

卫星在空间碎片撞击下的易损性分析方法研究

周智炫, 黄洁, 任磊生, 李毅, 柳森

(中国空气动力研究与发展中心, 四川绵阳 621000)

摘要:针对厘米/毫米级空间碎片对卫星的撞击风险评估,在对卫星部件的失效模式及影响分析(FMEA)的基础上,结合射线跟踪法和失效树分析法建立一种卫星目标的易损性分析方法,计算卫星在空间碎片撞击下导致不同损伤等级的系统失效概率 $P_{K/H}$ 。详细介绍了该易损性分析方法的总体思路和各项关键技术,并给出了应用实例。该方法可推广应用于载人航天器上,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。

关键词:卫星;空间碎片;易损性;风险评估

中图分类号:V423.4

文献标识码:A

Research on vulnerability analysis method for satellite impacted by space debris

Zhou Zhixuan, Huang Jie, Ren Leisheng, Li Yi, Liu Sen

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: For the sake of risk assessments of centimeter/millimeter-level space debris impacting satellites, a vulnerability analysis method has been developed to estimate the system failure probability $P_{K/H}$ of satellite with different damage degree. The proposed method is constructed on the basis of Failure Mode and Effect Analysis (FMEA), combined with Shot-line method and failure tree method. In this paper, the main idea and each key technique of this vulnerability analysis method in detail were introduced and an application example was presented in the end. This method can be applied for manned space missions also, which is significant for risk assessments of aircrafts and shielding structure design optimization.

Key words: satellite; space debris; vulnerability; risk assessment

0 引言

日益增长的空间碎片已对在轨航天器的安全构成了严重的威胁。目前,平均尺寸在10cm以上的空间碎片可通过地基雷达和望远镜等探测手段进行监测和预警,采用轨道机动规避策略使航天器避免碰撞,然而对于厘米级(<10cm)的空间碎片,尚无法精密跟踪和定轨,而毫米级的微流星体/空间碎片(Meteoroid/Orbital Debris, M/OD)更是无法监测,因而只能采取结构防护措施对航天器加以防护,以降低航天器遭遇致命性碰撞的风险^[1]。因此,厘米级、毫米级的M/OD对航天器的威胁性非常大。

各国在进行空间碎片对航天器的风险评估时,通常采用的标准是“非击穿概率”(PNP)^[2]。对于大多

数载人航天器来说,这种评价标准是适宜的^[3-4],但对于无人航天器(如卫星)来说,防护结构的击穿并不一定会引起部件失效^[5-7],部件功能的降阶也不一定会引起整个卫星系统失效,因而,在评估卫星等无人航天器遭受空间碎片撞击后的失效风险时,有必要从航天器在被撞击后的结构损伤程度和功能降阶程度两方面着手,综合评价航天器的易损性。EMI的N. Welty等人提出了一种用于预测空间碎片撞击卫星的系统级影响的分析计算方法^[8]。在文中,N. Welty等人结合M/OD环境模型、弹道极限方程和航天器暴露面积遮挡处理算法等计算航天器在空间碎片撞击下的结构毁伤概率,利用失效树分析法(Fault Tree Analysis, FTA)分析航天器内部部件的功能失效程度,为航天器的失效概率分析提供了一种新思

收稿日期: 2013-06-09;修订日期: 2013-12-25

通讯作者: 黄洁, E-mail: liuchuangruil@126.com

引用格式: Zhou Z X, Huang J, Ren L S, et al. Research on vulnerability analysis method for satellite impacted by space debris. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(3): 87-92. 周智炫, 黄洁, 任磊生, 等. 卫星在空间碎片撞击下的易损性分析方法研究. 实验流体力学, 2014, 28(3): 87-92.

路,但是,文中的结构失效概率主要基于碎片撞击的命中概率,所有航天器部件被撞击后的工作状态被描述为正常运行的 (operative) 和非正常运行的 (non-operative) 两种状态,还不够详细。

本文提出一种卫星目标易损性分析方法,该方法着重考虑二次碎片/碎片云的撞击对卫星内部部件造成的结构失效和功能降阶,在对卫星部件的失效模式及影响分析 (FMEA) 的基础上,利用射线跟踪法和失效树分析法计算卫星在空间碎片撞击下导致不同损伤等级的系统毁伤概率 $P_{K/H}$,为卫星等无人航天器的撞击风险评估提供支持。

1 总体思路

卫星在空间碎片撞击下的易损性分析的最终目的是获取不同损伤等级下卫星的毁伤概率 $P_{K/H}$,总体思路如下:

首先对卫星目标进行结构和功能描述,建立目标卫星的计算机模型和目标功能框图。而后根据 M/OD 环境模型获取单位卫星暴露面积上的 M/OD 通量,结合建立的计算机模型,采用射线跟踪法计算每一个空间碎片/碎片云粒子对卫星结构和部件的损伤程度。与此同时,根据卫星的功能框图,分析卫星在执行任务过程中遭受空间碎片撞击后可能发生的故障情况,确定卫星部件在不同失效模式下的失效准则,定义卫星的损伤等级,完成卫星的 FMEA 分析。然后,在上述研究的基础上,结合卫星在轨故障统计数据 and 地面试验结果给出卫星部件的命中失效概率 $P_{k/h}$ 。最后利用失效树分析法分析整个卫星在不同损伤等级下的系统失效概率 $P_{K/H}$,如图 1 所示。

2 卫星的结构描述和功能描述

2.1 结构描述和功能描述

通过情报收集、资料调研等手段,获取目标卫星的物理特征和功能特征,建立目标卫星的计算机模型和目标功能框图,为后续的失效模式及影响分析和目标卫星易损性定量计算提供支持。

目标卫星的结构描述包括目标卫星的部件和分系统的尺寸、材料、密度、质量、强度和位置分布等几何与物理特征信息,最终形成目标数据库。这些信息的来源可以是图纸、设计资料、使用手册或照片、实物等有关参考资料。

目标卫星的功能描述主要是分析目标卫星各部件、分系统的相应功能、余度,各部件/分系统之间的相互关系,把分析结果输入目标数据库,并做出目标功能框图,使研究人员对目标卫星整个系统的功能有一个总体、全面的认识。

2.2 计算机建模

对目标卫星进行建模,最终目的是建立包含目标卫星结构和几何数据的三维计算机模型。该模型能够被易损性分析程序所调用,计算空间碎片的撞击过程。

目标卫星的计算机建模一般有 2 种方法。一种是利用建模软件按系统、组件、部件、面元和节点等层级结构建立目标的几何模型,根据卫星系统/部件的实际结构、位置及尺寸数据,在计算机中将目标完整地三维再现。另外一种方法是根据卫星目标外形,提取卫星目标各关键部件和系统的几何数据,建立数据模型,并进行各类几何及拓扑变换处理。前一种方法能够将目标卫星形成三维立体图形,便于观察和结构分析,但在进行撞击过程计算时,需要将其进行格式转换后导入仿真软件中,程序繁复,格式转换不便;后一种方法其本质为目标卫星的数据化,便于数学解析计算,但无法观察目标卫星实体。本文结合以上两种方法,利用高级面向对象编程语言 Visual C++ 和 OpenGL 三维图形标准来建立目标卫星计算机模型,既能在计算机中建立目标卫星的三维立体图形,同时也储存了目标卫星结构和各关键部件的几何数据和功能数据,形成目标数据库。图 2 给出了东方红-3 卫星的计算机模型。

在计算机建模过程中,不可能完全复现卫星目标的结构,为了计算的方便,需要对目标模型进行简化处理。一是采用长方体、三角体、球体、球冠和圆台/柱体等常用几何形体对目标卫星的部件进行建模;二是采用等效靶法对目标卫星的结构材料进行等效处理。

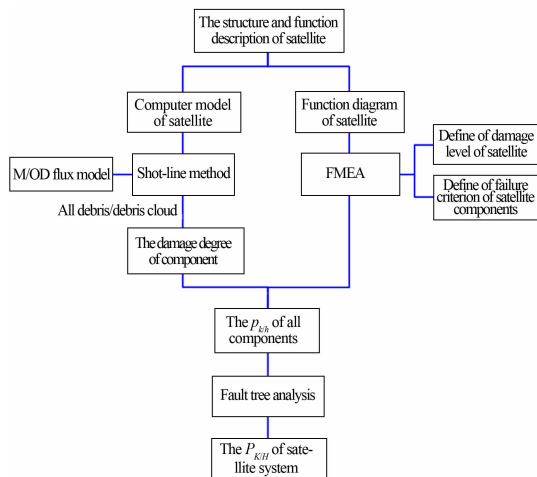


图 1 卫星在空间碎片撞击下的易损性分析总体思路

Fig. 1 The overall thinking of vulnerability analysis for satellite impacted by space debris

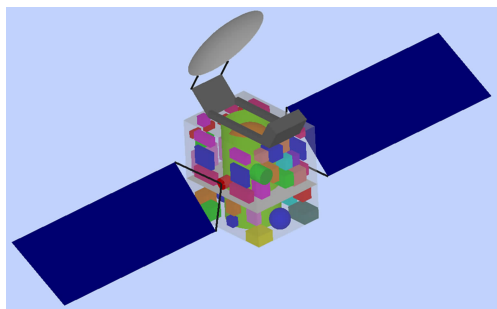


图2 东方红-3卫星计算机模型

Fig. 2 The computer model of DFH-3 satellite

所谓等效,是指不同材料和厚度的靶板在同一毁伤元(碎片/碎片云、弹丸)作用下的终点效应相同,通常用“弹道极限”来表示这个终点效应。所以,等效靶实质上是根据弹道极限相同的原则,将在同一毁伤元作用下任意材料的靶板换算成具有一定厚度材料的等效靶,在文中可将铝合金板作为等效靶板,将目标卫星的其他常用材料(钛合金、复合材料等)转换为相应厚度的铝合金板。对于金属靶板,本文采用 Christisen 提出的弹道极限公式进行计算^[9]:

$$p = 5.24 \cdot d_p^{19/18} \cdot BH^{-0.25} \cdot \left(\frac{\rho_p}{\rho_t}\right)^{0.5} \cdot \left(\frac{V \cdot \cos(\theta)}{C}\right)^{0.667} \quad (1)$$

式中: p —侵彻深度, cm; d_p —弹丸直径, m; BH —靶材布氏硬度, kg/mm²; ρ_p —弹丸材料密度, g/cm³; ρ_t —靶材密度, g/cm³; V —弹丸撞靶速度, km/s; θ —撞击角, °; C —靶材内的声速, km/s。

当靶板为薄靶时有:

$$t = 1.8p \quad (2)$$

式中: t —刚好被弹丸击穿的靶材厚度, cm。

3 射线跟踪法

利用射线跟踪法^[10]计算每一个碎片/碎片云粒子对卫星结构和部件的损伤程度,确定其是否被击穿。

所谓“射线跟踪法”是指:用一条具有指定质量、速度、起点和方向的射线来模拟单个弹丸或碎片运动轨迹及其侵彻行为的方法。本文利用射线跟踪法来评估空间碎片/碎片云对卫星结构和部件的撞击损伤。射线跟踪法示意图如图3所示。

射线跟踪法的关键技术包括:射线的偏转、分叉和终止准则、弹目相交算法、弹道极限方程和侵彻方程。射线的偏转、分叉和终止准则确定了碎片的运动轨迹,弹目相交算法确定了射线与哪些部件和结构相交,弹道极限方程和侵彻方程给出了碎片的侵彻能力,图4为射线跟踪法的计算流程框图。

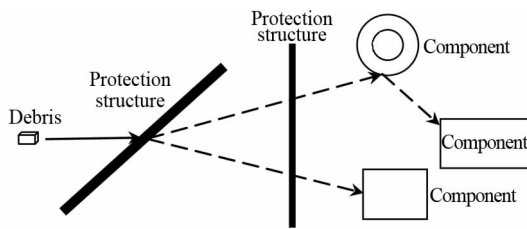


图3 射线跟踪法示意图

Fig. 3 The diagrammatic sketch of Shot-line method

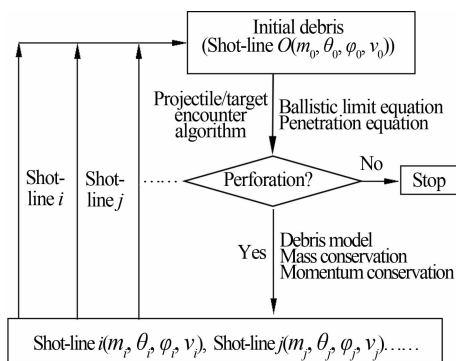


图4 射线跟踪法计算流程框图

Fig. 4 The flow diagram of Shot-line method

3.1 射线的偏转、分叉和终止准则

射线的偏转是指碎片斜撞击靶板发生跳弹或出射角发生变化,发生“跳弹”的入射角阈值可由试验结果确定;碎片的偏转角由射线偏转方程计算获得;射线的分叉是指碰撞过程中二次碎片/碎片云的产生,每一个碎片都代表一条新的射线,分叉数量为二次碎片/碎片云的数量,分叉方向为二次碎片的飞行方向,射线分叉的数量和方向由碎片云模型决定;射线的终止是指二次碎片/碎片云无法穿透靶板,由弹道极限方程来判断。在运算过程中,碎片与目标的每次撞击都被当作是唯一的单独事件,每次事件都利用“初始状态”计算路径。当前计算中既不考虑先前撞击的影响,也不考虑后续撞击条件。

为了描述空间碎片超高速撞击卫星结构后形成的碎片云中的碎片细节,本文采用碎片云模型来确定碎片的速度、质量和空间角度分布。碎片云模型利用统计方法,对超高速撞击碎片云的特征数据进行统计分析,建立碎片云前锋速度、碎片质量分布、碎片速率分布、碎片空间角度分布等函数,并结合蒙特卡洛方法实现各种撞击条件下碎片云的随机生成。碎片云模型的具体应用方法见文献[11]。

3.2 弹目相交算法

计算碎片与卫星目标的撞击过程,首先要判断碎片(射线)是否穿过卫星目标防护结构、结构或部件。弹目相交算法解决了碎片是否与目标结构/部件交会,以及如何交会的问题。

前文已经说明,卫星目标的计算机模型可由长方体、三角体、球体、球冠和圆台/柱体等常用几何形体组合构建,因而判断碎片可能撞击哪些部件和结构,实际上就是射线与卫星计算机模型内部结构和部件的一次平面或二次曲面进行求交运算。如果相交,则说明射线击中目标结构或部件。利用输入的目标结构、部件的几何数据,根据解析几何的坐标变换理论,对射线二次曲面进行求交运算,便可得到撞击点的坐标、撞击角度和撞击时间。

3.3 弹道极限方程和侵彻方程

射线跟踪法利用弹道极限方程预测碎片/碎片云是否能击穿卫星目标防护结构和部件结构,判断射线的终止与否。弹道极限方程根据与射线交会的目标结构、防护形式和材料而定。例如,当空间碎片/二次碎片撞击卫星单层金属板结构时,可采用 Christiansen 弹道极限方程(公式 1);当目标为典型 Whipple 屏结构时,可采用 Cour-Palais 弹道极限方程^[12]:

$$t_w = cd^{0.5} (\rho_b \rho_p)^{1/6} M^{1/3} V_n S^{-0.5} (70/\sigma)^{0.5} \quad (3)$$

式中: $c \sim 0.16 \text{ cm}^2 \cdot \text{s}/(\text{g}^{2/3} \text{ km})$; d —碎片直径, cm; ρ_p —碎片密度, g/cm^3 ; ρ_b —缓冲屏密度, g/cm^3 ; V_n —碎片法向撞击速度, km/s ; S —防护间距, cm; σ —后墙屈服强度, k_si 。

侵彻方程用于预测碎片撞击卫星目标结构和部件后的剩余速度、剩余质量、偏转角度等特征参量。计算过程中,需调用的侵彻方程包括剩余速度预测方程、剩余质量预测方程和射线偏转方程等。

其中,碎片的剩余速度方程可利用 THOR 方程^[13]计算:

$$V_{ijr} = V_{ijs} - 0.3048 \times 10^{c11} (61023.75hA_{ij})^{c12} (15432.1m_{ijs})^{c13} (\sec\theta_{ij})^{c14} (3.28084V_{ijs})^{c15}$$
$$V_{ij0} = 0.3048 \times 10^{c21} (61023.75hA_{ij})^{c22}$$

$$(15432.1m_{ijs})^{c23} (\sec\theta_{ij})^{c24} (3.28084V_{ijs})^{c25}$$
$$m_{ijr} = m_{ijs} - 6.48 \times 10^{c31} (61023.75hA_{ij})^{c32} (15432.1m_{ijs})^{c33} (\sec\theta_{ij})^{c34} (3.28084V_{ijs})^{c35}$$
$$(4)$$

式中: V_{ijr} —碎片剩余速度, m/s ; V_{ijs} —碎片撞击速度, m/s ; V_{ij0} —弹道极限速度, m/s ; h —靶板材料厚度, m; A_{ij} —碎片碰撞面积, m^2 ; m_{ijs} —碎片初始质量, g; m_{ijr} —碎片剩余质量, g; θ —碎片弹道与靶板法线的夹角, $^\circ$; $c11 \sim c35$ —材料常数或系数^[13]。

4 失效模式及影响分析(FMEA)

失效模式及影响分析(FMEA)用来了解单独卫星部件或分系统失效模式的每种可能形式与卫星基本任务执行之间的关系,为卫星目标进行易损性评估提供准则和依据。

在进行 FMEA 之前,需要划分卫星的损伤等级。根据卫星的预定任务和遭受空间碎片撞击后的影响程度可将卫星的损伤等级划分为三个等级:“K”级、“A”级和“B”级。

其中,“K”级表示卫星发生灾难性故障,任务立即失败;“A”级表示卫星发生严重故障,一段时间后失去控制,影响任务完成;“B”级表示卫星部分功能丧失,但未失去控制,任务降级。在此基础上对卫星各部件遭受空间碎片撞击后的失效模式和影响进行分析。

FMEA 的具体过程为:确认和提供卫星部件/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,确定卫星每种部件/分系统的失效模式对卫星目标分系统/系统的影响,评估每种部件/分系统的失效模式可能导致卫星目标的某种损伤等级,形成 FMEA 表格。表 1 给出了某卫星的推进分系统在 M/OD 撞击下的 FMEA 分析结果。

表 1 卫星推进分系统在 M/OD 撞击下的 FMEA 结果
Table 1 The FMEA result of satellite propulsion system impacted by M/OD

分系统	部件名称	失效模式	失效原因	对分系统的影响	对卫星任务的影响	卫星的损伤等级
推进分系统	姿态控制发动机	不能提供正常推力	燃烧室穿孔	推进分系统工作失效	卫星姿控失效,影响卫星任务完成	A
			尾喷管破裂	推进分系统部分失效	影响卫星姿控,任务降级	B
	推进剂贮箱	泄漏	裂纹、穿孔	推进剂量不够,发动机推力不足	卫星姿态失控,影响卫星任务完成	A
		爆裂	穿孔裂纹失稳扩展	推进系统失效	卫星姿态失控,影响卫星任务完成	A
				灾难性后果	卫星解体,飞行任务失败	K
	氢气瓶	气体泄漏	裂纹、穿孔	发动机推力不足;系统角动量增加	卫星姿态失控,影响飞行任务完成	A
		爆裂	穿孔裂纹失稳扩展	灾难性后果	卫星解体,飞行任务失败	K

5 部件的命中失效概率 $p_{k/h}$

卫星部件的命中失效概率 $p_{k/h}$ 是指卫星部件被碎片/碎片云撞击后,失去部分或全部功能的可能性。

卫星部件的失效主要包括两个方面:部件结构的损伤和部件功能某种程度上的降阶。定义部件的命中失效概率 $p_{k/h}$ 为部件结构的失效概率 $p_{s/h}$ 和功能失效概率 $p_{d/h}$ 的乘积:

$$p_{k/h} = p_{s/h} \times p_{d/h} \quad (5)$$

这里提到的卫星部件失效主要是指碎片/碎片云撞击产生的硬损伤,不考虑冲击波对卫星易损部件的损伤,以及由软件故障引起的部件功能降阶。

卫星部件结构的失效概率 $p_{s/h}$ 由弹道极限公式决定,当碎片/碎片云击穿部件的外部结构时, $p_{s/h}$ 为 1,否则为 0。

卫星部件的功能失效概率 $p_{d/h}$ 可通过试验或卫星在轨失效故障统计获得。在本文的仿真计算中,通过预先赋予的方式指定其数值。

6 失效树分析

本文利用失效树法分析卫星部件的失效引起的卫星整个系统失效的概率 $P_{K/H}$,评估卫星在空间碎片撞击下的易损性。

失效树分析法来源于工业上用于可靠性分析的故障树法(FTA)。它以系统最不希望出现的故障状态作为分析的目标(顶事件,位于失效树的顶端);通过对可能造成系统故障的各种因素进行分析,自上而下逐层细化,找出能导致这一故障发生的全部因素(中间事件和底事件),将系统的故障与中间事件和底事件之间的逻辑关系用逻辑门符号联结起来,形成树形图,以表示系统与产生原因之间的关系;同时利用布尔运算和概率论方法计算系统出现故障的概率。

在本文中,失效树的顶事件为定义的卫星目标的各种损伤等级,中间事件则为出现损伤的卫星分系统/部件,底事件为卫星部件的失效模式(根据 FMEA 分析结果提供)。当已知卫星部件的命中失效概率 $P_{k/h}$ 后,可通过如下公式计算 M/OD 对卫星系统的命中失效概率:

$$P_{K/H} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - p_{s/h_i} p_{d/h_i}) \quad (6)$$

式中: $P_{K/H}$ ——卫星的系统失效概率; p_{s/h_i} ——卫星第 i 个部件的结构失效概率; p_{d/h_i} ——卫星第 i 个部件的功能失效概率。

7 实例分析

直径为 1cm 的空间碎片(采用 2A12 铝球模拟)正撞击某典型卫星结构目标(见图 2),撞击点位于目标正面中心,交会速度 6km/s。

计算结果表明空间碎片穿过多层隔热材料和卫星外壳进入目标内部,产生了碎片云,撞击在承力筒、中板、输入多工器、太阳翼控制器和推进剂箱等结构和部件上。图 5 为空间碎片及碎片云对卫星结构内部部件的撞击过程显示结果,褐色射线表示了碎片的撞击方向和碎片云的扩展方向。

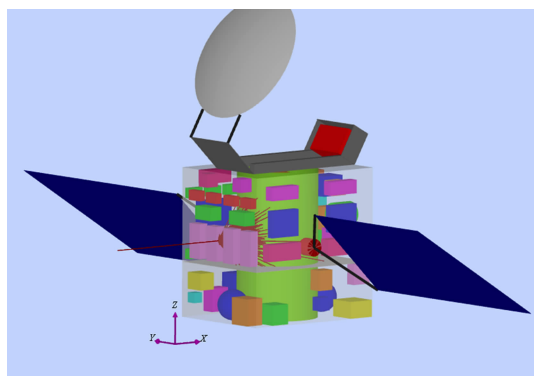


图 5 空间碎片对卫星结构内部部件的撞击过程显示
Fig. 5 The process of space debris impacting satellite components

以卫星发生 A 级损伤等级为顶事件,建立失效树模型,如图 6 所示。

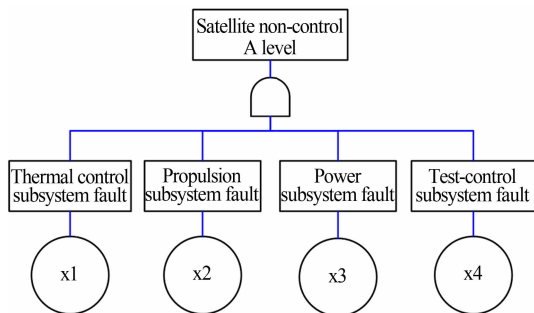


图 6 卫星 A 级损伤失效树
Fig. 6 The A-level damage fault tree of satellite

图中, x_1 表示多层隔热材料失效, x_2 表示推进剂箱失效, x_3 表示太阳翼控制器失效, x_4 表示输入多工器失效。假定上述事件的发生是相互独立的,定义多层隔热材料的功能失效概率为 0.3,推进剂箱的功能失效概率为 0.2,太阳翼控制器的功能失效概率为 0.8,输入多工器的功能失效概率为 0.8。

根据公式(6)可计算得到卫星发生 A 级损伤的概率为 0.9776。也即是说,在 1cm 空间碎片的撞击下,卫星内部多个部件被损伤失效,极有可能导致卫星姿态失控,引起整星失去控制。

8 结束语

本文提出的易损性分析方法可预测卫星等无人航天器在遭受厘米/毫米级空间碎片撞击后的系统失效影响,也可推广应用于载人航天器上,对于航天器的撞击风险评估和防护结构优化设计有重要意义。

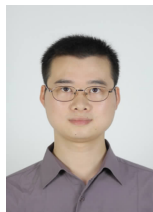
但是,在对卫星进行易损性分析时,只考虑了M/OD对卫星的硬损伤,没有分析撞击冲量对电子元器件等易损部件的影响,同时建立的失效树模型也较为简单,而真实环境下航天器部件的失效模式和相互影响关系非常复杂,还需要深入研究。

参考文献:

- [1] Orbital debris quarterly news[EB/OL]. (2011-01). <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/newsletter.html>
- [2] Protection Manual[R]. IADC-WD-00-03, 2010.
- [3] Lutz B E P, Goodwin C J. Catastrophic failure modes assessment of the international space station alpha[R]. NAS8-37383, 1996.
- [4] Serrano J, Liquornik D, Schonberg W P. Vulnerability of space station freedom modules; a study of the effects of module perforation on crew and equipment[R]. UAH/ARC TR 95-03, 1996.
- [5] Schäfer F, Putzar R, Lambert M. Vulnerability of satellite equipment to hypervelocity impacts[C]. Proc. 59th International Astronautical Congress. Glasgow, Scotland; International Astronautical Federation (IAF), 2008; IAC-08-A6. 3. 2.
- [6] Putzar R, Schäfer F, Lambert M. Vulnerability of spacecraft harnesses to hypervelocity impacts[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 35(12): 1728-1734.
- [7] Putzar R, Schäfer F, Stokes H, et al. Vulnerability of spacecraft electronics boxes to hypervelocity impacts[C]. Proc. 56th International Astronautical Congress; Fukuok, Japan; International Astronautical Federation (IAF), 2005; IAC-05-B6. 4. 02.

- [8] Welty N, Rudolph M, Schoäfer F, et al. Computational methodology to predict satellite system-level effects from impacts of untrackable space debris[C]. Proc. 62th International Astronautical Congress; Cape Town, South Africa International Astronautical Federation (IAF), 2011; IAC-11-A6. 3. 10.
- [9] Christiansen E L. Design and performance equations for advanced meteoroid and debris shields[J]. International Journal of Impact Engineering, 1993, 14: 145-156.
- [10] 黄洁, 周智炫, 任磊生, 等. 射线跟踪法及其在目标易损性分析上的应用[C]//第十一届弹药战斗部学术交流会论文集. 武汉: 中国宇航学会无人飞行器学会, 2009: 119-125
Huang Jie, Zhou Zhixuan, Ren Leisheng, et al. The application of Shot-line method on the target vulnerability analysis[C]//The 11th warhead conference papers. Wuhan: The institute of Unmanned Aerial Vehicle, the Chinese society of Astronautics, 2009: 119-125
- [11] Huang Jie, Ma Zhaoxia, Ren Leisheng, et al. A new engineering model of debris cloud produced by hypervelocity impact[J]. International Journal of Impact Engineering, 2013, 56: 32-39
- [12] Eric L Christiansen. Meteoroid/debris shielding[R]. NASA TP-2003-210788, 2003.
- [13] 刘彤. 防空战斗部杀伤威力评估方法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2004.
Liu Tong. The lethality assessment method of air-defense missile warhead[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2004

作者简介:



周智炫(1979-),男,湖南郴州人,硕士,副研究员。研究方向:战场目标易损性。通信地址:四川省绵阳市中国空气动力研究与发展中心(621000)。E-mail: yige-zzxuan@163.com

(编辑:杨 娟)