

# 空间碎片防护研究最新进展

韩增尧<sup>1</sup>, 庞宝君<sup>2</sup>

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150080)

**摘要:** 空间碎片对在轨航天器的安全运行构成了严重威胁, 对航天器的撞击事件频繁发生。随着空间碎片环境的日趋恶化, 航天器的防护变得越来越重要。文章从空间碎片环境模型、撞击风险评估、航天器部件损伤、防护材料与结构的超高速撞击试验、撞击试验数据库建设、超高速发射设备、在轨撞击感知、机构间超高速发射设备交叉校验等方面对国内外空间碎片防护研究的进展进行了总结, 并在此基础上给出我国未来空间碎片防护研究的发展建议。

**关键词:** 航天器; 空间碎片防护; 超高速撞击; 综述

**中图分类号:** V520.7; V528

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1673-1379(2012)04-0369-10

**DOI:** 10.3969/j.issn.1673-1379.2012.04.002

## 0 引言

随着航天事业的发展, 空间碎片环境日趋恶化。截至2012年4月5日, 1 cm以上空间碎片的数量多达数十万个, 其中已编目的达16280个, 对在轨航天器的安全运行构成了严重威胁。20世纪80—90年代, 国际上主要航天国家以国际空间站为背景开展了大量的空间碎片防护研究和试验工作, 获得了大量的理论成果与经验数据。

国内外学者在空间碎片防护领域的研究从未间断, 而且研究成果的应用也在逐步拓展。2011年4月, 在德国柏林召开了第29届机构间空间碎片协调委员会(IADC)会议, 其中防护组所提交的报告反映了国际上空间碎片防护领域的最新进展<sup>[1-4]</sup>。本文以此报告为基础, 首先重点对国内外空间碎片研究的最新进展进行了综述, 然后介绍了中美两国超高速发射设备交叉校验的状况, 最后提出我国空间碎片防护未来发展的建议。

## 1 IADC 空间碎片防护研究进展

《防护手册》作为IADC防护组工作的重要成果标志, 集中展示了IADC在防护领域的研究成果和应用进展。第28届IADC会议后, 《防护手册》

修订的重点主要围绕《防护手册 5.0》开展<sup>[5]</sup>, 该手册目前已被修订过10次。在第29届IADC会议上, IADC防护组讨论并通过了由NASA提交的组内任务IT28-1-7, 即《无人航天器风险评估》标准, 并将其纳入《防护手册》中。同时, IADC成员国对空间碎片环境模型、撞击风险评估、在轨碎片撞击事件、防护材料及防护结构超高速撞击试验、超高速撞击溅射碎片特性、超高速撞击试验数据库、超高速发射设备以及在轨感知技术等方面的进展进行了交流讨论。

### 1.1 空间碎片环境模型

空间碎片环境模型是对在轨航天器进行风险评估的基础, 而目前所使用的模型一直处于不断完善中。NASA通过对航天飞机STS-71/72/75-77/79/80/84-104/106/108-112任务后34个玻璃舷窗上的撞击数据以及STS-71/72/73/75-77/79-104/106/108-112任务后38个散热器上的撞击数据进行统计分析, 建立了尺寸在10 μm~1 mm间的ORDEM 2010小碎片模型。图1是该模型预示结果与航天飞机回收数据的对比, 二者吻合较好<sup>[6]</sup>。

ESA利用现有模型计算了长期暴露装置(LDEF)1984—1990年的碎片通量, 并与实际测

收稿日期: 2012-05-05; 修回日期: 2012-05-07

基金项目: 空间碎片专项计划(项目编号: K0201510)

作者简介: 韩增尧(1969—), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事空间碎片防护技术及航天器动力学相关研究。E-mail: hanzengyao@hotmail.com。庞宝君(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为空间碎片超高速撞击及其防护技术。

量的碎片通量进行了对比（见图 2），发现现有模型在计算尺寸小于 mm 级溅射碎片的通量时比实际测得的通量约小 3 个数量级。分析认为这可能是由于忽略了溅射碎片二次碰撞过程所引起的，并提出了未来需要对 MASTER2009 溅射碎片模型进行改进的方向<sup>[7]</sup>。

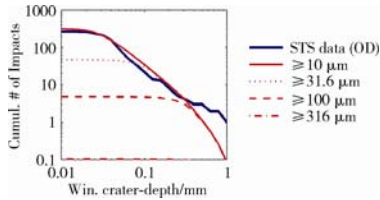


图 1 ORDEM2010 模型预示结果与航天飞机回收数据对比

Fig. 1 Comparison between ORDEM2010 model prediction and returned STS data

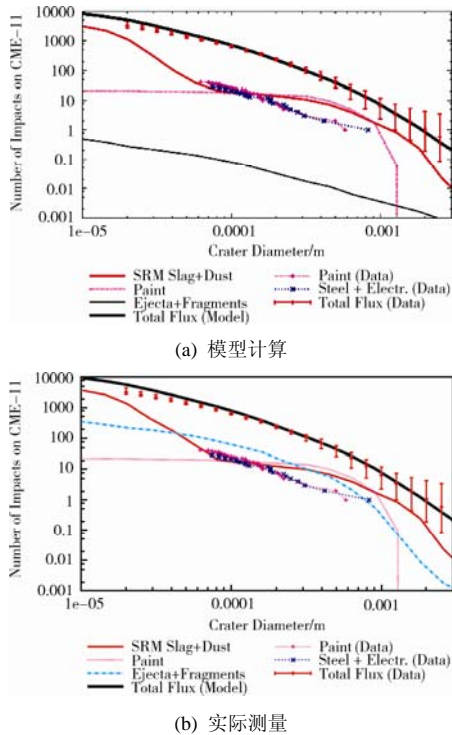


图 2 长期暴露装置 (LDEF) 轨道空间内的空间碎片通量  
Fig. 2 Prediction of space debris flux on LDEF's orbit

### 1.2 空间碎片撞击风险评估

航天器遭遇空间碎片撞击的风险评估是防护设计的重要依据。俄罗斯联邦航天局 (ROSCOSMOS) 下属的俄罗斯中央机械制造研究院对 COLLO 风险评估软件进行了升级，集成了近地空间轨道碎片模型，并增加了评估二次碎片对航天器损伤的功能；同时，与其他国家和地区的风险评估软件进行了交叉校验工作。

美国针对航天飞机和国际空间站开展的微流星

体及空间碎片撞击风险评估逐步朝着精细化方向发展。图 3 所示的是 NASA 对国际空间站节点 1 上安置的多用途防护单元的质量与位置的优化分析，旨在降低微流星体及空间碎片撞击引发的失效风险。

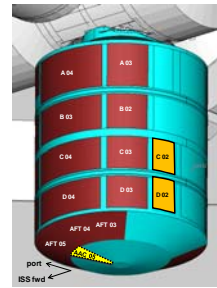
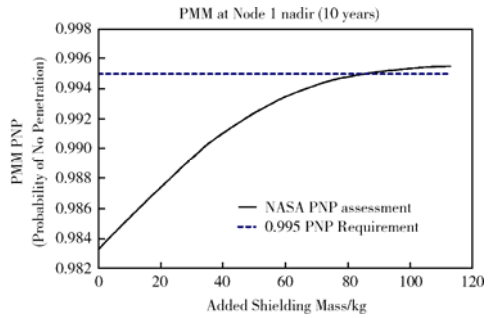


图 3 PMM 舱的多用途防护单元的质量与位置优化  
Fig. 3 Mass and position optimization of multi-purpose protection units for PMM

JAXA 也开发了微流星体/空间碎片碰撞风险评估软件——TURANDOT，其界面如图 4 所示。利用该风险评估软件工具进行分析计算，并与 ESABASE2、COLLO 等风险评估软件的计算结果进行了对比。研究发现，由于 TURANDOT 所用微流星体模型与 MASTER2005、COLLO 不同，使得其防护手册基准数据的对比存在问题，需要利用其他基准结果对 TURANDOT 作进一步改进<sup>[8]</sup>。

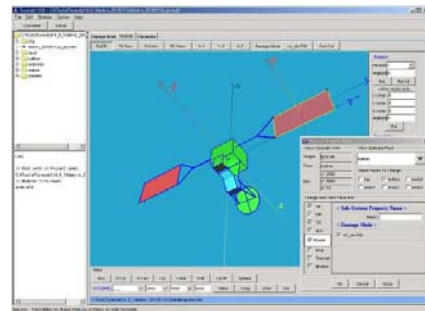


图 4 TURANDOT 软件界面  
Fig. 4 GUI of TURANDOT

### 1.3 航天器在轨微小碎片撞击事件

NASA 针对国际空间站和航天飞机的每次任务均进行碎片撞击的检测分析，并且每年都有关于微小碎片撞击事件的报道。任务编号为 STS-131/

132/133 的航天飞机对国际空间站舱段微流星体/空间碎片撞击损伤进行了检测分析, 检测的部件主要包括: 国际空间站上的多功能服务舱 (MLM), P6 桁架结构电池 (P6 truss batteries) 模块, 燃料箱组件 (ATA), 以及气闸舱防护屏等。同时对航天飞机自身的玻璃舷窗、辐射器等也进行了检测。其中 MLM 上检测到直径在 0.1~1.5 mm 的撞击坑 75 个, ATA 在轨 7 年形成直径在 0.1~1 mm 的撞击坑 49 个; STS-132 飞行任务检测到航天飞机的玻璃舷窗上有 15 个撞击坑 (最大坑径为 1.3 mm, 最大坑深为 0.12 mm), 辐射器上有 12 个撞击坑, 但均未穿孔。图 5 为 STS-131 飞行任务检测到的国际空间站部分部件的撞击损伤, 图 6 是 STS-132 任务返回后检测的部件损伤情况。

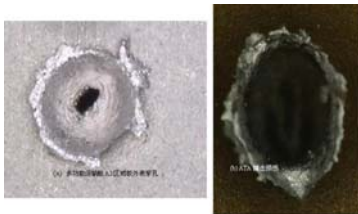


图 5 STS-131 任务后检测到的国际空间站部件撞击损伤情况

Fig. 5 Detected damages of the ISS during STS-131 mission

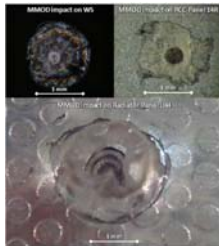


图 6 STS-132 任务后返回后检测的部件损伤情况

Fig. 6 Detected damage of the ISS during STS-132 mission

此外, 2009 年检测了安装在国际空间站长达 9 年之久的气闸舱防护屏的 01-04B 及 02-04B 两块铝合金板, 另外该防护屏还执行了回收后的检测, 两次共检测到 58 个直径大于 0.25 mm 的撞击坑, 见图 7。



图 7 气闸舱防护屏的回收实物

Fig. 7 After-return checkup for airlock shields

### 1.4 航天器部件、防护材料及结构的超高速撞击试验

ESA 利用二级轻气炮针对欧洲新型太阳能电池阵的失效模式开展了地面模拟试验研究, 分析了撞击失效的阈值, 研究了撞击产生等离子体 (如图 8 所示) 的程度及其云团扩展对电池阵性能的影响。此外, 针对电缆束、电子设备单元、流体管路等易损航天器部件开展了超高速撞击损伤特性试验研究 (如图 9 所示)。在试验中, 电缆束处于加电状态; 电子设备单元处于工作状态, 内含处理单元和内存芯片; 流体管路处于受压状态。

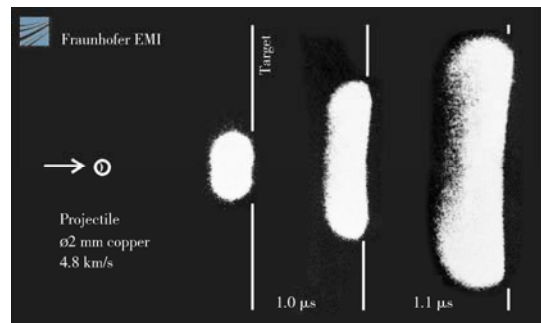


图 8 超高速撞击试验中的等离子体

Fig. 8 Plasma under hypervelocity impact (HVI) test

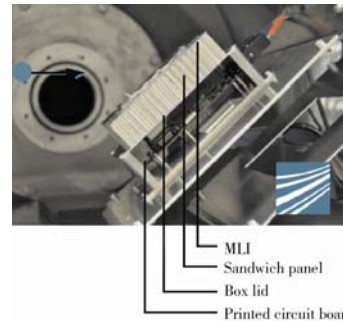


图 9 星内印制电路板超高速撞击试验

Fig. 9 HVI test of printed circuit board in satellite

JAXA 用直径 0.3 mm 的钢球弹丸对航天器相关结构板或部件进行了超高速撞击地面模拟试验 (如图 10 所示), 以评估无人航天器遭遇亚 mm 空间碎片撞击的失效风险。

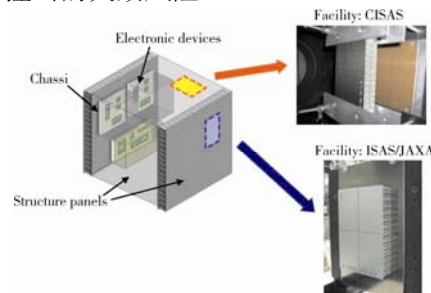


图 10 航天器部件地面超高速撞击试验

Fig. 10 High-velocity impact test of spacecraft components

在空间碎片防护领域中，新型防护材料与结构的开发也受到专家学者的重视。加拿大的麦吉尔大学 (McGill University) 发明了一种大小为  $1\sim 5\ \mu\text{m}$  的自修复微囊，且成功将其嵌入碳纤维增强复合材料板中 (图 11)。对该材料开展的超高速撞击试验 (图 12) 表明上述工艺措施具有一定的应用前景。此外，加拿大还发展了一种基于光导纤维的传感器，期望未来嵌入到自我修复材料中，这样在提高防护性能的同时，亦可检测评估空间碎片实时撞击的情况。

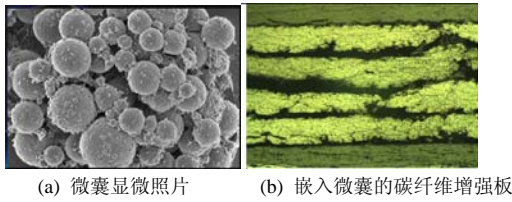


图 11 自修复微囊及嵌入该微囊的碳纤维增强板  
Fig. 11 Carbon-fiber enhanced board with self-repair performance micro-burs

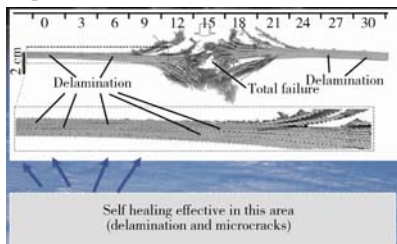


图 12 含自修复微囊碳纤维增强板撞击试验照片  
Fig. 12 Carbon-fiber enhanced board with micro-bursa in HVI test

JAXA 与意大利航天局 (ASI) 合作继续研究碳纤维增强面板蜂窝夹心结构的超高速撞击特性。ESA 针对未来空间飞行器上采用的柔性可展开防护结构 (图 13) 进行了超高速撞击试验研究，并初步得到其撞击极限曲线。德国 EMI 针对 Nextel、Kevlar、碳纤维等制成的编织材料研究了其破碎弹丸的能力<sup>[9]</sup>。试验采用直径 5 mm 的铝球弹丸以 6.3 km/s 速度撞击如图 14 所示的防护结构，观察板为铜板。试验后，采用自定义数据处理方法，结合一套新开发的自动计算处理软件对观察板损伤照片进行了分析，获取了碎片尺寸与位置的参数。

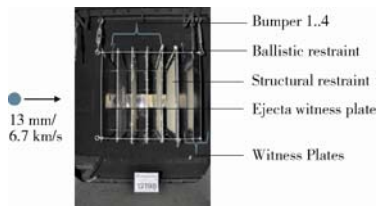


图 13 柔性可扩展防护结构  
Fig. 13 Flexible extensible protection structure

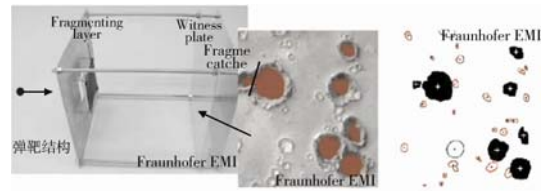


图 14 试验中弹靶结构及观察板损伤识别  
Fig. 14 Damage identification for the target structure and the observation panel during test

另外，德国 EMI 利用试验与数值仿真方法对大尺寸碎片碰撞整体卫星所生成碎片的分布规律进行了初步研究<sup>[10]</sup>，初步量化了碰撞产生碎片的尺寸、位置分布。试验中，撞击弹丸为铝柱，其长度与横截面直径均为 12 mm，撞击速度为 1.9 km/s；试验靶为参照 CubeSat 卫星的铝架结构，尺寸为  $10\ \text{cm}\times 10\ \text{cm}\times 10\ \text{cm}$ ，弹体撞击靶的方位有沿边缘撞击、沿边角撞击、沿侧面撞击 3 种，如图 15 所示。同时，利用 EMI 编译的 SOPHIA 软件对模拟卫星的撞击试验进行了仿真计算，并与实际撞击试验进行了对比分析，如图 16 所示。



图 15 撞击靶结构及不同弹丸撞击方向  
Fig. 15 Target structure and the different impact directions of projectile

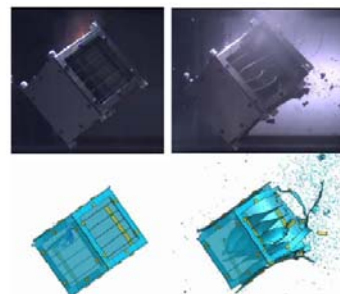


图 16 地面撞击试验与数值仿真结果对比  
Fig. 16 Comparison between HVI test result and numerical simulation result

### 1.5 超高速撞击溅射碎片特性

空间碎片撞击航天器表面会产生大量的溅射碎

片，这些碎片可能通过二次碰撞不断积累而产生更多的空间碎片。IADC 防护工作组关于溅射碎片问题制定了详细的研究计划，目前取得了一定的成果。ASI 下属的意大利帕多瓦大学利用地面加速设备开展了空间碎片超高速正/斜撞击太阳能电池、铝合金板、卫星表面隔热多层反溅特性地面模拟试验研究，并采用 Autodyn 软件进行了数值模拟，最终获取反溅碎片的分布特性。在该系列试验的所有工况中，靶板结构有 3 种，分别为厚度为 3~10mm 的 Al-6082-T6 板，厚度为 3mm 的 Al-6082-T6 表面覆盖隔热材料的复合靶板，太阳能电池单元；试验弹丸直径有 1.0mm、1.5mm、2.3mm 三种，撞击角度包含 0°、45°、60°、80° 四种，撞击速度有 4.0~4.5 km/s 及 5.0~5.5 km/s 两个区段；试验采用的观察板为 2 mm 厚的铜板。图 17 显示了部分正撞击、斜撞击试验中观察板上撞击坑的分布。

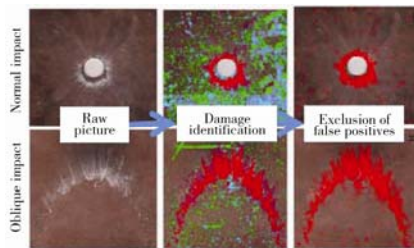


图 17 观察板上的撞击坑

Fig. 17 Impact holes on the observation board

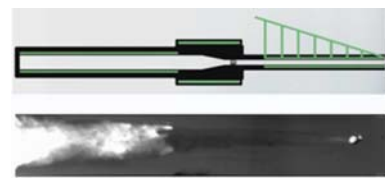
### 1.6 超高速撞击试验数据库

为解决超高速撞击试验数据的获取较为分散及数据有效性验证不足等问题，IADC 关注并推进超高速撞击特性数据库的建设工作，以方便试验数据的共享及数据有效性的检验。目前，EMI 所承担的超高速撞击数据库建设取得了明显进展，该数据库包含欧洲近 25 年以来对各种防护结构、航天器部件超高速撞击的试验数据，来自机理研究、材料研究、防护设计和失效研究等各类应用试验，共计约 700 组，每组 50~100 个数据<sup>[11]</sup>。ESA 希望将该数据库建成为针对不同航天器表面、不同结构单元的在线试验数据库及网站，并促进政府机构与研究中心之间撞击试验数据的互换。目前，该数据库已经在互联网上发布 (<http://www.esa-hit.net>)，并进入试运行阶段，但需要通过授权才能使用。

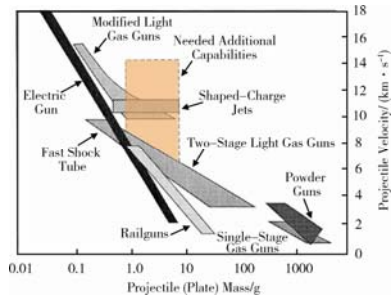
### 1.7 地面超高速发射设备

为更加客观、有效地模拟空间碎片的撞击效应，新型地面超高速发射设备的研发一直是空间碎

片防护领域研究的重点。加拿大的麦吉尔大学正在开发一种二级内爆驱动的新型超高速发射设备，其驱动原理如图 18(a)所示。该设备的设计指标是能将质量为 10 g 左右的弹丸加速至 10 km/s 的超高速，可以弥补该质量-速度区间试验数据匮乏的情况，如图 18(b)所示。目前，尽管该设备在大弹丸超高速发射上有所突破，但在内爆压力的控制、自由扩张速度中气动限制的影响、速度测量等方面还需要开展进一步的研究。



(a) 内爆驱动示意图



(b) 发射设备的质量-速度分布

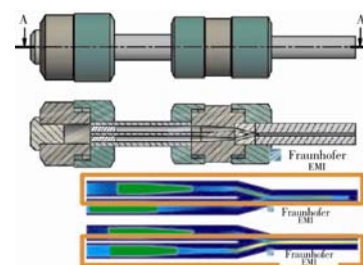
图 18 新型加速设备发射原理及分布区间

Fig. 18 Novel launching facility principle and its mass-velocity region

德国 EMI 基于二级轻气炮技术也发展了一种单火药舱、双泵管的新型二级轻气炮<sup>[12]</sup>，如图 19 所示。



(a) 新型轻气炮照片



(b) 双炮管方案结构示意图

图 19 EMI 新型轻气炮加速设备

Fig. 19 EMI's novel light gas gun

该设备能有效地降低弹丸加载时炮体零件所承受的动态载荷,提高发射速度,使炮体保持良好的性能,保持设备的稳定可靠。2011 年 1 月进行了首次试验,100 mg 的弹丸发射已达到 6.4 km/s。

### 1.8 在轨感知技术

利用在轨感知技术对背景的超声波环境检测可以探测微流星体/空间碎片的撞击情况,并评估航天器的损伤特征。为利用超声波检测手段实现在轨航天器的检漏识别及定位系统设计,需要提供航天器超声波段背景环境的原始特性与边界特征。NASA 对国际空间站上的超声波段背景噪声进行了研究,提出了相关试验方案,如图 20 所示<sup>[13]</sup>。目前,NASA 已经完成了硬/软件的设计,并进行了有效的地面试验。该检测系统的硬件设备已经搭载在欧洲的 ATV-2 自动货运飞船上,即将采集到相关数据。

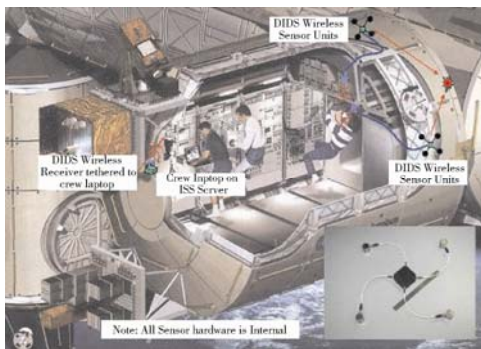


图 20 超声波背景噪声检测试验方案示意  
Fig. 20 Background noise detection test plan by ultrasonic wave

2009 年, JAXA 设计制造了用于主动探测收集微小碎片及宇宙尘埃的传感器,并进行了超高速撞击标定试验(如图 21 所示)。该传感器的改进型于 2010 年研制完成并经过了空间环境模拟试验的验证。粉尘传感器在卫星上的安装如图 22 所示。

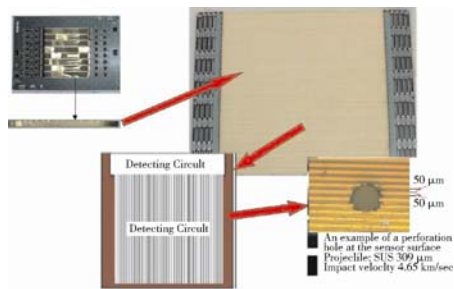


图 21 粉尘传感器基本构成与试验实例  
Fig. 21 Basic components and test example of the dust detector

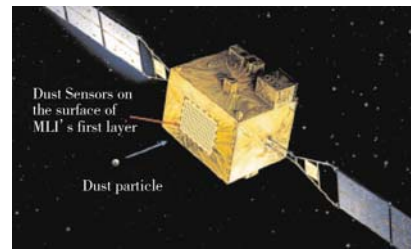


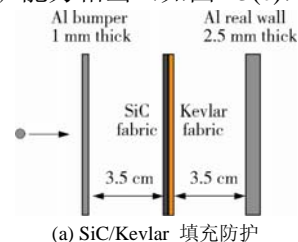
图 22 粉尘传感器于卫星上应用  
Fig. 22 Dust detector applied on satellite

## 2 我国空间碎片防护领域研究进展

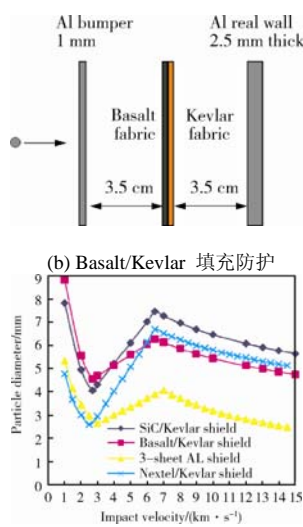
“十一五”期间,以空间碎片研究专项中的航天器防护工程为背景,采用地面模拟试验、数值仿真和理论分析相结合的技术手段,对主要国产航天材料及其典型防护构型进行了深入研究,建立了国产防护材料的超高速撞击损伤方程及单、双层板防护结构的撞击极限方程,获取了典型防护结构的撞击极限曲线,为我国航天器特别是载人航天器的防护设计提供了经验模型和工程数据;创新性地开展了碳化硅和玄武岩纤维布的防护效应及其机理研究,可为打破国外先进材料禁运创造条件,并可应用于未来空间站的建设;探索了多种先进防护材料和结构的防护原理;针对航天上典型部件和设备开展了超高速撞击下的失效模式研究,并建立了初步的超高速撞击特性数据库;在超高速发射设备方面,除二级轻气炮外,还对激光加速技术、电磁驱动技术等开展了研究工作并取得了一定进展。

### 2.1 自主开发的填充式 Whipple 防护结构

结合未来航天器防护需求,完成了空间碎片风险评估和部分防护设计研究工作,对我国自主研发的填充式 Whipple 防护结构进行了系列研究。大量试验表明:在填充的纤维层总面密度为  $0.135 \text{ g/cm}^2$  (相当于厚度为 0.5 mm 的铝合金板)的情况下, SiC/Kevlar 填充 Whipple 防护结构、玄武岩纤维布/Kevlar 填充 Whipple 防护结构的防护性能明显优于等面密度的三层铝合金板防护屏(如图 23(a)和图 23(b)),且与国外 Nextel/Kevlar 填充 Whipple 防护屏的防护能力相当(如图 23(c))。



(a) SiC/Kevlar 填充防护



(c) 等面密度的各种防护屏性能对比  
图 23 填充式 Whipple 防护结构  
Fig. 23 Stuffed Whipple protection structure

## 2.2 其他防护结构撞击特性研究

### 1) 网状防护结构

网状防护结构因其构型简洁、性能优越且易于实现,展现出良好的应用前景。近几年来,国内针对金属网、金属网-Kevlar 作为填充层开展了防护特性试验研究,并得到一些初步的试验和分析结果<sup>[14]</sup>。由于金属网的材质、网丝的粗细、网丝的间距、多层网的叠合方式、金属网在整个防护结构中所处的位置不同,会使得防护性能存在较大的差异。

### 2) 泡沫铝防护结构

泡沫铝防护结构也是一种易于实现的防护结构,其防护性能主要受到孔隙率以及填充方式的影响。通过一系列的超高速撞击地面试验,初步获得了不同构型、不同孔隙率泡沫铝结构的超高速撞击特性,如图 24 所示。此外,针对泡沫铝也开展了数值仿真建模和防护性能分析研究<sup>[15]</sup>。

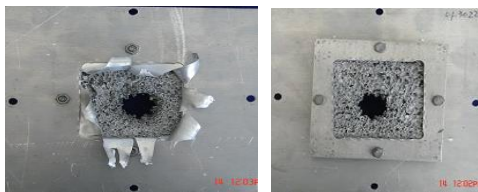


图 24 泡沫铝填充防护结构撞击试验结果  
Fig. 24 HVI test of protection structure filled with foam aluminum

### 3) 梯度复合防护结构

从理论和数值分析结果来看,梯度复合防护结构的防护能力有一定提升。国内针对梯度复合防护结构开展了试验和仿真研究,并得到一些具有参考

价值的结果<sup>[16-17]</sup>。但由于梯度复合防护结构的制造和加工工艺较为复杂,使得其工程应用的前景受到一定的限制。

## 2.3 超高速撞击地面试验技术

国内已成熟掌握利用二级轻气炮将 mm 级球形弹丸发射至 7 km/s 及其测量和诊断技术,并获得了大量的工程试验数据。为了获得更高弹丸速度下材料及结构的防护特性,陆续开展了其他发射手段的试验技术研究,如金属箔电爆炸驱动技术、磁驱动技术、基于二级炮的三级炮技术等<sup>[18]</sup>,上述技术的实现可将弹丸速度提高至 10 km/s 以上。

## 2.4 防护设计数据库与防护手册

结合国内十多年来防护领域取得的重要进展,完成了国内《防护手册》初版,并设计开发了国内第一个超高速撞击特性数据库,录入了数百次超高速撞击数据。该数据库涵盖了防护设计需用的多种数据,如试验速度、撞击角度、标靶类型等,具有重要工程应用价值和学术研究价值,且维护成本低,易操作。

## 2.5 航天器部件的失效模式研究

### 2.5.1 热控仪

热控设备是用来监测航天器的热平衡,确保航天器上仪器正常运行的重要仪器。此类设备通常存在单点失效模式,且易受超高速撞击的影响。基于此,采用直径为 3.0 mm 的粒子以 5.04 km/s 的速度撞击典型热控设备的表面,试验中这些设备均处于工作状态,如图 25 所示。试验发现,热控器件的超高速撞击损伤与撞击位置密切相关。



(a) 待测试的热控设备



(b) 热控设备的超高速撞击试验

图 25 热控设备超高速撞击试验

Fig. 25 HVI impact test of thermal control equipment

### 2.5.2 太阳电池片

虽然太阳电池的损伤不会引起电池板的整体失效,但会导致电池功率下降。考虑到盖片的超高速撞击损伤与撞击位置有很大关系,太阳电池盖片的失效模式可以分为电池板中心失效、电池板边角失效及电池板连接处失效3种,如图26所示。

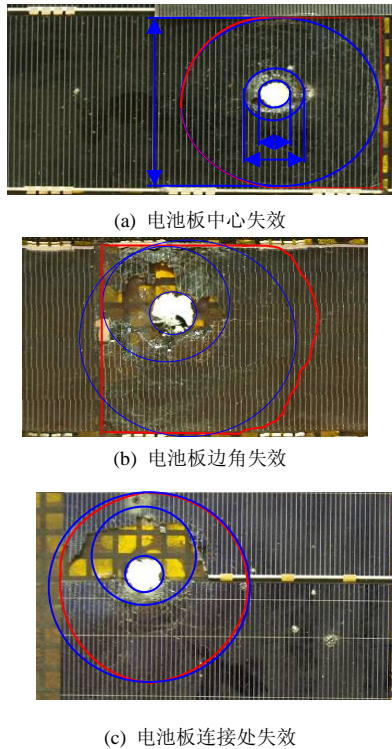
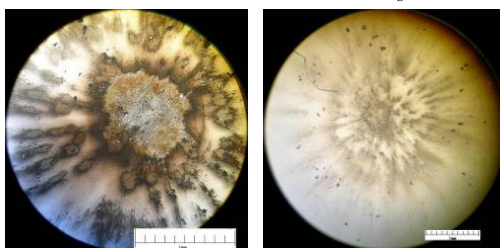


图26 太阳电池盖片的3种失效模式

Fig. 26 Three penetration models of solar cell coverglass

### 2.5.3 热控涂层

利用激光驱动技术对直径为1mm、厚7μm的柱状铝合金飞片进行加速模拟微小空间碎片撞击试验,试验中飞片以3.15~5.03km/s的速度撞击热控涂层。试验后进行累积损伤分析,初步得到了超高速撞击对热控涂层性能的影响。图27(a)和图27(b)分别为OSR板和ZKS白色涂层损伤形态照片(涂层均粘结在铝合金薄板上)。另外,详细分析了随着飞片厚度和直径的改变,太阳吸收比 $\alpha_s$ 的退化规律。



(a) OSR 损伤形态 (b) ZKS 损伤形态

图27 热控涂层撞击损伤

Fig. 27 Thermal coating impact damage

## 3 超高速发射设备交叉校验

超高速发射设备交叉校验可以帮助掌握各成员国或研究机构间超高速撞击试验设备的运行状态和测试条件,规范测试诊断试验技术和数据处理方法,提高数据精度,使所获得的数据具有可比性,为数据共享奠定技术基础。

根据IADC防护组组内任务(IT24-1-7)的要求,中国国家航天局(CNSA)与NASA间开展了交叉校验工作。参与交叉校验的结构为典型Whipple防护结构,如图28所示。防护屏材料为6061铝合金,厚度为1mm;后墙材料为5A06铝合金,厚度为2.5mm;防护间距70mm;球状弹丸材料为2017铝合金,直径为3.18mm。

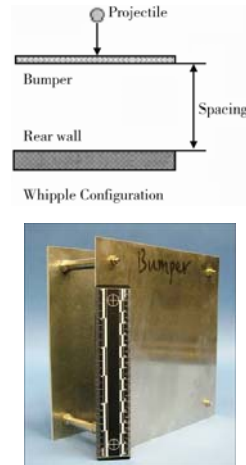


图28 参与交叉校验的我国Whipple防护结构  
Fig. 28 China's Whipple structure for cross calibration

经过预备试验,正撞击试验弹丸速度确定为5.80km/s,交叉校验初步试验结果如图29~31和表1所示(损伤测量与描述方法尚欠统一)<sup>[19]</sup>。目前,对斜撞击试验方案已经开始进行预试及研讨。

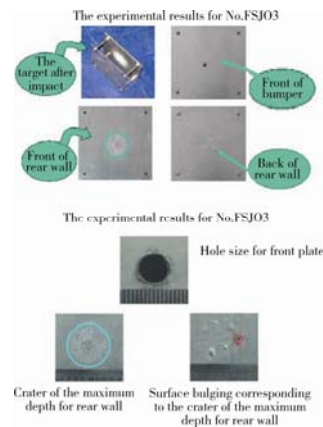


图29 试件FSJ03超高速撞击损伤(哈尔滨工业大学)  
Fig. 29 HVI damages of specimen FSJ03 (Harbin Institute of Technology)

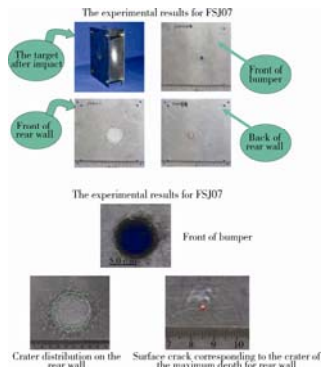


图 30 试件 FSJ07 超高速撞击损伤 (中国空气动力研究发展中心)

Fig. 30 HVI damages of specimen FSJ07 (China Aerodynamics Research & Development Center)

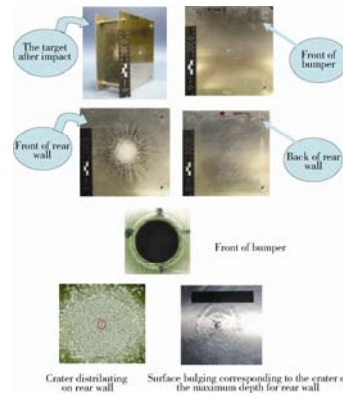


图 31 试件 HITF-11146 超高速撞击损伤 (NASA)

Fig. 31 HVI damages of specimen HITF-11146(NASA)

表 1 交叉校验试验结果

Table 1 Cross-calibration results for HVI tests

试件编号	撞击速度 / $(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	防护屏孔径/mm	后墙损伤描述	总体评价	试验方
FSJ03	5.79	6.99	未穿透, 有少量崩落	临界失效	哈尔滨工业大学
FSJ07	5.78	6.85	未穿透, 裂纹长度 0.7 mm	临界失效	中国空气动力研究发展中心
HITF-11146	5.77	6.80	已穿透, 表面鼓包	临界失效	美国 NASA

#### 4 结论与展望

从国际最新研究及发展动向可以看出, 空间碎片防护研究热点主要集中在以下几方面:

- 1) 先进发射技术、先进防护材料与结构研发;
- 2) 结合航天器工程的在轨检测与防护应用;
- 3) 数据库建设与标准体系建立。

经过“十五”、“十一五”空间碎片行动计划的执行, 我国在空间碎片防护研究领域取得了显著进展, 部分成果已经在工程上得到应用。针对长寿命、高可靠大型航天器特别是载人三期空间站的发展对空间碎片防护的需求, 纵观国内外研究进展, 我国在航天器空间碎片防护领域重点任务应主要集中在如下方面:

- 1) 深入研究空间碎片超高速撞击对航天器部件的损伤、失效机理, 指导航天器防护设计;
- 2) 结合我国未来航天器发展, 依托国内先进复合材料研究基地的研发能力, 开展先进防护材料与防护结构的攻关研究, 突出工程化需求牵引;
- 3) 大力加强超高速发射技术与先进测试诊断手段建设, 加强国内超高速撞击特性数据库的建设和统一应用, 逐步完善防护设计体系;
- 4) 加强国际合作, 借鉴国外防护设计研究成

果和工程经验, 提高我国航天器抵御空间碎片超高速撞击能力, 保证在轨航天器的安全运行。

#### 参考文献 (References)

- [1] Schäfer F. Status of ESA activities[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [2] Masumi Higashide. JAXA debris protection activity[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [3] Christiansen E. NASA WG3 MMOD protection summary[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [4] Nikanpour D, Robins A. The Canadian Space Agency (CSA) orbital debris protection initiatives[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [5] Hyde J. Protection manual status[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [6] Krisko P H. Micro-debris modeling at NASA ODPO[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [7] Flegel S. Ejecta modeling in MASTER-2009[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [8] Masumi Higashide. “TURANDOT” – JAXA’s debris collision risk analysis tool[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [9] Rudolph M. Hypervelocity projectile fragmentation flexible bumpers[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [10] Schäfer F. Satellite fragmentation studies at EMI[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [11] Schäfer F. Impact test results data base (ITRDB)[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011

- [12] Putzar R. EMI's twin gun[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [13] Todd Hong. ISS ultrasonic background noise tests[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [14] 闫军, 郑世贵, 韩增尧, 等. 铝网防护结构撞击特性研究[C]//第六届全国空间碎片学术交流会, 2011
- [15] 贾光辉, 兰星. 空间碎片超高速撞击开口泡沫铝建模初探[C]//第六届全国空间碎片学术交流会, 2011
- [16] 龚自正, 侯明强, 徐坤博, 等. A new concept shield resisting hypervelocity impact[C]//第六届全国空间碎片学术交流会, 2011
- [17] 刘凯欣, 刘伟东, 陈仕洋, 等. 新型复合材料及其毁伤机理研究[C]//第六届全国空间碎片学术交流会, 2011
- [18] 王桂吉, 王青松, 赵剑衡, 等. 10 km/s 超高速宏观飞片发射技术研究进展[C]//第六届全国空间碎片学术交流会, 2011
- [19] Pang Baojun, Han Zengyao. The Experiments for calibration targets[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011
- [20] Christiansen E. Hypervelocity facility cross-calibration-NASA test results[C]//29<sup>th</sup> IADC Meeting, 2011

## Review of recent development of space debris protection research

Han Zengyao<sup>1</sup>, Pang Baojun<sup>2</sup>

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

2. Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

**Abstract:** Space debris poses a serious threat to the orbiting spacecraft and the observation of the surface damage of the ISS/STS retrievable components reveals a high frequency of impacts. Due to the deteriorated space debris environment, the spacecraft protection becomes more and more important. This paper reviews the recent development of the space debris protection research, including the space debris environment model, the risk assessment, the spacecraft component damage prediction, the protection materials & structure HVI tests, the HVI database construction, the HVI launch technology, the in-situ impact sensor development, the cross-calibration of HVI facilities. Some suggestions are made of China's future space debris protection researches.

**Key words:** spacecraft; space debris protection; hypervelocity impact (HVI); review

## 科技动态

### 美韩研发新型太阳风暴预警系统

一个国际科研团队日前研发出一种新型太阳风暴预警系统, 该系统能分析太阳风暴中飞向地球的高能、高速带电粒子流强度, 并根据其中的质子能量提前 166 min 发出预警。

由美国特拉华大学、韩国忠南大学和汉阳大学的科研人员共同研发的这一预警系统, 可针对特定辐射级别, 预测高能带电粒子何时达到峰值。该系统的设备可测量太阳风暴中首先抵达地球的高能、高速带电粒子流强度, 从而使研究人员提前评估此后到达地球、速度较慢、但潜在危险更大的粒子流, 预测其潜在危险水平。

报告作者之一、特拉华大学科研人员约翰·比伯说, 提前 166 min 发出预警, 可在太空执行任务的航天员躲进航天器内的隔离区, 也可提醒在地球磁场较弱的极地飞行的驾机者及时降低飞行高度, 以便受到地球磁场更多保护。

太阳风暴是指太阳在黑子活动高峰阶段产生的剧烈爆发活动。这种爆发会从太阳表面向太空释放大量高速带电粒子流。这些粒子携带的能量惊人, 通常会以每小时几百万公里的速度向地球袭来, 并能在一天之内到达地球, 有可能对人造卫星、无线电通信和地球供电系统造成威胁。

(摘自 2012-07-16 中国科技网)