

一种新的 Whipple 防护结构弹道极限方程 准确率分析

郑建东², 龚自正^{1,2}, 童靖宇^{1,2}, 张森³, 侯明强²

(1. 可靠性与环境工程技术重点实验室; 2. 北京卫星环境工程研究所; 3. 中国空间技术研究院: 北京 100094)

摘要: 文章提出一种新的 Whipple 防护结构弹道极限方程, 对之进行了准确率分析, 并与 NASA 约翰逊空间中心最新的 Christiansen 方程进行了对比。结果显示: 新方程对国内外大量试验数据的预测准确率达到 78%, 而 Christiansen 方程的预测准确率为 72%。对于国内 200 多次超高速碰撞试验数据, 新方程预测准确率为 78%, 而 Christiansen 方程仅为 61%。可见, 文章所提出的新方程对国内外材料具有高准确率和普适性, 能够满足工程需要。该方程有效克服了国外有关弹道极限方程预测准确率低及通用性不强等缺点, 可为我国空间站的 M/OD 撞击风险评估和防护设计提供技术支持及保障。

关键词: 空间碎片; Whipple 防护结构; 弹道极限方程; 超高速撞击试验

中图分类号: V414.1

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2012)02-0134-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2012.02.004

0 引言

弹道极限方程 (ballistic limit equation, BLE) 是指描述防护结构的临界弹丸直径或临界舱壁厚度与撞击参数、结构参数之间关系, 用以确定航天器、部件或防护屏不被撞击物击穿的阈值的方程。弹道极限方程在航天器微流星体/轨道碎片 (M/OD) 撞击风险评估中居于核心地位, 其准确率决定了 M/OD 撞击风险评估的有效性。因此, 开展高准确率的弹道极限方程研究对 M/OD 撞击风险评估、防护设计等具有举足轻重的作用。

为了开发高准确率弹道极限方程, 国外通过试验、理论和仿真研究, 开发了一系列方程^[1]。1969年, NASA 约翰逊空间中心的 Cour-Palais 等人基于超高速撞击试验和速度外推方法开发了 Whipple 防护结构的弹道极限方程——早期的 Cour-Palais 方程。1990年, Christiansen 等在早期的 Cour-Palais 方程试验的基础上, 又补充了大量的试验, 形成了改进的 Cour-Palais 方程。1993年 Christiansen 等人首次开发了三段式方程, 其中熔化/汽化区采用改

进的 Cour-Palais 方程, 称作新 Cour-Palais 方程。为了进一步提高准确率, 2001年, Christiansen 等人又对新 Cour-Palais 弹道极限方程进行修正, 该方程为 NASA 最新的弹道极限方程^[2], 本文此后将其称为 Christiansen 方程。

目前, Christiansen 方程在国际上已普遍用于航天器 M/OD 撞击风险评估。从文献看, 该方程对约翰逊空间中心少量的 (约 200 次) 试验预测准确率为 77%。但是, 国外已经进行了上千次试验, 目前尚未通过大量数据对该方程进行准确率分析^[2]。此外, 在应用中还发现, 该方程预测国内数据时准确率较低。

本文提出一种新的 Whipple 防护结构弹道极限方程, 开展新方程对国内外大量试验的预测准确率分析, 并与 Christiansen 方程进行了对比。

1 新弹道极限方程简介

本文将数学建模、试验验证有机结合起来, 提出了一种新的弹道极限方程建模思路和方法, 得到如下 Whipple 防护结构弹道极限方程为

收稿日期: 2011-07-05; 修回日期: 2012-03-09

基金项目: 国家重点基础研究发展计划 (项目编号: 2010CB731600); 国防科工局空间碎片专项 (项目编号: KJSP06209)

作者简介: 郑建东 (1980—), 男, 博士研究生, 主要从事空间碎片防护研究。E-mail: zhengjiandong0123@163.com。通信作者: 龚自正 (1964—), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事航天器空间碎片超高速撞击防护、材料动力学性能和高压物理研究, 现任国家国防科工局空间碎片防护专家组副组长。E-mail: gongzz@263.net。

$$d_c = \begin{cases} k_h \left\{ \frac{\left[F^* (t_b \rho_b + 2m_{MLI} (S_{MLI}/S)^{1/2} + t_w \rho_w) \right]^{3/5} (\sigma_Y/70)^{1/6} S^{1/4}}{\rho_p^{1/3} V^{2/3} (\cos \theta)} \right\}, & V \geq F_R V_H / (\cos \theta) \\ k_{hi} \left\{ \frac{\left[F^* (t_b \rho_b + 2m_{MLI} (S_{MLI}/S)^{1/2} + t_w \rho_w) \right]^{3/5} (\sigma_Y/70)^{1/6} S^{1/4}}{\rho_p^{1/3} (\cos \theta)^{1/3} F_R^{2/3}} \right\} \frac{V \cos \theta - F_R V_L}{F_R (V_H - V_L)} + \\ k_{li} \left[\frac{(t_b \rho_b + 2m_{MLI} (S_{MLI}/S)^{1/2} + t_w \rho_w) (\sigma_Y/40)^{1/4}}{\rho_p^{1/2} (\cos \theta)^{2/3} F_R^{2/3}} \right] \frac{F_R V_H - V \cos \theta}{F_R (V_H - V_L)}, & F_R V_L / (\cos \theta) < V < F_R V_H / (\cos \theta) \\ k_1 \left[\frac{(t_b \rho_b + 2m_{MLI} (S_{MLI}/S)^{1/2} + t_w \rho_w) (\sigma_Y/40)^{1/4}}{\rho_p^{1/2} V^{2/3} (\cos \theta)^{4/3}} \right], & V \leq F_R V_L / (\cos \theta) \end{cases} \quad (1)$$

式中： $k_h=1.41$ ； $k_1=0.92$ ； $k_{hi}=k_h V_H^{-2/3}$ ； $k_{li}=k_1 V_L^{-2/3}$ ； $V_H=7.0 \text{ km/s}$ ； $V_L=2.7 \text{ km/s}$ 。

函数 F^* 和函数 F_R 分别为

$$F^* = \begin{cases} 0.2 + 0.8 \left(\frac{t_b/t_T}{0.28} \right)^{0.6}, & 0 < \frac{t_b}{t_T} \leq 0.28 \\ 1 - 0.8 \left(\frac{t_b/t_T - 0.28}{0.72} \right)^{0.8}, & 0.28 < \frac{t_b}{t_T} < 1 \end{cases},$$

$$F_R = \begin{cases} \left(\frac{t_b/t_T}{0.28} \right)^{-0.5}, & 0 \leq \frac{t_b}{t_T} \leq 0.28 \\ 1, & 0.28 < \frac{t_b}{t_T} \leq 1 \end{cases}.$$

自从 20 世纪 60 年代开始，美国众多研究机

构开发了大量的弹道极限方程，如 1967 年的 Burch 方程、1969 年的 Wilkinson 方程和 Nysmith 方程和 Cour-Palais 方程、1990 年的改进的 Cour-Palais 方程、1993 年的新 Cour-Palais 方程和 2001 年最新的 Christiansen 方程。相对于 NASA 之前开发的几个方程，NASA 最新的 Christiansen 方程在熔化/汽化区内进行了 3 方面改进，第一，首次考虑了缓冲屏厚度、后墙厚度和间距三者对防护性能高低的影响，详见分段函数 k_H 。第二，考虑了 MLI 的影响，将 MLI 对防护性能的贡献作为一个增量 Δ_{MLI} 。第三，当防护结构中含有 MLI 时，将弹道区的分界点 V_L 由 3 km/s 变为 2 km/s。Christiansen 方程为

$$d_c = \begin{cases} k_h \left[\frac{(t_w \rho_w)^{2/3} (\sigma_Y/70)^{1/3} \rho_b^{-1/9} S^{1/2}}{\rho_p^{1/3} (V \cos \theta)^{2/3}} \right] + \Delta_{MLI}, & V \geq V_H / (\cos \theta) \\ k_{hi} \left[\frac{(t_w \rho_w)^{2/3} (\sigma_Y/70)^{1/3} \rho_b^{-1/9} S^{1/2}}{\rho_p^{1/3}} + \Delta_{MLI} \right] \frac{[V - V_L / (\cos \theta)^{3/2}]}{[V_H / (\cos \theta) - V_L / (\cos \theta)^{3/2}]} + \\ k_{li} \left[\frac{t_w (\sigma_Y/40)^{1/2} + 0.37 t_b \rho_b}{\rho_p^{1/2} (\cos \theta)^{5/6}} \right] \frac{[V_H / (\cos \theta) - V]}{[V_H / (\cos \theta) - V_L / (\cos \theta)^{3/2}]}, & V_L / (\cos \theta)^{3/2} < V < V_H / (\cos \theta) \\ k_1 \left[\frac{t_w (\sigma_Y/40)^{1/2} + 0.37 t_b \rho_b}{\rho_p^{1/2} V^{2/3} (\cos \theta)^{11/6}} \right], & V \leq V_L / (\cos \theta)^{3/2} \end{cases}, \quad (2)$$

$d_c(\theta > 65^\circ) = d_c(\theta = 65^\circ)$

式中： d_c 表示临界弹丸直径，cm； ρ_p 表示弹丸密度， g/cm^3 ； V 表示弹丸碰撞速度， km/s ； θ 表示撞击入射角（碰撞面法线与碰撞速度夹角）， $^\circ$ ； t_b 表示缓冲屏厚度，cm； t_w 表示后墙厚度，cm； $t_T=t_b+t_w$ 表示缓冲屏与后墙厚度之和，cm； ρ_b 表示缓冲屏

密度， g/cm^3 ； ρ_w 表示后墙密度， g/cm^3 ； σ_Y 表示后墙屈服强度，ksi（1 ksi = 6.895 MPa）； S 表示缓冲屏与后墙之间的距离，cm； S_{MLI} 表示缓冲屏与 MLI 之间的距离，cm； m_{MLI} 表示 MLI 层的面密度， g/cm^2 。

式中:

$$k_h = \begin{cases} 1.35, & t_b / (t_w^{2/3} S^{1/2}) \geq 0.126 \\ 7.451 t_b / (t_w^{2/3} S^{1/2}) + 0.411, & t_b / (t_w^{2/3} S^{1/2}) < 0.126 \end{cases};$$

$$k_1 = 0.92; k_{hi} = k_h V_H^{-2/3}; k_{li} = k_l V_L^{-2/3}; V_H = 7.0 \text{ km/s};$$

无 MLI 时, $V=3 \text{ km/s}$, 有 MLI 时, $V=2 \text{ km/s}$;

$$A_{MLI} = 1.4 m_{MLI} (S_{MLI}/S)^{1/2}.$$

本文所提出的新方程与 Christiansen 方程复杂程度基本一致, 最大的区别在于引入了厚度比概念, 认为除缓冲屏厚度、后墙厚度之外, 两者厚度比同样是影响熔化汽化区弹道极限特性的关键因素。同时认为厚度比也是影响方程中弹道区、破碎区的熔化/汽化区分界点大小的关键因素, 因此在分界点方程中同样引入厚度比, 从而更加准确地描述防护结构弹道极限特性。

2 准确率分析和对比

本文作者收集了大部分国内外公布的 Whipple 防护结构超高速撞击试验数据, 共计 1175 次, 其中国外数据来自美国 (NASA MSFC 和 JSC)^[2-3]、欧洲^[4], 共计 899 次; 国内数据来自中国空间技术研究院、哈尔滨工业大学、中国空气动力研究与发展中心^[5-12], 共计 276 次。新方程和 Christiansen 方程对以上国内外试验数据的预测结果如表 1 所示。

表 1 新方程和 NASA 方程对国内外典型试验数据的预测准确率

Table 1 The prediction accuracy of the new BLE and the NASA BLE for typical domestic and foreign tests

	准确率/%		
	NASA1993 年方程	Christiansen 方程	新方程
后墙未失效数据 (458 次)	31	47	59
后墙失效数据 (717 次)	82	89	89
全部 (1175 次)	62	72	78

从表 1 可以看出, 新方程预测准确率明显高于 Christiansen 方程, 更高于 NASA 1993 年的方程, 且对失效情况和未失效情况的预测结果准确率均比较理想。

新方程和 Christiansen 方程对国内试验数据的预测准确率如表 2 所示。

表 2 新方程和 NASA 方程对国内典型试验数据的预测准确率

Table 2 The prediction accuracy of the new BLE and the NASA BLE for typical domestic tests

	准确率/%		
	NASA1993 年方程	Christiansen 方程	新方程
后墙未失效数据 (116 次)	11	12	64
后墙失效数据 (160 次)	98	96	88
全部 (276 次)	62	61	78

从表 2 可以看出, 特别是对于国内 200 多次 Whipple 防护结构超高速撞击试验数据, 新方程预测准确率明显高于 Christiansen 方程。对比新方程, 可见 Christiansen 方程对于后墙失效情况的预测过于保守, 而对未失效情况预测准确率过低。

此外, 为了对比更加直观, 将撞击速度的法向分量 $V \cos \theta$ 和试验弹丸直径与预测临界弹丸直径之比 d_p/d_c 之间的关系用图表示。图 1 和图 2 分别是两方程对国内 Whipple 防护结构超高速撞击试验的 $V \cos \theta - d_p/d_c$ 预测结果。

要特别说明的是, 参考 NASA 文献写法, 图中防护结构后墙失效情况用实心符号表示, 后墙未失效情况用空心符号表示, 将纵坐标 $d_p/d_c=1$ 的直线称为“临界线”。从理论上讲, 当试验弹丸直径 d_p 大于临界弹丸直径 d_c 时, 即在临界线上方, 意味着防护结构应该全部失效; 而当 d_p 小于 d_c 时, 即在临界线下方, 则防护结构应该全部未失效。

从图 1 可以看出: 大部分失效数据均位于临界线上方, 而大部分未失效数据均位于临界线下方。这表明新方程能够较为准确地描述 Whipple 防护结构的弹道极限特性。

从图 2 可以看出: 大部分失效数据和未失效数据都位于临界线上方, 只有极个别未失效数据位于临界线下方。这表明 Christiansen 方程预测准确率较低, 其预测的临界直径明显过小。

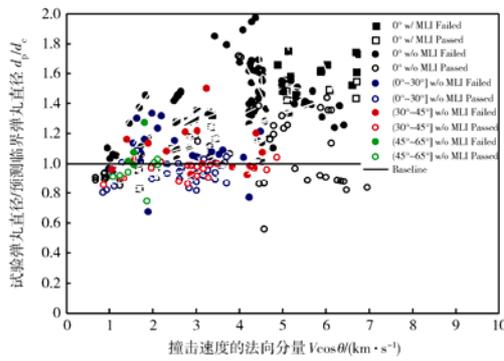


图 1 新方程对国内 Whipple 防护结构超高速撞击试验的 $V \cos \theta - d_p/d_c$ 预测

Fig. 1 $V \cos \theta - d_p/d_c$ predictions of the new BLE for domestic Whipple shield HVI tests

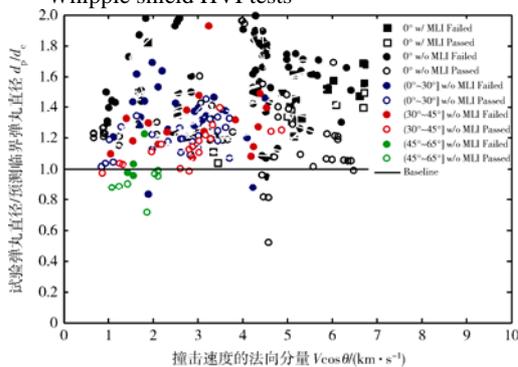


图 2 Christiansen 方程对国内 Whipple 防护结构超高速撞击试验的 $V \cos \theta - d_p/d_c$ 预测

Fig. 2 $V \cos \theta - d_p/d_c$ predictions from Christiansen BLE for domestic Whipple shield HVI tests

3 结论

本文对一种新开发的 Whipple 防护结构弹道极限方程进行了准确率分析, 并与 NASA 的 Christiansen 方程进行了对比。通过大量试验数据验证了本文所提出的新方程对国内外材料的超高速撞击失效预测具有高准确率和普适性, 能够满足工程需要。该方程有效克服了国外方程预测准确率低及通用性不强等缺点, 可为我国空间站风险评估和防护设计提供技术支持与保障。

参考文献 (References)

[1] Hayashida B K, Robinson J H. Double-plate penetration equations, NASA TM-2000-209907[R]
 [2] Christiansen L E. Meteoroid/debris shielding, NASA TP-2003-210788[R]
 [3] Schonberg P W. Hypervelocity impact test database, NASA CR-205232[R], 1997
 [4] Reimerdes H G, Nölke D, Schäfer F. Modified Cour-Palais/Christiansen damage equations for double-wall structures[J]. International Journal of Impact Engineering, 2006, 33: 645-654

[5] 龚自正, 杨继运, 代福, 等. CAST 空间碎片超高速撞击试验研究进展[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(4): 301-306
 Gong Zizheng, Yang Jiyun, Dai Fu, et al. M/OD hypervelocity impact tests carried out in CAST[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(4): 301-306
 [6] 龚自正, 施尚春, 杨继运, 等. 一种用于超高速撞击实验的新型弹丸弹托分离技术[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(3): 259-262
 Gong Zizheng, Shi Shangchun, Yang Jiyun, et al. A new projectile/sabot aerodynamic separating technique in hypervelocity impact experiments[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(3): 259-262
 [7] Gongshun G, Baojun P, Wei Z, et al. Crater distribution on the rear wall of Al-Whipple shield by hypervelocity impacts of Al-spheres[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35(12): 1541-1546
 [8] 管公顺, 庞宝君, 哈跃, 等. 铝合金 Whipple 防护结构高速撞击实验研究[J]. 爆炸与冲击, 2005, 25(5): 461-466
 Guan Gongshun, Pang Baojun, Ha Yue, et al. Experimental investigation of high-velocity impact on aluminum alloy Whipple shield[J]. Explosion and Shock Waves, 2005, 25(5): 461-466
 [9] 管公顺, 庞宝君, 哈跃, 等. 铝双层板结构高速撞击防护性能实验[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(3): 402-405
 Guan Gongshun, Pang Baojun, Ha Yue, et al. Experimental investigation of resist capability about aluminum dual-wall structure by high-velocity impact[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2007, 39(3): 402-405
 [10] 管公顺, 朱耀, 迟润强, 等. 铝双层板结构撞击损伤的板间距效应实验研究[J]. 材料科学与工艺, 2008, 16(5): 692-695
 Guan Gongshun, Zhu Yao, Chi Runqiang, et al. Experimental investigation of space effect on damage of aluminum dual-wall structure by hypervelocity impact[J]. Materials Science and Technology, 2008, 16(5): 692-695
 [11] 柳森, 李毅. Whipple 防护屏弹道极限参数试验[J]. 宇航学报, 2004, 25(2): 205-207
 Liu Sen, Li Yi. Ballistic limit parameter tests of the Whipple shield[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(2): 205-207
 [12] 柳森, 李毅, 黄洁, 等. 用于验证数值仿真的 Whipple 屏超高速撞击试验结果[J]. 宇航学报, 2005, 26(4): 505-508
 Liu Sen, Li Yi, Huang Jie, et al. Hypervelocity impact test results of Whipple shield for the validation of numerical simulation[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(4): 505-508

Accuracy analysis of a new Whipple shield ballistic limit equations

Zheng Jiandong², Gong Zizheng^{1,2}, Tong jingyu^{1,2}, Zhang Sen³, Hou Mingqiang²

(1. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory; 2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering; 3. China Academy of Space Technology: Beijing 100094, China)

Abstract: This paper presents an accuracy analysis for a new ballistic limit equation (BLE) developed by our group for Whipple shield. The results are compared with those based on the newest Christiansen BLE developed by NASA's Johnson Space Center. It is shown that the accuracy of our new BLE reaches 78% in predicting a large number of domestic and foreign HVI tests, while with the NASA's BLE the accuracy reaches only 72%. Especially for more than 200 domestic tests, the accuracies are 78% and 61%, respectively. Therefore, our new BLE enjoys high accuracy and universal applicability for domestic and foreign materials, and can meet the requirements in engineering applications. Our new BLE effectively improves the accuracy and overcomes the compatibility problem of the NASA's BLE, and can provide a technical support for engineers in designing shields and conducting risk assessment for China's future space stations.

Key words: space debris; Whipple shield; ballistic limit equations; hypervelocity impact experiment

航天快讯

我国成功发射第11颗北斗导航系统组网卫星

2月25日0时12分,我国在西昌卫星发射中心用“长征三号丙”运载火箭,成功将第11颗北斗导航卫星送入预定轨道。这是我国今年发射的首颗北斗导航系统组网卫星,也是长征系列运载火箭的第158次飞行。

本次发射标志着我国北斗卫星导航系统建设又迈出了坚实一步。自2011年12月27日北斗卫星导航系统提供试运行服务以来,系统发展已转入建设和应用并举的新阶段,系统应用已逐步拓展到交通运输、气象、渔业、林业、电信、水利、测绘等行业以及大众用户,产生了显著的经济、社会效益。

按照北斗卫星导航系统“三步走”的发展战略,今年我国还将陆续发射多颗北斗导航组网卫星,不断扩大覆盖区域,提升系统的服务性能。今年年底,北斗卫星导航系统将形成覆盖亚太部分地区的服务能力。2020年左右,将建成由30余颗卫星组成的北斗卫星导航系统,提供覆盖全球的高精度、高可靠的定位、导航和授时服务。

此次发射的卫星和火箭分别由中国航天科技集团公司所属的中国空间技术研究院和中国运载火箭技术研究院研制。

(摘自2012-02-29《中国航天报》)