①点代表碎片云前端速度，②点代表碎片云质心速度点，④点表示碎片云后端速度点，这些点的速度通过测量其至防护屏前表面的距离及撞击后所用的时间加以确定。工况 4-1289 和 4-1291 在约 20 μs 时的特征点速度的模拟计算结果和实验测试结果的比较见表 1，模拟计算结果与实验结果符合得较好。



(a) Simulation result at 3.1 km/s　(b) Simulation result at 8 km/s　(c) Simulation result at 12 km/s

图 7　7.2 μs 时不同撞击速度碎片云三维数值模拟结果

Fig. 7　3D simulation results of debris cloud with different impact velocity at 7.2 μs

表 1　实验碎片云速度与模拟结果的比较

Table 1　Comparison of experimental debris cloud velocities and simulation results

Axial velocity/(km/s)	Point ①	Point ②	Point ④
Experiment 4-1289	6.60	6.4	4.9
Simulation 4-1289	6.75	6.4	4.7
Experiment 4-1291	6.30	6.1	3.9
Simulation 4-1291	6.30	6.3	3.9

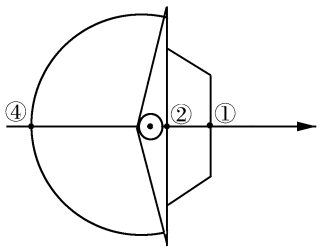
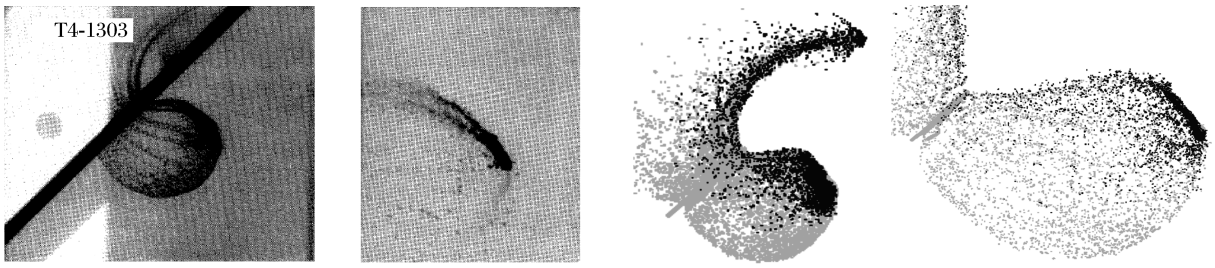


图 8　碎片云速度特征点

Fig. 8　Characteristic velocity points of debris cloud

4.8　斜撞击碎片云模拟

针对文献[8]的实验工况 T4-1303 进行了高速斜撞击数值模拟,该工况为直径 9.53 mm 的 2017-T4 铝球以 45 °入射角和 6.56 km/s 的速度撞击厚 1.143 mm 的 6061-T6 铝防护屏,实验的 X 光图及三维模拟结果如图 9 所示。由图可见,数值模拟和实验结果吻合得比较好。



(a) Experimental radiograph at 6.6 μs　(b) Experimental radiograph at 22.6 μs　(c) Simulation result at 6.6 μs　(d) Simulation result at 22.6 μs

图 9　6.6 μs 和 22.6 μs 时实验 X 光照片及三维模拟材料位置

Fig. 9　Experimental radiographs and corresponding simulated material location plots at 6.6 μs and 22.6 μs

5　结 束 语

通过弹丸超高速撞击防护屏所产生碎片云数值模拟结果与实验研究结果的比较可以看到,光滑质点流体动力学法非常适合超高速撞击问题。防护屏厚度变化、弹丸形状变化、速度变化以及材料模型的变化等,即使二维模拟也都能很好地描述碎片云的发生与发展。模拟结果与实验研究结果符合得比较好。SPH 法是航天器防护结构超高速撞击数值模拟的有效方法和工具。

感谢世纪动力公司 Chris X. Quan 博士的技术支持及帮助。

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 Engng, 1995, 17: 217－228.

[4] Hiermaier S, Konke D, Stilp A J, et al. Computational Simulation of the Hypervelocity Impact of Al-Spheres on Thin Plates of Different Materials [J]. Int J Impact Engng, 1997, 20: 363－374.

[5] Hayhurst C J, Clegg R A. Cylindrically Symmetric SPH Simulations of Hypervelocity Impacts on Thin Plates [J]. Int J Impact Engng, 1997, 20: 337－348.

[6] 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 Engng, 1999, 23: 365－376.

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

[8] Piekutowski A J. Formation and Description of Debris Cloud Produced by Hypervelocity Impact [R]. 4707, 1996.

[9] Piekutowski A J. Characteristics of Debris Clouds Produced by Hypervelocity Impact of Aluminum Spheres with Thin Aluminum Plates [J]. Int J Impact Engng, 1993, 14, 573－586.

Numerical Simulation of Debris Cloud Produced by Hypervelocity Impact of Projectile on Bumper

ZHANG Wei, PANG Bao-Jun, JIA Bin, QU Yan-Zhe

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

Abstract: All spacecraft 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 simulations of debris cloud produced by projectile hypervelocity impact on bumper at normal and oblique angles have been carried out using the SPH (smoothed particle hydrodynamics) technique of AUTODYN hydro-codes in this paper. The results using two and three-dimensional simulations are given. The effect of bumper thickness, projectile shape, impact velocity and material models etc. on debris cloud has been investigated. The simulation results are compared with experimental results, and the simulated debris cloud shapes and debris cloud characteristic points velocity are consistent very well with experimental results.

Key words: meteoroid; space debris; hypervelocity impact; debris clouds; numerical simulation; smoothed particle hydrodynamics