地球同步轨道卫星结构爆炸解体碎片的轨道仿真

周宵灯[1]，崔村燕[2]，赵蓓蕾[1]，詹　翔[1]，王　岩[1]
（1. 航天工程大学 研究生管理大队，北京 101416；2. 航天工程大学 宇航技术系，北京 101416）

摘　要：为快速确定与预报卫星在轨爆炸解体产生的大量空间碎片的轨道，提出了一种基于 ANSYS/AUTODYN、MATLAB、STK 等多软件平台联合仿真分析卫星结构爆炸解体碎片运行轨道的方法。利用 ANSYS/AUTODYN对典型薄壁圆柱模拟地球同步轨道卫星结构进行爆炸数值分析，得到碎片的数量、质量分布和速度特性信息。再利用 MATLAB 软件对卫星爆炸仿真得到的碎片参数进行处理，将处理后的数据导入到 STK 软件的通用摄动 SGP4 模型中，得出卫星爆炸碎片的早期轨道数据。最后对爆炸碎片的轨道分布、速度增量、轨道演化等进行分析。结果表明：该方法能满足大量爆炸碎片的轨道仿真要求，能有效提高碎片轨道信息转换效率，对目前难以跟踪的 cm 级以下碎片，也能提供相应的初始轨道数据，使用方便，通用性好。研究结果可为快速捕获卫星爆炸碎片，及时规避航天器碰撞风险提供参考。

关键词：SGP4 模型；ANSYS/AUTODYN 软件；卫星爆炸；空间碎片；轨道仿真
中图分类号：V474；TP391.9　　**文献标志码**：A　　**DOI**：10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.05.014

Geosynchronous Orbit Simulation of Satellite Structure Exploding Debris

ZHOU Xiaodeng[1], CUI Cunyan[2], ZHAO Beilei[1], ZHAN Xiang[1], WANG Yan[1]
(1. Graduate Student Brigade, Astronautics Engineering University, Beijing 101416, China;
2. Department of Astronautics, Astronautics Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: In order to fast determine and predict the orbit of the large amount of space debris generated by satellite's on-orbit explosion and disintegration, a method based on the joint simulation analysis of multi-software platforms such as ANSYS/AUTODYN, MATLAB, and STK for simulating the debris orbit of the satellite structure is proposed. Firstly, ANSYS/AUTODYN is used to numerically analyze the explosion of a typical thin-walled cylindrical analog satellite structure. The number, mass distribution and velocity characteristics of space debris are obtained. Then debris parameters obtained from the satellite explosion simulation are imported into the STK software after being processed by MATLAB. The SPG4 perturbation model is applied to obtain early orbit data of satellite explosion debris. Finally, the orbital distribution, velocity increment and orbital evolution of the explosion debris are analyzed. The results show that this method can meet the requirements of the orbit simulation of dealing with a large number of explosion debris, effectively improving the efficiency of debris orbit information conversion. It can also provide corresponding initial orbit data for the sub-centimeter-level fragments which are difficult to track at present. It is easy to be used and has good versatility. The research results can provide a reference for the rapid capture of satellite debris and the collision avoidance of the spacecraft in a timely manner.

Keywords: SGP4 model; ANSYS/AUTODYN software; satellite explosion; space debris; orbit simulation

0　引言

当前，空间碎片已成为全球共同面临的空间环境污染问题。为加强空间碎片管理，美国航空航天局（NASA）依据空间监视网（SSN）的观测数据和轨道测量结果对碎片进行编目，并形成与之配套的“两行轨道根数”（TLE）数据。但美国 SSN 所用的雷达

收稿日期：2018-03-15；**修回日期**：2018-04-19
作者简介：周宵灯（1994—），男，硕士研究生，主要研究方向为航天发射总体理论与技术。

和望远镜的观测能力有限，在低轨(LEO)范围内可观测和编目的空间目标的最小尺寸约为 10 cm，在地球静止轨道(GEO)上约为 1 m。此外，尽管国外已建立了 EVOLVE、ORDEM、MASTER[1-5]等多种空间碎片环境模型，但建模的数据主要源于 SSN 编目、雷达探测、望远镜观测、航天器回收表面分析等 10 类探测数据，缺乏 cm 级碎片的直接探测数据，只能通过 μm 级(由长期暴轨装置 LDEF 获得)和 cm 级以上碎片数据插值获得[6]。国内尚无公开的具有国际影响力的空间碎片环境模型，相关研究基本围绕碎片探测、空间目标碰撞、轨道优化等方面展开[7-10]。

卫星爆炸解体产生的碎片一直是尺寸从几毫米至几分米的空间碎片的主要来源，这一尺寸范围内的碎片包括直径为 1～10 cm 的特别危险的碎片，现有的在轨技术无法对其进行防御，监视网也无法跟踪。因此，开展对卫星爆炸碎片轨道的研究，快速掌握爆炸碎片轨道分布特性，特别是难以探测的 cm 级碎片的运行轨迹极具现实意义。

本文基于 ANSYS/AUTODYN 软件对模拟卫星结构进行爆炸数值仿真，将仿真得到的碎片参数作为初始数据，利用 MATLAB 将大量数据导入 STK 的 SGP4 模型中，得到所有碎片的轨道信息，并从碎片的轨道分布、速度增量、轨道演化、寿命估计等方面展开分析，以期为快速捕获卫星爆炸碎片，及时规避航天器碰撞提供参考。

1 卫星爆炸仿真

真实卫星形式多样，结构复杂，爆炸解体过程和碎片分布特性受诸多因素影响。为简化分析计算过程，本文以在轨柱形卫星为研究对象。根据能量守恒定律，将卫星推进剂等效为 TNT 炸药，推进剂液态肼爆炸的 TNT 当量系数 Y 为 0.93[11]，转化后的 TNT 炸药质量为 164 g；根据结构强度等效方法将卫星壳体等效为厚度为 3 mm，壳体尺寸 Φ 为 100 mm×150 mm，壳体材料为铝合金的薄壳圆柱；选取位于圆柱中心线上距离端面 10 mm 处的卫星推进剂的质心为炸点。

AUTODYN 是一个显式有限元分析程序，由 ANSYS 子公司研发，在国际军工市场占比超过 80%，为爆炸的应用案例求解提供了更高的精确度[12]。本文采用 AUTODYN 15.0 进行数值仿真，数值模型由 TNT 炸药和铝合金壳体 2 部分组成，在对爆炸碎片形成过程进行模拟时采用 SPH 算法，选择粒子间距为 1 mm。

柱形卫星因内部推进剂爆炸而膨胀与破碎的过程如图 1 所示。卫星爆炸仿真最终生成了 533 块质量大于 10 mg 的碎片，其中质量小于 100 mg 的碎片占大部分，具体分布如图 2 所示。

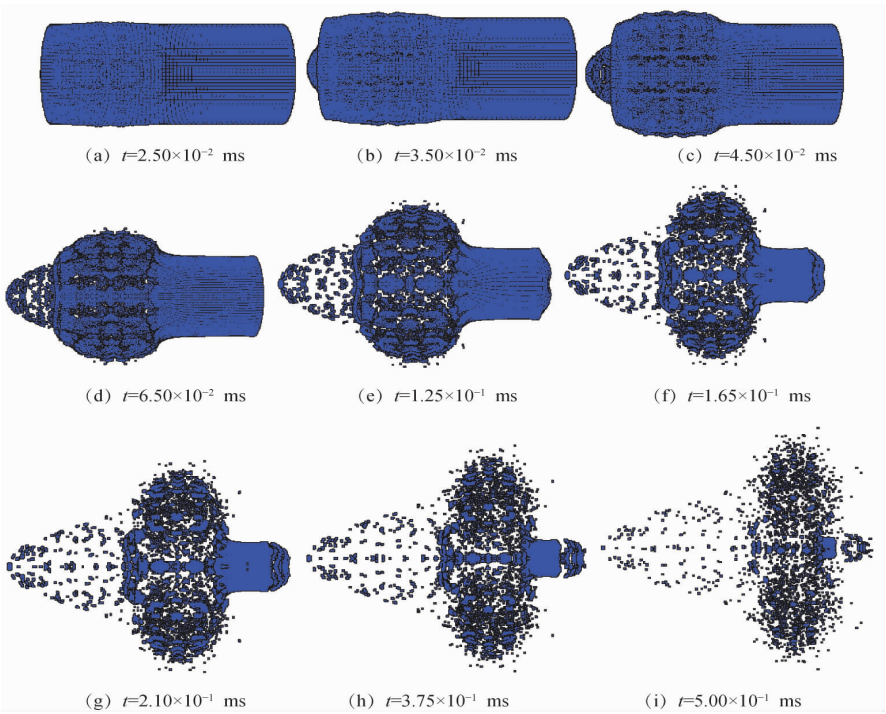


图 1 卫星壳体膨胀与破碎过程

Fig. 1 Expansion and fragmentation of satellite shell

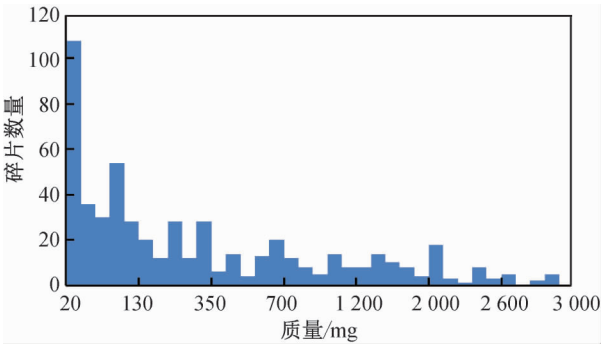


图 2　碎片质量分布

Fig. 2　Mass distribution of debris

2　碎片轨道仿真

SGP4 模型是在美国广泛使用的标准外推模型，与 TLE 一起使用。它考虑了由地球非球形引起的长期和周期变化、日月引力、引力场共振效应，但并未充分考虑大气阻力、太阳风等空间环境因素，只是简单地使用一个阻力模型来计算产生的轨道衰变，导致计算结果精度不高，在进行轨道演化和寿命分析时，只能用作大致参考。SGP4 模型为解析模型，优点是计算速度快，本文选择该模型的目的是在第一时间获得爆炸碎片的轨道概况。SGP4 模型是一种高效率的通用算法，但只有当输入为 TLE 轨道参数时，计算结果才有效。TLE 文件由美国战略空间司令部开发，是以 SGP4 模型对空间目标进行轨道预报的数据文件格式，文献[13]对其格式进行了详细说明。

本文以地球同步轨道卫星的爆炸仿真数据作为爆炸碎片的初始参数，其中包括碎片位置、速度等关键信息。AUTODYN 软件可输出碎片在 x、y、z 方向上的速度值，通过与地面爆炸破片速度计算公式（即 Gurney 公式）进行对比可验证仿真结果的准确性。相比于碎片与地球之间的距离，爆炸能量使碎片产生的初始位移可忽略不计。通过假设碎片的初始位置不变，确定碎片的直角坐标，再通过公式将坐标转化为轨道六要素，得到碎片的初始 TLE 轨道参数。整个分析过程如图 3 所示。首先利用拉格朗日法对某简化柱形卫星进行爆炸仿真，通过后处理得到卫星爆炸后碎片的初始位置和速度参数，然后通过与经验公式作对比验证爆炸仿真的准确性，如果仿真结果与理论计算相一致，则继续下一步，否则重新设置参数进行卫星爆炸仿真。通过 MATLAB 编程，将爆炸碎片初始位置和速度参数转化为 TLE 数据文件格式，将其作为输入导入 SGP4 模型，得到该卫星爆炸后碎片的初始轨道。

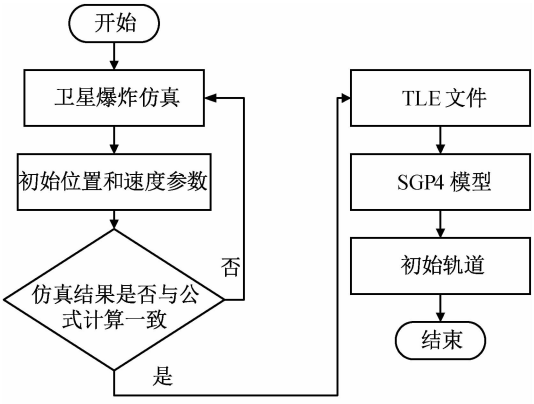


图 3　卫星爆炸碎片分析流程

Fig. 3　Analysis process of satellite explosion debris

2.1　爆炸碎片轨道分布

将 TLE 文件导入到 SGP4 模型后得到的碎片轨道分布情况如图 4 所示。其中：红色线条为目前正在运行的 GPS 导航卫星的轨道，黑色线条为爆炸碎片的运行轨道。在卫星和碎片运动轨道参数已知的条件下，借助 STK 软件，就可实现实时的轨道预警。在可能发生碰撞的位置，卫星采取轨道机动的方式，避免与碎片发生碰撞。

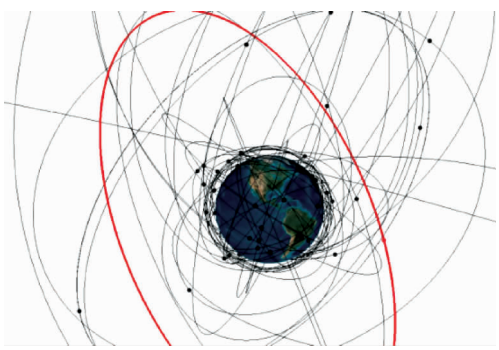


图 4　碎片轨道分布图

Fig. 4　Debris orbit distribution

为进一步分析爆炸碎片的轨道分布情况，选取爆炸碎片中的 4 个典型单元进行模拟研究。因爆炸能量使碎片产生的初始位移可忽略不计，故碎片的位置参数可选用卫星发生爆炸时的位置（42 154.8，−982.731，0），单位为 km。卫星和各碎片单元在该位置的速度参数见表 1。

表 1 卫星和各单元速度参数

Tab. 1 Velocity parameters of satellite and each unit

速度	$\dot{x}$/(km·s^{-1})	$\dot{y}$/(km·s^{-1})	$\dot{z}$/(km·s^{-1})
卫星	0.071 66	3.073 75	0
单元 A	−0.254 39	1.653 81	−0.029 55
单元 B	0.024 78	2.561 47	0
单元 C	1.005 27	3.269 34	0.335 48
单元 D	0.957 47	4.366 21	−0.001 52

将经转化后的数据代入模型，得到卫星与各单元的运行轨道，如图 5 所示。结合轨道仿真结果和力学分析，可将爆炸产生的碎片运行轨迹分为 4 种类型：当碎片速度小于卫星运行速度且小于某一临界值 V_1 时，碎片就会像 A 单元一样落入大气层，不会变成太空垃圾污染空间环境；当碎片速度小于卫星速度但大于临界值 V_1 时，碎片的运行轨迹如 B 单元，碎片绕着地球做椭圆运动，但运行范围小于原来卫星的范围；当碎片速度大于卫星运行速度且大于某一临界值 V_2 时，碎片就会像 D 单元一样脱离地球引力飞向更远的地方；当碎片速度大于卫星运行速度且小于某一临界值 V_2 时，碎片的运行轨迹如 C 单元，碎片绕着地球做椭圆运动，但运行范围大于原来卫星的范围。

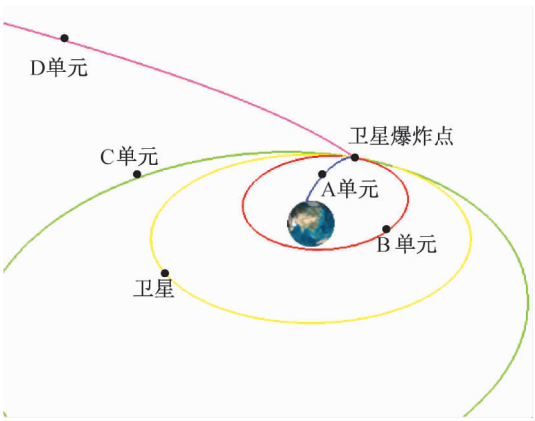


图 5 卫星与各单元运行轨道

Fig. 5 Orbits of satellite and each unit

通过活力公式可求得临界值 V_1 和 V_2 的理论值，将其与仿真结果进行对比，对比结果见表 2。

由表可见，数值仿真与经验估算的结果非常接近，其相对误差在允许范围之内。数值仿真结果之所以略大于公式推导结果，是因为在公式推导中，未考虑轨道摄动力的影响。

表 2 临界值 V_1、V_2 数值仿真与公式推导结果对照

Tab. 2 Result contrast of critical value V_1 and V_2

临界速度	V_1/(km·s^{-1})	V_2/(km·s^{-1})
数值仿真	1.612	4.421
公式推导	1.584	4.357
相对误差	0.018	0.015

2.2 爆炸碎片速度增量分析

卫星发生爆炸时，爆炸冲量使碎片获得的速度增量为 Δv，碎片速度的改变引起了轨道根数的变化。爆炸碎片的轨道根数变化与速度增量的关系为

$$\begin{cases}\Delta a=\dfrac{2a^2[e\sin f\Delta v_x+(1+e\cos f)\Delta v_y]}{\sqrt{\mu p}}\\ \Delta e=\dfrac{r[\sin f(1+e\cos f)\Delta v_x+(2\cos f+e+e\cos^2 f)\Delta v_y]}{\sqrt{\mu p}}\\ \Delta\omega=\dfrac{r[-\cos f(1+e\cos f)\Delta v_x+\sin f(2+e\cos f)\Delta v_y]}{e\sqrt{\mu p}}-\\ \qquad\cos i\Delta\Omega\\ \Delta\Omega=\dfrac{r\sin u\Delta v_z}{\sin i\sqrt{\mu p}}\\ \Delta i=\dfrac{r\cos u\Delta v_z}{\sqrt{\mu p}}\\ \Delta M=\dfrac{(p\cos f-2re)\Delta v_x-(p+r)\sin f\Delta v_y}{e\sqrt{\mu a}}+\sqrt{\dfrac{\mu}{a^3}}\end{cases}$$

式中：Δv_x、Δv_y、Δv_z 为轨道坐标系 O-xyz 各轴上的速度增量；Δa、Δe、$\Delta\omega$、$\Delta\Omega$、Δi、ΔM 为轨道根数的变化，其中，a 为半长轴，e 为偏心率，ω 为近地点幅角，Ω 为升交点赤经，i 为轨道倾角，M 为平近地点角；$\mu=3.986\ 005\times10^{14}$ m^3/s^2，为地球引力常数；$r=(x^2+y^2+z^2)^{1/2}$，为卫星到地心的距离；$u=1/r$；p 为近地点。由上式可知，爆炸碎片的速度增量 Δv_x 和 Δv_y 决定了平近地点角、偏心率和半长轴的变化，而 Δv_z 则决定了升交点赤经和轨道倾角的变化。

以卫星爆炸仿真得到的碎片参数为依据，分析爆炸碎片在 x、y、z 三个方向上的速度增量，结果如图 6 所示。由图可知，在 x 方向上的速度增量分布范围为 −200～300 m/s，其中在 −25～25 m/s之间碎片分布最为集中，爆炸碎片在 x 方向上的速度增量均值为 7.9 m/s，y 方向上的速度增量均值为9.2 m/s，z 方向上的速度增量均值为 −9.6 m/s。

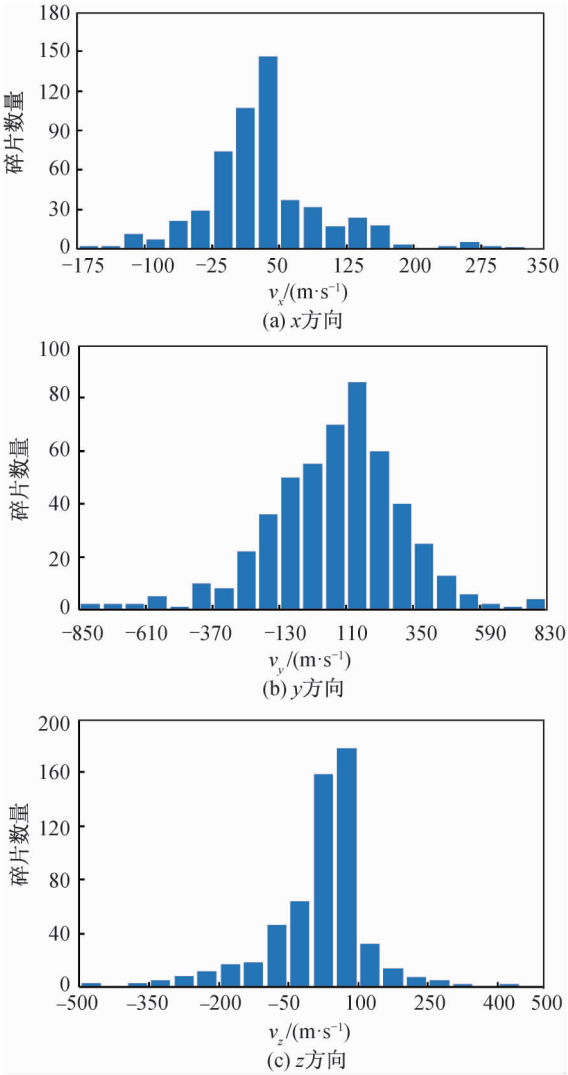


图 6　爆炸碎片在 x，y，z 三个方向上的速度增量频次分布

Fig. 6　Velocity increment frequency distribution of explosion debris in three directions of x, y and z

2.3　爆炸碎片轨道演化

轨道演化是一个动态过程，想要清楚地看到轨道的变化情况，需要一个较大的时间差。图 7 是将 STK 中的场景时长从原来的 1 个月，增加到 3 年后的 B 单元的轨道情况。由图可见，B 单元的运行轨迹并非是一条线，而是一个区域，这是因为随着运行时间的增加，原来的计算模型的误差将会不断积累，轨道会发生很大变化。

3　结束语

本文利用 MATLAB 将 AUTODYN 爆炸仿真软件与航天分析软件 STK 联系到一起。仿真结果表明：SGP4 模型运算速度快，满足大量爆炸碎片的轨道仿真的要求。通过应用轨道动力学和天体力学的相关知识分析碎片受力情况，可以发现，摄动分析的精度严重受到摄动力模型的影响，而不同仿真模型采用的内部摄动力模型也各不相同。因此，从理论与仿真两方面进行分析验证极为必要。本文对爆炸碎片的运行轨道进行了分类。在具体分析碎片运行对航天器的危害时，可去除落入大气层和飞入僵尸轨道的碎片，以减少任务量，提高计算效率；可对碎片进行威胁评估、跟踪和编目。

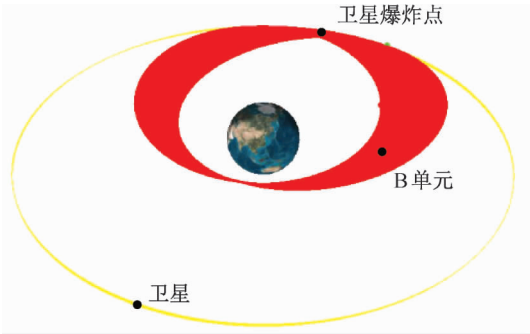


图 7　B 单元运行轨道

Fig. 7　Operating orbit of unit B

如何快速确定与预报卫星在轨爆炸解体产生的大量空间碎片，以提供及时的空间碰撞预警是目前空间态势感知的一个重要研究方向。本文提出的方法受 SGP4 模型限制，对摄动力模型进行了简化，未充分考虑高低温、太阳风等空间环境的影响，导致仿真结果精度不够。后续研究可从模型本身出发，进一步考虑空间环境因素，应用更精确的大气密度模型，利用地面观测数据对分析轨道进行修正，以提高计算精度。

参考文献

[1] JOHNSON N L, WHITLOCK D O, ANZ-MEADOR P, et al. History of on-orbit satellite fragmentations [R]. 12th ed. JSC29517, 2001.

[2] JOHNSON N L, STANSBERY E, WHITLOCK D O, et al. History of on-orbit satellite fragmentations [R]. 14th ed. NASA/TM, 2008-214779, 2008.

[3] MATNEY M. NASA's new engineering model ORDEM2008[J]. Orbital Debris Quarterly News, 2008, 12(2): 5-8.

[4] JOHNSON N L, KRISKO P H, LIOU J C, et al. NASA's new breakup model of evolve 4.0[J]. Advances in Space Research, 2001, 28(9): 1377-1384.

[5] BENDISCH J, BUNTE K, KLINKRAD H, et al.

The MASTER-2001 model[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 959-968.

[6] 都亨, 张文祥, 庞宝君, 等. 空间碎片[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007: 73.

[7] 白显宗. 空间目标碰撞预警中的碰撞概率问题研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.

[8] 刘晓东. 基于探测数据获取空间碎片轨道参数方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.

[9] 庞宝君, 许可. 空间碎片数据形式及轨道演化算法[J]. 上海航天, 2011, 28(1): 50-55.

[10] 付兆萍. 卫星轨道运动方程数值算法研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2006.

[11] JULIEN H L, WOODS S S, RATHGEEBER K, et al. Explosive events initiated by pyrovalves[R]. AIAA, 99-2309, 1999.

[12] 石少卿, 汪敏, 孙波, 等. AUTODYN 工程动力分析及应用实例[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2012: 40.

[13] 张雅声, 樊鹏山, 刘海洋, 等. 掌握和精通卫星工具箱 STK[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 216.

(本文编辑:李栋飏)