

空间碎片防护研究现状与国内发展建议

龚自正¹, 韩增尧², 庞宝君³

(1. 北京卫星环境工程研究所 北京 100094; 2. 北京空间飞行器总体设计部 北京 100094;

3. 哈尔滨工业大学 哈尔滨 150001)

摘要: 文章回顾了近期国外空间碎片防护领域的研究现状和热点问题; 介绍了“十一五”期间国内空间碎片防护研究的若干进展; 立足我国研究现状, 通过对国内航天器防护工程需求分析, 提出了未来我国空间碎片防护领域研究发展建议。

关键词: 空间碎片; 航天器防护; 评述

中图分类号: V520.7; V524.3

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2010)01-0024-08

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.01.004

1 前言

从1957年第一颗人造地球卫星升空以来, 人类共进行了5000余次航天器发射活动, 共发生了200多次在轨航天器或火箭载体爆炸/撞击事件, 产生了数量众多的空间碎片, 形成了唯一一个人造的、且危害巨大的外层环境——空间碎片环境。空间碎片围绕地球高速运转, 形成了一个类似小行星带的地球外层空间碎片带。截至2009年4月, 美国空间监测网站(Space Surveillance Network, SSN)跟踪的空间碎片有17000多块, 它们绝大多数直径大于10 cm, 其中编目在册的有13897块; 直径在1~10 cm之间的碎片数量约为几十万个; 大于直径0.1 mm的碎片数量超过200亿个。据美国空间碎片计划办公室预测, 在未来50年间空间碎片数量每年将以10%的速度增长。

空间碎片从产生之日起, 就对航天器构成了巨大的威胁。

今年在德国达姆斯达特召开的第27届机构间空间碎片协调委员会(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, IADC)会议和第5届欧洲空间碎片会议(the 5th European Conference on Space Debris, UCSD)上, 来自美国航空航天局(NASA)的报告指出, 仅在2008年一年内记录在案的航天器对空间碎片的主动规避就有5次; 国际空间站在2008年2月、3月遭遇了空间碎片的

两次撞击; 航天飞机STS-124和STS-126的很多部位分别在6月和11月的任务飞行中遭遇了空间碎片的撞击; 2008年还发生了USA 193、Kosmos 2421、Kosmos 1818共3次卫星太空解体事件; 直到2009年2月发生了美国卫星Iridium 33和俄罗斯卫星Kosmos 2251的太空碰撞事件。这些事件揭示空间碎片环境在日益恶化, 其对航天器的撞击概率不断升高。

航天器在轨遭遇空间碎片撞击事件的频繁发生, 使得在重要航天任务执行过程中, 必须高度重视空间碎片撞击所带来的威胁。除了主动规避那些能够编目的大碎片(10 cm尺度以上), 在轨道上大量存在的mm级尺度的微小碎片是被动防护的主要对象。

在20世纪末开始发射组装的国际空间站, 主要舱段都采取了必要的防护措施。国际空间站在轨10年遭遇的空间碎片撞击及其安全运行表明, 它所采取的防护设计是必要的也是合理的。

随着空间碎片环境的日趋恶化, 航天器空间碎片防护的任务越来越艰巨。近几年, 国际上仍在持续关注空间碎片防护问题。本文对国内外近期有关研究进展做了简要总结概述, 并从我国航天器防护需求分析出发, 对我国空间碎片防护研究今后的发展提出了建议。

2 国外空间碎片防护研究现状

航天器遭遇的现实威胁让人们不得不持续关

收稿日期: 2009-10-19; 修回日期: 2009-11-19

基金项目: 国家空间碎片专项(KJSP06209, KJSP06210)资助项目。

作者简介: 龚自正(1964-), 男, 博士学位, 研究员, 博士生导师, 现任国家空间碎片防护专家组副组长。主要从事航天器空间碎片超高速撞击防护、材料动态力学性能和高压物理研究。E-mail: gongzz@263.net。

注空间碎片问题,近几年来,国际上空间碎片的防护研究主要集中在以下几个方面。

2.1 先进防护结构和防护材料的研究

俄罗斯报道了其正在研制的新型防护结构的情况。该种防护结构呈现良好的防护能力,比目前国际空间站上使用的填充式 Whipple 防护结构的防护能力有较大幅度的提高,但未透露具体的构型及材料。

美国 NASA 一直致力于先进防护结构的研制,特别针对星际探测(如慧核)开发了防护能力更强的防护结构,如多冲击防护结构等。

2.2 卫星整星撞击解体模型研究

以美国 NASA 为首,日本、欧空局等航天部门参与,继续通过地面试验研究卫星遭遇超高速撞击后的解体模型^[1-5]。典型的卫星解体试验如图 1 所示。试验中采用的模拟卫星规模较小,弹丸的速度也不高,试验的主要目的是验证造成卫星解体的撞击能量阈值和撞击产生的碎片分布规律。总体看来,试验结果及研究结论无较大突破,徘徊不前。

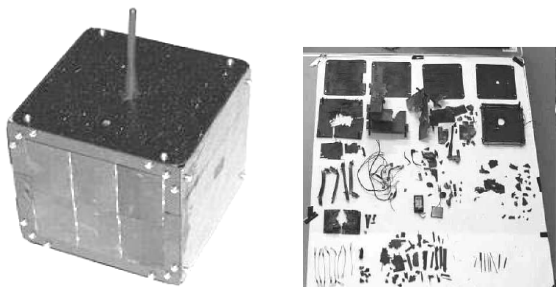


图 1 卫星整星撞击解体试验前的卫星模型和经试验后收集的碎片

Fig. 1 The satellite model before impact test and the collected fragments after impact-induced breakup

2.3 空间碎片撞击监测及在轨修复技术研究

空间碎片撞击航天器后,由于受在轨检测能力的限制,不能够立即进行损伤程度的鉴定,因此需要地面根据在轨撞击形貌等状况进行试验,复现空间碎片在轨撞击的参数,评定损伤的等级,为航天器提供修复建议和修复手段,这也是近年来国外防护研究的一项重要内容^[6-8]。以空间碎片撞击国际空间站 Zarya 舱为例^[7],撞击在热防护毯上造成 $6.7\text{ cm} \times 3.3\text{ cm}$ 的损伤区域。根据地面复现试验,损伤系由 $2 \sim 3\text{ mm}$ 的弹丸以大倾斜角度($\sim 70^\circ$)撞击造成。根据地面复现试验,研究人员还推测,空

间碎片还导致 Zarya 舱的蜂窝板损伤,但尚未失效。由于撞击碎片的形状、大小、材料、速度、方向等存在很多未知因素,使得这种复现试验工作具有很大的挑战性。

国际 IADC 经过数年的努力,于 2009 年编制完成了《sensor systems to detect impacts on spacecraft》。该手册包含了用于监测空间碎片撞击的 12 种探测方式,其中加速度传感技术和声发射感知技术相对较为成熟。美国 NASA 不仅将检测设备安装在国际空间站的舱段上,而且近几年一直持续开展在轨修复技术研究,并研制成功了几种在轨修复工具。

2.4 超高速撞击特性的深入研究

国外关于空间碎片撞击特性的研究一直未曾间断。由于撞击特性与碎片的材料、形状、速度、大小、撞击方向、环境温度等密切相关,因此完整地获取空间碎片的超高速撞击特性是极其困难的。

(1) 弹丸形状对撞击特性的影响研究

为地面试验模拟方便,空间碎片撞击特性的研究通常选用标准球形弹丸,而绝大多数空间碎片的实际形状并非球形。这就需要研究非球形弹丸对防护性能的影响。国外对此展开了一些研究^[9-11]。一般而言,非球形弹丸沿主轴方向撞击时,其对航天器的损伤比球形弹丸大得多。图 2 是各种非球形弹丸与球形弹丸撞击双层板防护结构时的弹道极限曲线(BLC)对比,可以看出,在 $3 \sim 7\text{ km/s}$ 范围内,除了正方体弹丸以平面撞击双层板防护结构的弹道极限曲线高于球形弹丸的外,其他形状弹丸的弹道极限曲线均低于球形弹丸,即各个形状的弹丸对防护结构的损伤均高于球形弹丸;在 7 km/s 以后,球形弹丸撞击双层板防护结构的弹道极限曲线均高于其他形状的弹丸。以长径比为 $5:1$ 的圆柱形弹丸为例,使双层防护板结构的防护间距几乎完全失去作用,即防护结构的弹道极限曲线在 $0 \sim 15\text{ km/s}$ 的速度范围内一直呈现递减的趋势^[11]。但是由于空间碎片撞击航天器时并非都是沿主轴方向。考虑到非球形弹丸撞击的各种可能性,空间碎片的危害可能被过高的估计。对于双层板结构,危害程度的估计比实际高一倍,对单层板防护结构则高出 3 倍^[9]。

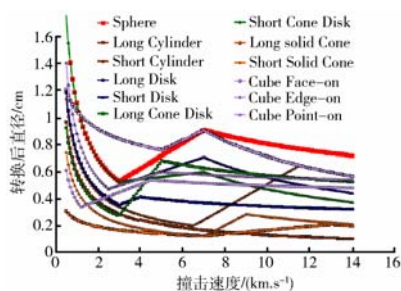


图2 非球形弹丸与球形弹丸弹道极限曲线的比较
Fig. 2 Comparisons of the Ballistic Limit Curves between the sphere project and the non-sphere project

(2) 超高速撞击下溅射碎片的特性研究

空间碎片撞击到航天器表面后会产生大量的溅射碎片。据分析,溅射碎片的数量对空间碎片总量的增加有比较大的影响。由 IADC 防护组发起、多个国家参与的超高速撞击溅射特性研究工作已经启动,意大利航天局(ASI)已经制定了详细的试验方案,预计今年可取得初步试验结果,日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)、德国和中国也将参与该计划。

(3) 高/低温下材料的撞击特性研究

美国 NASA 和日本 JAXA 比较重视环境温度(高低温)对撞击特性的影响,已经开展了较多试验研究^[16-18]。试验结果初步证实,如果撞击速度较低,则-200℃左右的低温会影响弹丸穿孔特性和后墙成坑特性;如果撞击速度较高,则低温对撞击特性影响不大^[12,13];若撞击速度在 2~7 km/s 时,高温(100~200℃)下防护板穿孔直径比常温明显偏大^[14]。相比较而言,国外对低温撞击特性的研究比高温研究更为充分,低温下材料撞击特性也比高温下更为复杂。

2.5 超过 7 km/s 发射技术的探索和撞击特性研究

空间碎片与航天器撞击的平均速度为 10 km/s,而目前常用的模拟发射装置二级轻气炮的发射能力一般在 7 km/s 以下,这严重制约了空间碎片防护的试验研究。为了解决这个问题,国外进行了卓有成效的探索^[15-18]。国外超过 7 km/s 的发射手段主要有聚能加速技术、三级炮和磁驱动技术等。三级炮可以将球形弹丸发射到 9~11 km/s^[15-17],而磁驱动技术可以将尺寸为 25 mm×15 mm、厚度为 0.2~0.3 mm 的铝飞片发射到 21 km/s,同等尺寸的钛飞片可以被发射到 19 km/s^[18]。其中聚能加速技术在国际空间

站的防护结构设计中已得到广泛应用。

2.6 卫星遭遇空间碎片撞击的易损性研究

针对卫星目标,美国开发了一种可以快速评估卫星部件受碎片撞击后的易损面积和部件毁伤概率的模型——HIVAM。该模型借助飞机、导弹的易损性分析模型 COVART 和 FASTGEN 代码的输出,直接耦合低速碰撞模型,确保了碎片低速、高速和超高速撞击时的平滑过渡,可以定量、快速地计算卫星部件承受碎片超高速撞击的易损性面积和毁伤概率,为卫星防护系统的设计和易损性分析提供支持。英国 BNSC 和意大利 ASI 有关专家近几年也在卫星遭遇空间碎片撞击后的易损性分析方面开展过相关研究。

3 国内空间碎片防护研究现状

我国在空间碎片防护领域取得了明显进展,具体表现在以下几个方面。

3.1 空间碎片撞击风险评估及防护设计研究成果突出

(1) 空间碎片撞击风险评估研究处于国际先进水平。由北京空间飞行器总体设计部自主研发的空间碎片防护设计系统不仅具有风险评估的功能,而且在防护结构优化方面居于领先,并逐渐拓展至布局优化领域。该成果引起 NASA 和 ESA 的关注,并于 2008 年纳入 IADC 最新出版的防护手册中。

(2) 国内多家单位开展了空间碎片风险评估相关算法研究及软件开发工作。北京航空航天大学研究了基于 C-W 方程的简化碰撞概率算法,通过蒙特卡洛法验证了简化算法的正确性;进行了航天器内部部件结构和人员风险评估研究,编制了初步的计算软件。国防科技大学讨论了概率积分的计算方法问题,提出了一种先压缩空间后用圆域近似、转化为无穷级数的碰撞计算方法;另外,提出了一种基于压缩空间和坐标旋转的碰撞概率计算方法。北京理工大学提出了一种通用性强的航天器几何遮挡处理方法;自主开发了一套空间碎片碰撞风险评估系统。

3.2 超高速撞击地面试验和测试技术得到稳步提升

通过建设与研究实践,超高速发射技术与测试

技术稳步提升。作为空间碎片防护研究的主干设备,国内中国空气动力发展与研究中心、哈尔滨工业大学、中国工程物理研究院流体物理研究所、北京卫星环境工程研究所、西北核技术研究所、北京理工大学等院校及研究机构的二级轻气炮设备及相关试验技术得到较大发展,自主开发了多种超高速测试装置,测试系统得到进一步完善,最大加载速度可达到 7 km/s 以上。除二级轻气炮外,其他类型的发射技术正在逐步跟进,如中国工程物理研究院和北京理工大学的三级炮、北京卫星环境工程研究所的准三级炮技术、北京理工大学的聚能加速技术等。

在开展 mm 级空间碎片发射设备和测试系统研究的同时,国内一些单位也开展了 μm 级空间碎片超高速发射技术的研究。北京卫星环境工程研究所的激光驱动微小碎片发射系统、中国科学院空间中心的等离子体加速器、哈尔滨工业大学的静电粉尘加速器等得到进一步提高和完善。

特别是北京卫星环境工程研究所的激光驱动微小碎片发射技术目前可将厚度 5 μm 、直径 1 mm 的铝飞片发射到速度超过 10 km/s 以上,居国内领先、国际先进水平,并有望在短期内实现发射到速度超过 15 km/s 以上。

3.3 航天器典型部件/分系统的超高速撞击特性初步建立

到目前为止,我们已经为“神舟”飞船以及载人航天二期目标飞行器开展了大量地面试验评估,获得了一批自主的超高速撞击特性数据,为解决载人航天三期空间碎片防护关键技术奠定了坚实基础。

(1) 飞船舷窗玻璃撞击特性研究

北京卫星环境工程研究所在国内首次开展了对“神舟”飞船舷窗玻璃撞击特性的试验和数值仿真研究^[19]。用二级轻气炮在撞击速度 3~7 km/s 范围对飞船舷窗熔融石英玻璃进行了 40 多发撞击试验,结果显示:熔融石英玻璃高速撞击的极限穿透厚度为 12 mm,这一结果为“神舟”飞船舷窗玻璃厚度选定为 12 mm 提供了试验依据;熔融石英玻璃的临界穿透弹丸直径为 2.5 mm,这意味着“神舟”飞船和空间站舷窗玻璃抵抗不了直径大于 2.5 mm 空间碎片的撞击。换句话说,“神舟”飞船舷窗玻璃对直径大于 2.5 mm 空间碎片的撞击失效概率为

1。在 ORDEM 2000 和 NASA SSP-30425 的空间碎片环境模型基础上,使用 MODAOST 软件,给出在高度为 400 km、倾角为 42°的轨道上,直径大于 2.5 mm 的空间碎片 3 年的撞击数小于 1。说明在这一轨道上的“神舟”飞船其熔融石英玻璃舷窗在服役期内完全能够抵抗空间碎片的撞击而不会失效。

(2) 飞船的低密度烧蚀材料、卫星常用蜂窝夹层板等撞击特性研究

中国空间技术研究院、中国空气动力研究与发展中心等单位对“神舟”飞船的低密度烧蚀材料、卫星常用蜂窝夹层板及模拟真实卫星蜂窝夹层板防护的钛合金高压气瓶等开展了撞击特性研究。

(3) 微小碎片的撞击效应和累积损伤特性研究

北京卫星环境工程研究所^[20]、哈尔滨工业大学、中科院空间中心分别利用激光驱动微小碎片技术、静电粉尘加速技术、等离子体加速技术开展了 μm 级空间碎片撞击如舷窗玻璃、太阳电池阵等光学部件以及 OSR、白漆等卫星热控材料的撞击特性研究,获得了累积损伤的评价方法,并初步得到超高速撞击对部件性能影响的试验和分析结果。

3.4 新型防护结构及防护结构性能研究

(1) 国内首次开展的填充式防护结构的构形设计、材料筛选及试验验证工作取得重要进展。填充式防护结构是国际空间站上应用最为广泛的防护结构形式。北京空间飞行器总体设计部和中国空气动力研究与发展中心合作,通过 11 种材料的地面对比试验,确定了较好的填充防护材料。

(2) 几类先进防护结构的探索研究取得进展

北京卫星环境工程研究所依据冲击波理论和防护原理提出了一种新概念密度梯度型空间碎片防护结构。研究表明在相同面密度下,新概念密度梯度型防护结构的防护能力比典型 Whipple 防护结构高出 53%;在相同防护能力下,新概念密度梯度型防护结构比典型 Whipple 防护结构的重量减轻达 38%。这种新型防护结构性能优异、构型简单,且采用常用航天材料,具有很好的工程应用前景。

中科院力学所提出一种新型梯度复合 Whipple 防护结构,将高强度非晶态合金(其强度为铝合金的 3~5 倍)的薄层与铝合金板通过电爆炸复合技术合成梯度复合 Whipple 前板,从而提高防护结构

的防护性能。

(3) 其他防护材料与结构性能研究

哈尔滨工业大学开展了各种材料的超高速撞击试验研究,包括铝合金单板、Ti-6Al-4V 增强 Al-6Mg 基复合材料板、泡沫金属、玄武岩纤维编织材料等,初步获得了上述材料的多种撞击损伤特性。北京空间飞行器总体设计部开展了网状材料的超高速撞击试验研究。

西北核技术研究所通过试验与数值模拟手段,确定了泡沫铝防护结构形式并进行了优化,研究了泡沫铝防护结构的撞击极限问题。

3.5 空间碎片撞击探测感知技术得到初步发展

空间碎片天基探测是获取微小空间碎片在空间分布的最直接、最现实的手段,是建立空间碎片环境工程模型的重要技术支撑。近年来,我国在此方面主要开展了两大类探测器的研究,包括可回收式空间碎片探测器及相关技术研究、基于声发射技术的空间碎片撞击在轨感知系统研究。北京空间飞行器总体设计部结合国外经验,对微小空间碎片收集技术中收集材料的研制、收集器结构机构设计、撞击试验及试验结果的分析方法、回收样品的分析技术等进行了研究,成功开发研制微小空间碎片收集器样机。北京强度环境研究所与哈尔滨工业大学合作,在国内率先开展了基于声发射原理对空间碎片撞击事件进行实时感知的技术研究,现已能够对单碎片撞击铝合金板类典型构件进行定位,初步判断被撞体的损伤模式并成功研制了空间碎片在轨感知系统原理样机。该项研究工作正逐步深入,在国际上居于先进水平。

3.6 计算机仿真技术研究蓬勃发展

近年来,计算机仿真手段得到较为充分的研究和应用。在使用通用商业软件的同时,国内各单位积极展开相关研究,对现有数值仿真方法进行改进,以便获得更适用于各种超高速撞击工况、效应的模拟计算。

哈尔滨工业大学对光滑粒子流体动力学 (SPH) 算法进行了改进与优化,提高了计算速度和精度。同时还提出了多级动态分配链表搜索法、优化固定边界的虚粒子计算方法以及 SPH 算法等。

在此基础上,编制了三维 SPH 模拟程序。提出一种适用于泡沫结构材料的几何建模新方法可对泡沫金属的防护特性进行多尺度分析。国防科技大学提出了一种改进的 SPH 粒子间接接触算法和碎片识别算法。清华大学目前研究的物质点法在超高速撞击数值模拟中得到了应用。较之 SPH 法,两者模拟精度相近,后者计算效率更高。北京航空航天大学建立了蜂窝结构的 SPH 算法模型。该模型对蜂窝夹层板进行了简单的超高速撞击问题的模拟效果。

3.7 空间碎片环境建模初见成效

空间碎片环境工程模型与演化模型的研究工作也有了一定进展。哈尔滨工业大学提出一种用于计算单个空间碎片运行时“平均位置”的演化算法,建立了初步的空间碎片演化模型,并基于此分析了发射活动对空间碎片中长期的影响。中国空气动力研究与发展中心建立了一个预测新增碎片的工程模型,并在模拟卫星碰撞方面开展了一些简单的试验。

4 国内空间碎片防护研究的发展建议

尽管我国空间碎片防护研究取得了长足进展,但我们目前的研究能力还不能适应我国未来航天发展的迫切需要,我国空间碎片的研究水平与国外先进国家的差距还很明显。主要体现在:

(1) 在先进防护材料研制及更高发射速度的地面试验设备建设方面较为薄弱,尚不具备发射速度达 10 km/s 以上的地面试验设备和能力;

(2) 空间碎片撞击天基探测手段还处于初始发展阶段,尚未开发出可用于工程实践的探测系统,对微小空间碎片的探测还有较长的路要走;

(3) 在空间碎片环境模型领域,受观测手段限制,我国的研究仅限于建模方法和理论方面,无法形成具有自主知识产权的空间碎片环境模型。

在今后较长的一段时间,必须本着“需求牵引、统筹规划、强化基础、提升能力、服务工程”的原则开展防护研究,为此提出以下几点建议。

4.1 重点开展先进防护结构和防护材料的研制

从我国航天发展需求来讲,我们需用最小的防

护结构重量实现防护效能的最大化。一方面,可以通过空间碎片撞击风险评估及优化系统(MODAOST2.0)对空间站的防护构型进行全面优化;另一方面,所采用的防护结构类型应使得单位防护面积上的重量尽可能小。这就对先进防护结构和防护材料的研制提出更高的要求。

(1) 先进防护材料研制

在借鉴国外成熟防护结构设计的同时,力争在新型、先进类型防护结构上获得突破,特别是在高性能陶瓷纤维材料、功能梯度复合材料、碳纳米管防护材料、多功能一体材料等新型防护材料的研发上获得突破性进展。

(2) 先进防护结构设计及优化技术

为满足我国航天发展的需要,须针对几类典型的防护结构开展优化设计和工程化设计,获得其超高速性能评估方法,建立较精确的弹道极限方程,为航天器防护结构设计提供基础数据。重点发展的防护结构类型包括:填充式防护结构;网状防护结构;展开式防护结构;新型工艺结构等。

4.2 7 km/s 以上超高速发射及诊断测试技术

地面超高速撞击试验是验证防护结构性能、获取撞击特性参数最为重要的手段。虽然我国在以二级轻气炮为主体的试验设备建设方面取得了一定进展,但试验设备的发射能力没有明显提升,大多在 7 km/s 以下,距空间碎片 10 km/s 的平均速度有较大差距。为全面获取速度在 0~10 km/s 的空间碎片撞击特性及其对航天器的破坏机理、系统筛选和验证防护结构的性能,我们必须大力发展更高速的发射技术。

目前,7 km/s 以上的超高速发射技术有几类,包括改进的二级轻气炮技术、多级爆轰技术、聚能装药技术、激光驱动技术、等离子体驱动技术、磁驱动技术、静电驱动技术和电炮驱动技术等。国内针对上述多项发射技术开展了研究,并研制了相应的发射试验设备,但距离空间碎片防护研究的应用需求尚有较大差距。一方面,设备自身的能力和稳定性尚需进一步提升和完善,以具备开展工程研究的条件;另一方面,部分试验设备需要进行适应性改造,以满足空间碎片防护研究的需要。

需要加强和发展的发射技术包括:

(1) 二级轻气炮发射技术。对现有的二级轻气炮进行改进,通过优化设计增加轻气炮的耐烧蚀能力,提高轻气炮的发射性能,旨在将二级轻气炮的稳定发射速度提高至 8.5 km/s。

(2) 强爆轰驱动和聚能效应发射技术。开展大尺寸的、速度 10 km/s 以上的弹丸发射试验技术研究;重点解决大尺寸(1 cm 或以上)、质量 5 g 以内的飞片或柱形(空心柱形)弹丸的超高速发射技术。

(3) 三级炮加载技术。基于阻抗梯度飞片准等熵加载驱动原理,开展将宏观金属飞片发射到 10 km/s 以上的试验技术研究;该技术重点解决驱动尺寸数毫米至 1 cm、质量 1~2 g 的飞片速度达到 10 km/s 左右的试验技术,以及弹托、一级飞片与二级飞片的分离技术。

(4) 激光驱动技术。重点解决驱动直径 200 μm 至数 mm、厚度 5~20 μm 的飞片速度达到 15 km/s 以上的试验技术,以及有关撞击损伤分析技术。开展将金属飞片发射 15 km/s 以上的试验技术研究。

(5) 磁驱动加载技术。基于大电流产生的强大磁压力驱动原理,开展将直径 1 cm 以内、质量 1 g 以内的宏观金属飞片/弹丸发射到速度 10 km/s 以上的试验技术研究。

配合超高速发射,同步发展诊断测试技术。利用闪光 X 光照相和激光多普勒效应,研究超高速弹丸(含 10 km/s 以上)的形状、姿态、速度连续精密测量技术;利用高速摄影、激光全息、碎片收集等手段,研究超高速撞击下碎片云空间分布状态的精密诊断技术。

4.3 航天器遭遇空间碎片撞击易损性分析技术

航天器在空间碎片环境下可以造成解体、击穿、表面损伤等多种机械破坏模式,并可能带来机、电、热的综合影响。过去的研究大多针对载人航天器的密封舱,主要关注击穿损伤模式,因此形成了若干撞击极限方程和撞击极限曲线。但这些方程和曲线还不能满足空间碎片撞击风险评估和防护研究的需要,应将航天器在空间碎片撞击下的各种失效模式纳入系统研究的范畴,大到航天器的解体失效,小到航天器上某部件/分系统的失效等。

航天器部件/分系统的失效模式研究是今后空

间碎片研究的一项长期任务。由于航天器上部件/分系统繁多,各自失效模式及其对系统的影响差别很大,不同部件/分系统对碎片撞击的敏感程度各异,使得这项研究极具挑战性。因此,需在顶层设计的基础上,依据各部件/分系统的易损性差异,系统开展失效模式研究。通过研究易损性分析方法,开发相应的易损性分析软件,为全面评估航天器在碎片环境的风险、识别薄弱环节、有针对开展防护设计奠定基础。

4.4 空间碎片撞击感知及在轨修复技术

我国的在轨感知和探测技术仍局限在实验室阶段,距离在轨应用尚有一定差距。我国在“十一五”期间已掌握空间碎片超高速撞击铝合金板感知与损伤识别技术,但真实航天器,特别是载人航天器密封舱段具有加筋、曲壳等特点,且增加防护屏以后,碎片云作用在后墙上所产生的撞击及损伤信号较为复杂,识别难度较大。因此,针对载人航天器密封舱尚需开展空间碎片撞击在轨诊断技术研究,突破撞击源定位、撞击损伤模式识别以及感知系统集成等关键技术。重点发展的撞击感知技术包括声发射感知技术、应力波感知技术、光辐射感知技术、电阻膜感知技术等。

此外,为保证航天员在轨安全,当空间碎片击穿密封舱以后,必须及时采取修复措施,而我国在该领域基本还是空白。今后应借鉴工业领域材料损伤修补技术,结合航天器舱内特殊环境,制定修补策略。在轨损伤修补技术包括修补策略、修补工具和修补材料等部分。在发现航天器损伤部位后,航天员按照修补策略操作修补工具,利用修补材料修复损伤以阻止气体泄漏,保证航天器恢复正常运行。

4.5 超高速撞击数值仿真技术

空间碎片与航天器的平均相对撞击速度为 10 km/s,最高速度可达 15 km/s 左右,一方面我们目前的发射能力尚不能完全覆盖空间碎片的速度范围;另一方面,完全依靠地面试验获取防护结构的撞击特性代价过于高昂。因此必须开展超高速数值仿真技术研究,开发具有自主知识产权的数值仿真软件。

在数值方法方面,主要开展描述多相流动和相

变动力学计算的数值方法研究;在物态方程方面,主要开展多相物态方程理论研究,并在此基础上根据试验获得的物性数据构建能够描述固-液-气三相的物态方程;在仿真软件方面,开发具有自主知识产权的超高速撞击数值仿真程序,并与超高速撞击地面试验相结合,验证数值仿真程序的正确性和合理性;在应用方面,利用数值仿真程序对 7 km/s 以上超高速撞击物理过程进行深入分析。研究各种因素的影响规律,评估包含熔化和气化现象的碎片云对航天器舱壁的损伤,为航天器防护结构设计服务。

4.6 空间碎片撞击风险评估及防护设计集成

空间碎片撞击风险评估及防护设计集成系统主要 3 大模块为风险评估模块、防护设计及优化模块、数据库模块。风险评估模块主要用于对航天器遭遇空间碎片撞击所引起的功能下降、失效和解体进行评估;防护设计及优化模块则是根据风险评估的结果对航天器进行必要的防护结构设计及优化;数据库模块则包含风险评估及防护设计所需的相关支撑数据、方法、标准和工具。风险评估模块和防护设计模块密切相关,逐渐迭代,并可为数据库的建设提出明确需求。

空间碎片撞击风险评估及防护设计集成系统将是一个集防护领域主要研究成果于一体的“准”专家系统,不仅可作为我国航天器风险评估和防护设计的重要工具与手段,也可用作国内外进行技术交流和成果展示的平台。

5 结束语

空间碎片防护研究的核心目的是提高航天器在空间碎片环境中的安全性和生存能力。只要有人类航天活动就会有空间碎片,也就会有空间碎片防护需求。

国外空间碎片防护研究已经走过了近 40 年的路程,其成果在国际空间站上得到了充分应用,在保障国际空间站在轨运行安全中的巨大作用已经得到了高度展示。

经过近十年的积极努力,国内空间碎片防护研究已经走过了从无到有、从弱到强的路程,正在走向成熟和收获期。可以预见,在不久的将来,空间碎片防护研究成果将会在我国航天活动中得到应

用, 并显示出其重要作用。

国内应从型号设计层面深入、切实落实航天器上空间碎片的防护措施, 才能最终将空间碎片防护研究的成果落到实处。

参考文献 (References)

- [1] Sakuraba K, Tsuruda Y, Hanada T, et al. Investigation and comparison between new satellite impact test results and NASA standard breakup model[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 1567-1572
- [2] Hanada T. A new low-velocity satellite impact experiment[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2005, 9(3)
- [3] Hanada T, Tsuruda Y, Liou J C. New satellite impact experiments[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2006, 10(3)
- [4] Hanada T, Sakuraba K, Liou J C. Three new satellite impact tests[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2005, 11 (4)
- [5] Murakami J, Hanada T, Liou J C, et al. Two new microsatellite impact tests in 2008[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2009, 13(1): 1
- [6] Hyde J, Davis A, Christiansen E. International space station hand rail and extravehicular activity tool impact damage[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2008, 12(3): 7
- [7] Christiansen E, Prior T, Lyons F, et al. ISS Zarya control module impact damage[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2007, 11 (4): 10
- [8] Hyde J, Christiansen E, Lear D, et al. Investigation of MMOD impact on STS-115 shuttle payload bay door radiator[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2007, 11(3): 7
- [9] Williamsen J E, Schonberg W P, Evans H, et al. A comparison of NASA, DOD, and hydrocode ballistic limit predictions for spherical and non-spherical shapes versus dual- and single-wall targets, and their effect on orbital debris penetration risk[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 1870-1877
- [10] Beissel S R, Gerlach C A, Johnson G R. A quantitative analysis of computed hypervelocity debris clouds[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 1410-1418
- [11] Hu Kuifeng, Schonberg P W. Ballistic limit curves for non-spherical projectiles impacting dual-wall spacecraft systems[J]. International Journal of Impact Engineering, 2003, 29: 345-355
- [12] Tanaka K, Nishida M, Ogawa H, et al. Hypervelocity crater formation in aluminum alloys at low temperatures[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 1821-1826
- [13] Numata D, Ohtani K, Anyoji M, et al. HVI tests on CFRP laminates at low temperature[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35 1695-1701
- [14] Myers Corbett B. Selecting a best-fit temperature-dependent regression model for thin target HVI data[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 1672-1677
- [15] Piekutowski A J, Poormon K L. Impact of thin aluminum sheets with aluminum spheres up to 9 km/s[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35: 1716-1722
- [16] Piekutowski A J, Poormon K L. Development of a three-stage, light-gas gun at the University of Dayton Research Institute[J]. International journal of Impact Engineering, 2006, 33: 615-624
- [17] Chhabildas L C, Reinhart W D, Thornhill T F, et al. Debris generation and propagation phenomenology from hypervelocity impacts on aluminum from 6 to 11 km/s[J]. International Journal of Impact Engineering, 2003, 29: 185-202
- [18] Knudson M D, Hall C A, Lemke R, et al. High velocity flyer plate Launch capability on the Sandia Z accelerator[J]. International Journal of Impact Engineering, 2003, 29: 377-384
- [19] 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
- [20] Gong Zizheng, Dai Fu, Zhang Wenbing, et al. The laser-driven flyer system for space debris hypervelocity impact simulations[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research (B), 2009, 167: 1120-1125