

9-18-2020

Numerical Research on Ballistic Limit of Whipple Shield in High-Velocity Range

Yixiao Li

Beijing Institute of Mechanical Equipment, Beijing 100854, China;

Shengjie Wang

Beijing Institute of Mechanical Equipment, Beijing 100854, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Numerical Research on Ballistic Limit of Whipple Shield in High-Velocity Range

Abstract

Abstract: Limited by the acceleration ability of two-stage light gas guns, few hypervelocity impact experiment of Whipple shield with projectile speed higher than 8 km/s has been performed. The ballistic limit equations can't fully describe the protection ability of Whipple shield in high-velocity range because of the lack of experimental data. *GRAY three-phase equation of state is used in the material point method calculation program to simulate the penetration of thick target plate and the high-velocity impact of Whipple shield. The numerical result of Whipple shield ballistic limit shows that the ballistic limit in high-velocity range is higher than the forecasting of traditional ballistic limit equations.* This result is valuable for the design of spacecraft protection structure.

Keywords

hypervelocity impact, material point method, ballistic limit, whipple shield

Recommended Citation

Li Yixiao, Wang Shengjie. Numerical Research on Ballistic Limit of Whipple Shield in High-Velocity Range[J]. Journal of System Simulation, 2020, 32(9): 1705-1710.

Whipple 防护结构高速区弹道极限数值模拟研究

李依潇, 王生捷

(北京机械设备研究所, 北京 100854)

摘要: 受二级轻气炮发射速度的限制, 在以往研究中极少进行弹体速度大于 8 km/s 的 Whipple 防护结构撞击试验, 导致建立高速区弹道极限方程所依据的实验数据并不能完全反映 Whipple 防护结构在高速区的防护能力。通过将 GRAY 三相物态方程代入自编物质点法计算程序, 对厚靶侵彻、Whipple 防护结构高速区撞击等工况进行数值模拟, 得到 Whipple 防护结构在高速区的弹道极限, 仿真结果表明其高速区防护能力高于弹道极限方程的预测, 对航天器防护结构的设计具有参考价值。

关键词: 超高速碰撞; 物质点法; 弹道极限; Whipple 防护结构

中图分类号: O385 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2020) 09-1705-06

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.19-0078

Numerical Research on Ballistic Limit of Whipple Shield in High-Velocity Range

Li Yixiao, Wang Shengjie

(Beijing Institute of Mechanical Equipment, Beijing 100854, China;)

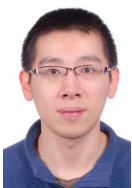
Abstract: Limited by the acceleration ability of two-stage light gas guns, few hypervelocity impact experiment of Whipple shield with projectile speed higher than 8 km/s has been performed. The ballistic limit equations can't fully describe the protection ability of Whipple shield in high-velocity range because of the lack of experimental data. GRAY three-phase equation of state is used in the material point method calculation program to simulate the penetration of thick target plate and the high-velocity impact of Whipple shield. The numerical result of Whipple shield ballistic limit shows that the ballistic limit in high-velocity range is higher than the forecasting of traditional ballistic limit equations. This result is valuable for the design of spacecraft protection structure.

Keywords: hypervelocity impact; material point method; ballistic limit; whipple shield

引言

航天器在轨运行时, 可能与空间碎片、微流星体等空间固态物质发生碰撞, 相对碰撞速度可达 10 km/s 以上。为保证航天器在轨安全运行, 通常采用的方法是设置被动防护结构。Whipple

防护结构是最基本的防护构型, 其原理是在航天器舱壁前方一定距离设置一层铝制防护屏, 使入射物的动能在撞击防护屏后高度分散, 降低作用于舱壁的能流密度, 实现对舱壁的防护。不同速度的入射物在撞击防护屏后会呈现出不同的特征, Whipple 防护结构弹道极限根据入射物撞击速度划分为低速区(约 3 km/s 以下)、中速区(约 3~7 km/s)、高速区(约 7 km/s 以上)。受限于二级轻气炮的发射速度, 目前建立高速区弹道极限方程所依据的实验数据极少有撞击速度大于 8 km/s 的工况^[1]。Schmidt 等通过理论推导认为速度为 v 的弹体撞击



收稿日期: 2019-02-28 修回日期: 2019-04-07;

作者简介: 李依潇(1990-), 男, 北京, 博士, 研究方向为冲击动力学; 王生捷(1963-), 男, 安徽, 博士, 研究员, 研究方向为飞行器设计。

<http://www.china-simulation.com>

• 1705 •

靶,可以等效模拟相同尺寸的铝弹以 $3.1v$ 的速度撞击铝靶,镉弹镉靶等效实验结果表明 Whipple 防护结构在高速区的防护能力远高于弹道极限方程的预测^[2]。

数值模拟方法可以突破实验条件的限制,对 Whipple 防护结构在高速区的撞击进行数值实验研究。本文将可处理材料相变效应的 GRAY 三相物态方程代入自编物质点法计算程序,对厚靶侵彻、Whipple 防护结构高速区撞击进行数值模拟,证明了 Whipple 防护结构在高速区的弹道极限显著高于传统弹道极限方程的预测值,对航天器防护结构设计、航天器在轨安全性分析具有参考价值。

1 物质点法基本原理

物质点法(MPM)采用拉格朗日质点和欧拉网格双重描述,综合了网格法和无网格法的优点,其基本思想是将连续体离散成一组质点,并在物质运动区域建立背景网格,质点携带质量、速度、应力、应变、内能等物质信息,网格仅用于动量方程的求解与空间导数的计算,网格结点不存储任何物质信息。在每一个时间步中,质点与网格完全固连,质点和网格结点之间通过形函数建立信息映射,质点所携带的位移、应力等信息的导数通过对网格结点信息进行插值得到。在时间步结束时丢弃已变形的背景网格。物质点法既不存在拉格朗日法的网格畸变问题,也不存在欧拉法的对流项,且计算效率优于光滑粒子流体动力学(SPH)方法,非常适合分析存在材料大变形、破碎等现象的超高速碰撞问题^[3-4]。

物质点法的求解步骤如下:

- (1) 将质点的质量和动量通过形函数映射到背景网格结点,求得结点质量和动量;
- (2) 对结点动量施加边界条件,进行修正;
- (3) 由结点的质量和动量求得结点速度,由此计算质点速度梯度、应变增量和旋量增量,更新质点的体积、应力偏量、内能;
- (4) 将质点体积、内能代入物态方程,求解质

点的压力;

(5) 计算网格结点的合力,并根据边界条件进行修正,更新背景网格结点动量;

(6) 将背景网格结点位置、速度的变化量映射回质点,更新质点的位置和速度;

(7) 丢弃已变形的网格,在下一时间步使用未变形的新网格。

2 材料模型

材料模型描述了材料在外力作用下的响应。材料模型包括本构模型、失效模型和物态方程。

本构模型用于描述材料的偏应力与偏应变的关系,偏应力更新算法如式(1)所示:

$$s_{ij}^{n+1} = s_{ij}^n + \left(s_{ik}^n \Omega_{jk}^{n+1/2} + s_{jk}^n \Omega_{ik}^{n+1/2} \right) \Delta t + 2G_0 \left(\dot{\varepsilon}_{ij}^{n+1/2} - \frac{1}{3} \dot{\varepsilon}_{kk}^{n+1/2} \delta_{ij} \right) \Delta t \quad (1)$$

式中: $\dot{\varepsilon}_{ij} = 0.5(v_{i,j} + v_{j,i})$ 为变形率张量; $\Omega_{jk} = 0.5(v_{j,k} - v_{k,j})$; G 为剪切模量, $i=r, z, \theta, j=r, z, \theta, k=r, z, \theta$ 。

材料在超高速碰撞过程中的屈服应力可用 Johnson-Cook 模型表示:

$$\sigma_y = (A + B\varepsilon^{*n})(1 + C \ln \varepsilon^*) (1 - T^{*m}) \quad (2)$$

式中: ε^* 为等效塑性应变; $\dot{\varepsilon}^*$ 为无量纲等效塑性应变率; T^* 为无量纲温度; A, B, C, n, m 为材料常数。

超高速碰撞问题涉及材料的冲击破坏,本文使用联合失效模型进行描述。当质点的拉应力大于给定值(2 500 MPa)或温度高于熔点时,质点失效。失效质点的应力偏量为 0,且不能承受拉应力。

在超高速碰撞问题中,材料的可压缩性不能忽略,材料压力需使用物态方程计算。物态方程描述了物质压力、内能、体积的函数关系,对于弹体速度大于 8 km/s 的超高速碰撞问题,弹体材料大部分发生液化、汽化,使用单一相区物态方程难以准确求解材料的压力。在 GRAY 三相物态方程中,材料的状态被划分为固-液和液-气两大相区。当材料的比体积小于搭接比体积时,材料属

于固-液相区,固-液相区按材料的内能又进一步划分为固相、熔化相(固液混合相)、液相和热液相 4 个分区;当材料的比体积大于搭接比体积时,材料属于液-气相区。在固-液相区,物质的状态由 Grover 定标律方程描述。在液-气相区,气态由 Young-Alder 方程描述,在液气共存区采用麦克斯韦等面积法则进行处理。在以往研究中,唐蜜^[5]、李宝宝等^[6]在对超高速碰撞进行数值模拟研究时,均发现使用 GRAY 三相物态方程可以获得比 Mie-Grüneisen 物态方程、Tillotson 物态方程更好的模拟结果。GRAY 三相物态方程的具体表达形式见参考资料^[7-8]。

3 数值模拟结果

采用柱坐标进行数值模拟,计算结果均在柱坐标系表示。

3.1 厚靶侵彻

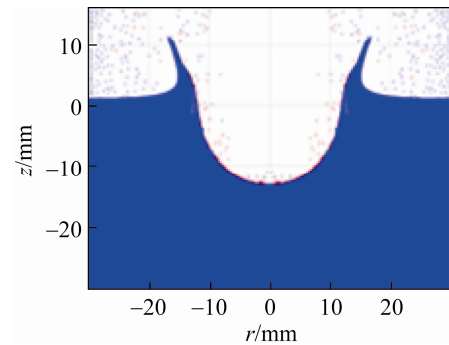
弹体超高速撞击防护屏后,在入射波与稀疏波的共同作用下破碎为细小的碎片。这些二次碎片的尺寸远小于舱壁厚度,因此研究厚靶侵彻问题对航天器防护结构的设计具有一定价值。

参考 Wingate 的实验工况^[9],弹体选取直径 4.8 mm 的铜球,靶体选取厚度 40 mm 的铜板。为研究弹体侵彻能力受材料物相的影响,弹体温度分别取 300 K (固相)和 1 500 K (液相),靶体温度取 300 K。弹体和靶体的离散尺寸为 0.1 mm,质点总数 120 858,背景网格采用 0.2 mm 进行计算。

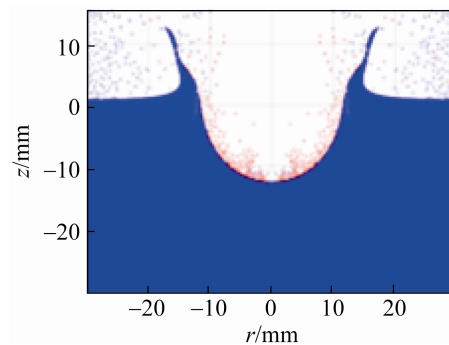
当弹体速度取 6 km/s 时,两种物相的弹体撞击靶体 32 μ s 后所成弹坑如图 1 所示(图中红色粒子表示弹体材料,蓝色粒子表示靶体材料),弹坑尺寸见表 1。与实验结果相比,数值模拟结果误差较小,说明本文数值方法有效。

考虑到零压状态下的铜在 1 500 K 时的比体积约为 300 K 时的 1.1 倍,因此液相弹体所成弹坑尺寸略小于固相弹体的主要原因是液相弹体质量较小。厚靶侵彻的数值模拟结果表明,在超高速碰撞

过程中,材料所受压力远大于自身强度,呈现出近似于流体的特征,弹体侵彻能力受材料物相的影响极小,与张庆明的观点“弹丸的比内能对坑深影响不大”^[10]相符。



(a) 固相弹体所成弹坑



(b) 液相弹体所成弹坑

图 1 不同物相弹体所成弹坑

Fig. 1 Crater formed by projectile of different phases

表 1 弹坑尺寸

Tab. 1 Size of crater

工况	坑深/cm	坑径/cm	深径比
实验	1.4	2.54	0.55
固相弹体	1.42	2.44	0.58
液相弹体	1.34	2.4	0.56

3.2 撞击速度对弹体碎片的影响

弹体撞击防护屏后所形成二次碎片的分布状况直接影响着舱壁所受破坏的程度。本文选取国际空间站“星”号服务舱的 Whipple 防护结构作为参考,铝合金防护屏厚 1 mm,铝合金舱壁厚 2 mm,防护屏与舱壁间隔 50 mm^[11]。入射弹体选取直径 10 mm 的铝球。弹体和靶体的离散尺寸为 0.05 mm,背景网格采用 0.1 mm 进行计算。弹体

撞击速度分别选取 6 km/s, 8 km/s, 10 km/s, 弹体碎片在撞击舱壁前的分布状况如图 2 所示。

图 2 中 z 方向为弹体入射速度方向, 蓝色表示

固相, 绿色表示熔化相, 橙色表示液相, 黄色表示热液相, 红色表示液-气相, 弹体碎片的物相分布见表 2。

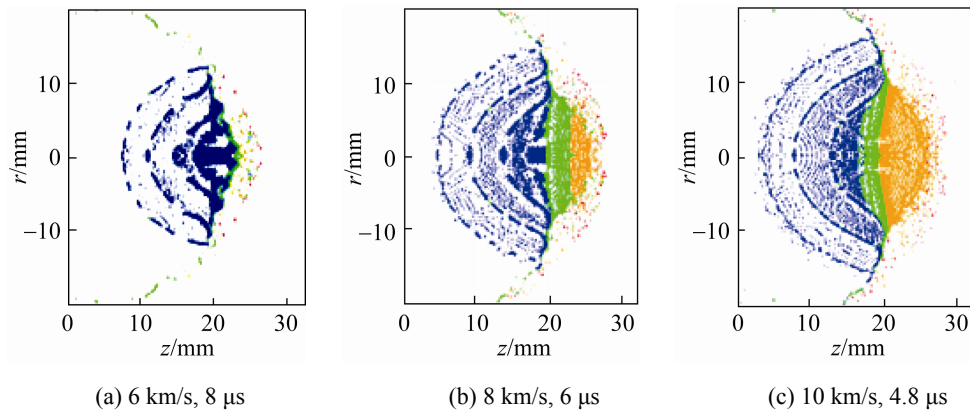


图 2 撞击舱壁前的弹体碎片

Fig. 2 Debris of projectile before impact on rear wall

表 2 物相分布

Tab. 2 Distribution of phase

弹体速度/ ($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	固相 /%	熔化相 /%	液相 /%	热液相 /%	液-气相 /%
6	95.69	3.20	0.89	0.02	0.21
8	66.45	24.26	8.84	0	0.45
10	38.29	24.23	36.86	0.02	0.61

3 种不同入射速度的弹体撞击防护屏所形成的二次碎片云, 在与舱壁发生碰撞前, 集中分布于半径 15 mm 的范围内, 弹体入射速度对碎片云分布范围影响较小, 但对碎片的形态、物相存在较大影响。

当入射速度为 6 km/s 时, 弹体撞击防护屏后虽然完全破碎, 但碎片中存在尺寸较大的固相碎片, 且碎片物相以固相为主, 仅有少量弹体前部材料发生相变。

当入射速度为 8 km/s 时, 弹体撞击防护屏后所形成的固相碎片与入射速度为 6 km/s 时相比更为细小, 且有部分弹体材料转化为液相。

当入射速度为 10 km/s 时, 弹体撞击防护屏后所形成的固相碎片已非常细碎, 且弹体材料中液相所占比例较大, 液相弹体材料不能承受拉应力, 在飞行过程中会进一步分散, 与前人的观点“液相颗

粒在飞行中要发生碎裂, 不断雾化”相符^[12]。

3.3 Whipple 防护结构高速区弹道极限

对 3.2 节所选取的 Whipple 防护结构进行高速区撞击数值模拟, 弹体和靶体的离散尺寸为 0.1 mm, 背景网格尺寸为 0.2 mm, 撞击发生后靶体质点总动能趋于稳定时计算结束。将数值模拟结果与 NASA Christiansen 弹道极限方程^[11]、北航徐小刚弹道极限方程^[13]的预测值进行对比, 如图 3 所示。

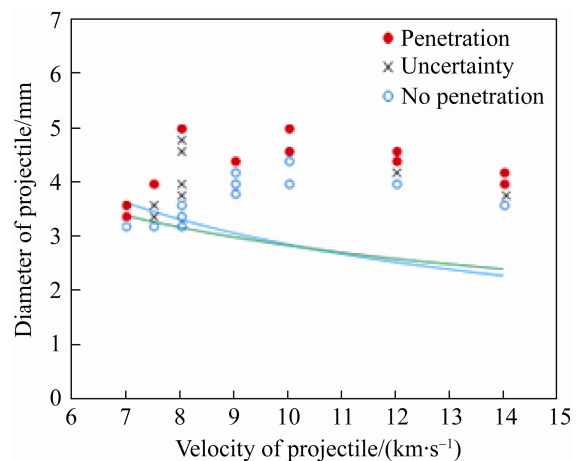


图 3 弹道极限的比较

Fig. 3 Comparison of ballistic limits

图 3 中, 红色实心圆点表示弹体穿透防护结构的工况, 蓝色空心圆点表示弹体未穿透防护结构的工况, 黑色“x”表示防护结构已遭受非常严重的破坏, 舱壁受撞击处的材料与其他部分仅有极薄弱的连接, 但未出现穿孔或崩落的现象(此种破坏程度在 NASA 撞击损伤标准中的描述是“no light tight”, 即“透光”), 浅蓝色实线为 Christiansen 弹道极限方程预测值, 绿色实线为徐小刚弹道极限方程预测值。

当弹体速度为 7 km/s、7.5 km/s 时, 数值模拟所得弹体极限尺寸与弹道极限方程的预测值相近, 当弹体速度大于 8 km/s 时, 数值模拟所得弹体极限尺寸显著高于弹道极限方程的预测值。目前, 建立高速区弹道极限方程所能依据的实验数据极少有弹体速度大于 8 km/s 的工况, 现有高速区实验工况的弹体速度主要集中在 7~7.5 km/s^[11,14], 因此弹道极限方程对速度在 7~7.5 km/s 区间的弹体极限尺寸预测值与本文数值模拟结果基本一致。当弹体入射速度大于 8 km/s 时, 弹体动能高, 碰撞压力大, 在弹体撞击防护屏所产生的碎片中, 固相碎片更为细碎, 液相碎片占更高比例且在飞行过程中会分散为更小的液滴, 使作用于舱壁的能量密度进一步降低, 故弹体极限尺寸会高于弹道极限方程的预测值。

Schmidt 通过理论推导认为镉弹以速度 v 撞击镉靶, 可以等效模拟相同尺寸的铝弹以 $3.1v$ 撞击铝靶, 并通过镉制 Whipple 防护结构的等效撞击实验, 得到铝合金 Whipple 防护结构在 7~18 km/s (等效后的速度)区间的弹体极限尺寸。Schmidt 认为, Whipple 防护结构在高速区的弹体极限尺寸显著高于弹道极限方程的预测值, 且弹体速度大于 10 km/s 时, 弹体速度越大, Whipple 防护结构的弹体极限尺寸越大。等效实验结果的处理受速度比例系数影响较大, Poormon 等^[15]通过观察对比隔弹镉靶、铝弹铝靶超高速碰撞碎片云的形态, 认为隔弹镉靶等效实验的速度比例系数约为 2。考虑到速度比例系数对等效实验结果分析的影

响, 若将 Schmidt 等效实验结果按速度比例系数取 2 进行修正, 则本文数值模拟结果在 8~10 km/s 区间所呈现出的特征与 Schmidt 等效实验结果存在较大相似性, 如图 4 所示。

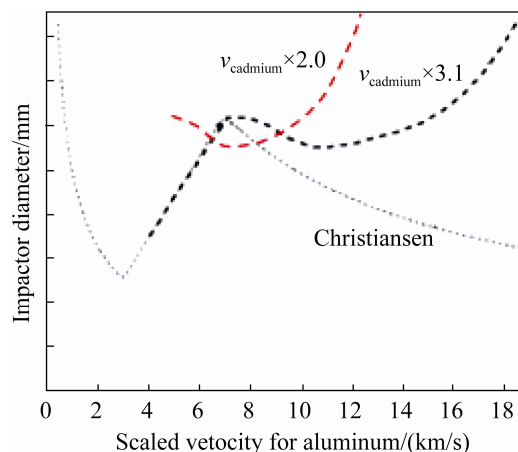


图 4 等效实验弹道极限趋势

Fig. 4 Ballistic limit trend of scaled experiment

图 4 中黑色细虚线为 Christiansen 弹道极限方程预测值, 黑色粗虚线为 Schmidt 按比例系数取 3.1 处理实验结果得到的弹道极限曲线, 红色粗虚线是按比例系数取 2 得到的结果。

4 结论

(1) 弹体的超高速侵彻能力受其材料物相的影响极小, 液相弹体与固相弹体对厚靶的侵彻效果基本一致;

(2) 弹体入射速度越高, 弹体撞击防护屏所产生的碎片中固相碎片尺寸越小、液相碎片所占比例越高, 且液相碎片在飞行过程中进一步分散;

(3) Whipple 防护结构在高速区的弹体极限尺寸显著高于传统弹道极限方程的预测值。

本文研究基于数值模拟方法, 存在一定局限性, 未来仍需实验证明。

参考文献:

- [1] 张向荣, 朱玉荣, 林俊德, 等. 压缩氮气驱动的高速气炮实验技术[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(4): 343-348. Zhang Xiangrong, Zhu Yurong, Lin Junde, et al. Experimental Techniques of High Velocity Gas Gun

- Driven by Compressed Nitrogen[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(4): 343-348.
- [2] Schmidt R M, Housen K R, Piekutowski A J, et al. Cadmium Simulation of Orbital-Debris Shield Performance to Scaled Velocities of 18 km/s[J]. Journal of Spacecraft and Rockets (S0022-4650), 1994, 31(5): 866-877.
- [3] Ma S, Zhang X, Qiu X M. Comparison Study of MPM and SPH in Modeling Hypervelocity Impact Problems[J]. International Journal of Impact Engineering (S0734-743X), 2009, 36: 272-282.
- [4] 张雄, 廉艳平, 刘岩, 等. 物质点法[M]. 1 版. 北京: 清华大学出版社, 2013: 7, 46-50.
Zhang Xiong, Lian Yanping, Liu Yan, et al. The Material Point Method[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013: 7, 46-50.
- [5] 唐蜜. 基于欧拉方法的超高速撞击程序研制及碎片云物相分布数值模拟[D]. 绵阳: 中国工程物理研究院, 2015.
Tang Mi. Development of Hypervelocity Impact Codes Based on Euler Method and Numerical Study of the Phase Distribution in Debris Cloud[D]. Mianyang: China Academy of Engineering Physics, 2015.
- [6] 李宝宝, 汤文辉, 冉宪文. 两种物态方程在超高速碰撞数值模拟中的比较[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(5): 576-581.
Li Baobao, Tang Wenhui, Ran Xianwen. Comparison of Two Equations of State in Numerical Simulation of Hypervelocity Impacts[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(5): 576-581.
- [7] 汤文辉, 张若棋. 物态方程理论及计算概论[M]. 2 版. 北京: 高等教育出版社, 2008: 159-167.
Tang Wenhui, Zhang Ruoqi. Introduction to Theory and Computation of Equations of State[M]. Beijing: Higher Education Press, 2008: 159-167.
- [8] ROYCE E B. GRAY, a Three-Phase Equation of State for Metals: UCRL-51121[R]. USA: Lawrence Livermore Lab, 1971.
- [9] Wingate C A, Stellingwerf R F, Davison R F, et al. Models of High Velocity Impact Phenomena[J]. International Journal of Impact Engineering (S0734-743X), 1993, 14: 819-830.
- [10] 张庆明, 黄风雷. 超高速碰撞动力学引论[M]. 1 版. 北京: 科学出版社, 2000: 107-109.
Zhang Qingming, Huang Fenglei. Introduction to Hypervelocity Impact Dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2000: 107-109.
- [11] Christiansen E L. Meteoroid/Debris Shielding: TM-2003-210788[R]. USA: NASA, 2003
- [12] 张庆明, 谈庆明, 张德良, 等. 超高速冲击铝双层板的熔化效应[J]. 力学学报, 1995, 27(3): 257-266.
Zhang Qingming, Tan Qingming, Zhang Deliang, et al. Melting Effects of Aluminum Dual-Sheet Structure in Hypervelocity Impact[J]. Acta Mechanica Sinica, 1995, 27(3): 257-266.
- [13] 徐小刚, 贾光辉, 黄海, 等. 双层板超高速撞击弹道极限方程综合建模[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(1), 172-176.
Xu Xiaogang, Jia Guanghui, Huang Hai, et al. Integrated Method for Ballistic Limit Equations of Double Plate under Hypervelocity Impact[J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(1): 172-176.
- [14] Christiansen E L. Whipple Shield Sizing Equations: TM-2003-105539[R]. USA: NASA, 1991.
- [15] Poormon K L, Piekutowski A J. Comparison of Cadmium and Aluminum Debris Clouds[J]. International Journal of Impact Engineering (S0734-743X), 1995, 17: 639-648.