地球静止轨道卫星碰撞碎片短期演化风险分析

张海涛[1],张占月[2],吴 帅[1],魏 斌[1]

(1.航天工程大学 研究生院,北京 101416;2.航天工程大学 太空安全研究中心,北京 101416)

摘 要:地球静止轨道(GEO)卫星与空间碎片发生碰撞后短期内会出现无地面观测数据的情况。为解决该问题,筛选了所有运行或穿越 GEO 区域的空间目标,分析了数值法和解析法在进行接近分析时的优劣势,给出了基于弦截法的接近分析数值求解方法,运用 SDP4 模型进行轨道预报。运用质量守恒和动量守恒对 NASA 标准解体模型进行修正,生成空间碎片信息。针对短期演化风险,在无连锁碰撞研究需求时进行假设,进而简化碰撞概率计算方法。对 GEO 区域内碎片的碰撞和穿越 GEO 区域碎片的碰撞 2 类事件进行分析,在碰撞完全解体和非完全解体 2 种条件下,分析 3 d 内碰撞产生的碎片对 GEO 区域的威胁程度。仿真实验结果表明:在完全解体的情形下,新产生的空间碎片 3 d 内与原有空间目标会发生 100 多次小于 20 km 的接近,最近距离降低到 214.4 m。在无地面对新生成空间碎片观测数据的条件下,该研究为航天器规避机动提供参考,为下一步的长期演化分析提供理论借鉴。

关键词:地球静止轨道(GEO)卫星;碰撞解体;接近分析;轨道演化;碰撞概率

中图分类号:V 528 **文献标志码**:A **DOI**:10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.01.011

Short-Term Evolution Risk of Geostationary Satellites' Collision Debris

ZHANG Haitao[1], ZHANG Zhanyue[2], WU Shuai[1], WEI Bin[1]

(1. Postgraduate School, Space Engineering University, Beijing 101416, China;
2. Space Security Research Center, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: In order to solve the collision warning problem without ground observation data in the short term after the collision between the geostationary (GEO) satellite and space debris, all spatial objects distributed in and through the GEO region are selected firstly. The numerical method is compared with the analytical method in terms of the close approach, and the numerical method based on the secant method is given. The orbit is forecasted by the use of the SDP4 model. The NASA standard breakup model is modified by mass conservation and momentum conservation to simulate debris' information. For the short-term evolution risk without the demand for chain collision research, assumptions are made, and the collision-probability's calculation is simplified. In the situations of collisions between GEO satellites with debris in and through the GEO region, the newly generated debris' threat to the GEO region in 3 days is analyzed under the conditions of complete breakup and incomplete breakup. Simulation results show that in the situation of complete breakup, the newly generated space debris will approach original space objects within 20 km for more than 100 times in 3 days, and the nearest distance is reduced to 214.4 m. Under the condition of no ground observation data for newly generated space debris, this study provides a reference for the spacecraft to avoid debris, and provides a theoretical reference for the following long-term evolution analysis.

Keywords: geostationary (GEO) satellite; collision breakup; closest approach analysis; orbital evolution; collision probability

收稿日期:2018-08-16;**修回日期**:2018-11-13

作者简介:张海涛(1989—),男,硕士研究生,主要研究方向为太空安全、航天任务分析与设计。

通信作者:张占月(1973—),男,博士,研究员,主要研究方向为太空安全、航天任务分析与设计。

0　引言

美国空间监视网 2018 年 6 月 1 日公布的数据显示：地球静止轨道（GEO）区域存在 850 个可探测的空间目标和大量无法探测到的空间碎片，且有大量空间目标以大椭圆轨道穿越 GEO 区域。

国外许多机构对空间碎片进行了较为深入的研究，开发的模型包括英国的 DAMAGE[2]、西班牙的 DELTA[3]、美国国家航空航天局（NASA）的 LEGEND[4]、法国的 MEDEE[5]、德国布伦瑞克大学的 LUCA[6]、英国方位研究局的 IDES[7]等。这些模型针对现有的空间环境进行演化分析，采用蒙特卡洛[8]仿真对未来的空间环境进行预估，验证了 NASA 专家 Kessler 提出的“凯斯勒现象”[9]。国内许多学者也对空间环境、碰撞风险分析等进行了深入研究，如庞宝君等[10]对空间碎片环境预测算法等进行了研究，白显宗等[11-12]研究了碰撞预警与态势，霍俞蓉等[13]提出了基于拉普拉斯变换的碰撞概率计算方法。以上研究主要是观测当前的空间环境，对空间碎片进行定轨，分析空间碎片对航天器的影响，从而提供预警。

GEO 区域存在着大量无法探测到的空间碎片，一旦这些空间碎片与航天器碰撞，就会产生大量新的空间碎片，进一步恶化 GEO 区域的空间环境[1]，而短时间内人们无法对这些碎片进行定轨。本文运用解体模型仿真解体事件，对新产生的空间碎片与 GEO 区域现有航天器的碰撞概率进行了计算。

1　空间目标筛选

机构间空间碎片协调委员会（IADC）发布的《空间碎片减缓指南》指出：GEO 区域是指海拔高度在（35 786±200）km 以内，赤道两侧纬度 15°以内的球面约束的环形区域[14]。初始空间目标筛选的目的是通过几何筛选方法，筛选出以近圆轨道运行在 GEO 环形区域和穿越该环形区域的空间目标，将其作为研究对象。美国空间监视网公布的 GEO 航天器指的是：轨道周期为 0.99～1.01 d，偏心率小于 0.01 的航天器。截至 2018 年 6 月 1 日，GEO 区域的航天器共 850 个，空间目标总数为 16 996 个。其中，850 个空间目标是以近圆轨道运行在 GEO 环形区域的空间目标，另外需从总的空间目标中筛选出穿越该环形区域的空间目标。

当且仅当卫星地心距和星下点纬度同时满足以下 2 个条件时，空间目标运行在或穿越 GEO 环形区域，即

$$r=\frac{a(1-e^2)}{1+e\cdot\cos f}\in(a_s-200,a_s+200)\ \mathrm{km} \tag{1}$$

$$\delta=\arcsin(\sin i\cdot\sin(\omega+f))\in(-15°,15°) \tag{2}$$

式中：a 为轨道半长轴；e 为偏心率；i 为轨道倾角；ω 为近地点幅角；f 为真近地点角。空间目标筛选的流程如图 1 所示。从 2018 年 6 月 1 日公布的 16 996 个空间目标中，筛选出运行在或穿越 GEO 区域的 1 277 个空间目标，其中 850 个空间目标运行在 GEO 区域，427 个空间目标的轨道穿越 GEO 区域。

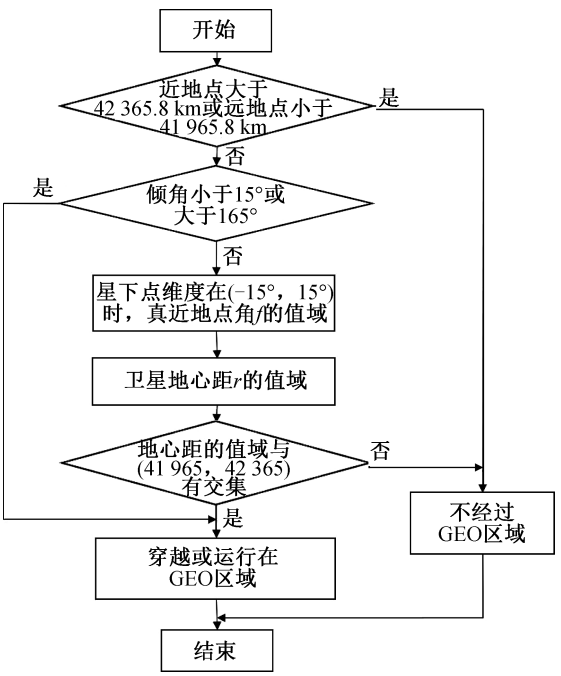


图 1　空间目标筛选流程

Fig. 1　Screening process of space objects

2　基于弦截法的接近分析算法

接近分析是指给定 2 个空间目标的轨道根数，分析小于给定门限值的起止时间，计算相对距离、相对速度、接近角等信息。在进行接近分析前，为了提高分析效率，需先对空间目标进行筛选，筛选出所有可能发生碰撞的空间目标，筛选出的空间目标即为 GEO 区域所有可能发生碰撞的空间目标。

接近分析算法分为解析法和数值法。其中：解析法是对空间目标之间的几何关系进行分析，建立解析表达式，通过求导获取空间目标的接近信息，其计算速度快，但对于轨道类型敏感，空间目标的相对

距离目前仅针对近圆轨道，在小偏心率假设下存在解析解，无法获得完整的相对运动解析方程。数值法是利用 2 个空间目标的位置、速度信息，得到两者之间距离随时间的导数，通过求解导数多项式的零点来求解接近时刻和最小距离。相对解析法，数值法编程实现简单，对轨道类型不敏感，但计算时间更长。

在 J2000 地惯系下，空间目标 p 和空间目标 t 之间的距离

$$d=|\boldsymbol{r}_t-\boldsymbol{r}_p|=\sqrt{\boldsymbol{r}_t^2+\boldsymbol{r}_p^2-2\boldsymbol{r}_t\cdot\boldsymbol{r}_p} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{r}_t$，$\boldsymbol{r}_p$ 为空间目标 p，t 的位置矢量。相对距离的平方对时间的导数为

$$d^2=2(\boldsymbol{r}_p\dot{\boldsymbol{r}}_p+\boldsymbol{r}_t\dot{\boldsymbol{r}}_t-\dot{\boldsymbol{r}}_p\cdot\boldsymbol{r}_t-\boldsymbol{r}_p\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_t) \tag{4}$$

定义函数 $L(t)=\boldsymbol{r}_p\dot{\boldsymbol{r}}_p+\boldsymbol{r}_t\dot{\boldsymbol{r}}_t-\dot{\boldsymbol{r}}_p\cdot\boldsymbol{r}_t-\boldsymbol{r}_p\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_t$，则

$$L(t)=\boldsymbol{r}_p\frac{\boldsymbol{r}_p\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_p}{|\boldsymbol{r}_p|}+\boldsymbol{r}_t\frac{\boldsymbol{r}_t\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_t}{|\boldsymbol{r}_t|}-\dot{\boldsymbol{r}}_p\cdot\boldsymbol{r}_t-\boldsymbol{r}_p\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_t=$$

$$\boldsymbol{r}_p\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_p+\boldsymbol{r}_t\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_t-\dot{\boldsymbol{r}}_p\cdot\boldsymbol{r}_t-\boldsymbol{r}_p\cdot\dot{\boldsymbol{r}}_t \tag{5}$$

因此，求解相对距离函数的极小值问题可转换为求解函数 $L(t)$ 的零点问题。一般的轨道类型无法获得其零点的解析解，运用数值方法可得到满足一定精度要求的数值解。函数求零点的方法有迭代法、牛顿法等[15]。案例仿真中，运用弦截法求解问题。

选取一定时间步长 $t_{\text{step}}-t_{\text{step}-1}$ (step≥1)，考虑时间区间 $(t_{\text{step}-1},t_{\text{step}}]$，当 $L(t_{\text{step}-1})<0$ 且 $L(t_{\text{step}})>0$ 时，$L(t)$ 在该时间区间至少存在 1 个零点，该零点是 2 个空间目标距离的极小值点。选取区间的 2 个端点 $t_{\text{step}-1}$ 和 t_{step} 作为初始迭代值 t_0 和 t_1，弦截法的迭代式为

$$t_{i+1}=t_i-\frac{(t_i-t_{i-1})L(t_i)}{L(t_i)-L(t_{i-1})},\quad i=1,2,\cdots,n \tag{6}$$

由式(6)可见，当 t_{i+1} 与 t_i 的差值小于一定误差精度时，迭代结束，t_{i+1} 为 $L(t)$ 在该时间区间的零点，即 2 个空间目标相对距离的极小值点为接近时刻，此时计算 2 个空间目标的相对距离，得到相对距离的极小值，该值即为接近距离。

弦截法的收敛阶为 1.618，其收敛速度比线性收敛的不动点迭代法快，比牛顿迭代法慢。虽然弦截法比牛顿迭代法收敛速度慢，但其计算过程中不需要对距离求二次导数，即无需求解空间目标的加速度，从而规避了分析空间目标受摄动力这一问题，并降低了不收敛的风险[16]。

对于 GEO 区域空间目标的接近分析问题，从所研究时间区间的起点开始，选取一定的时间步长，对每一个时间步长区间进行接近分析，可得到接近时刻。时间步长一般取 2 个空间目标中较小轨道周期的 1/5[17-18]，可保证在 1 个时间步长内，2 个空间目标的相对距离只存在 1 个极小值，且在运用弦截法迭代求解时无法收敛到相对距离的极大值点。

3 轨道演化与近似碰撞概率计算

轨道数据采用 TLE 两行轨道根数，由于 TLE 轨道数据是在去除摄动短期项后的平轨道根数，SGP/SDP 模型比高精度预报模型 HPOP[19-21] 预报精度更高，因此本研究进行轨道预报时采用 SDP4 模型。

目前，国内外对于空间目标碰撞概率的研究已较为成熟，通常分为数值法和解析法。其中，解析法计算速度快，但对轨道类型敏感，仅对特殊轨道在一定假设下存在解析解[22-24]，在仅作短期演化风险分析，不作长期连锁碰撞研究时，进行以下假设：

1）2 个空间目标的位置服从三维高斯分布，且相互独立。

2）2 个空间目标接近持续时间非常短，认为接近期间 2 个目标的相对运动为线性相对运动，且速度没有不确定性。

3）2 个空间目标的形状为半径已知的球体。

4）2 个空间目标的位置在轨道坐标系 RSW 下沿 3 个坐标方向的标准差相等，即 2 个空间目标的协方差矩阵为

$$\mathrm{var}(r_1)=\mathrm{var}(r_2)=\begin{bmatrix}\sigma^2 & & \\ & \sigma^2 & \\ & & \sigma^2\end{bmatrix} \tag{7}$$

在假设 1～3 下，2 个空间目标的碰撞概率是 2 个空间目标半径之和 R_a 与相对距离 r 的函数。碰撞概率为

$$P=\iint\limits_{(x-\mu_x)^2+(y-\mu_y)^2\leqslant R_a^2}\frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y}\exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x^2}{\sigma_x^2}+\frac{y^2}{\sigma_y^2}\right)\right]\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{8}$$

在假设 4 下，$\sigma_x=\sigma_y=\sqrt{2}\sigma$，化简整理得

$$P=\exp\left(-\frac{r^2}{4\sigma^2}\right)\left[1-\exp\left(-\frac{R_a^2}{4\sigma^2}\right)\right] \tag{9}$$

4 算例仿真

假设实际比能 $E_P=m_pv^2/(2m_t)$，临界比能 $E_P{}^*=40$ kJ/kg，则当 $E_P\geqslant E_P{}^*$ 时，碰撞发生完全

解体，当 $E_P < E_P{}^*$ 时，碰撞发生非完全解体。选取 SSN 编号为 36106 的美国商业通信卫星进行分析。该卫星于 2009 年 11 月 30 日(UTCG)发射，质量为 2 550 kg，运行在 GEO 区域。2018 年 5 月 31 日的 TLE 数据显示：该卫星在 2018 年 5 月 31 日 22 时 47 分 52 秒时的星下点经度为 85° E。假设该卫星与轨道倾角为 15°、位于 GEO 区域的空间碎片发生碰撞，则两者碰撞相对速度为 802.6 m/s。当空间碎片与卫星的质量比值小于 0.124 2 时，发生非完全解体；当空间碎片与卫星的质量比值大于等于 0.124 2 时，发生完全解体。假设该卫星与来自闪电轨道的空间碎片(在摄动作用下，近地点幅角发生改变，轨道存在穿越 GEO 区域的可能)发生碰撞，计算可得碰撞相对速度为 2 980.6 m/s。当空间碎片与卫星的质量比值小于 0.009 时，发生非完全解体；当空间碎片与卫星的质量比值大于等于 0.009 时，发生完全解体。

解体模型选取 NASA 标准解体模型，并考虑质量守恒和动量守恒对解体模型进行修正[26]。空间碎片质量分别取不同值，使卫星发生完全和非完全解体。假设 2 个空间目标只在距离的极小值点才可能发生碰撞，2 个空间目标距离大于等于 20 km 时不会发生碰撞，分别就 2 种来源的碎片与目标卫星发生完全和非完全解体碰撞进行仿真，对每种情形进行 4 次仿真实验，计算在 72 h 内最接近的时刻、接近距离、碰撞概率。解体产生的空间碎片用“361060001～361069999”进行编号。

4.1　完全解体仿真

4.1.1　情形 1

假设该卫星与来自“闪电”轨道的碎片发生碰撞，碰撞相对速度为 2 980.6 m/s，假设碎片的质量为 25 kg，碰撞发生完全解体，对该过程进行仿真，2018 年 6 月 1 日 0 时，空间碎片开普勒轨道根数见表 1。

表 1　空间碎片 1 的轨道根数

Tab. 1　Classical orbital elements of space debris No.1

类型	轨道半长轴/km	偏心率	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	近地点幅角/(°)	平近地点角/(°)
类似值	26 55	0.745 6	63.40	156.639	345.037	244.247

分析新产生的空间目标和现有空间目标组成的整体间的碰撞概率，4 次仿真实验 3 d 内分别出现 1 972，2 039，2 066 和 2 030 组距离小于 20 km 的接近。每次仿真实验接近距离最小的 2 个空间目标的编号、距离最小的时刻、最小距离、碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望(所有可能发生碰撞的碰撞概率之和)见表 2，接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法，即前 2 位表示年份，后 3 位数字表示该年按顺序排列的天数，小数部分表示 1 d 中的小数部分(下同)。

表 2　在情形 1 下所用空间目标间接近分析

Tab. 2　Closest approach between all space objects in situation 1

实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	361061332	361061372	18 153.97	46.8	6.16×10^{-4}	0.004 2
2	361060790	361061101	18 153.97	13.0	6.24×10^{-4}	0.003 9
3	361060054	361060445	18 153.97	38.1	6.19×10^{-4}	0.003 1
4	361060406	361060486	18 153.98	19.2	6.23×10^{-4}	0.002 8

对于 4 次仿真实验，碰撞解体后总的空间目标间最接近时的距离按从小到大排列，如图 2 所示。从图中可以清晰地看出 3 d 内空间目标间的最接近距离小于某一值的次数。例如：从图 2(a)中可以看出，3 d 内有 200 次空间目标间的最小距离小于 2 km，有 800 次空间目标间的最小距离小于 6 km。

由 4 次仿真实验结果可得：新产生的空间碎片与原有的空间目标分别存在 169，201，201 和 187 组小于 20 km 的接近。每次仿真实验新产生的空间目标与原有空间目标间接近距离最小的 2 个空间目

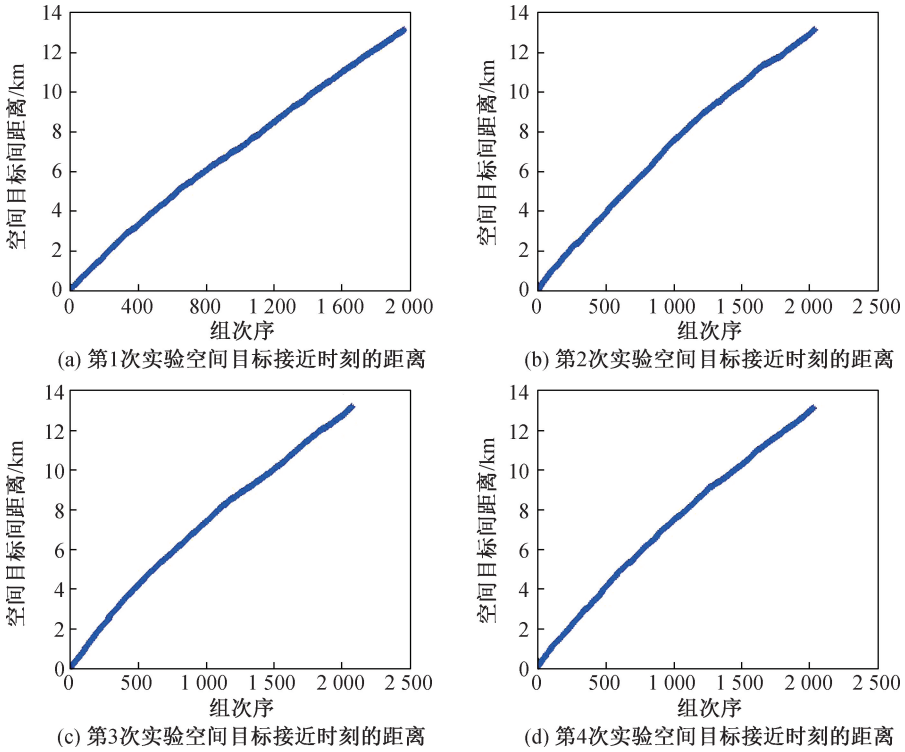


图 2 在情形 1 下所有空间目标间的接近距离

Fig. 2 Distance of closest approach between all space objects in situation 1

标的编号、距离最小的时刻、最小距离、碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望(所有可能发生碰撞的碰撞概率之和)见表 3,接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法。

表 3 在情形 1 下空间碎片与原有空间目标碰撞分析

Tab. 3 Closest approach between new debris and original space objects in situation 1

实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	最小距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	42432	361060436	18 155.41	1 127.3	2.22×10^{-7}	1.14×10^{-6}
2	11561	361061043	18 155.97	1 124.0	2.33×10^{-7}	1.03×10^{-6}
3	37606	361060274	18 153.99	896.6	4.14×10^{-6}	1.89×10^{-5}
4	39728	361061517	18 155.60	434.3	1.93×10^{-4}	6.97×10^{-4}

对于 4 次仿真实验,碰撞解体新产生的空间碎片与原有空间目标最接近时的距离按从小到大排列如图 3 所示。

当编号为 36106 的卫星与来自“闪电”轨道的空间碎片碰撞且完全解体时,4 次仿真实验显示(见图 2,3),3 d 内分别有 1 487,1 512,1 601 和 1 597 次空间目标间最小距离小于 10 km 的现象发生,其中分别有 112,131,142 和 118 次发生在新空间碎片与原有空间目标间,分别有 1 375,1 381,1 459 和 1 279 次发生在新产生的空间碎片间。其中,112,131,142 和 118 个原有空间目标在轨正常工作的航天器分别有 11,7,9 和 6 个,可见该种情形下新的空间碎片对 GEO 区域的环境影响十分大。

4.1.2 情形 2

假设该卫星与运行在 GEO 附近的碎片发生碰撞,碰撞相对速度为 802.6 m/s,假设碎片的质量为 320 kg,碰撞发生完全解体,对该过程进行仿真,2018 年 6 月 1 日 0 时,空间碎片开普勒轨道根数见表 4。

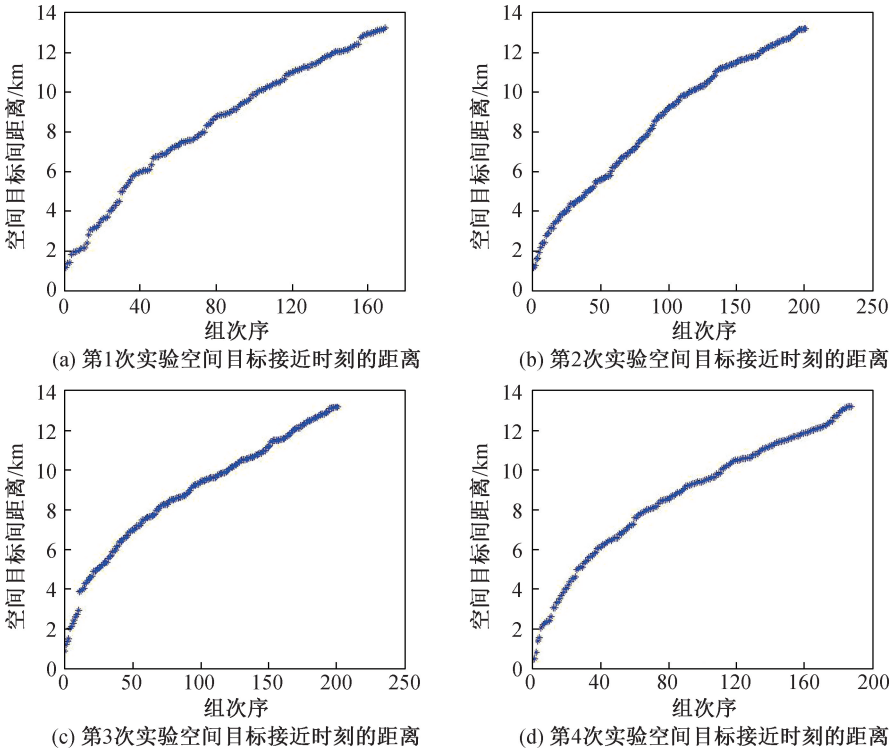


图 3　在情形 1 下新产生的空间碎片与原有空间目标的接近距离

Fig. 3　Distance of closest approach between new debris and original space objects in situation 1

表 4　空间碎片 2 的轨道根数

Tab. 4　Kepler elements of space debris No.2

类型	轨道半长轴/m	偏心率	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	近地点幅角/(°)	平近地点角/(°)
类似值	42 165 900	0.000 1	15	336.639	0	0

分析新产生的空间目标和现有空间目标组成的整体间的碰撞概率。由 4 次仿真实验可得，3 d 内分别出现 2 324，2 280，2 125 和 2 260 组距离小于 20 km的接近。每次仿真实验接近距离最小的 2 个空间目标的编号，距离最小时的时刻、最小距离、此时的碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望（所有可能发生碰撞的碰撞概率之和）见表 5，接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法。

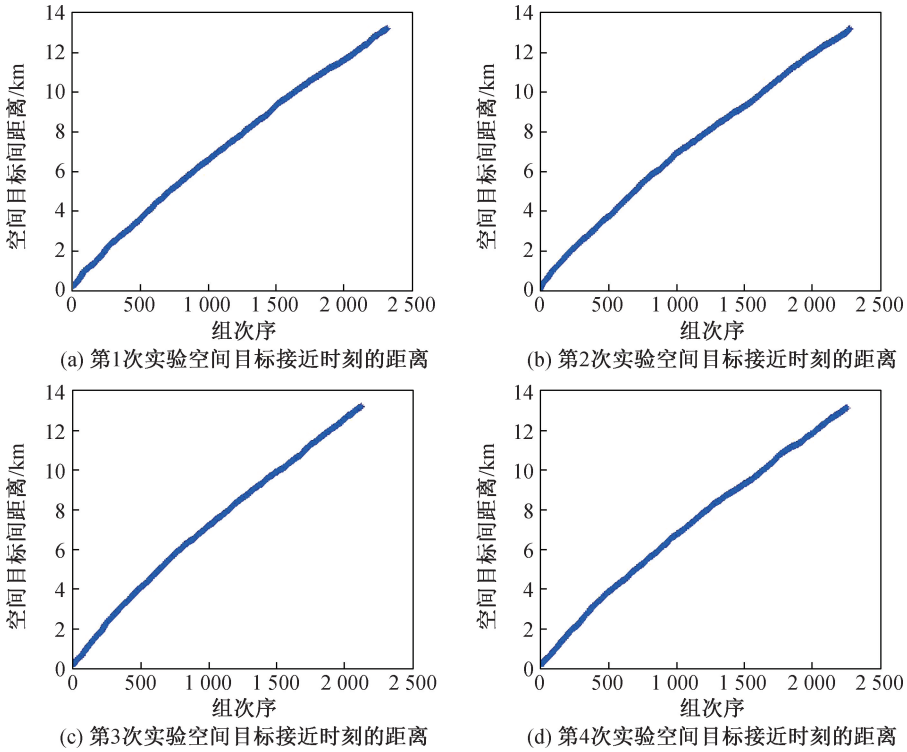
表 5　在情形 2 下所用空间目标间碰撞分析

Tab. 5　Closest approach between all space objects in situation 2

实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	361060144	361061446	18 154.00	2.2	6.25×10^{-4}	0.005 3
2	361060565	361061681	18 153.98	40.0	6.19×10^{-4}	0.004 1
3	361060688	361061088	18 153.97	55.9	6.13×10^{-4}	0.003 9
4	361061430	361061532	18 153.99	20.5	6.23×10^{-4}	0.005 1

对于 4 次仿真实验，碰撞解体后总的空间目标间最接近时的距离按从小到大排列，如图 4 所示。

由图可见：3 d 内新产生的空间碎片与原有的空间目标分别存在 165，153，167 和 141 组小于 20 km的接近。每次仿真实验新产生的空间碎片与原有空间目标间接近距离最小的 2 个空间目标的编号、距离最小时的时刻、最小距离、此时的碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望（所有可能发生碰撞的碰撞概率之和）见表 6，接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法。



(a) 第1次实验空间目标接近时刻的距离

(b) 第2次实验空间目标接近时刻的距离

(c) 第3次实验空间目标接近时刻的距离

(d) 第4次实验空间目标接近时刻的距离

图 4 在情形 2 下所有空间目标间的接近距离

Fig. 4 Distance of closest approach between all space objects in situation 2

表 6 在情形 2 下空间碎片与原有空间目标碰撞分析

Tab. 6 Closest approach between new debris and original space objects in situation 2

实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	30794	361061520	18 154.96	778.2	1.42×10^{-5}	1.79×10^{-5}
2	35362	361060147	18 154.97	1 457.5	1.07×10^{-9}	1.07×10^{-9}
3	37606	361060508	18 154.98	563.5	8.62×10^{-5}	8.62×10^{-5}
4	33051	361060654	18 153.98	214.4	4.69×10^{-4}	4.73×10^{-4}

对于 4 次仿真实验，碰撞解体新产生的空间碎片与原有空间目标最接近时的距离按从小到大排列，如图 5 所示。

当编号为 36106 的卫星与 GEO 区域附近的空间碎片碰撞，完全解体时，4 次仿真实验结果显示(见图 4，5)，3 d 内分别会有 1 721，1 700，1 587和 1 790次空间目标间的最小距离小于10 km，其中分别有 103，112，115 和 101 次发生在新空间碎片与原有空间目标之间，分别有 1 618，1 588，1 472 和 1 689次发生在新产生的空间碎片之间。其中，103，112，115 和 101 个原有空间目标中在轨正常工作的航天器分别有 9，7，10 和 8 个。可见该种情形下新的空间碎片对 GEO 区域环境影响非常大。

4.2 非完全解体仿真

4.2.1 情形 3

卫星与来自“闪电”轨道的碎片发生碰撞，碰撞相对速度为 2 980.6 m/s，产生的碎片质量为10 kg，碰撞发生非完全解体，2018 年 6 月 1 日 0 时，对该过程进行仿真，空间碎片轨道根数见表 1。

分析新产生的空间目标和现有空间目标组成的整体间的碰撞概率。由 4 次仿真实验可见，3 d 内分别出现 23，24，34 和 18 组距离小于 20 km 的接近。每次仿真实验接近距离最小的 2 个空间目标的编号、距离最小时的时刻、最小距离、此时的碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望(所有可能发生碰撞的碰撞概率之和)见表 7，接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法。

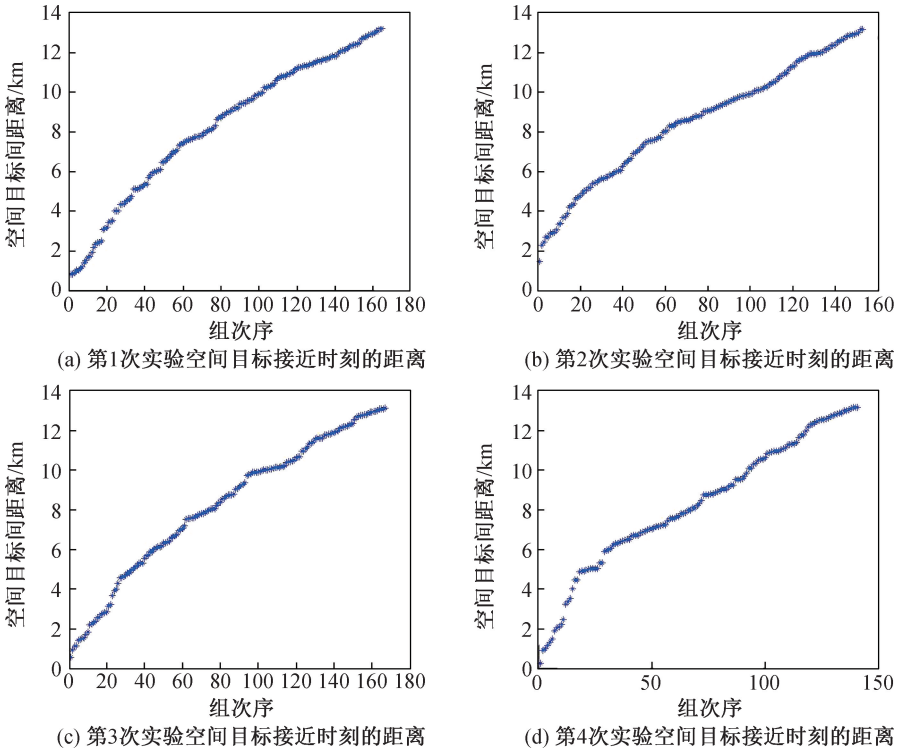


图 5　在情形 2 下新产生的空间碎片与原有空间目标接近距离

Fig. 5　Distance of closest approach between new debris and original space objects in situation 2

表 7　在情形 3 下所用空间目标间碰撞分析

Tab. 7　Closest approach between all space objects in situation 3

实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	361060041	361060085	18 153.98	1 812.5	7.56×10^{-13}	7.56×10^{-13}
2	361060072	361060105	18 153.99	501.0	1.30×10^{-4}	1.34×10^{-4}
3	361060038	361060098	18 153.98	468.1	1.59×10^{-4}	1.63×10^{-4}
4	40345	361060061	18 154.98	3 035.6	6.21×10^{-29}	6.21×10^{-29}

对于 4 次仿真实验，碰撞解体后总的空间目标间最接近时的距离按从小到大排列，如图 6 所示。

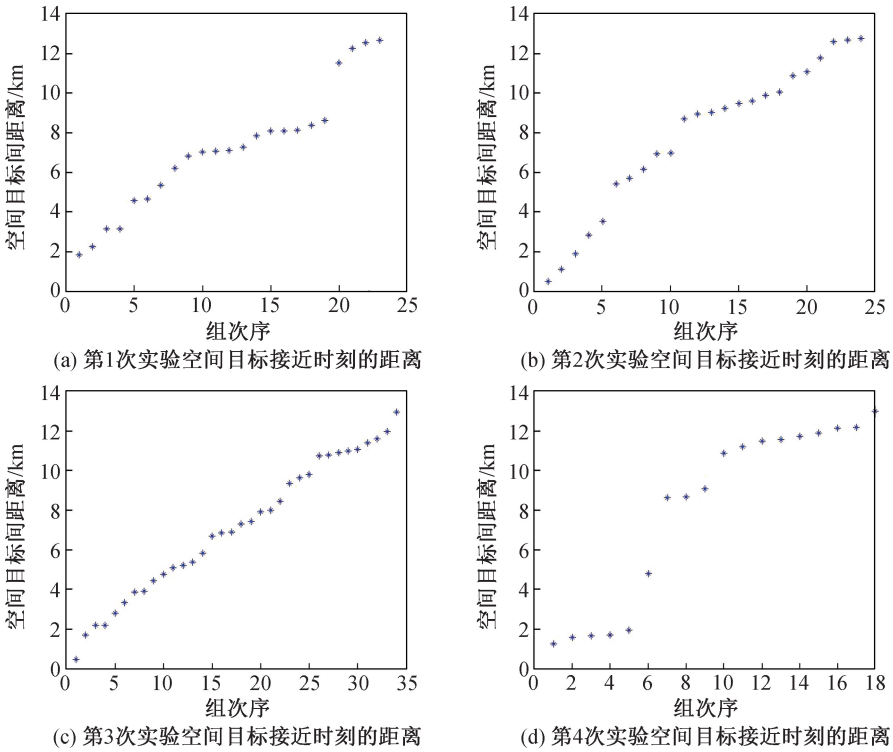
由图可见：3 d 内新产生的空间碎片与原有的空间目标分别存在 14，13，17 和 9 组小于 20 km 的接近。每次仿真实验新产生的空间碎片与原有空间目标间接近距离最小的 2 个空间目标的编号、距离最小的时刻、最小距离、碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望（所有可能发生碰撞的碰撞概率之和）见表 8，接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法。

表 8　在情形 3 下空间碎片与原有空间目标碰撞分析

Tab. 8　Closest approach between new debris and original space objects in situation 3

实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	33051	361060041	18 154.97	2 222.5	2.47×10^{-17}	2.47×10^{-17}
2	37606	361060120	18 153.99	1 893.3	1.17×10^{-13}	1.17×10^{-13}
3	33051	361060014	18 154.97	2 809.2	2.39×10^{-25}	2.39×10^{-25}
4	40345	361060061	18 154.98	3 035.6	6.21×10^{-29}	6.21×10^{-29}

对于 4 次仿真实验，碰撞解体新产生的空间碎片与原有空间目标最接近时的距离按从小到大排列，如图 7 所示。



(a) 第1次实验空间目标接近时刻的距离

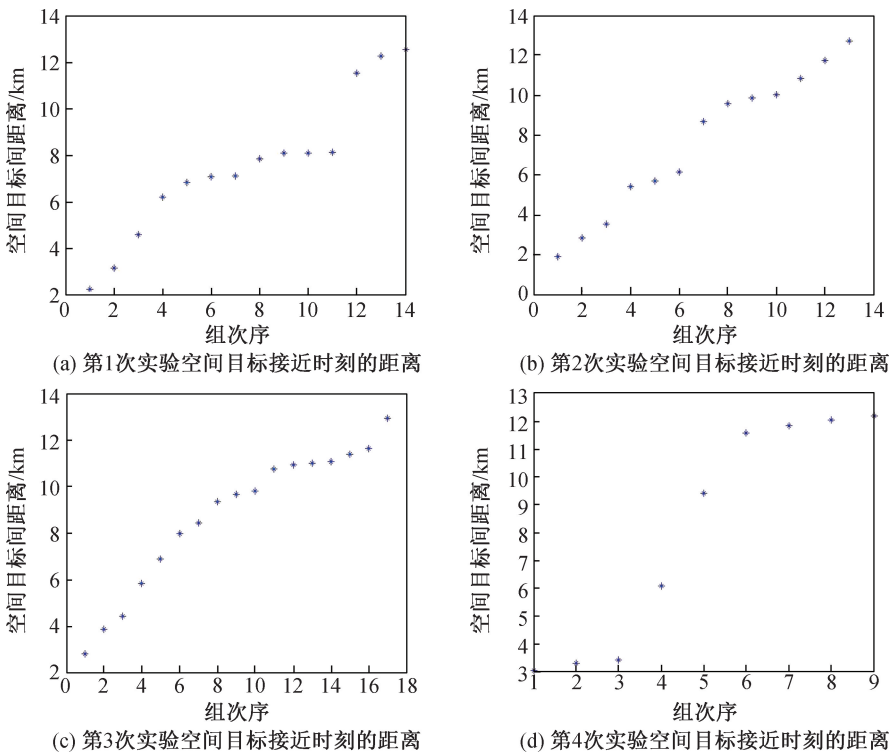
(b) 第2次实验空间目标接近时刻的距离

(c) 第3次实验空间目标接近时刻的距离

(d) 第4次实验空间目标接近时刻的距离

图 6　在情形 3 下所有空间目标间的接近距离

Fig. 6　Distance of closest approach between all space objects in situation 3



(a) 第1次实验空间目标接近时刻的距离

(b) 第2次实验空间目标接近时刻的距离

(c) 第3次实验空间目标接近时刻的距离

(d) 第4次实验空间目标接近时刻的距离

图 7　在情形 3 下新产生的空间碎片与原有空间目标的接近距离

Fig. 7　Distance of closest approach between new debris and original space objects in situation 3

当编号为 36106 的卫星与来自 GEO 区域附近的空间碎片碰撞且发生非完全解体时，4 次仿真实验显示(见图 6，7)，3 d 内分别会有 19，17，25 和 9 次空间目标间的最小距离小于 10 km，其中分别有 11，8，10 和 5 次发生在新空间碎片与原有空间目标间，分别有 8，9，15 和 4 次发生在新产生的空间碎片间。原有空间目标中无在轨正常工作的航天器。该种情形下新的空间碎片对 GEO 环境影响主要体现在新产生的空间碎片有可能发生 2 次碰撞，进而产生更多的空间小碎片。

4.2.2　情形 4

假设该卫星与运行在 GEO 区域附近的碎片发生碰撞，碰撞相对速度为 802.6 m/s，假设碎片的质量为 10 kg，碰撞发生非完全解体，对该过程进行仿真，2018 年 6 月 1 日 0 时的空间碎片轨道根数见表 4。

分析新产生的空间目标和现有空间目标组成的整体间的碰撞概率。由 4 次仿真实验可见，3 d 内分别出现 1，4，0 和 1 组距离小于 20 km 的接近。每次仿真实验接近距离最小的 2 个空间目标的编号、距离最小时的时刻、最小距离、此时的碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望(所有可能发生碰撞的碰撞概率之和)见表 9，接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法。

表 9　在情形 4 下所用空间目标间碰撞分析

Tab. 9　Closest approach between all space objects in situation 4

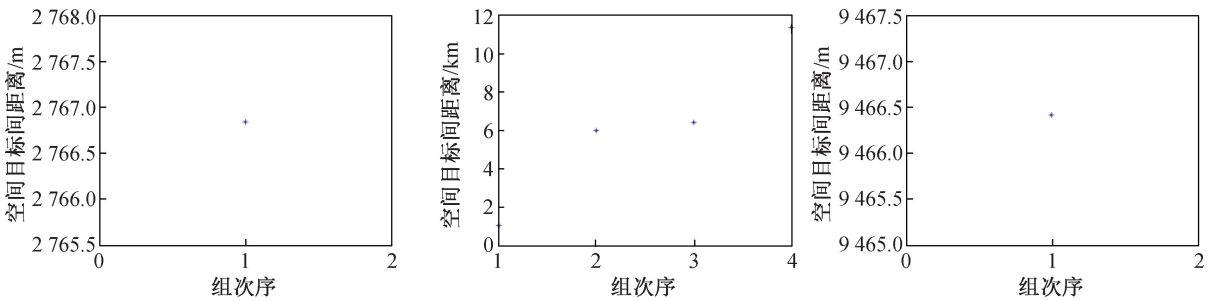
实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	39460	361060005	18 153.96	2 766.8	1.07×10^{-24}	1.07×10^{-24}
2	361060001	361060012	18 154.00	1 019.7	9.50×10^{-7}	9.50×10^{-7}
3	—	—	—	—	—	—
4	42984	361060007	18 155.91	9 466.4	3.77×10^{-247}	3.77×10^{-247}

对于 4 次仿真实验，碰撞解体后总的空间目标间最接近时的距离按从小到大排列，如图 8 所示。

由图可见：3 d 内新产生的空间碎片与原有的空间目标分别存在 1，3，0 和 1 组小于 20 km 的接近。每次仿真实验新产生的空间碎片与原有空间目标间接近距离最小的 2 个空间目标的编号、距离最小时的时刻、最小距离、此时的碰撞概率和每次实验 3 d 内碰撞次数的期望(所有可能发生碰撞的碰撞概率之和)见表 10，接近时刻的表示方法参照 TLE 中时间的记法。

对于 4 次仿真实验，碰撞解体新产生的空间碎片与原有空间目标最接近时的距离按从小到大排列，如图 9 所示。

当编号为 36106 的卫星与来自 GEO 区域附近的空间碎片碰撞，非完全解体时，4 次仿真实验显示(见图 8，9)，3 d 内分别会有 1，3，0 和 1 次空间目标间的最小距离小于 10 km，其中分别有 1，2，0 和 1 次发生在新空间碎片与原有空间目标间，分别有 0，



(a) 第1次实验空间目标接近时刻的距离　(b) 第2次实验空间目标接近时刻的距离　(c) 第4次实验空间目标接近时刻的距离

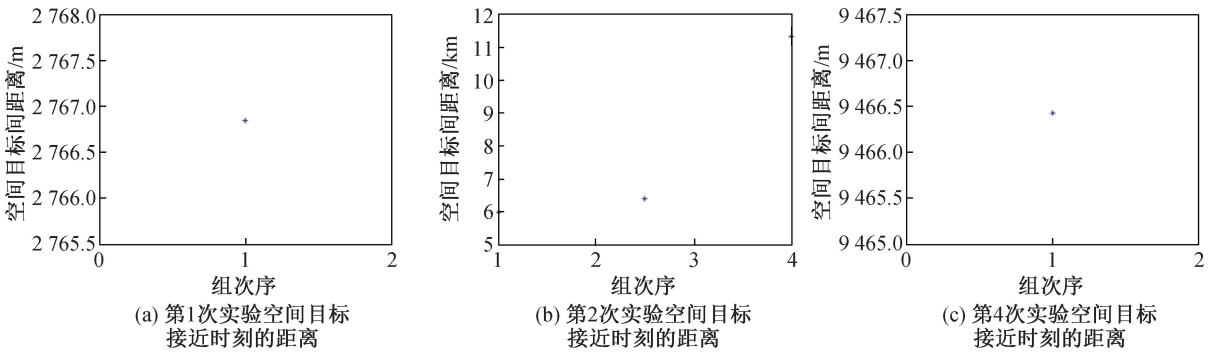
图 8　情形 4 所有空间目标间的接近距离

Fig. 8　Distance of closest approach between all space objects in situation 4

表 10 在情形 4 下空间碎片与原有空间目标碰撞分析

Tab. 10 Closest approach between new debris and original space objects in situation 4

实验序号	目标 1 编号	目标 2 编号	接近时刻	距离/m	碰撞概率	碰撞期望
1	39460	361060005	18 153.96	2 766.8	1.07×10^{-24}	1.07×10^{-24}
2	28542	361060003	18 154.15	5 997.3	1.53×10^{-101}	1.53×10^{-101}
3	—	—	—	—	—	—
4	42984	361060007	18 155.91	9 466.4	3.77×10^{-247}	3.77×10^{-247}



(a) 第1次实验空间目标接近时刻的距离 (b) 第2次实验空间目标接近时刻的距离 (c) 第4次实验空间目标接近时刻的距离

图 9 在情形 4 下新产生的空间碎片与原有空间目标接近距离

Fig. 9 Distance of closest approach between new debris and original space objects in situation 4

1,0 和 0 次发生在新产生的空间碎片间,无在轨正常工作的航天器,可见该种情形下新的空间碎片对 GEO 区域的环境影响相对较小。

5 结束语

来自“闪电”轨道的空间碎片若与 GEO 卫星发生碰撞,两者相对速度较大,则会产生大量的空间碎片。本文在完全解体情形下开展了 4 次仿真实验。仿真结果显示,新产生的空间碎片在 3 d 内会与原有空间目标平均发生 189.5 次小于 20 km 的接近,最小接近距离降低到 434.32 m。在不完全解体的情形下,4 次仿真实验结果显示,新产生的空间碎片在3 d内会与原有空间目标平均发生 131.5 次小于 20 km的接近,最小接近距离降低到 214.45 m。因此,来自“闪电”轨道的空间碎片与 GEO 卫星发生碰撞,无论是否发生完全解体,对 GEO 区域的影响都非常大。

对于来自 GEO 区域的空间碎片与 GEO 卫星发生碰撞的情形,两者相对速度较小,较大质量的空间目标与 GEO 卫星发生碰撞,才会导致卫星完全解体。在完全解体情形下,4 次仿真实验结果显示,新产生的空间碎片在 3 d 内会与原有空间目标平均发生 13.3 次小于 20 km 的接近,最小接近距离降低到 1 893.31 m。在不完全解体的情形下,由 4 次仿真实验可见,新产生的空间碎片在 3 d 内会与原有空间目标平均发生 1.3 次小于 20 km 的接近,最小接近距离降低到 2 766.84 m。GEO 区域的空间碎片与 GEO 卫星发生碰撞,当发生完全解体时,对 GEO 区域影响较大,当发生非完全解体时,对 GEO 区域影响相对较小。本文给出了 GEO 卫星碰撞碎片短期风险分析的方法,解决了 GEO 区域空间目标碰撞短期无地面观测数据的问题。下一步将建立专用于 GEO 区域空间目标的长期轨道预报半解析模型,改进 DAMAGE,LEGEND 模型中“Cube”(立方体)碰撞概率计算模型在描述空间目标运动特性方面的不足,分析空间碎片与航天器发生碰撞后空间环境的长期状况。

参考文献

[1] 李怡勇,李智,沈怀荣. 地球静止轨道卫星撞击解体的数值模拟[J]. 上海航天,2011,28(4):47-72.

[2] LEWIS H G, SWINERD G, WILLIAMS N, et al. Damage: a dedicated geo debris model framework [C]// Proceedings of the 3rd European Conference on Space Debris. 2001: 373-378.

[3] MARTIN C, WALKER R, KLINKRAD H. The sensitivity of the ESA DELTA model[J]. Space Deb-

ris，2004，34(5)：969-974.

[4] LIOU J C，HALL D，KRISKO P，et al. Legend：a three-dimensional LEO-to-GEO debris evolutionary model[J]. Space Debris，2004，34(5)：981-986.

[5] DOLADO J C，PEREZ R，COSTANZO D，et al. Introducing MEDEE：a new orbital debris evolutionary model[C]// 6th European Conference on Space Debris. 2013：978-984.

[6] RADTKE J，STOLL E. Comparing long-term projections of the space debris environment to real world data-looking back to 1990[J]. Acta Astronautic，2016，127：482-490

[7] 刘付成，朱东方，黄静. 空间飞行器动力学与控制研究综述[J]. 上海航天，2017，34(2)：1-29.

[8] 王若璞. 空间碎片环境模型研究[D]. 郑州：信息工程大学，2010.

[9] KESSLER D J. Collision frequency of artificial satellites：the creation of a debris belt[J]. Journal of Geophysical Research，1978，6：2637-2646.

[10] 王东方. 空间碎片环境预测算法研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2014.

[11] 白显宗，陈磊，唐国金. 基于显式表达式的空间目标最大碰撞概率分析[J]. 宇航学报，2010，31(3)：880-887.

[12] 白显宗. 空间目标碰撞预警中的碰撞概率问题研究[D]. 长沙：国防科学技术大学，2008.

[13] 霍俞蓉，李智，韩蕾. 基于拉普拉斯变换的空间目标碰撞概率计算方法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(4)：810-819.

[14] WANG D F，PANG B J，XIAO W K，et al. GEO objects spatial density and collision probability in the earth-centered earth-fixed(ECEF) coordinate system [J]. Acta Astronautica，2016，118：218-223.

[15] 黄铎，陈兰平，王风. 数值分析[M]. 北京：科学出版社，2000：200-222.

[16] 封建湖，车刚明，聂玉峰. 数值分析原理[M]. 北京：科学出版社，2001：209-213.

[17] 陈磊，白显宗，梁彦刚. 空间目标轨道数据应用：碰撞预警与态势分析[M]. 北京：国防工业出版社，2015：99-100.

[18] 周新耀，陶勇鹏，曾亮，等. 空间轨道交会非线性优化方法研究[J]. 上海航天，2018，35(1)：54-58.

[19] DAVID A. Fundamentals of astrodynamics and application[M]. 2nd ed. EI Segundo：Microcosm Press，2004：20-25.

[20] HOST F R，ROEHRICH R L. Space track report No.3：models for propagation of norad element sets [R]. Peterson：Aerospace Defense Command，United States Air Force，1980：1-79.

[21] 李彬. 空间碎片快速精密轨道确定与预报若干关键问题研究[D]. 武汉：武汉大学，2017.

[22] 贺波勇，顾绍景，黄海兵，等. 中秋节载人登月任务窗口与转移轨道设计研究[J]. 上海航天，2017，34(5)：9-15.

[23] CHAN K. Collision probability analysis for earth orbiting satellites[J]. Space Cooperation into the 21st Century，1997，14(6)：1033-1048.

[24] CHAN F K. Spacecraft collision probability[M]. El Segundo，CA：Aerospace Press，2008：34-56.

[25] 齐跃，李怡勇，来嘉哲. 航天器碰撞解体模型分析比较[J]. 兵工自动化，2018，37(2)：74-77.

（本文编辑：应振华）