

超高速撞击下空间碎片形状效应研究进展

宋光明¹, 武强¹, 李明², 龚自正¹, 向树红¹

(1.北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2.中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 在对国内外超高速撞击条件下空间碎片形状效应研究技术路线进行分析的基础上, 介绍了近年来国内外研究人员在超高速撞击条件下形状效应领域的研究现状和最新进展, 并立足国内航天器空间碎片防护工程需求现状, 结合研究现状和最新进展, 探讨了我国未来在超高速撞击条件下空间碎片形状效应研究领域的发展方向。

关键词: 超高速撞击; 非球形; 形状效应; 弹道极限

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.03.008

中图分类号: V416

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)03-0045-08

Research Progress in Shape Effect of Space Debris under Hypervelocity Impact

SONG Guang-ming¹, WU Qiang¹, LI Ming², GONG Zi-zheng¹, XIANG Shu-hong¹

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

ABSTRACT: The research status and latest progress in the field of shape effect under hypervelocity impact conditions by researchers at home and abroad in recent years were introduced, on the basis of analyzing the technical routes for studying the shape effect of space debris under hypervelocity impact conditions at home and abroad. Based on the current situation of space debris protection engineering requirements of domestic spacecraft, the development direction of the shape effect research of space debris under hypervelocity impact conditions in China was discussed in combination with the research status and the latest progress.

KEY WORDS: hypervelocity impact; non-spherical; shape effect; ballistic limit

近年来,随着各国航天活动的持续增多,空间碎片环境日趋恶化。以低地球轨道(LEO)为例,空间碎片与航天器相对撞击速度高达15 km/s。毫米级尺寸的空间碎片即可对航天器关键部件造成严重损伤,甚至导致航天器失效,因此日趋恶化的空间碎片环境严重威胁航天器的在轨运行安全。

为提高航天器在恶劣空间碎片环境中的生存能力,美国天体物理学家Whipple于1947年最早提出防护结构的基本构型——Whipple防护结构^[1]。20世纪80年代始,随着国际空间站(ISS)计划的全面开展,航天器(特别是载人航天器)总体设计过程中必须对航天器空间碎片撞击风险进行评估,并依据评估

收稿日期: 2019-07-23; 修订日期: 2019-09-23

Received: 2019-07-23; Revised: 2019-09-23

基金项目: 国家安全重大基础研究计划(613311)

Fund: National Security Key Basic Research Program(613311)

作者简介: 宋光明(1987—),男,河南人,博士研究生,主要研究方向为空间碎片环境工程。

Biography: SONG Guang-ming(1987—), Male, from Henan, Ph. D., Research focus: space debris environment engineering.

通讯作者: 李明(1964—),男,山东人,博士,研究员,主要研究方向为航天器总体设计、空间碎片环境工程等。

Corresponding author: LI Ming(1964—), Male, from Shandong, Ph. D., Researcher, Research focus: spacecraft overall design, space debris environment engineering, etc.

结果对航天器进行有针对性的防护结构设计。航天器空间碎片撞击风险评估与防护结构设计需要开展大量的空间碎片地面超高速撞击模拟实验,以获取相关超高速撞击特性数据,因此美国 NASA、欧空局和日本等开展了大量的空间碎片超高速撞击模拟实验^[2-3]。在所获取的超高速撞击特性实验数据的基础上,深入开展了航天器空间碎片防护结构防护性能的研究工作,开发了包括填充式^[4]、多层冲击^[5]、柔性可展开^[6]等多种形式的高性能防护结构,基本实现了对空间站及高价值卫星的有效防护。

在空间碎片防护结构性能研究过程中,往往要求超高速撞击实验具有较高的可重复性。为便于实验操作和数据分析,各国研究人员通常选用标准球形弹丸开展空间碎片撞击特性的研究,当前空间碎片防护结构对应的撞击极限特性绝大部分是通过球形弹丸撞击试验获取的。无论是通过对返回式航天器的损伤分析,还是卫星地面解体撞击试验,均有力证明真实空间碎片材质形状各异,基本均为非球形^[7]。现有研究结果显示,撞击条件相同时,相同质量的非球形弹丸对防护结构具有比球形弹丸更强的损伤能力,而在对航天器进行空间碎片撞击风险评估的过程中,所应用的以球形弹丸为基础的弹道极限方程未能考虑弹丸形状效应的影响,因而使得航天器防护结构的设计存在未知风险。

此外,受现有轻气炮系统性能的限制,目前国内轻气炮系统对球形弹丸的发射速度基本在 8 km/s 以下,导致当前应用最广泛的 Christiansen 弹道极限方程^[8]的熔化/气化段源于 Cour-Palais 等人^[9]基于少量实验和速度外推方法建立的弹道极限方程。近年来公开报道的只有代顿大学^[10]具备了稳定的 8 km/s 以上球形弹丸发射能力,遗憾的是其弹丸最大发射直径只有 2.4 mm,很难针对典型防护结构获得其弹道极限特性。为了获得 8 km/s 以上速度空间碎片防护结

构弹道极限实验数据,目前只能运用非球形弹丸超高速发射实验技术实现。如波阻抗梯度飞片(Pillow 飞片)发射技术^[11]、激光驱动飞片发射技术^[12]、定向聚能加速技术^[13]等,以上技术所能发射的弹丸形状均为非球形。这就需要对实验结果开展形状效应分析,将非球形弹丸对应的弹道极限等效为球形弹丸对应的弹道极限,从而较为准确地获得球形弹丸 8 km/s 以上发射速度段弹道极限方程,达到对防护结构防护性能评价的目的。

目前我国正在稳步开展空间站长期在轨运行计划,同时空间科学探测、太空望远镜、空间太阳能电站等重大空间专项计划也陆续启动。实施以上计划的航天器运行轨道区域同时也是空间碎片高密度聚集区域,故而空间碎片撞击对计划顺利实施的威胁不容忽视。文中综述了空间碎片防护结构超高速撞击下非球形弹丸形状效应的国内外研究现状,梳理了弹丸形状效应研究中已取得的主要成果,并立足我国航天器防护工程需求,探讨未来发展方向。

1 空间碎片形状

空间碎片是伴随人类航天发射活动而产生的太空垃圾,是对地球轨道内无任何功能和作用的人造物体的总称。主要来源于任务后火箭箭体和卫星本体、火箭发动机喷射物、航天飞行任务过程中的抛弃物、空间物体爆炸或碰撞解体产生的碎块等。空间碎片的来源决定了其呈现多种形状。由地面卫星超高速撞击解体实验^[14]获得的碎片形状统计结果表明,解体所形成的碎片形状各异。对实验形成的碎片形状按数量的多少排序依次为立方体状、方形薄片状、杆状、圆盘状、长方体状、圆柱体状和球状以及其他一些不规则的形状,其中块状、片状和不规则形状的碎片占绝大多数,球形碎片最少,见表 1。

表 1 卫星撞击实验中碎片形状的分布

Tab.1 Distribution of debris shape in satellite impact experiment

形状	立方体	方形薄片	杆	卷曲圆盘	平整圆盘	长方体	圆柱体	长方体与片	球	其他
碎片数量	2799	628	96	60	36	15	12	2	1	1112
大碎片所占数量	0	0	0	33	9	10	2	2	0	56
小碎片所占数量	2799	628	96	27	27	5	10	0	1	1056

2 非球形弹丸形状效应研究方法

超高速撞击下,非球形弹丸形状效应问题在 20 世纪 70 年代初期即被关注,但由于问题本身的复杂性,研究进展缓慢。针对如何定量分析非球形弹丸的损伤能力问题,国内外研究者们主要发展了两种技术路线:质量等效与特征长度等效。质量等效是指将非球形弹丸转化为同等质量的球形弹丸,从而得到与非

球形弹丸相对应的等效球形弹丸直径,由得到的等效球形弹丸直径,可以利用基于球形弹丸的撞击极限方程建立非球形弹丸所对应的撞击极限方程,从而实现非球形弹丸损伤能力评估的目的。特征长度等效则是首先将非球形弹丸三个正交维度上长度的平均值定义为特征长度,实现弹丸形状参数与雷达探测的碎片横截面参数的对应,从而将弹道极限表示为特征长度与速度的关系。

2.1 质量等效形状效应

1972 年,美国 NASA 的 Morrison^[15]通过超高速撞击实验在国际上首先开展了非球形弹丸形状效应的研究工作。在 7 km/s 速度下,对比分析了圆柱形、球形弹丸对典型 Whipple 防护结构的撞击毁伤效果。研究主要分为两个部分,第一部分是对比同等质量条件下,球形弹丸与柱形弹丸的损伤能力。球形弹丸直径为 3.96 mm,同质量柱形弹丸对应三种不同的长径比,分别为 1/2、1、3/2,碎片云形貌如图 1 所示。实验结果表明,三种长径比柱形弹丸对应的防护结构均发生穿孔失效,而球形弹丸对应的防护结构并未失效,说明圆柱形弹丸具有更强的损伤能力。Morrison 认为导致柱形具有更强的破坏能力主要有两方面原因:一个是柱形弹丸撞击后形成的碎片云更加集中于轴向,且呈“尖状”运动;二是柱形弹丸碎片云头部速度相对与球形弹丸碎片云平均增大 14%。

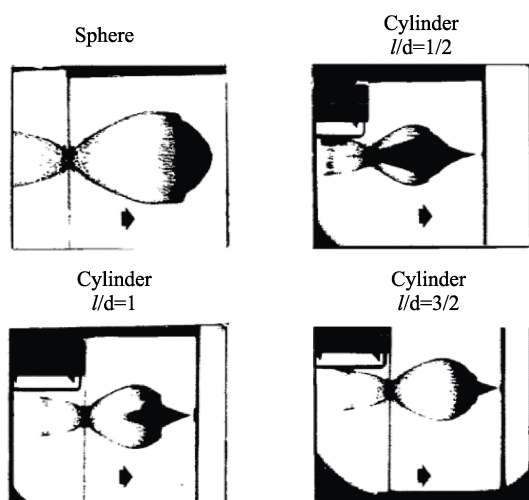


图 1 等质量下不同形状弹丸碎片云形貌
($m=0.09\text{ g}$, $v=7\text{ km/s}$)

Fig.1 Nephogram of projectile debris of different shapes under equal mass ($m=0.09\text{ g}$, $v=7\text{ km/s}$)

第二部分中, Morrison 试图通过寻找柱形弹丸使防护结构失效的临界质量,定量分析柱形弹丸相对于球形弹丸的损伤能力,如图 2 所示。首先,固定柱形弹丸长径比为 1/2,逐渐减小质量。实验结果表明,当质量降为球形弹丸质量的 1/4 时,防护结构没有因穿孔导致失效,临界质量比介于 1/4 与 1/3 之间。其次,固定圆柱直径为 4.4 mm,减小柱形弹丸长度。实验结果显示,当质量降为球形 1/7 时,防护结构依然发生穿孔失效,质量降为 1/20 时防护结构未失效。文献在实验研究的基础上指出,由于未考虑形状效应对防护性能的影响,基于球形弹丸建立弹道极限方程是非保守的。

此后,针对防护结构的非球形弹丸超高速撞击效应研究工作几乎陷入停滞。直到 1997 年, NASA 约翰逊空间中心的 Christiansen^[16]才又一次开展了非球

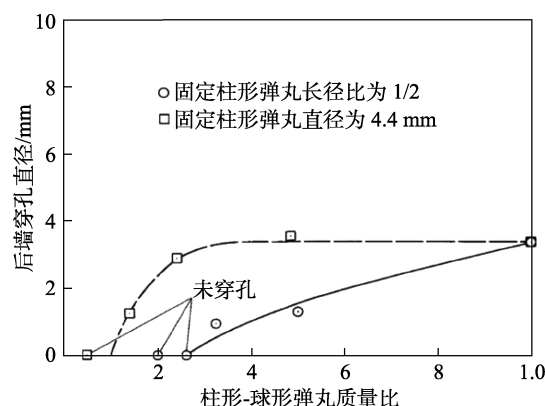


图 2 不同柱形-球形弹丸质量比条件下后墙穿孔直径

Fig.2 Rear wall perforation diameter with different cylinder-sphere projectile mass ratios

形弹丸形状效应研究。为了进一步增强国际空间站的空间碎片防护能力, NASA 设计开发了新型填充式防护结构。该防护结构设计能力为可抵御 1.27 cm 球形弹丸的撞击, 结构形式及参数如图 3 所示。为了验证防护结构的防御能力, 需要开展 10 km/s 以上速度段内的超高速撞击实验。

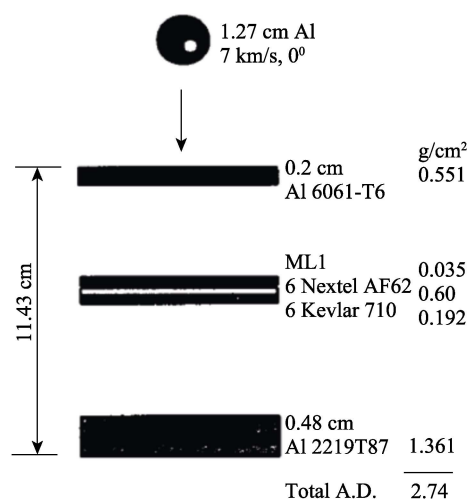


图 3 典型填充式防护结构及参数

Fig.3 Typical filled protective structure and parameters

受传统轻气炮系统发射速度、质量的限制, 要达到 10 km/s 发射速度, 只能采用美国圣地亚国家实验室的飞片超高速发射系统 (HVL) 以及美国西南研究院的定向聚能加速系统 (ISCL), 对应弹丸形状分别为片状及圆柱壳。HVL 可发射速度为 10~15 km/s 的飞片, ISCL 可发射圆柱壳弹丸至 11.5 km/s, 如何实现两种非球形弹丸与球形弹丸损伤能力的等效成为必须解决的问题。文献采用实验与数值模拟相结合的方式评估了形状效应对防护性能的影响。首先定义相同撞击速度下球形弹丸对应的弹道极限质量与非球形弹丸对应的弹道极限质量之比为弹道极限质量比 (BLMR), BLMR 大于 1 表明非球形弹丸具有更强的损伤能力。7 km/s 速度下, 利用轻气炮发射与 ISCL

具有近似形状、质量的圆柱壳弹丸,并与同速度条件下球形弹丸临界质量数据进行对比得到 BLMR。10 km/s 以上采用数值模拟方法获得 BLMR。研究表明,非球形弹丸比同质量的球形弹丸具有更强的侵彻性能,但 BLMR 随弹丸形状、撞击速度而变化,并非定值。文章提出传统基于球形弹丸获得的弹道极限方程需要进一步修正,但后续没有相关文献报道。

2001 年美国 Dayton 大学的 Piekutowski^[17]对不同形状弹丸超高速撞击形成的碎片云特性进行了实验研究,如图 4 所示。结果显示,弹丸形状和撞击角度对于弹丸破碎及碎片云分散特性具有重要影响。非球形弹丸更容易在边缘产生一个或者更多的大尺寸碎片,使得碎片云对后板造成严重威胁。柱形弹丸倾斜时,对后板的破坏能力增强。当倾斜角约为 45° 时,这种破坏能力最强。圆盘状弹丸形成的碎片云内部有一个类柱状结构,由弹丸和防护屏材料共同构成。随着碎片云的运动,中间柱状结构几乎不发生扩散,形状变化不大,所以对防护间距不敏感,后板的破坏主要来自碎片云中间的柱状部分。

2003 年“哥伦比亚号”航天飞机失事,NASA 约翰逊空间中心防护分析部门研究了多种可能引起失效的危险源,其中之一就是空间碎片撞击失效。调查报告中明确指出,当前风险评估模型缺乏对非球形弹丸撞击损伤评价能力,导致在轨航天器存在不确定风险。最终,防护分析部门强烈要求在未来空间碎片风险评估模型中建立与弹丸形状相关的参数,从而实现形状效应损伤特性的预测。

同一年,Hu^[18]利用仿真手段研究了圆柱形、盘形、锥形和立方体(面、边、角撞击)对 Whipple 防护结构的撞击损伤特性,选择的非球形弹丸如图 5 所示^[18]。为了使获得的非球形弹丸弹道极限与球形弹丸弹道极限具有可比性,文献将不同形状弹丸进行等效,转换为相同质量的球形弹丸,以获得与之等效的球形弹丸直径。基于等效球形弹丸直径建立了对应的弹道极限方程,方程曲线如图 6 所示^[18]。可知同等质量下,长圆柱与长圆锥损伤能力最强,球形弹丸与立

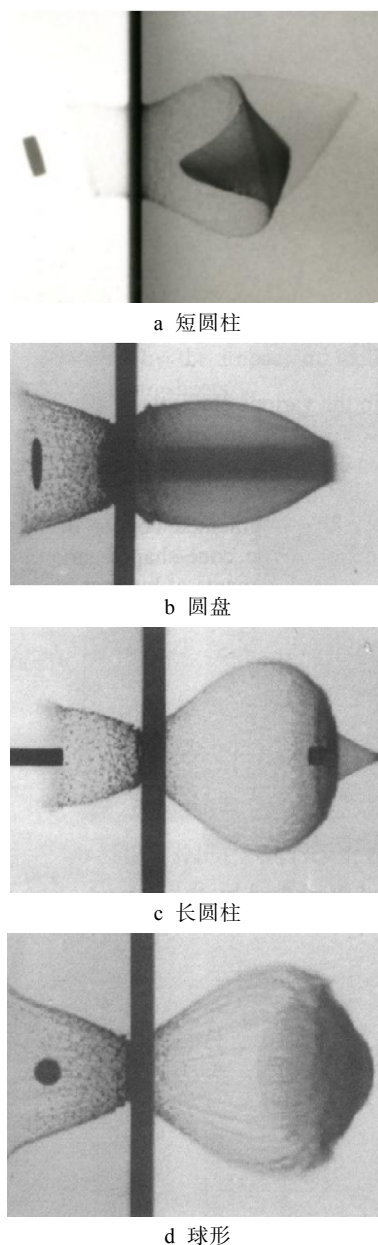


图 4 不同形状弹丸超高速撞击形成碎片云形貌
Fig.4 Nephogram of debris formed by the hypervelocity impact of projectiles of different shapes

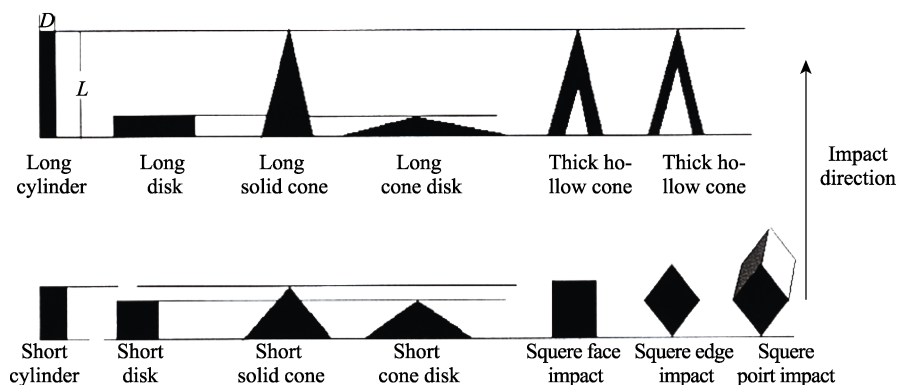


图 5 仿真计算中选择的非球形弹丸
Fig.5 Non-sphere projectiles selected from the simulating calculation

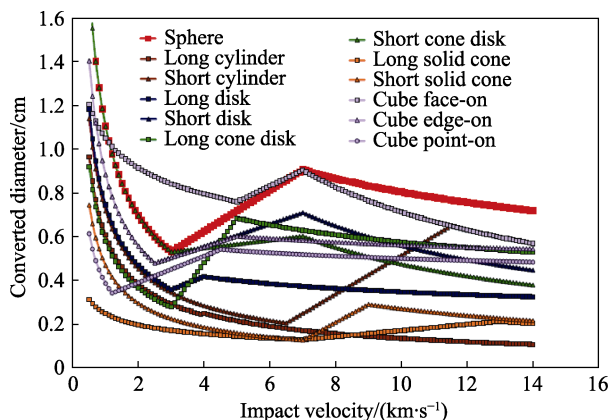


图 6 非球形弹丸与球形弹丸弹道极限曲线对比

Fig.6 Comparison of ballistic limit curves of non-sphere and sphere projectiles

方体正撞击对应的曲线在最上方,说明具有最低的损伤能力。

德国学者 Schafer^[19]利用经典 Christiansen 方程,通过合理假设,在弹道段、熔化/气化段方程中引入形状因子,获得了能够描述椭球形弹丸的弹道极限方程,其中假设速度分段点依赖于弹丸形状。在发射条件允许的范围内,进行超高速撞击试验进行了验证,在发射能力之外运用仿真手段进行了验证。研究结果表明,撞击物的形状对被撞击结构所造成的破坏区域和类型有强烈的影响。

2006 年左右,非球形弹丸超高速撞击形状效应研究成为国内外热点,国内相关学者逐渐意识到形状效应研究的重要性。张伟等人^[20-21]基于仿真对不同形状弹丸撞击 Whipple 防护结构的碎片云状态进行了研究,计算出了这些弹丸的弹道极限曲线,并对这些曲线进行了比较,分析了各撞击极限曲线之间差异的原因,同时还对比分析了相同撞击条件下,球形弹丸和不同长径比非球形弹丸超高速撞击厚合金铝板所产生的弹坑尺寸和成坑形状随撞击方向改变的变化规律。2010 年,徐坤博等^[22]利用数值仿真计算方法,计算了相同质量的球形、圆锥形、圆柱形和盘形弹丸撞击典型 Whipple 防护结构的损伤情况,对比了不同形状弹丸超高速撞击碎片云在形状、密度与质量分布、速度与能量分布等方面的差异,并结合后墙的损伤程度研究了不同形状弹丸的形状效应。2012 年,林敏等人^[23]通过数值仿真手段,定量研究了不同形状弹丸分别超高速撞击相同面密度的丝网和连续型防护屏所产生的碎片云,获取了弹丸形状对丝网防护屏和连续型防护屏防护效果的影响规律。2017 年,汪庆桃^[24]采用数值模拟方法,对钨合金、轧制均质装甲及 LY12 铝三种材料的圆柱形弹体超高速碰撞薄板的破碎规律进行了研究。遗憾的是,受国内超高速发射系统能力的限制,以上工作都是基于仿真软件进行,没有进行相关的实验对比与验证。

目前非球形弹丸超高速撞击形状效应研究方面最

新的公开文献来自美国佛罗里达大学的 Carrasquilla^[25],利用仿真手段研究了长椭球和短椭球超高速撞击下的形状效应。仿真工况参数与文献[19]中进行的椭球超高速撞击实验相同。椭球选择为 $a=b \neq c$, a 、 b 、 c 分别为椭球的三个半长轴。定义 c/a 为形状因子 f , $f > 1$ 为长椭球, $f < 1$ 为短椭球, $f=1$, 为球形。仿真中形状因子选择分别为 0.4、1、1.53。仿真计算结果与实验结果对比如图 7 所示,结果表明,球形弹丸与长椭球撞击结果与试验结果相符,短椭球与试验结果不符,文章认为可能是几何形状导致仿真计算模型不适用。

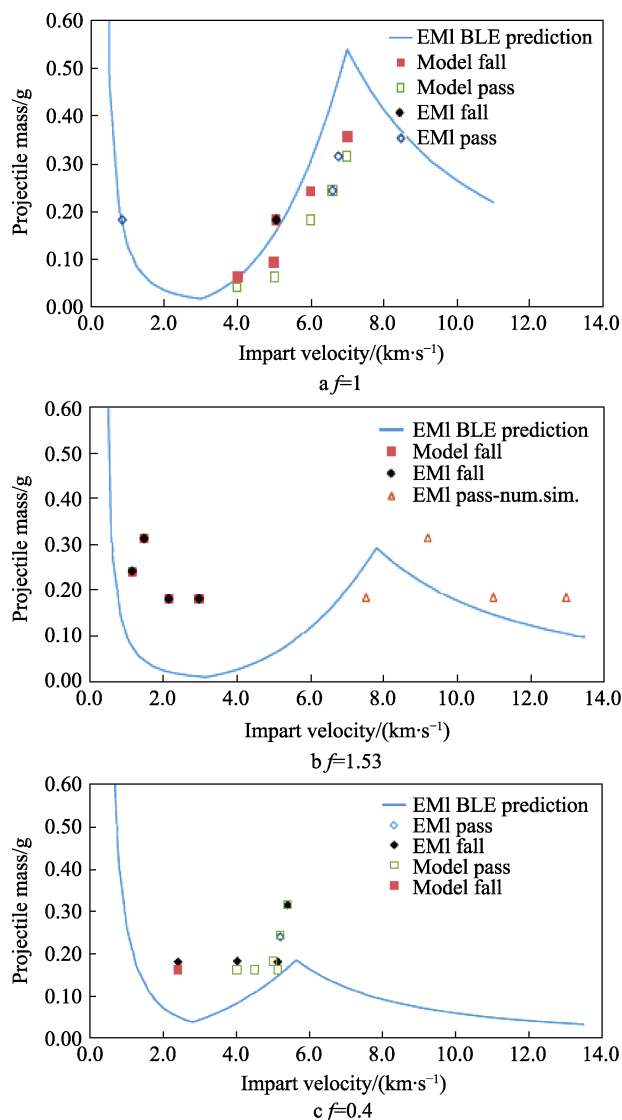


图 7 文献[25]仿真结果与文献[19]获得的弹道极限对比
Fig.7 Comparison of simulation results of literature [25] and ballistic limit obtained by literature [19]

为了研究不同长径比柱形弹丸的形状效应,北京卫星环境工程研究所武强等人^[26]基于质量等效原则,在基于球形弹丸的典型 Whipple 防护结构弹道极限方程的弹道区、熔化/气化区方程中引入基于无量纲长径比的形状系数方程 $K(f)$, 具体方程如式(1)所示。

$$d_c = d_p K(f) = \begin{cases} \left[\frac{t_w \left(\frac{\sigma}{40} \right)^{0.5} + t_b}{0.6 (\cos \theta)^{\frac{5}{3}} \rho_p^{\frac{1}{2}} v_0^{\frac{2}{3}}} \right]^{\frac{18}{19}} K_1(f) & (v_0 \cos \theta \leq V_L) \\ 3.918 t_w^{\frac{2}{3}} \rho_p^{\frac{1}{3}} \rho_b^{\frac{1}{9}} (v_0 \cos \theta)^{-\frac{2}{3}} S^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\sigma}{70} \right)^{\frac{1}{3}} K_2(f) & (v_0 \cos \theta \geq V_H) \end{cases} \quad (1)$$

式中: d_c 为非球形弹丸所对应的等效球形弹丸直径, $d_c = (6M_{cy}/\pi\rho_p)^{1/3}$, 利用质量等效原则获取; ρ_p 为非球形弹丸的密度, g/cm^3 ; ρ_b 为防护结构的缓冲屏密度, g/cm^3 ; t_w 为防护结构后墙厚度, cm ; S 为防护结构缓冲屏与后墙之间的防护间距, cm ; v_0 为非球形弹丸与防护结构的相对撞击速度, km/s ; θ 为弹丸入射速度与防护结构法线方向夹角 ($^\circ$); σ 为防护结构后墙屈服强度, ksi 。

最终结合实验与数值模拟方法, 拟合获取形状系数方程 $K(f)$, 进而由式 (1) 得到不同长径比柱形弹丸的弹道极限方程, 实现了对柱形弹丸撞击下空间碎片防护结构的性能评价。

2.2 特征长度等效形状效应

截至 2003 年, 形状效应研究均是不同形状弹丸等效为同质量球形弹丸。利用等效球形弹丸直径衡量碎片大小简单易行, 便于理解, 但是这与空间碎片环境工程模型中碎片的尺寸描述不一致。环境模型中是利用一维特征长度对碎片进行描述, 一维特征长度来源于雷达探测空间碎片的横截面积 (radar cross-section RCS)。形状不同而雷达横截面积相同的两个物体, 其特征长度 LC 相同, 是物体上三个正交维度上长度的平均值^[27-28]。将弹道极限表示为特征长度与速度的关系, 和碎片环境模型描述更加一致, 在空间碎片碰撞风险评估中也更具实用性。

面对这一现状, 马歇尔空间飞行中心的 Evans 等人^[29]首次基于特征长度, 利用流体动力学软件研究了方形薄片五种撞击角度下防护结构的撞击损伤情况, 分析了不同角度下的碎片云特性。结果表明, 除正撞击外, 其余情况碎片云不再对称, 出现密集区域, 导致后板破坏模式发生转变, 如图 8 所示^[29]。

2006 年, Schonberg^[27]不再采用等效质量分析方法, 而是计算每种弹丸的特征长度, 从而对前期获得的非球形弹丸的弹道极限做了进一步修正, 修正后弹道极限曲线如图 9 所示。

可以看到, 图 9 与图 6 有明显的不同, 图 6 中, 球形弹丸弹道极限曲线基本处于最高位置, 说明具有最小的损伤能力。在图 9 中, 这一结论不再适用, 球

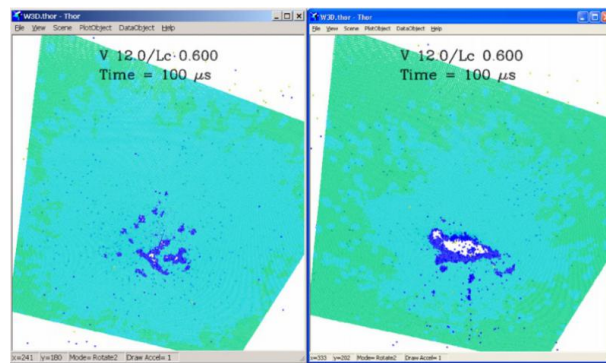


图 8 不同撞击角度下后板损伤模式

Fig.8 Back plate damage modes under different impact angles

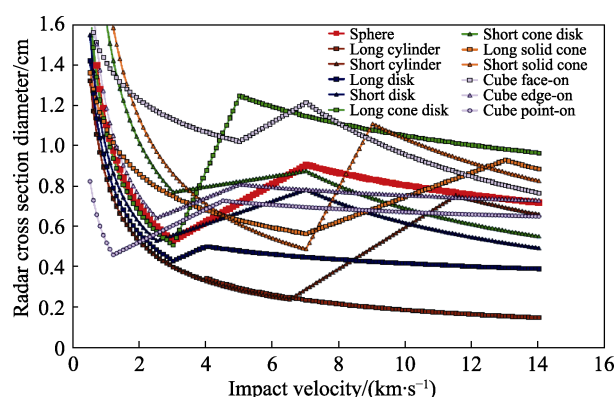


图 9 转化为特征长度与撞击速度关系的弹道极限曲线

Fig.9 Ballistic limit curve transformed into the relationship between characteristic length and impact velocity

形弹丸弹道极限曲线不再处于最高位置, 而是被其他曲线交替覆盖。这也说明弹丸形状效应研究的复杂性, 由于非球形弹丸为非中心对称结构, 弹丸形状、撞击速度、撞击姿态均会对弹丸的损伤能力产生不可忽略的影响。

为了评价非球形弹丸不同撞击姿态下的弹道极限特性, Williamsen 等人^[30]基于地面超高速撞击解体试验分析, 选用数量最多的立方体和方形薄片作为空间碎片的典型形状。利用类似于飞行器生存性分析中的方法, 首次引入了方向权重的概念, 立方体最终的弹道极限可通过各种姿态下弹道极限结果加权计算获得。将对立方体的撞击姿态划分为 26 个典型姿态, 如图 10 所示。箭头的方向代表了空间碎片的速度方向

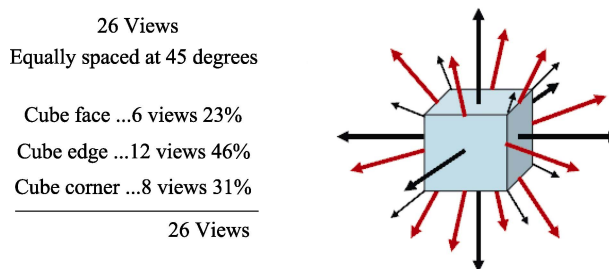


图 10 立方体形空间碎片 26 个典型撞击姿态

Fig.10 26 typical impact postures of cubic space debris

向,每一个箭头对应着空间碎片的一种撞击姿态。将速度方向与立方体表面法向量重合的情况称为“面撞击”,共有6个(方向权重为23%);速度方向与立方体表面法向量成 45° 夹角的情况称为“边撞击”,共12个(方向权重为46%);速度方向与体对角线重合的情况称为“角撞击”,共8个(方向权重为31%)。

3 存在的问题

文中回顾了国内外对超高速撞击下非球形空间碎片形状效应研究的进展,着重介绍了典型双层防护结构在非球形弹丸超高速撞击下的碎片云特性、后板损伤模式、弹道极限特性等。国内外虽然在非球形弹丸超高速撞击效应研究中取得了一定成果,但还存在如下几个问题。

1) 受实验能力的限制,当前非球形弹丸撞击实验对应的弹丸形状基本为柱状、飞片状,这与空间碎片形状的真实情况还存在明显差距。

2) 对非球形弹丸形状效应机理缺乏定量的分析,非球形弹丸与球形弹丸撞击效应等效准则不明确,且大部分分析工作均基于双层防护结构,多层冲击、填充式等增强型防护结构鲜有涉及。

3) 国内对于超高速条件下非球形弹丸形状效应研究起步较晚,目前相关工作主要由哈尔滨工业大学、北京卫星环境工程研究所开展,但几乎所有的工作都是基于数值模拟开展,受算法、材料模型及参数准确性的限制,还需进一步开展相应的实验研究工作,并与空间碎片环境模型研究相结合,推进相关研究的工程应用。

4 结语

我国正在实施载人航天等多个重大空间专项计划,为了更准确地描述空间碎片防护结构在非球形弹丸超高速撞击下的损伤特性,提高未来我国航天器空间碎片撞击风险评估与防护设计的可靠性,需在以下几个方面做深入研究。

1) 发展非球形弹丸超高速发射技术,特别是非球形弹丸脱壳技术,从而实现非球形弹丸的稳定发射,为非球形弹丸超高速撞击实验的开展提供技术支撑。

2) 开展形状效应研究,构建等效准则,获得不同撞击姿态、速度等条件下的损伤特性规律,建立典型防护结构在非球形弹丸撞击下的弹道极限方程,完善空间碎片超高速撞击特性数据库。

3) 改进空间碎片环境模型,使其包含空间碎片形状的分布规律,完善空间碎片超高速撞击特性数据库,从而更加准确地评估航天器舱壁击穿概率或航天器失效概率,降低航天器防护结构设计存在未

知风险。

参考文献:

- [1] WHIPPLE F L. Meteorites and Space Travel[J]. The Astronomical Journal, 1947, 52: 132-137.
- [2] CHRISTIANSEN E L. Handbook for Designing MMOD Protection[R]. JSC-64399, 2009.
- [3] IADC WG3 Members. Protection Manual (IADC-04-03, Version7.0)[R]. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, 2014.
- [4] CHRISTIANSEN E L, CREWS J L, WILLIAMSEN J E, et al. Enhanced Meteoroid and Orbital Debris Shielding[J]. International Journal of Impact Engineering, 1995, 17: 217-228.
- [5] COUR-PALAIS B G, CREW J L. A Multi-Shock Concept for Spacecraft Shielding[J]. International Journal of Impact Engineering, 1990, 10: 135-146.
- [6] CHRISTIANSEN E L, KERR J H, DE LA FUENTE H M, et al. Flexible and Deployable Meteoroid/Debris Shielding for Spacecraft[J]. International Journal of Impact Engineering, 1999, 23: 125-136.
- [7] CHRISTIANSEN E L. Shuttle Meteoroid/Debris Risk Overview[R]. Houston, Texas: Provide for the Space Shuttle Safety and Mission Assurance Group, 2003.
- [8] CHRISTIANSEN E L. Design and Performance Equations for Advanced Meteoroid and Debris Shield[J]. International Journal of Impact Engineering, 1993, 14: 145-156.
- [9] COUR-PALAIS B J. Meteoroid Protection by Multiwall Structures[R]. AIAA Paper No 69-372, 1969.
- [10] PIEKUTOWSKI A J, POORMON K L. Performance of Whipple Shields at Impact Velocities above 9 km/s[J]. International Journal of Impact Engineering, 2011, 38: 495-503.
- [11] CHHABILDAS L C, KMETYK L N, REINHART W D, et al. Enhanced Hypervelocity Launcher-capabilities to 16 km/s[J]. International Journal of Impact Engineering, 1995, 17: 183-194.
- [12] OKADA K, WAKABAYASHI K, TAKENAKA H, et al. Experimental Technique for Launching Miniature Flying Plates Using Laser Pulses[J]. Int J Impact Eng, 2003, 29: 497-502.
- [13] WALKER J D, GROSCH D J, MULLIN S A. A Hypervelocity Fragment Launcher Based on an Inhibited Shaped Charge[J]. International Journal of Impact Engineering, 1993, 14: 763-774.
- [14] MCNIGHT D, NICOLAS J, MICHAEL F, et al. Satellite Orbital Debris Characterization Impact Test (SOCIT)[G]. Kaman Sciences Corporation, 1995.
- [15] ROBERT H M. A Preliminary Investigation of Projectile Shape Effects in Hypervelocity Impact of a Double-sheet Structure[R]. NASA TN D-6944, 1972.
- [16] CHRISTIANSEN E L, JUSTIN H K. Projectile Shape

- Effects on Shielding Performance at 7 km/s and 11 km/s[J]. International Journal of Impact Engineering, 1997, 20: 165-172
- [17] PIEKUTOWSKI A J. Debris Cloud Produced by the Hypervelocity Impact of Non-spherical Projectiles[J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 26: 165-172
- [18] HU K F, WILLIAM P S. Ballistic Limit Curves for Non-spherical Projectiles Impacting Dual-wall Spacecraft Systems[J]. International Journal of Impact Engineering, 2003, 29: 345-355
- [19] SCHAFER F, HIERMAIER S, SCHNEIDER E. Ballistic Limit Equations for the Normal Impact of Unyawed Ellipsoid-Shaped Projectiles on Aluminum Whipple Shields[C]// 54th International Aeronautical Congress. Bremen, Germany, 2003.
- [20] 马文来, 张伟, 庞宝君. 超高速撞击弹丸形状效应数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1174-1177.
MA Wen-lai, ZHANG Wei, PANG Bao-jun, et al. Numerical Simulation Investigation into Projectile Shape Effects in Hypervelocity Impacts[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1174-1177.
- [21] 张伟, 管公顺, 贾斌, 等. 弹丸形状对超高速撞击厚合金靶成坑影响的数值模拟[J]. 高压物理学报, 2008, 22(4): 343-349.
ZHANG Wei, GUAN Gong-shun, JIA Bin, et al. Numerical Simulation of Projectile Shape Effects on Craters in Hypervelocity Impact on Thick Alloy Aluminum Target[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2008, 22(4): 343-349.
- [22] 徐坤博, 龚自正, 侯明强, 等. 超高速撞击中的弹丸形状效应数值模拟研究[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(5): 570-575.
XU Kun-bo, GONG Zi-zheng, HOU Ming-qiang, et al. A Numerical Simulation of Projectile Shape Effects on Hypervelocity Impacts[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(5): 570-575.
- [23] 林敏, 庞宝君. 超高速撞击丝网防护屏弹丸形状效应数值模拟研究[J]. 振动与冲击, 2012, 31(18): 73-77.
- LIN Min, PANG Bao-jun. Numerical Simulation of Projectile Shape Effects under Hypervelocity Impact on Mesh Shield[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(18): 73-77.
- [24] 汪庆桃, 吴克刚, 陈志阳. 圆柱形长杆超高速正碰撞薄板结构破碎效应[J]. 振动与冲击, 2017, 36(5): 54-60.
WANG Qing-tao, WU Ke-gang, CHEN Zhi-yang. Fragmentation Effect of a Long Cylindrical Rod with a Hypervelocity Normal Impacting a Thin Plate Structure[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(5): 54-60.
- [25] CARRASQUILLAA M J, MILLERB J E. Shape Effect Analysis of Aluminum Projectile Impact on Whipple Shields[C]// 14th Hypervelocity Impact Symposium. Canterbury, Kent, UK, 2017.
- [26] 武强, 龚自正, 张品亮, 等. 柱形弹丸撞击下空间碎片防护结构弹道极限方程获取方法: 中国, CN10876-3836A[P]. 2018-11-06.
WU Qiang, GONG Zi-zheng, ZHANG Pin-lang, et al. The Method of Obtaining Ballistic Limit Equation of Space Debris Shield under the Impact of Cylindrical Projectile: China, CN108763836A[P]. 2018-11-06.
- [27] SCHONBERG W P, WILLIAMSEN J E. RCS-based Ballistic Limit Curves for Non-spherical Projectiles Impacting Dual-wall Spacecraft Systems [J]. International Journal of Impact Engineering, 2006, 33: 763-770
- [28] 徐坤博, 龚自正, 侯明强, 等. 基于特征长度的非球形弹丸超高速撞击碎片云特性研究[J]. 高压物理学报, 2012, 26(1): 7-17.
XU Kun-bo, GONG Zi-zheng, HOU Ming-qiang, et al. Debris Cloud Characteristics of Non-Spherical Projectile Based on Characteristic Length[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2012, 26(1): 7-17.
- [29] EVANS S, WILLIAMSEN J. Orbital Debris Shape and Orientation Effects on Ballistic Limits[R]. AIAA-2005-2383, 2005.
- [30] WILLIAMSEN J E, EVANS S. Predicting Orbital Debris Shape and Orientation Effects on Spacecraft Shield Ballistic Limits Based on Characteristic Length [J]. International Journal of Impact Engineering, 2006, 33: 862-871.