

典型空间目标在非金属碎片超高速撞击下的 易损性分析方法

陈 兴, 卢永刚*

(中国工程物理研究院 总体工程研究所, 四川 绵阳 621900)

摘 要: 针对厘米/毫米级非金属碎片对典型空间目标的撞击风险评估, 在基于 AUTODYN 有限元分析软件计算非金属碎片对 3 种典型结构的撞击毁伤特性基础上, 结合毁伤树分析法建立了一种典型空间目标易损性分析方法, 介绍了该易损性分析方法的总体思路 and 各项关键技术, 获得了典型空间目标在非金属碎片撞击下导致不同毁伤等级的系统失效概率, 并给出了典型空间目标的应用实例。结果表明: 所提出的易损性分析方法可用于无人航天器在遭受厘米/毫米级空间非金属碎片撞击后的系统失效影响分析。

关键词: 空间目标; 非金属碎片; 易损性; 风险评估

中图分类号: TJ412.2

文献标志码: A

文章编号: 2097-2741(2024)02-001-010

Vulnerability Study of Typical Space Targets under Hypervelocity Impact by Non-metallic Debris

CHEN Xing, LU Yonggang*

(Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, Sichuan)

ABSTRACT: To study the impact risk assessment of centimeter/millimeter level non-metallic debris on typical space targets, a typical space target vulnerability analysis method was established based on the damage characteristics of three typical structures hit by non-metallic debris calculated by AUTODYN finite element analysis software and the damage tree analysis method. First, the general idea and key technologies of the proposed vulnerability analysis method were introduced. Then, the system failure probability of typical space targets under non-metallic debris impacts leading to different damage levels was obtained. Furthermore, applications of the proposed method on typical space targets were given. Research results indicated that the proposed method could be used for system failure study of satellites and other unmanned spacecrafts hit by centimeter/millimeter level non-metallic debris.

KEYWORDS: space target; non-metallic debris; vulnerability; risk assessment

目前, 空间碎片的总质量已经达到 7 000 t, 其速度通常能够达到每秒几公里甚至几十公里。近地空间中毫米级碎片的数量更是高达数十亿, 对于厘米级及以上尺寸的空间碎片, 通常采用探

收稿日期: 2023-11-11

基金项目: 国家自然科学基金 (11672278)

第一作者: 陈兴 (1993—), 男, 博士研究生, 主要从事毁伤评估研究。E-mail: 1101650359@qq.com

*通信作者: 卢永刚 (1973—), 男, 博士, 研究员, 主要从事毁伤评估研究。E-mail: lygcaep@263.net

引用格式: 陈兴, 卢永刚. 典型空间目标在非金属碎片超高速撞击下的易损性分析方法[J]. 火箭军工程大学学报, 2024, 38 (2): 1-10.

测预警和机动规避的方法进行防御。但由于毫米级碎片无法被有效探测和追踪,这导致近地空间航天器与毫米级碎片之间存在着极大的碰撞概率^[1]。因此,对于毫米级空间碎片的撞击特性研究具有极高的实际应用价值。典型空间目标按照主要组成以及功能,可将其划分为主体结构、太阳能电池和相控阵天线,学者针对这3种结构在高速碎片撞击下的毁伤特性进行了研究。

主体结构在提供支撑作用的同时也充当 Whipple 防护结构。Whipple 构型是一种典型的被动防护结构,由2层间隔的薄板构成^[2]。其中的缓冲屏(前板)主要作用在超高速初始碰撞过程中破碎空间碎片,形成不断扩张的碎片云,将点能量分散为面能量,从而降低舱壁的破坏程度。显而易见,缓冲屏决定了 Whipple 构型对空间碎片的破碎能力。基于 Whipple 构型发展出了多种增强型结构,包括多层板构型、填充式构型、夹芯板构型、波纹板构型等,防护材料也从铝合金扩展到了陶瓷材料、Nextel/Kevlar 纤维、Al/PTFE 含能材料等^[3-6]。在这一背景下,近年来提出了多种增强型结构应用于缓冲屏的设计思路^[7-8]。蜂窝夹层结构也是一种增强型的 Whipple 结构,国内外对该结构在超高速撞击下的动态响应问题进行了研究。Slimane 等^[9]提出一种增强型双层 B₄C 陶瓷/铝合金面板结构,利用蜂窝夹层设计,通过光滑粒子流体动力学-有限元(Smoothed Particle Hydrodynamics-Finite Element Method, SPH-FEM)耦合方法研究该结构的防护性能。结果显示在相同面密度条件下,与单层铝面板的蜂窝夹层结构相比,该结构的防护性能更优越,弹丸破碎更充分。Deconinck 等^[10]采用 LS-DYNA 软件对微米级铝弹丸超高速撞击蜂窝夹层结构进行了研究,考虑了弹丸直径和蜂窝结构对防护性能的影响,并建立了弹道极限方程。袁小雅等^[11]则利用 SPH-FEM 耦合算法研究了蜂窝夹层板的超高速碰撞特性。结合最优拉丁超立方方法和基于档案的微遗传算法(Archive-based Micro Genetic Algorithm, AMGA)对蜂窝板结构进行了优化设计,得到了兼具空间碎片防护和轻量化的夹层板结构。廖高健、陈勇等^[12-13]通过试验和数值计算研究了多孔弹丸超高速碰撞蜂窝夹层结构,发现在多孔弹丸超高速撞击条件下,蜂窝夹层结构的主要失效模式为面板穿孔和蜂窝芯层的压溃,弹丸的直径、速度和撞击位置直接影响结构毁伤模式。

太阳能电池阵是为航天器提供电力的主要部件,由于直接暴露于空间碎片环境中,而且迎风面积较大,因此,受到空间碎片撞击的可能性非常大。相升海等^[14]的研究结果表明碰撞位置产生椭圆形穿孔,碰撞在中心位置时,穿孔尺寸在长轴和短轴方向均随速度的增加而增大,并且玻璃盖片出现放射性裂纹,而撞击穿孔会造成太阳能伏安特性受损^[15-16]。由于太阳能电池阵属于不易损部件,针对其在高速空间碎片下的毁伤特性研究开展较少。

相控阵天线在通信、搜索、跟踪和识别等方面具有重要功能,其主要结构包括面板和内部的收发组件(T/R组件)。在考虑破片对相控阵雷达的毁伤效果时,一些学者进行了深入的研究和模型修正,以更全面地评估天线毁伤的概率。张志锋等^[17]对现有评估模型进行了修正,特别关注了破片速度对毁伤程度的影响。他们结合强度极限和剪切应力,建立了更为全面的相控阵天线毁伤概率计算模型,考虑了更多因素。刘一诺等^[18]建立了反辐射导弹和相控阵天线的弹目交会模型。他们计算了当战斗部在天线正上方爆炸时,命中目标的破片数量以及天线在冲击波作用下毁伤后的变形曲面,这一研究为相控阵天线毁伤效能评估提供了新方法,考虑了弹目交会的实际情况。

通过对现有研究成果的综合分析,可知当前对毫米级空间碎片撞击特性的研究主要集中于金属碎片对蜂窝夹芯结构、太阳能电池和相控阵天线的超高速撞击毁伤特性研究,并且在研究中通常采用铝弹丸来模拟空间碎片。但在太空环境中还存在着部分非金属碎片^[19],例如多孔陨石和水冰。然而,针对非金属空间碎片对典型结构的毁伤特性研究较少。因此,本研究选取3种典型空间结构,首先开展非金属空间碎片超高速撞击数值计算;再基于典型空间目标,分析非金属碎片撞击下的目标易损性。该易损性分析方法在空间目标的防护与毁伤评估2个方面均具有很强的实际工程意义。

1 非金属碎片对典型结构超高速撞击数值计算

根据空间目标结构特征,选取3种典型结构为研究对象,分别是太阳能帆板、相控阵天线和蜂窝夹层结构。非金属空间碎片采用球形冰弹丸,

弹丸直径在 5~10 mm 范围, 相对撞击速度在 2.5~10 km/s 范围内, 撞击角度在 0°~30° 范围内。

1.1 结构厚度等效方法

典型空间目标中结构和部件因功能及用途的差异, 分别采用不同的材料和工艺制造, 因此, 在遭受空间碎片撞击时表现出不同的响应特性。在毁伤评估中通常根据部件抗动能弹侵彻的能力采用等效处理的方法, 将部件等效为一定厚度的均质靶板。不同材料之间的厚度等效公式为

$$H = \frac{\rho_0}{\rho_d} \cdot \frac{\sigma_0}{\sigma_d} t_0$$

式中: H 为等效材料厚度 (m); t_0 为实际材料厚度 (m); ρ_0 为实际材料密度 ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$); ρ_d 为等效材料密度 ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$); σ_0 为实际材料屈服强度 (Pa); σ_d 为等效材料屈服强度 (Pa)。将复合材料和非金属材料等效为 Al 6061-T6 铝合金板, 按照强度准则等效后的结构配置如表 1 所示。

1.2 非金属碎片超高速撞击典型结构数值计算模型

1.2.1 数值计算模型

利用 AUTODYN-3D 有限元软件分别建立冰弹丸侵彻蜂窝夹层板和铝合金板的数值计算模型, 如图 1 所示。其中: 蜂窝面板、冰弹丸和铝合金板均采用 SPH 粒子划分, 粒子大小为 0.01 mm; 蜂窝芯格壁厚为 0.017 8 mm, 属于薄壁结构, 因此芯格采用 SHELL 单元进行描述, 网格大小为 0.025 cm。由于模型具有对称性, 因此采用对称约束建立 1/2 模型。为了避免靶板边界反射对侵彻过

程的影响, 蜂窝前面板和靶板宽度为冰粒直径的 4 倍, 蜂窝后面板直径为冰粒直径的 6 倍。

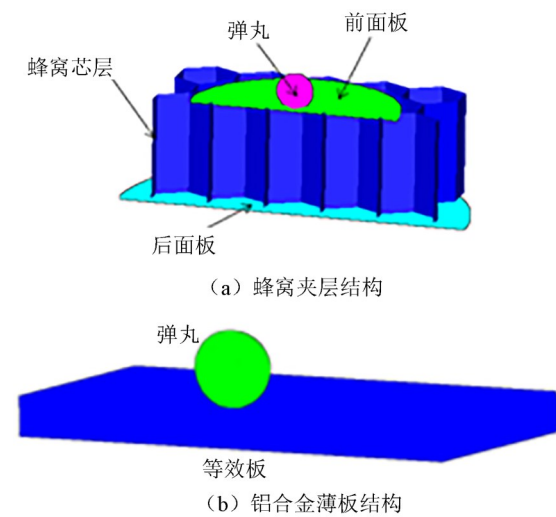


图 1 超高速撞击典型结构的数值计算模型
Fig. 1 Numerical modeling of typical structures under hypervelocity impact

1.2.2 材料本构及参数

采用 Bilinear Harding 材料模型和 Shock 状态方程描述冰粒, 材料参数如表 2 所示, 选择 Grady Spall Failure 失效模型, 失效参数设置为 0.003 5。前、后面板材料为 Al 6061-T6, 蜂窝芯格材料为 Al 5A06, 采用 AUTODYN 自带材料库中的材料模型和参数, 设置 Grady Spall Failure 失效参数为 0.15, 材料参数如表 3 所示。冰粒和面板失效的随机因子设置为 16.0。

表 1 典型结构特征参数及等效
Tab. 1 Characteristic parameters and equivalents of typical structures

名称	材料属性及参数	等效结构
太阳能帆板	第1层: 玻璃盖片, SiO ₂ , 厚度120 μm; 第2层: 电池单体, Si, 厚度155 μm; 第3层: 蒙皮, 碳纤维复合材料, 厚度0.3 mm; 第4层: 蜂窝板, Al, 厚度10 mm; 第5层: 蒙皮, 碳纤维复合材料, 厚度0.3 mm	蜂窝板结构 前面板: 0.275 mm 蜂窝芯: 10 mm 后面板: 0.275 mm
相控阵天线	第1层: 天线阵面, 玻璃钢, 厚度2 mm; 第2层: T/R组件, 电路板及铝硅合金, 厚度10 mm; 第3层: 天线阵面, 玻璃钢, 厚度2 mm	2.5 mm铝合金靶板
蜂窝夹层结构	第1层: 蒙皮, Al, 厚度1 mm; 第2层: 蜂窝板, Al, 厚度15 mm; 第3层: 蒙皮, Al, 厚度1 mm	蜂窝层结构 前面板: 0.4 mm 蜂窝芯: 15 mm 后面板: 0.4 mm

表 2 冰粒材料参数^[20]
Tab. 2 Parameters of ice

Bilinear Harding 方程		Shock 方程	
参数	取值	参数	取值
剪切模量/ MPa	3 460	密度/ (g·cm ⁻³)	0.846
屈服应力/ MPa	10.30	Gruneisen 系数	0
硬化模量/ MPa	6 890	C ₁ /(m·s ⁻¹)	2 563
体积模量/ MPa	8 990	S ₁	1.625
塑性失效应变	0.003 5	参考温度/K	300

注：C₁和S₁为Hugoniot参数。

1.3 典型结构毁伤特性分析

经过数值计算得到了非金属弹丸对3种典型结构的毁伤特性，结果如图2~图4所示。文中：D为弹丸直径；V为撞击速度；θ为撞击角度；S_{eq}为穿孔等效面积；D_{eq}为穿孔的等效直径；E_k为弹丸动能；C_p为弹丸材料的声速。

由图2可知，穿孔面积与弹丸动能之间具有指数关系。当弹丸直径和入射速度相同时，弹丸入射角度对穿孔面积的影响较小；而入射速度和角度相同时，穿孔面积与弹丸直径呈递增关系。

由图3可知，天线等效穿孔直径与撞击速度呈线性关系。随着撞击速度的增加，等效穿孔直径直线增加，并且弹丸直径越大撞击等效穿孔直径也越大；相同直径弹丸以0°~30°不同角度撞击天线后，其穿孔直径在低速阶段相差不大，随着撞击速度的增加，直径差值略微增加，但是均在5%以内。

由图4可知，蜂窝夹层结构面板穿孔直径随

着弹丸直径、撞击速度的增加而增加；在撞击速度较低时，撞击角度对穿孔直径的影响较小；随着速度的增加，面板穿孔直径越大，弹丸直径较撞击夹角对面板穿孔直径的影响更为显著。

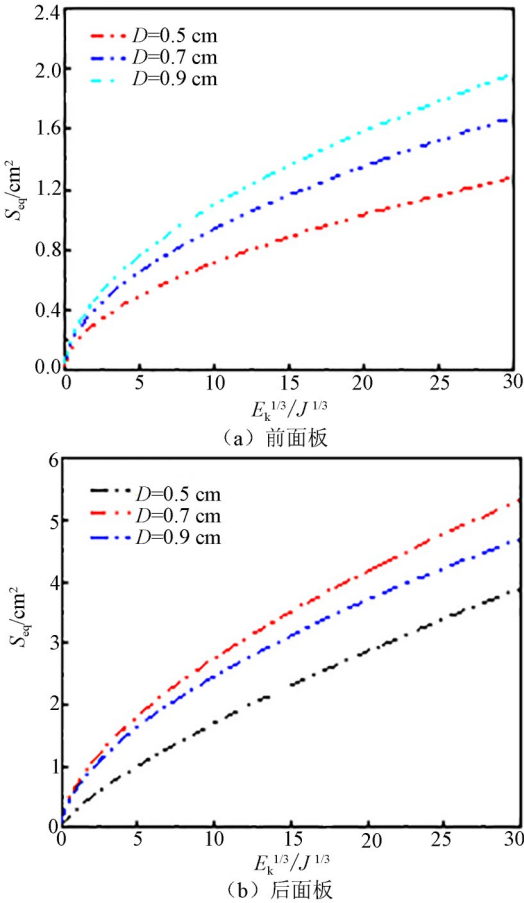


图 2 太阳能帆板穿孔面积与弹丸动能关系曲线
Fig. 2 Curves of perforation area of solar sail panel
versus kinetic energy of projectile

表 3 Al 6061-T6、Al 5A06 材料参数^[20]
Tab. 3 Parameters of Al 6061-T6 and Al 5A06

本构方程			状态方程		
参数	取值		参数	取值	
	Al 6061-T6	Al 5A06		Al 6061-T6	Al 5A06
剪切模量/GPa	27.6	28 600	密度/(g·cm ⁻³)	2.703	1.785
屈服应力/MPa	290	260	Gruneisen 系数	1.97	—
最大屈服应力/MPa	680	760	C ₁ /(m·s ⁻¹)	5 240	—
硬化常数	125	310	S ₁	1.4	—
硬化指数	0.10	0.185	参考温度/K	300	293
dG/dp	1.80	1.864 7	比容/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)	885	910
dG/dt	-17.0	-17.62			
dY/dt	0.018 908	0.016 95			
熔化温度/K	1 220	1 220			

注：p为压力；G为剪切模量；Y为屈服强度。

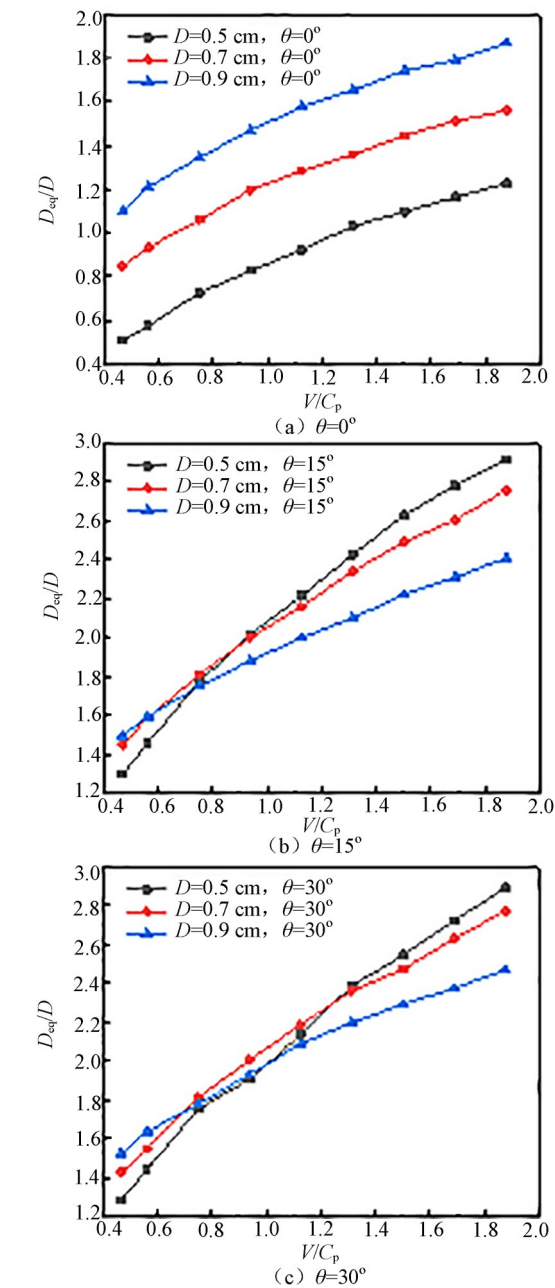


图3 相控阵天线穿孔直径曲线

Fig. 3 Curves of perforation diameters of phased array antennas

结合数值计算结构的穿孔直径或穿孔面积,拟合得到了非金属空间碎片对3种典型结构的毁伤穿孔表达式,分别如下。

(1) 太阳能帆板穿孔面积计算公式为

$$S_{eq} = a \left(E_k^{1/3} \right)^b$$

式中各参数的取值如表4所示。

(2) 相控阵天线穿孔直径计算公式为

$$\frac{D_{eq}}{D} = 1.465 \left(\frac{V}{C_p} \right)^{0.472} \left(\frac{H}{D} \right)^{0.064} (\cos \theta)^{-0.299} \quad (1)$$

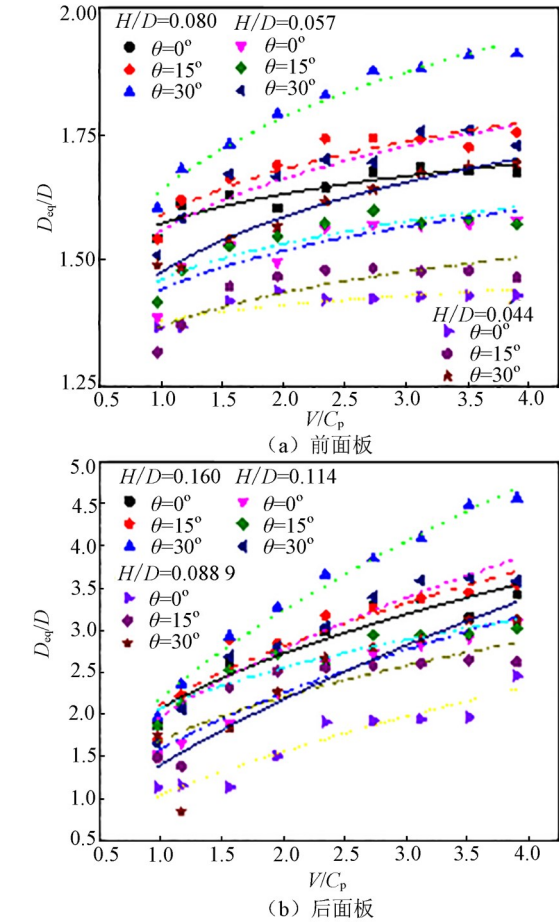


图4 蜂窝夹层结构穿孔直径与弹丸速度关系曲线

Fig. 4 Curves of perforation diameter of honeycomb sandwich shield in relation to projectile velocity

表4 太阳能帆板穿孔面积计算公式的参数取值

Tab. 4 Parameter values of Calculation formula for perforation area of solar sail panels

部位	D/cm	a	b	置信水平/%
前面板	0.5	0.209 04	0.532 75	>95
	0.7	0.276 96	0.529 96	
	0.9	0.321 69	0.532 79	
后面板	0.5	0.300 13	0.753 86	>95
	0.7	0.691 84	0.600 32	
	0.9	0.636 30	0.588 24	

(3) 蜂窝夹层结构穿孔直径计算公式分为2部分。前面板穿孔直径拟合公式为

$$\frac{D_{eq}}{D} = 2.8146 \left(\frac{V}{C_p} \right)^{0.0793} \left(\frac{H}{D} \right)^{0.239} (\cos \theta)^{-0.719} \quad (2)$$

后面板穿孔直径拟合公式为

$$\frac{D_{eq}}{D} = 6.2952 \left(\frac{V}{C_p} \right)^{0.509} \left(\frac{H}{D} \right)^{0.652} (\cos \theta)^{-1.339} \quad (3)$$

2 典型空间目标的易损性分析

2.1 目标毁伤级别划分

为了衡量目标在空间碎片毁伤元作用下毁伤的严重程度,易损性评估时,根据目标毁伤状态对任务和功能的影响对其划分毁伤级别。虽然对典型空间目标毁伤级别的划分尚未制定统一标准,但在空间预定轨道上正常运行对完成预期任务尤为重要,有效负载功能不丧失是完成任务的直接保证。分析部件毁伤对完成任务的影响,依据典型空间目标功能的丧失程度,将其毁伤划分为以下3个级别。

(1) K级毁伤:典型空间目标发生灾难性毁伤,碎片撞击后结构解体或丧失基本功能,无法修复。

(2) A级毁伤:典型空间目标发生严重故障,有效负载受创,失去控制,影响任务完成。

(3) B级毁伤:典型空间目标部分功能丧失,输出功率降低,但未失去控制,任务降级。

2.2 目标失效模式分析

失效模式及影响分析(Failure Mode and Effect Analysis, FMEA)用来了解典型空间目标部件或分系统失效模式的每种可能形式与典型空间目标基本任务执行之间的关系,为目标毁伤树图

的构建和易损性评估提供依据。FMEA的具体过程为:确认和提供部件/分系统的所有可能的失效模式,再根据卫星部件/分系统的基本功能,确定每种部件/分系统的失效模式对目标分系统/系统的影响,评估每种部件/分系统的失效模式可能导致目标的某种损伤等级,形成FMEA表格。结果如表5所示。

2.3 目标毁伤树构建

根据目标失效模式及影响分析能够建立相应毁伤等级的毁伤树图,如图5所示。K级毁伤主要是空间碎片击中推进系统的存储罐并发生爆炸,结构解体;或碎片击中电池和控制计算机,造成功能完全丧失。A级毁伤主要是由通信系统、电源系统和姿轨控制系统等故障造成的,影响使用功能。B级毁伤是由热控系统和姿轨控制系统故障导致的,部分功能丧失。

本文利用毁伤树法分析典型空间目标部件失效引起的整个系统失效的概率 $P_{k/h}$,评估典型空间目标在空间碎片撞击下的易损性。失效树的顶事件为定义的典型空间目标的各种损伤等级,中间事件则为出现损伤的分系统/部件,底事件为部件的失效模式(根据FMEA分析结果提供)。

当已知部件的命中失效概率 $P_{k/h}$ 后,可通过公式(4)计算非金属空间碎片对典型空间目标系统的命中失效概率:

表5 典型空间目标失效模式及影响分析(FMEA)

Tab. 5 Typical space targets FMEA table

系统名称	部件名称	失效原因	对任务的影响	毁伤级别
推进系统	姿态控制发动机	燃烧室穿孔、尾喷管破裂,不能提供正常推力	姿控失效,影响任务完成	A
	推进剂贮箱	罐体穿孔、爆炸	解体,飞行任务失败	K
热控系统	热辐射器	散热板穿孔,散热性能降低	功能部件无法正常工作	B
通信系统	相控阵天线	相控阵组件或激光通信组件被击中,通信功能不正常	有效载荷减弱	A
	激光通信组件			A
姿轨控制系统	跟踪器	与地面基站失联	在轨位置无法判定	B
	太阳传感器	无法感知太阳方向	无法判定与太阳的方向角	B
	控制计算机	处理系统失效	系统瘫痪	K
	自动避撞系统	轨道探测能力失效	无法感知其他在轨飞行器	B
电源系统	太阳能帆板	部分太阳能电池板失效	影响伏安输出特性	非致命
	充电调节器	电力配置出现故障	部件工作效率降级	A
	放电调节器	电力配置出现故障	部件工作效率降级	A
	配电器	电力配置出现故障	部件工作效率降级	A
	蓄电池系统	失去电力供应	功能失效	K

$$P_{k/h} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{s/h_i}^{(i)} P_{d/h_i})$$

(4)

式中： $P_{k/h}$ 为系统失效概率； P_{s/h_i} 为第 i 个部件的结构失效概率； P_{d/h_i} 为第 i 个部件的功能失效概率。

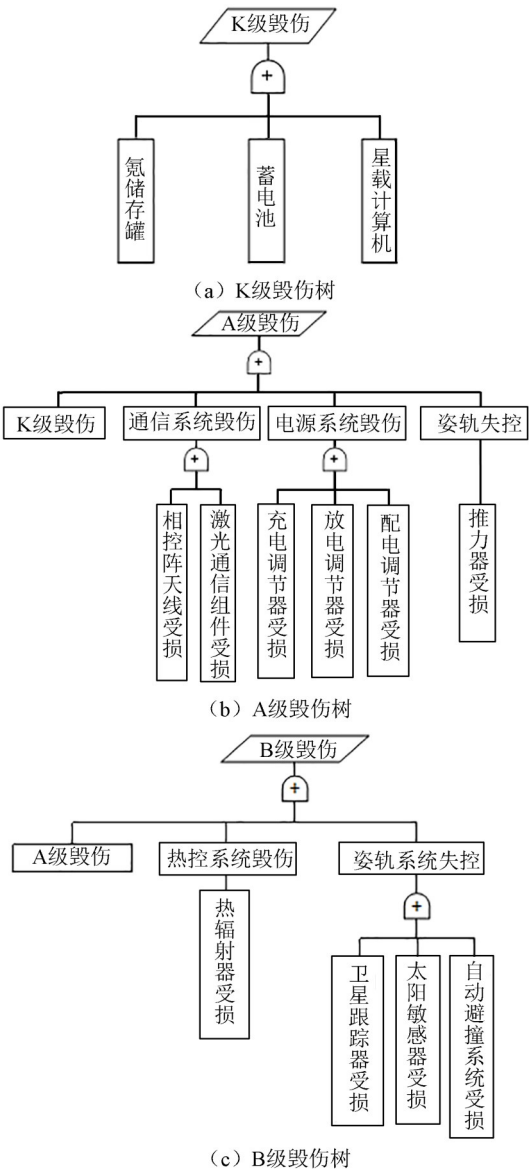


图 5 典型空间目标毁伤树

Fig. 5 Damage trees for typical space targets

确定典型空间目标每个部件的 P_{d/h_i} 值是非常困难的，需要将部件的结构属性和功能属性综合起来判定，在经验数据、工程判定和试验的基础上综合得到。尽管有限的地面射击试验对碎片毁伤能力已有一定的了解，但现在没有一个通用的方法得到 P_{d/h_i} 函数。为了快速评估空间碎片撞击下的毁伤概率，研究将航天器部件被撞击后的工作状态描述为正常运行和非正常运行 2 种状态，即

概率 P_{d/h_i} 等于 0 或 1。因此，毁伤概率 $P_{k/h}$ 主要基于碎片撞击的命中概率。

2.4 目标易损性分析

典型空间目标主要由本体结构和太阳能帆板 2 部分组成，其中，本体结构的面积为 3.92 m^2 ，太阳能帆板面积达 20 m^2 。虽然在相同的打击条件下击中太阳能帆板的概率更大，但是击中太阳能帆板对目标功能的影响很小。因此，本研究将太阳能帆板定义为非致命部件。各部件在本体结构中的分布位置如图 6 所示，投影面积和命中概率统计如表 6 所示。

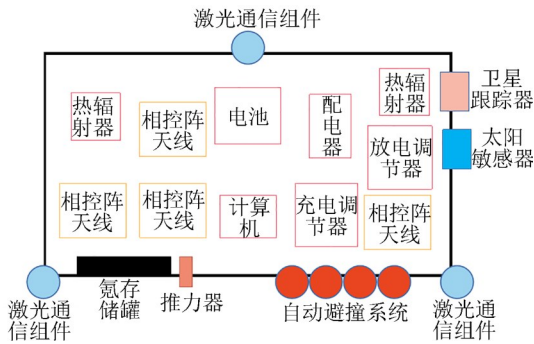


图 6 典型空间目标关键部件分布示意

Fig. 6 Distribution of key components of a typical space target

表 6 部件投影面积和命中概率

Tab. 6 Projected area and hit probabilities of components

系统	部件	投影面积/ m^2	毁伤级别	命中概率
推进系统	氮气储存罐	0.144	K	0.036 70
	推力器	0.060	A	0.015 30
热控系统	热辐射器	0.110	B	0.056 10
通信系统	相控阵天线	1.960	A	0.500 00
	激光通信组件	0.123	A	0.031 40
姿轨控制系统	卫星跟踪器	0.025	B	0.006 38
	太阳敏感器	0.021	B	0.005 36
	星载计算机	0.182	K	0.046 40
	自动避撞系统	0.240	B	0.061 00
电源系统	充电调节器	0.210	A	0.053 60
	放电调节器	0.210	A	0.053 60
	配电器	0.143	A	0.036 50
	蓄电池系统	0.204	K	0.052 00

根据弹丸击中各个部件的概率和毁伤树对目标进行易损性分析。计算得到在 1 枚弹丸打击下，目标发生 K 级毁伤的概率是 0.129，发生 A 级毁伤

的概率是 0.641 5, 发生 B 级毁伤的概率为 0.685 9, 即在单枚碎片的打击下要造成灾难性解体的概率极低, 发生功能降级的概率很大。

同时还分析了弹丸数量 N_f 对目标毁伤概率的影响, 结果如图 7 所示。

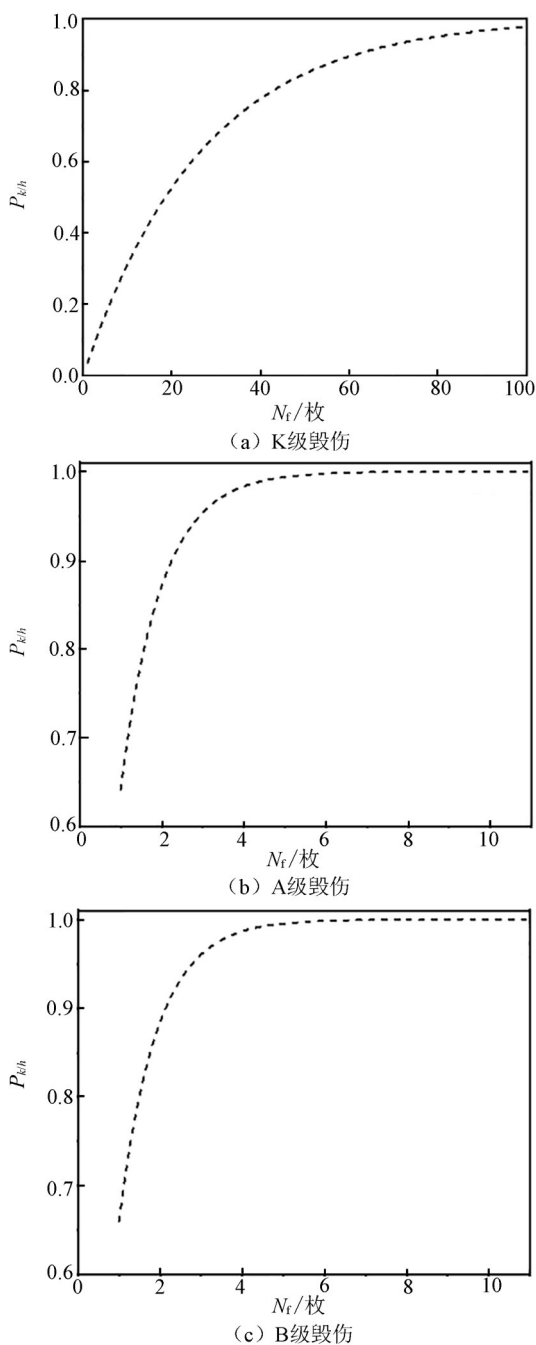


图 7 毁伤概率与弹丸数量的关系

Fig. 7 Relationship between the damage probability and projectile numbers

可知, 随着弹丸数量的增加, 目标毁伤概率呈指数形式增加。针对 K 级毁伤, 弹丸数量 $N_f = 5$ 时, 毁伤概率 $P_k = 0.5$; $N_f = 40$ 时, $P_k \approx 1$ 。针对

A 级、B 级毁伤, 大约 6 枚弹丸同时打击时, 毁伤概率 $P_k \approx 1$ 。

3 结论

本文利用 AUTODYN-3D 有限元软件, 建立了非金属空间碎片超高速撞击 3 种典型空间目标结构的数值计算模型, 分析了不同撞击工况下典型结构的毁伤特性; 在数值模拟结果基础上针对典型空间目标的易损性进行了分析。得出以下主要结论:

(1) 研究选取的 3 种典型空间结构在所有计算工况下均能被击穿, 表明非金属碎片也能对空间结构造成严重的毁伤效果;

(2) 在单枚碎片打击下, 典型空间目标发生 K 级毁伤的概率最低 (0.129), 发生 A 级和 B 级毁伤的概率相近 (分别为 0.641 5、0.685 9), 若以碎片群的打击形式能够增加对目标的毁伤概率;

(3) 本文提出的易损性分析方法可用于卫星等无人航天器在遭受厘米/毫米级空间非金属碎片撞击后的系统失效影响分析, 对于航天器的撞击风险评估和防护结构优化设计具有重要意义。

参考文献:

- [1] 黄雪刚, 殷春, 茹红强, 等. B₄C-Al 基复合材料对空间碎片超高速撞击的防护应用研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2020, 49(2): 487-493.
HUANG X G, YIN C, RU H Q, et al. Shielding application of B₄C-Al based composites for hypervelocity impact of space debris[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2020, 49(2): 487-493.
- [2] HE Q G, CHEN X W, CHEN J. Finite element-smoothed particle hydrodynamics adaptive method in simulating debris cloud[J]. Acta Astronautica, 2020, 175: 99-117.
- [3] 陈莹, 陈小伟. 改进的 Whipple 防护结构与相关数值模拟方法研究进展[J]. 爆炸与冲击, 2021, 41(2): 33-59.
CHEN Y, CHEN X W. A review on the improved Whipple shield and related numerical simulations[J]. Explosion and Shock Waves, 2021, 41(2): 33-59.
- [4] 周昊, 郭锐, 南博华, 等. 填充式波纹夹层结构超高速撞击特性仿真[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(2): 57-63.
ZHOU H, GUO R, NAN B H, et al. Simula-

- tion on hypervelocity impact characteristics of stuffed corrugation-cored sandwiches[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(2): 57-63.
- [5] ZHANG P L, XU K B, LI M, et al. Study of the shielding performance of a Whipple shield enhanced by Ti-Al-nylon impedance-graded materials [J]. International Journal of Impact engineering, 2019, 124: 23-30.
- [6] 黄雪刚, 谭旭彤, 雷光钰, 等. SiC/Al复合缓冲屏材料制备及其空间碎片撞击损伤行为[J]. 稀有金属材料与工程, 2022, 51(3): 983-989.
- HUANG X G, TAN X T, LEI G Y, et al. Preparation and impact damage behavior of SiC/Al composite bumper for space debris shielding application[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2022, 51(3): 983-989.
- [7] 宋光明, 李明, 龚自正, 等. 波阻抗梯度材料超高速正/反撞击下防护特性研究[J]. 北京理工大学学报(自然科学版), 2018, 38(32): 67-70.
- SONG G M, LI M, GONG Z Z, et al. Study on performances of graded-impedance materials under front/back side hypervelocity impact[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2018, 38(32): 67-70.
- [8] TAMURA H, TANAKA Y, SAITO F, et al. Quantitative analysis of debris from SiC-fiber-reinforced aluminum alloy targets impacted by spherical projectiles[J]. International Journal of Impact Engineering, 2011, 38(8-9): 686-696.
- [9] SLIMANE S A, SLIMANE A, GUELAILIA A, et al. Hypervelocity impact on honeycomb structure reinforced with bi-layer ceramic / aluminum facesheets used for spacecraft shielding[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2022, 29(25): 4487-4505.
- [10] DECONINCK P, ABDULHAMID H, HÉREIL P, et al. Experimental and numerical study of sub-millimeter-sized hypervelocity impacts on honeycomb sandwich structures[J]. Procedia Engineering, 2017, 204: 452-459.
- [11] 袁小雅, 马天宝. 超高速碰撞下蜂窝夹层板结构优化设计研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(1): 179-184.
- YUAN X Y, MA T B. Research on structural optimization design of hypervelocity impact on honeycomb sandwich panel[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(1): 179-184.
- [12] 廖高健, 陈勇, 刘西, 等. 多孔火山岩超高速撞击蜂窝夹层板试验研究[J]. 振动与冲击, 2018, 37(24): 1-6.
- LIAO G J, CHEN Y, LIU X, et al. An experimental investigation of porous volcano rock hypervelocity impact on honeycomb sandwich panels[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(24): 1-6.
- [13] CHEN Y, LIU X, JIANG C Y, et al. Dynamic response of aluminum honeycomb sandwich panels subjected to hypervelocity impact by porous volcanic rock projectile[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2019, 33(6): 2605-2616.
- [14] 相升海, 张爽, 唐恩凌, 等. 太空太阳能电池阵超高速碰撞毁伤特性的数值研究[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(4): 116-120.
- XIANG S H, ZHUANG S, TANG E L, et al. Numerical study on damage characteristics of hypervelocity impact solar array[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2016, 36(4): 116-120.
- [15] 张书锋, 柴昊, 周玉新, 等. 超高速碰撞太阳能电池阵诱发电效应的实验研究[J]. 爆炸与冲击, 2016, 36(3): 386-390.
- ZHANG S F, CHAI H, ZHOU Y X, et al. Experimental study for discharge effect of hypervelocity impact on solar array[J]. Explosion and Shock Waves, 2016, 36(3): 386-390.
- [16] 马子良, 杨继运, 李宇, 等. 微米级空间碎片撞击太阳能电池研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 49-52, 74.
- MA Z L, YANG J Y, LI Y, et al. Research of micron-sized space debris impacting on solar cells [J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 49-52, 74.
- [17] 张志锋, 陈士涛, 刘涛, 等. ARM破片式战斗部对地空导弹制导雷达毁伤研究[J]. 电光与控制, 2011, 18(7): 36-40.
- ZHANG Z F, CHEN S T, LIU T, et al. Damage of ARM fragmentation warheads to surface-to-air missile guidance radar[J]. Electronics Optics & Control, 2011, 18(7): 36-40.
- [18] 刘一诺, 周理, 王宁, 等. 冲击波和破片对相控阵天线的联合毁伤评估[J]. 防护工程, 2021, 43(1): 35-40.
- LIU Y N, ZHOU L, WANG N, et al. Assessment of combined damage to the phased array antenna by shock wave and fragments[J]. Protective Engineering, 2011, 18(7): 36-40.
- [19] 龚自正, 徐坤博, 牟永强, 等. 空间碎片环境现状

- 与主动移除技术[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(2): 129-135.
- GONG Z Z, XU K B, MU Y Q, et al. The space debris environment and the active debris removal techniques[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(2): 129-135.
- [20] 陈兴, 徐大富, 刘占芳, 等. 冰粒超高速撞击蜂窝夹层板二次碎片云分布特性分析[J]. 弹道学报, 2023, 35(1): 1-7.
- CHEN X, XU D F, LIU Z F, et al. Characterization of secondary debris-cloud distribution of ice-particle hypervelocity impact on honeycomb sandwich panel[J]. Journal of Ballistics, 2023, 35(1): 1-7.

通信作者及其研究团队介绍

陈兴, 男, 1993年3月出生, 研究生学历, 就职于中国船舶集团重庆前卫科技集团有限公司, 担任兵器与科学技术专业硕士研究生企业导师, 共发表SCI、EI等学术论文11篇, 出版专著1部。主要从事高效毁伤与防护技术、爆炸与冲击动力学领域的研究工作。

目前, 科研团队由1名博士、4名硕士和1名硕士研究生组成, 成员均毕业于北京理工大学、南京理工大学、中北大学、中国工程物理研究院等一流兵工院校。团队主要开展弹药战斗部设计及终点效应和弹药毁伤效能评估研究。弹药战斗部设计及终点效应方向主要针对爆破、杀爆和聚能等常规战斗部开展设计和研发。团队经过5年时间的沉淀和积累, 先后主持完成数个横向工程项目和纵向预研课题, 具备高水平的工程设计、毁伤试验和数值仿真能力, 有较好的基础和丰富的经验。团队与中国兵器集团、航天科工集团和高等院校建立了紧密的合作关系。

