

空间碎片碰撞风险评估模型及其应用*

梁彦刚, 秦政

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要:以现有的空间碎片环境模型为基础,建立了一套空间碎片风险评估模型。该模型包括空间碎片环境、航天器有限元建模、几何遮挡处理以及碰撞概率计算四个模块。为了验证风险评估模型的精度及有效性,针对机构间空间碎片协调委员会指定的三种标准工况,将该计算结果与国内外已有的风险评估模型的计算结果进行比较,验证了风险评估模型的正确性。利用开发的风险评估模型,对立方体航天器遭遇空间碎片碰撞风险进行仿真评估与分析,给出了轨道高度、倾角以及航天器自身的姿态参数对航天器遭遇空间碎片碰撞风险的影响特性。

关键词:空间碎片;风险评估;航天器;几何遮挡

中图分类号:V414 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)06-019-06

Space debris impact risk assessment model and its application

LIANG Yangang, QIN Zheng

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A space debris impact risk assessment model was developed on the basis of the existing space debris environment model. The framework of the model consists of space debris environment module, spacecraft model module, geometry shading module and impact probability module. The impact risk by space debris for three generic spacecraft geometries were offered by IADC in order to validate different models. The result was proved to be effective by comparing with other models. The space debris impact risk for the spacecraft of cube was assessed and analyzed using the developed risk assessment model, and the effect of orbital altitude, inclination and attitude parameters to the space debris impact risk was presented.

Key words: space debris; risk assessment; spacecraft; geometry shading

空间碎片主要源于失效航天器、运载火箭末级、任务相关碎片以及航天器在轨解体碎片等几个方面^[1-3]。根据美国空间监视网(Space Surveillance Network, SSN)的监测数据,截止到2016年4月25日,编目的在轨空间目标的总数已达17 766个,其中正常运行的航天器约占6%,其余94%均为空间碎片。并且据估计,尺寸1 cm以上的空间碎片超过50万个,1 mm以上空间碎片超过3500万个,微米级以上的空间碎片数量更是不计其数。

为了评估空间碎片超高速撞击的危害性和风险,为防护设计提供评估手段和技术支持,国内外的许多科研机构广泛开展了航天器空间碎片风险评估研究^[4-10],国外已发布的空间碎片风险评估软件包括美国航空航天局的BUMPER模型、欧洲

空间局的ESABASE以及后续的ESABASE2、德国的MDPANTO等,国内已发布的空间碎片风险评估软件包括中国航天五院的MODAOST、哈尔滨工业大学的ARMOR以及ARMOR II、北京理工大学的MODRAS等。

虽然目前世界上不少国家或科研机构都建立了空间碎片风险评估模型或系统,但是还无法证明哪一种风险评估系统的评估结果更为准确。为了解决这个问题,同时也为了促进航天器空间碎片风险评估的发展与交流,机构间空间碎片协调委员会(Inter-Agency space Debris Coordination committee, IADC)组织了空间碎片环境风险评估软件的对比校验工作^[11]。

对于我国来说,在2020年左右要建立空间实验室,对这类长时间在轨运行的大型载人航天器来说,进行空间碎片碰撞风险评估是十分必要的。

* 收稿日期:2016-08-30

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51405499)

作者简介:梁彦刚(1979—),男,陕西宝鸡人,副教授,博士,硕士生导师, Email:liangyg@nudt.edu.cn

1 模型介绍

本文所建立的空间碎片碰撞风险评估模型主要包括如下四个模块:空间碎片环境模块、航天器有限元建模模块、几何遮挡处理模块、碰撞概率计算模块。整体模型框架如图 1 所示。

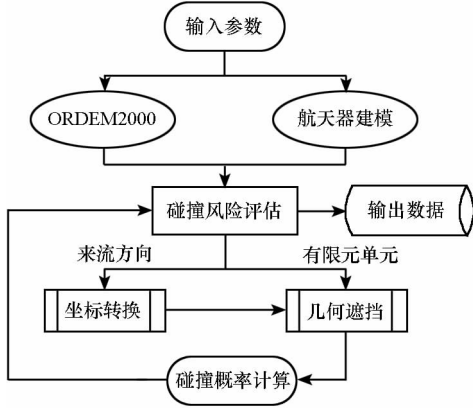


图 1 模型整体框架

Fig. 1 Framework of model

1.1 空间碎片环境模块

空间碎片环境模块为几何遮挡模块提供空间碎片来流的方向数据以及为空间碎片碰撞概率计算模块提供空间碎片的流量数据。采用美国航空航天局开发的 ORDEM2000 空间碎片环境模型输出空间碎片的流量及方向数据。

空间碎片因人类空间活动不同造成的轨道高度、轨道倾角的分布是不同的,具有较高的方向性,空间碎片环境模型 ORDEM2000 能够针对 200 ~ 2000 km 的轨道高度范围输出六种不同直径($\geq 10 \mu\text{m}$, $\geq 100 \mu\text{m}$, $\geq 1 \text{mm}$, $\geq 1 \text{cm}$, $\geq 10 \text{cm}$, $\geq 1 \text{m}$)的碎片流量数据。在对航天器各个舱段或部位进行碰撞数的计算时需要任意尺寸的空间碎片数据,可采用三次样条插值获得 $10 \mu\text{m} \sim 1 \text{m}$ 之间任意尺寸的空间碎片流量数据,空间碎片环境流程设计如图 2^[6]所示。

1.2 航天器有限元建模模块

航天器各个舱段或部位遭受空间碎片的碰撞风险是不同的,为了能够准确地分析航天器的碰撞风险,需要先对其进行有限元建模,通过有限元前处理软件 Patran 来实现,程序流程如图 3 所示。

1.3 几何遮挡处理模块

空间碎片撞击航天器时,部分碎片由于航天器自身的遮挡并不会撞击航天器表面,这叫作遮挡效应^[12]。航天器遮挡效应的正确处理是碰撞风险分析的关键,其程序流程如图 4 所示。图 4

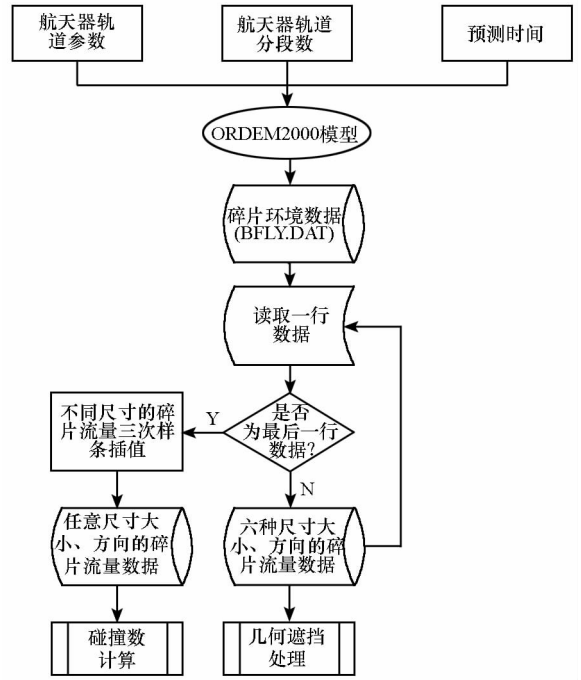


图 2 空间碎片环境流程图

Fig. 2 Flow chart of space debris environment

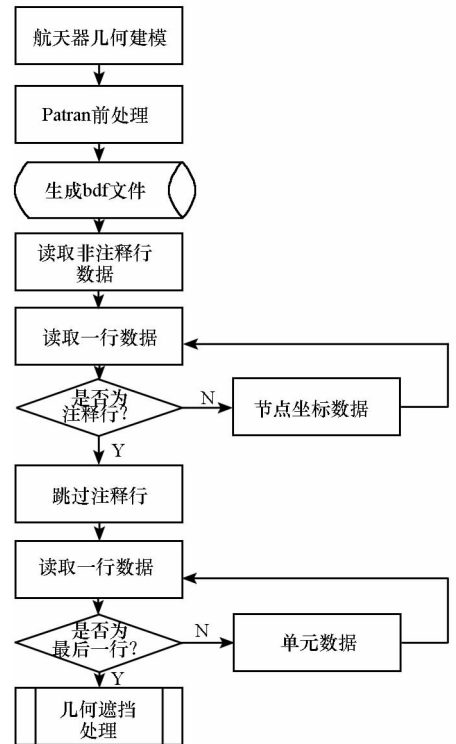


图 3 有限元建模流程图

Fig. 3 Flow chart of finite element model

把航天器按舱段的多少划分为简单航天器和复杂航天器,简单航天器是指只有一个舱段的航天器,只需要考虑舱段内的遮挡关系;复杂航天器有多个舱段,除了舱段内的遮挡关系,还需要考虑舱段间的遮挡关系。

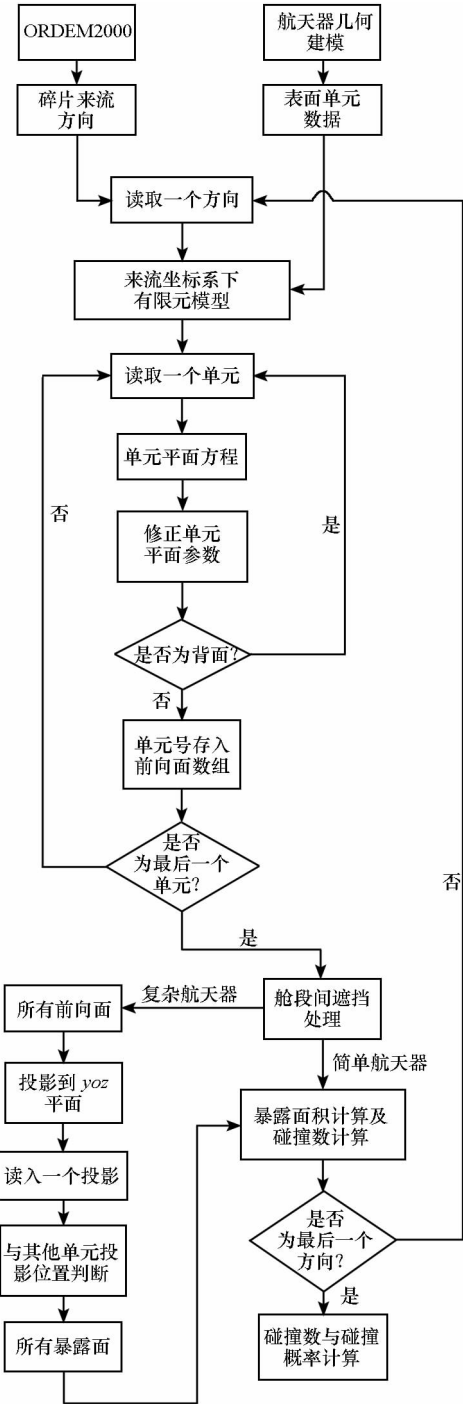


图4 几何遮挡处理流程图

Fig.4 Flow chart of geometry shading

在某一空间碎片的来流方向上,只有部分航天器表面单元会被此来流方向的碎片撞击,如何获得每个碎片可能撞击到的航天器表面面积,是几何遮挡处理所要解决的核心问题。

1.4 碰撞概率计算模块

碰撞概率是指在一定时间内,航天器在空间碎片环境下受特定空间碎片粒子撞击的概率。利用 ORDEM2000 空间碎片环境模型输出任意尺寸的空间碎片通量 F , 结合航天器在不同来流方向

的暴露面积 A , 即可算出其表面遭遇空间碎片的碰撞数 N , 即

$$N = F \cdot A \cdot T \quad (1)$$

根据概率理论,对于空间碎片撞击航天器事件满足如下四个条件^[13]:

1) 撞击事件无时间累积效应,即任意时段航天器受到空间碎片撞击的次数与时间与具体起始时间无关,由于空间碎片环境随时间的演化很慢,这在一定时间段内是成立的;

2) 能撞击航天器的空间碎片在有限时段内是有限的,且一定是存在的,在足够长的时间内一定会出现;

3) 时间区间上的独立性,即各个时间段内的撞击次数互相不发生影响;

4) 航天器被空间碎片撞击的事件是小概率事件,这样的事件增加一个,发生的可能性会急剧下降。

因此,航天器受空间碎片撞击事件发生的概率服从泊松分布。那么,遭遇 n 次碰撞的概率为:

$$P_n = \frac{N^n}{n!} e^{-N} \quad (2)$$

不发生碰撞 ($n=0$) 的概率为:

$$PNI = e^{-N} \quad (3)$$

航天器遭遇空间碎片碰撞的概率为:

$$P = 1 - PNI = 1 - e^{-N} \quad (4)$$

2 模型校验

IADC 指定的三种标准校验工况包括边长 1 m 的立方体、横截面积 1 m² 的球体和简单空间站,其中,简单空间站的立方体边长和圆柱段直径均为 1 m, +x 方向圆柱段长为 3 m, -y 和 -z 方向圆柱段长均为 1 m, +z 方向圆柱段长为 2 m。

标准工况条件下航天器运行参数设置如下:轨道高度为 400 km,轨道倾角为 51.6°,发射年份为 2002 年,运行时间为 1 a。

针对上述三种标准工况,由于并不需要考虑失效风险,所以只需进行以下两种情况的风险评估计算:

- 1) 直径大于 0.1 mm 的空间碎片碰撞数计算;
- 2) 直径大于 1 cm 的空间碎片碰撞数计算。

在 Patran 下建立的立方体工况的有限元模型,如图 5 所示,立方体表面被划分为 600 个四边形网格单元。

在 Patran 下建立的球体工况的有限元模型,如图 6 所示。球体表面被划分为 3600 个网格单元。

在 Patran 下建立的空间站工况的有限元模

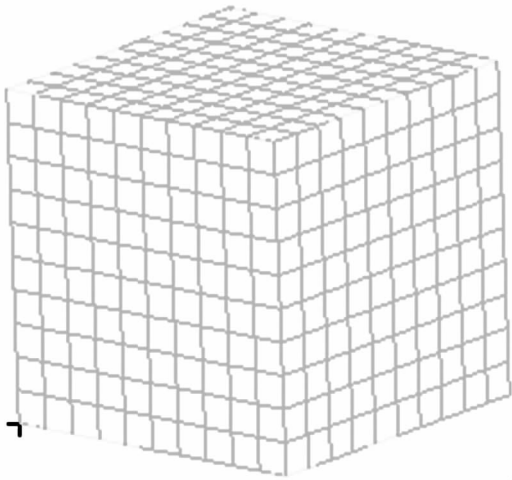


图 5 立方体表面单元

Fig. 5 Finite surface element of cube

型,如图 7 所示。空间站表面被划分为 2768 个四边形网格单元。

为证明模型的有效性,现将计算得到的结果与几种国内外风险评估软件的结果进行对比分析,如表 1~3 所示。其中 $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ 分别表示本文的计算结果与 BUMPER、MODAOST、MODRAS 计算结果之间偏差的百分比。

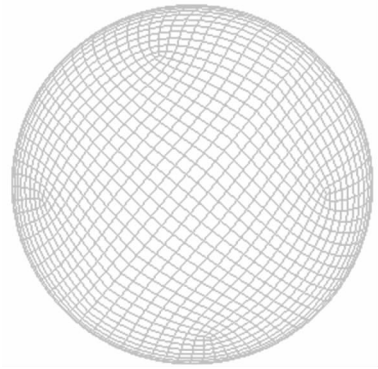


图 6 球形表面单元

Fig. 6 Finite surface element of sphere

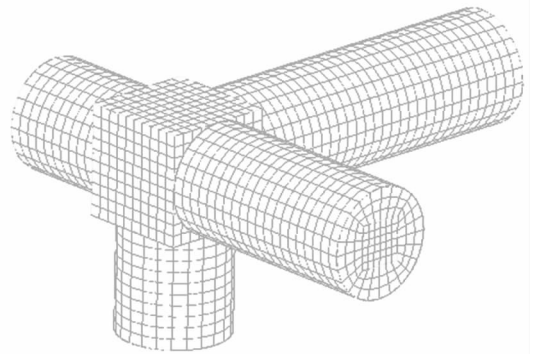


图 7 空间站表面单元

Fig. 7 Finite surface element of space station

表 1 立方体表面碰撞数校验结果

Tab. 1 Calibration results of impact number for cube

碎片尺寸 d/cm	本文计算结果	BUMPER	MODAOST	MODRAS	$\varepsilon_1/\%$	$\varepsilon_2/\%$	$\varepsilon_3/\%$
≥ 0.01	22.31	21.26	21.29	22.30	4.94	4.80	0.45
≥ 1	$2.889E-6$	$2.875E-6$	$2.878E-6$	$2.889E-6$	0.49	0.38	0

表 2 球体表面碰撞数校验结果

Tab. 2 Calibration results of impact number for sphere

碎片尺寸 d/cm	本文计算结果	BUMPER	MODAOST	MODRAS	$\varepsilon_1/\%$	$\varepsilon_2/\%$	$\varepsilon_3/\%$
≥ 0.01	17.99	16.95	16.92	17.82	6.14	6.32	0.95
≥ 1	$2.174E-6$	$2.134E-6$	$2.151E-6$	$2.170E-6$	1.87	1.07	0.18

表 3 空间站表面碰撞数校验结果

Tab. 3 Calibration results of impact number for space station

碎片尺寸 d/cm	本文计算结果	BUMPER	MODAOST	MODRAS	$\varepsilon_1/\%$	$\varepsilon_2/\%$	$\varepsilon_3/\%$
≥ 0.01	91.76	91.7	91.49	92.62	0.07	0.30	-0.93
≥ 1	$1.174E-5$	$1.151E-5$	$1.155E-5$	$1.162E-5$	2.00	1.90	1.00

3 风险评估模型的应用

3.1 航天器轨道高度对碰撞风险影响分析

采用风险评估模型对倾角为 51.6° , 高度为 $200 \sim 2000$ km 轨道的立方体航天器进行碰撞风险评估。不同轨道高度的空间碎片碰撞数如

图 8~10 所示。由图可知,空间碎片主要集中分布在轨道高度为 $800 \sim 1400$ km 的范围内,其中在 800 km, 900 km, 1400 km 处有明显的峰值。事实上,低轨(Low Earth Orbit, LEO)区域的卫星主要分布在 $800 \sim 1400$ km 轨道高度的范围内,包括大量的遥测、气象和科学卫星,如 825 km 高度的轨

道通信系统和 1415 km 高度的全球星系统。并且正是由于大量卫星的存在,在 800 ~ 1400 km 轨道高度处经常发生碰撞和在轨解体事件。

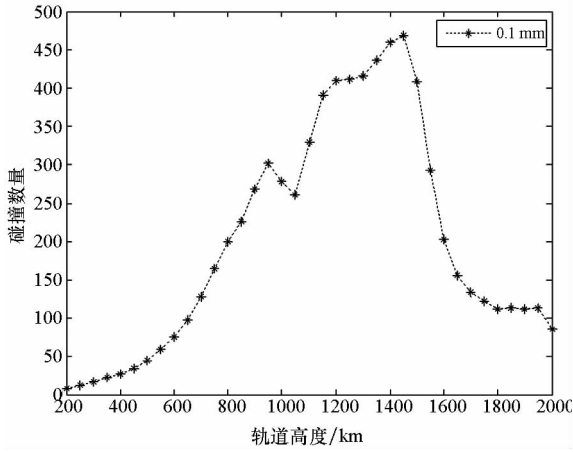


图 8 0.1 mm 以上碎片在不同轨道高度的碰撞数
Fig. 8 Impact number against orbit altitude (debris diameter > 0.1 mm)

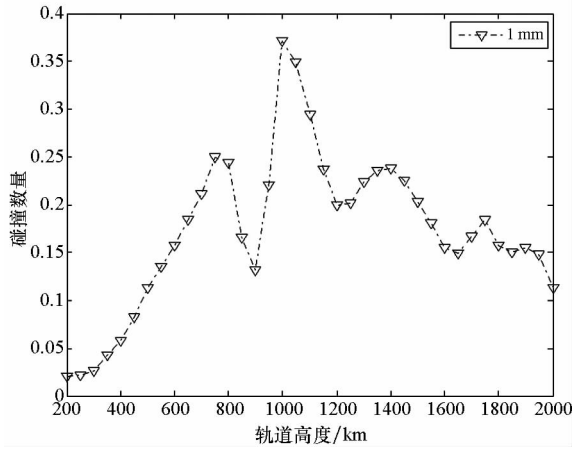


图 9 1 mm 以上碎片在不同轨道高度的碰撞数
Fig. 9 Impact number against orbit altitude (debris diameter > 1 mm)

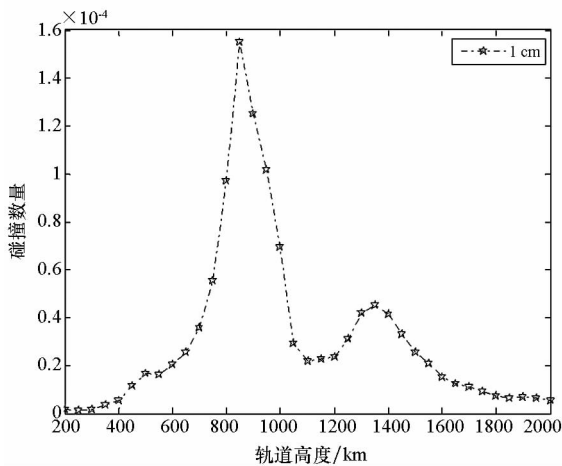


图 10 1 cm 以上碎片在不同轨道高度的碰撞数
Fig. 10 Impact number against orbit altitude (debris diameter > 1 cm)

3.2 航天器轨道倾角对碰撞风险影响分析

针对高度为 400 km 的轨道,当轨道倾角在 0° ~ 180°之间变化时,采用风险评估模型对立方体航天器遭遇空间碎片碰撞风险进行仿真。结果如图 11 ~ 13 所示。

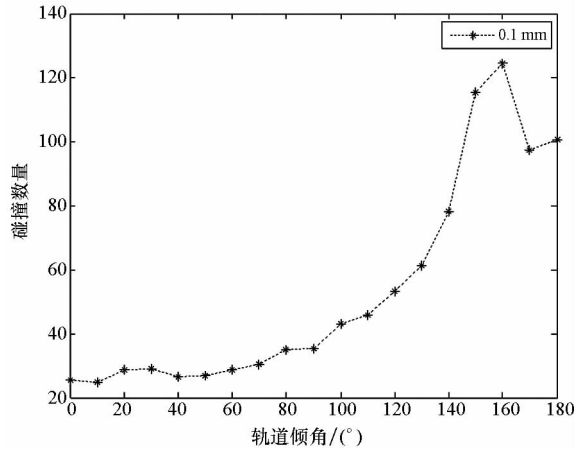


图 11 0.1 mm 以上碎片在不同轨道倾角的碰撞数
Fig. 11 Impact number against orbit inclination (debris diameter > 0.1 mm)

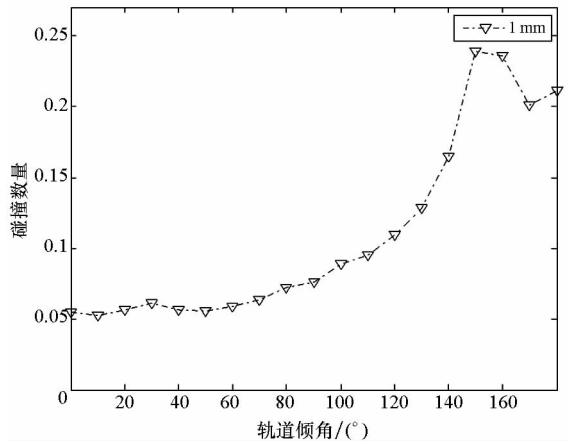


图 12 1 mm 以上碎片在不同轨道倾角的碰撞数
Fig. 12 Impact number against orbit inclination (debris diameter > 1 mm)

可以看出,在高度为 400 km 的轨道上,位于不同轨道倾角的航天器遭受到的空间碎片碰撞风险具有显著差异。总体趋势是随着轨道倾角的增加,空间碎片碰撞风险增大。以直径为 0.1 mm 的空间碎片为例,在倾角为 160°的轨道上,立方体航天器每年遭遇到的空间碎片碰撞数最大,而在倾角为 10°的轨道上,立方体航天器每年遭遇到的空间碎片碰撞数最小,碰撞风险约为倾角为 160°轨道的 20%。

3.3 航天器运行姿态对碰撞风险影响分析

以三轴稳定的立方体航天器为例,假设其 2016 年发射入轨,轨道高度为 400 km,轨道倾角为 51.6°。航天器的运行姿态不同,空间碎片碰撞风

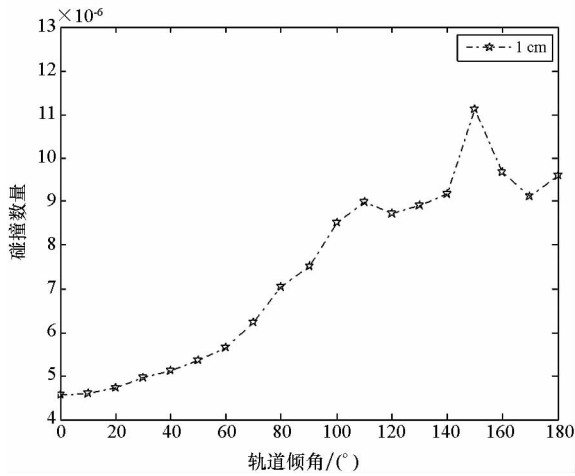


图 13 1 cm 以上碎片在不同轨道倾角的碰撞数
Fig. 13 Impact number against orbit inclination
(debris diameter > 1 cm)

险有所差异。以航天器空间碎片风险评估模型为基础,以航天器的姿态参数(俯仰角 θ 、滚动角 φ 、偏航角 ψ)为优化变量,利用粒子群算法,可以求出航天器空间碎片碰撞风险最小时所对应的姿态。

仿真结果表明,当 $\varphi = 0.0025^{\circ}$, $\theta = 0.1660^{\circ}$, $\psi = -4.9592^{\circ}$ 时,航天器遭遇到的空间碎片碰撞数最小,为 27.6397;当 $\varphi = -0.3710^{\circ}$, $\theta = -80.8981^{\circ}$, $\psi = -41.3798^{\circ}$ 时,航天器遭遇的空间碎片碰撞数最大,为 42.0596。姿态参数不同所导致的航天器碰撞风险相差约 52%,说明在不考虑其他因素对于航天器的姿态限制的情况下,通过调整航天器的姿态参数来减小空间碎片的碰撞风险是一种可行的方案。

4 结论

本文建立了一种空间碎片风险评估模型,通过对比计算结果,证明了其精度与有效性。

应用此风险评估模型分析了轨道高度、倾角以及航天器自身的姿态参数对航天器碰撞风险的影响,发现:

1) LEO 区域的空间碎片主要集中分布在轨道高度为 800 ~ 1400 km 的范围内,其中在 800 km, 900 km, 1400 km 处有明显的峰值;

2) 不同轨道倾角的航天器遭受到的空间碎片碰撞风险具有显著差异,在高度为 400 km 的轨道上,总体趋势是随着轨道倾角的增加,空间碎片碰撞风险增大,国际空间站的轨道倾角约为 51.6° ,碰撞风险相对较小;

3) 航天器的运行姿态对航天器空间碎片碰撞风险的影响较为显著,在不考虑其他因素的

况下,通过调整航天器的姿态参数减小航天器的碰撞风险不失为一个可以考虑的选项。

参考文献 (References)

- [1] 曹玉辉. 基于历史轨道数据的空间碎片环境建模研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2013.
CAO Yuhui. Space debris environment modeling research based on historical orbital data [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [2] Kanemitsu Y, Akahoshi Y, Narumi T, et al. Comparison of space debris environment models: ORDEM2000, MASTER - 2001, MASTER - 2005 and MASTER - 2009 [R]. JAXA Research and Development Memorandum JAXA-RM - 11 - 020E, 2012.
- [3] Qin Z, Liang Y G, Chen L. Probability distribution of space debris impact azimuth [J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2015, 24(S1): 70 - 74.
- [4] Welty N, Rudolph M, Schäfer F, et al. Computational methodology to predict satellite system-level effects from impacts of untrackable space debris [J]. Acta Astronautica, 2013(88): 35 - 43.
- [5] 韩增尧, 郑世贵, 闫军, 等. 空间碎片撞击概率分析软件开发、校验与应用 [J]. 宇航学报, 2005, 26(2): 228 - 231.
HAN Zengyao, ZHENG Shigui, YAN Jun, et al. Development, calibration and application of space debris impact probability analysis software [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(2): 228 - 231. (in Chinese)
- [6] 王海福, 余庆波, 刘有英. 空间碎片碰撞风险评估系统[J]. 北京理工大学学报, 2008, 28(12): 1039 - 1042.
WANG Haifu, YU Qingbo, LIU Youying. Orbital debris risk assessment system [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2008, 28(12): 1039 - 1042. (in Chinese)
- [7] Stokes P H, Swinerd G G. The implementation of cost effective debris protection in unmanned spacecraft [J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 1090 - 1096.
- [8] 余庆波, 王海福, 王辉, 等. 轨道参数对载人飞船遭遇空间碎片碰撞风险影响 [J]. 科技导报, 2010, 28(2): 34 - 38.
YU Qingbo, WANG Haifu, WANG Hui, et al. Effect of orbit parameters on manned spacecraft impact risk against orbital debris [J]. Science and Technology Review, 2010, 28(2): 34 - 38. (in Chinese)
- [9] Kuiper W, Drolshagen G, Noomen R. Micro-meteoroids and space debris impact risk assessment for the ConeXpress satellite using ESABASE2/Debris [J]. Advances in Space Research, 2010, 45(5): 683 - 689.
- [10] Giacomuzzo C, Francesconi A, Anselmo L. Impact risk analysis for a spacecraft in Cosmo-Skymed orbit [J]. Advances in Space Research, 2010, 46(7): 846 - 858.
- [11] IADC WG3 members. Protection manual [M]. Inter Agency Debris Committee, 2004.
- [12] 余庆波, 王海福, 王辉. 在轨航天器空间几何遮挡算法 [J]. 科技导报, 2009, 27(16): 36 - 39.
YU Qingbo, WANG Haifu, WANG Hui. Space shading algorithm for on-orbit spacecraft [J]. Science and Technology Review, 2009, 27(16): 36 - 39. (in Chinese)
- [13] 于辉. 航天器微流星体环境风险评估技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
YU Hui. Investigation on risk assessment for spacecraft in meteoroid environment [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)