

空间碎片环境与碰撞预警仿真系统设计^{*}

马志昊 陈 磊 周伯昭

(国防科学技术大学航天与材料工程学院 长沙 410073)

摘 要 在轨编目航天器数目已超过了 9000, 为了保证航天任务的顺利完成, 必须对可能威胁到任务轨道的空间目标进行分析. 文章首先对两行轨道根数和 SGP4/SDP4 轨道预报模型进行了分析, 在此基础上建立了空间目标数据库及空间碎片环境与碰撞预警仿真和数据可视化系统.

关键词 空间环境; 数据库; 碰撞预警; 可视化; SGP4/SDP4

中图法分类号 V 528

Design of Orbit Debris Environment and Collision Alert System

MA Zhihao CHEN Lei ZHOU Bozhao

(National University of Defense Technology, Changsha 410073)

Abstract Since the number of targets near the earth orbit has already been beyond 9000, it is necessary and much important to analyze targets near the mission orbit to bring the mission to access both before the launch and during the orbital mission. NORAD maintains general element perturbation element sets (Two-Line Element Sets, TLEs) on all resident space objects. In turn, these element sets are provided to users. These element sets are periodically refined so as to maintain a reasonable prediction capability on all space objects. At the same time, NORAD developed a set of models named SGP/SDP series as models for propagation of NORAD element sets. Five mathematical models for prediction of satellite position and velocity are available. And the NORAD element sets are currently generated with either SGP4 or SDP4 depending on whether the satellite is near-Earth or deep-space. These two models, SGP4 for “near-earth” objects and SDP4 for “deep space” objects, are widely used in satellite tracking software and can produce very accurate results when used with current NORAD two-line element datum. A brief review is taken at these element sets and propagation models first. Then through the precision analysis, it is believed that using SGP4/SDP4 models for taking quick collision alert among space targets is suitable. Based on this conclusion, an orbit debris environment and collision alert system was designed. In this system, targets and the corresponding TLEs are saved in a database based on MS SQL Server, and the data visual is realized by OpenGL. The orbit propagation models being used is SGP4/SDP4 since this model is the generator of current TLEs and will be supported in the future.

Key words Space environment, Collision alert, Visual simulation, SGP4/SDP4

^{*} 国家 863-703 计划项目资助

2004-10-22 收到原稿, 2005-05-08 收到修定稿

1 引言

微流星和空间碎片是任何使命航天器的公认威胁, 其超高速撞击能够导致航天器严重的损伤和灾难性失效; 同时随着太空军事化的演变, 在轨航天器受到动能武器攻击的可能性也不断增大, 航天器受到高速、超高速碰撞后发生破裂所产生的碎片云, 将对其他在轨航天器产生影响。空间碎片已引起世界各国的重视, 1994 年联合国大会通过决议, 批准联合国和平利用外层空间委员会将空间碎片作为优先内容列入外空委员会科学技术小组委员会每年例行的议程。

美国空间司令部 (USSPACECOM) 每天对轨道物体进行跟踪测量并记录在册, NASA、ESA 的专家在对碎片和其他人工微粒观测数据 (光学/雷达观测, LDEF 长期暴露装置表面分析, 航天飞机及其他返回航天器表面分析数据等) 进行详细分析的基础上, 分别建立了复杂的空间碎片及其他人工微粒环境长期演变模型 (NASA 的 EVOLVE, ESA 的 CHAIN), 同时根据工程实际需要, 又各自开发了简化的空间碎片环境分析软件, 为工程设计提供参考数据。俄罗斯空间局开发的半分析性随机模型 Nazarenko 同样为工程模型, 可给出低地球轨道上的空间碎片和其他人工微粒的通量分布和速度分布规律。这些研究主要集中在近地轨道空间。日本 NASDA 对地球同步轨道、同步转移轨道、准地球同步轨道碎片环境的研究给予了特别的关注, 处于领先地位。

国内目前的空间碎片研究主要服务于航天器在轨防护研究, 空间目标数据库的研制也已经起步, 数据来源包括多方面: IADC 的 CDB, NASA 的 TLE 等, 目前的数据库集中反映了 25 000 多个空间目标的信息, 这些信息包括目标名称、国际编号、NASA 编号、入轨日期、发射国、运载工具、发射场、目标质量、目标尺寸、雷达截面积、任务说明、完整的轨道参数等。

目前实际采用的防护措施能够抵御直径小于 1 cm, 质量小于 1.46 g 的空间碎片。对于直径大于 10 cm 的大碎片, 防护措施已经不起作用, 必须实施轨道机动进行规避。这就提出了建立空间碎片动态

编目数据库和碰撞预警模型, 及时的提供碰撞预警信息, 指引在轨航天器进行轨道机动。

2 空间目标轨道预报与碰撞预警

目前轨道预报模型有很多种, 基于数值积分的高精度轨道预报是其中精度最高的一种, 在积分模型中可以方便地引入各类实时观测的环境参数, 提高计算精度。但这种方法模型复杂, 计算时需要很多已知参数, 不利于信息发布与大范围使用。同时由于空间目标碰撞问题本身的概率性, 在进行检测时使用数值积分只会给计算带来复杂性, 导致预报时间的滞后, 不会提高预报的准确度。

2.1 两行轨道根数 (TLE) 和空间目标轨道预测模型 (SGP4/SDP4)

NORAD 开发了用于传输开普勒根数的两行轨道根数 (Two-Line Element Set, TLEs), USSPACECOM 计算了绝大多数公开的 TLEs, 由 Goddard 空间飞行中心 (Goddard Space Flight Center, GSFC) 发布^{*}。USSPACECOM 的 Simplified General Perturbation (SGP) 或者 SGP Version 4 (SGP4)/Simplified Deep-space Perturbation (SDP4) 轨道衍生器是使用 TLEs 的解析模型, 可以获得较精确的轨道预测。

TLEs 考虑了地球非球形摄动、日月引力的长期和周期摄动影响, 以及大气阻力模型产生的引力共振和轨道衰退。TLEs 是平均根数, 它用特定的方法去掉了周期扰动项, 预测模型必须使用相同的方法重构这些扰动项。因此 TLEs 并不适合于所有的解析解模型, 为了获得更高的预测精度, 应该采用 1980 年 12 月 NORAD 公布的轨道预测模型^[2]。

NORAD 将空间目标按周期分为近地 (near-Earth, 周期小于 225 min) 和深空 (deep-space, 周期大于或等于 225 min) 两类, USSPACECOM 的轨道预报模型也相应地分为近地或深空模型。

2.1.1 TLE 使用的空间坐标系

TLE 使用的是平春分点、真赤道坐标系 (TEMED), 它与 J2000 (EME2000) 坐标系之间的转换关系为

^{*}2005 年 3 月 14 日以前的数据可以通过 AGI 官方网站 (www.agi.com) 取得, 其数据来源于 NASA Orbital Information Group (OIG)。2005 年 3 月 31 日 OIG 关闭, 两行轨道根数数据信息改由 Space-Track (www.space-track.org) 对授权用户发布, AGI 也不再提供该数据

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{TEMED}} = M \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{EME2000}},$$

$$M = M_3^{-1}(\Delta\psi \cos \varepsilon) M_1(-\bar{\varepsilon} - \Delta\varepsilon) M_3(-\Delta\psi) \cdot \\ M_1(\bar{\varepsilon}) M_3(-Z_A) M_2(-\theta_A) M_3(-\zeta_A).$$

其中, Z_A, θ_A, ζ_A 为岁差参数, 表达式为

$$\begin{cases} \zeta_A = 2306.2181T + 0.30188T^2 + 0.017998T^3, \\ \theta_A = 2004.3109T - 0.42665T^2 - 0.041833T^3, \\ Z_A = 2306.2181T + 1.09468T^2 + 0.018203T^3. \end{cases}$$

T 为从标准历元 t_0 至观测历元 t 的儒略 (Julian) 世纪数

$$T = \frac{JD(t) - JD(J2000.0)}{36525.0},$$

$JD(t)$ 为观测历元 t (TDB 时刻) 的儒略日

$$JD(J2000.0) = 2451545.0.$$

ε 为黄赤交角, $\bar{\varepsilon} = \varepsilon - \Delta\varepsilon$ 为平黄赤交角, $\Delta\varepsilon$ 为交角章动, $\Delta\psi$ 为黄经章动.

$$\bar{\varepsilon} = 84381.488 - 46.8150T - \\ 0.00059T^2 + 0.001813T^3.$$

其中, 角度单位为秒.

章动量取自 IAU1980 章动序列, 该序列给出的黄经章动 $\Delta\psi$ 和交角章动 $\Delta\varepsilon$ 的计算公式, 包括周期从 4.7 天到 6798.4 天 (18.6 年) 的振幅大于 0.0001 的共 106 项, 其形式为

$$\begin{cases} \Delta\psi = \sum_{j=1}^{106} (A_{0j} + A_{1j}T) \sin \left(\sum_{i=1}^5 k_{ji} \alpha_i(T) \right), \\ \Delta\varepsilon = \sum_{j=1}^{106} (B_{0j} + B_{1j}T) \sin \left(\sum_{i=1}^5 k_{ji} \alpha_i(T) \right). \end{cases}$$

2.1.2 USSPACECOM 轨道预报模型执行效率

NORAD 于 1980 年公布了 USSPACECOM 轨道预报模型 FORTRAN IV 的测试结果^[2] (见表 1), 测试平台为 Honeywell-6000 系列计算机, 其处理速度为 1 MIPS, 每个 36 位单精度浮点数提供 8 位有效数字的精度.

表 1 USSPACECOM 模型执行效率比较
Table 1 Implementation of
USSPACECOM models

模型	使用内核 (字)	每次调用的 CPU 时间 (ms)	
		初始化	执行
SGP	541	0.8	2.7
SGP4	1041	1.9	2.5
SDP4	3095	5.1	3.6
SGP8	1601	1.8	2.2
SDP8	3149	5.4	3.2

测试结果显示, SGP 内核程序小, 初始化速度快; SGP8 的内核程序比 SGP4 大得多, 但初始化和预测的速度比 SGP4 快; SDP8 的内核程序与 SDP4 相当, 初始化速度慢但预测速度快. 可见, SGP 模型过于简单, 精度较低. 单就速度而言, SGP8/SDP8 是理想的选择, 而目前 SGP4/SDP4 是应用的主流, NORAD 公布的 TLEs 更新针对的就是 SGP4/SDP4.

2.1.3 SGP4/SDP4 和 SGP8/SDP8 的精度

通过使用 SGP4/SDP4 和 SGP8/SDP8 与精密轨道计算结果的对比分析, 可以得出以下结论 (计算时间 7 天, 步长 60s)^[5].

①对于 500 km 以下的低轨目标, 地球非球形摄动和大气阻力影响很大, 解析解模型在运算速度上的提高是以地球引力场模型和地球模型的简化得到, 因此偏差比较大. SGP4 模型的计算结果与标称轨道的偏差在 10 km 以内, 而 SGP8 达到了 30 km.

②对于 500—2000 km 轨道, 各种摄动力的作用比较小, SGP4 和 SGP8 计算结果差异不大, 计算精度都比较高.

③对于高轨道目标, 日月引力及太阳辐射压力影响逐渐增加, 尤其是月球引力成为主要摄动源. SDP4 和 SDP8 考虑的日月引力摄动模型比较简单, 而地球自转和月球公转的叠加使月球引力变化非常复杂, 随着高度增加, 模型与标称轨道偏差增大.

④对于大椭圆轨道, SDP4 的计算结果与标称轨道之间的位置偏差达到 15 km, 而 SDP8 的偏差保持在 10 km 以下, 原因在于两者的处理方法在近地点附近显出较大差异.

可以看出, 作为解析法, SGP4/SDP4 的运算速度快, 且对绝大多数轨道的位置计算精度 7 天在 10 km 以内, 满足碰撞预警任务对轨道预报精度的

要求.

2.2 碰撞预警流程

由于摄动力的周期项影响较小, 量级在十几公里, 在解析分析时可以忽略. 为了分析轨道的变化规律, 此处利用平根讨论摄动力的长期项影响. SGP4/SDP4 对此积分计算进行了处理和近似, 只要进行关于时间 t 的多项式计算即可, 便于使用. 此处采用从 SGP4/SDP4 提取出来的摄动力长期项影响公式进行解析研究.

(1) 预警区域的确定

碰撞预警方法的基础是轨道预报, 预警范围也由相应的轨道预报模型精度决定. 图 1 给出了预警区域 ρ 的示意范围, 其中模型与实际轨道的偏差计为 d , 安全区域是半径为 r_s 的圆球.

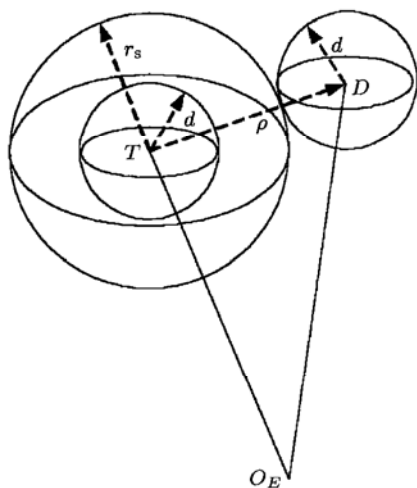


图 1 预警区域 ρ 的确定范围
Fig.1 Determination of alert range ρ

(2) 目标筛选

根据被检测目标轨道高度, 剔除满足下列条件的碎片:

$$h_a^D \leq h_p^T - h \quad \text{或} \quad h_p^T \geq h_a^T + h.$$

其中, h_p^T 为目标的近地点高度; h_a^T 为目标的远地点高度; h_p^D 为碎片的近地点高度; h_a^D 为碎片的远地点高度; h 为给定的筛选条件.

(3) 长期项影响分析

将航天器的运动轨迹投影到惯性天球上, 则两航天器发生碰撞的充要条件是同时经过两轨迹投影的交点 (见图 2), 而摄动作用使投影交点随时间在天球上移动, 需要考虑长期项的影响. 预警思路为

寻找一段时间内同时经过投影交点的时刻, 然后判断矢径差和矢径夹角.

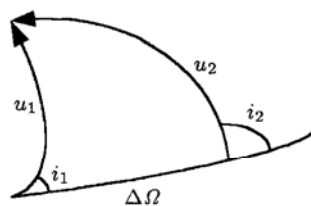


图 2 天球投影交点
Fig.2 Cross point on celestial sphere

(4) 危险目标的进一步评估

对于筛选出的危险目标进行轨道计算, 给出碰撞预警信息, 计算模型采用 SGP4.

3 仿真系统设计

空间碎片环境与碰撞预警仿真系统由 4 个部分组成, 即空间目标数据库、数据库查询模块、轨道预报计算模块和可视化仿真模块, 其关系如图 3 所示.

客户端仿真软件的运行依赖于空间目标数据库, 客户端从数据库中查询目标列表和目标轨道参数. 数据库和客户端可以位于不同的主机上, 通过以太网连接组成客户端/服务器结构, 从而实现了客户端的并行运行. 系统的网络结构如图 4 所示.

3.1 空间目标数据库

数据库系统采用 SQL Server 2000 作为开发平台, 数据库管理、客户端数据查询及基于文本文件的数据导入采用 ADO 数据接口在 Visual C++ 环境下开发. 数据库结构设计的好坏将直接影响应用系统的效率以及实现的效果, 好的数据库结构设计会减少数据库的存储量, 数据的完整性和一致性比较高, 具有较快的响应速度, 简化基于此数据库的应用程序的实现方法.

当前数据库中记录的空间目标共有 10 000 多个, 数据库为每一个目标单独创建轨道根数列表, 表名根据空间目标的惟一编号自动设置, 这样就保证了表名的惟一性. 数据库同时提供了一张空间目标属性总表, 列出了数据库中存在的的所有目标的基本属性.

3.2 可视化实现

可视化模块包括三维场景可视化和二维星下点

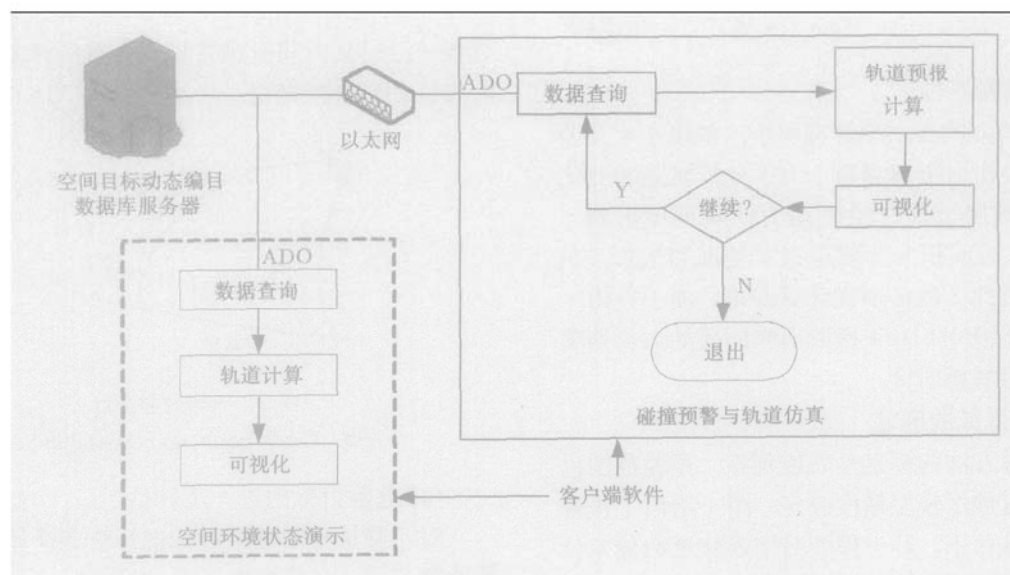


图3 系统结构框图

Fig.3 System global structure

两大主要部分。

三维场景可视化实现的基本框架及其在系统中的地位如图5所示。三维场景可视化的实现一般可以分为两部分，使用OpenGL实现。

①实体建模。实体建模是指在实体分析的基础上建立实体各个状态的三维可视模型。这一部分工作一般事先完成，所建模型通过一定的转换可以在可视化软件中直接调用并生成相应的实体三维图形。

②数据驱动。数据驱动是指利用实体的仿真模型所获得的各类参数驱动实体的三维可视模型在一个虚拟空间中进行运动，以达到再现实体的真实运动情况的目的。

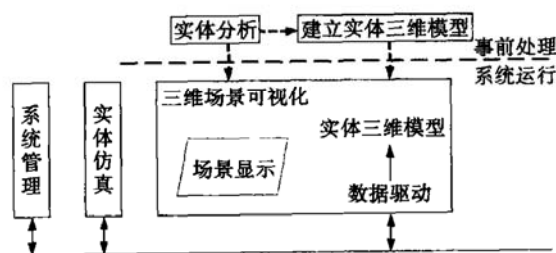


图5 三维场景可视化实现的基本框架

Fig.5 Realization frame of 3D scene

图6给出了三维场景可视化的效果图，其中图6(a)是轨道仿真的可视化情况，图6(b)是碰撞检测仿真的可视化情况。

图7为二维星下点效果图。

4 结语

本系统实现了空间目标轨道数据的查询与分析，以及快速的碰撞检测与预警，结果表明建立基于局域网的客户端/服务器结构的空目标分析系统是可行而有效的。同时应该看到，空间目标数据库系统是不断增长的，随着数据量的急剧增大，查询速度会明显减慢，这可以通过使用专用于大型数据的数据库管理系统（如Oracle）来解决。

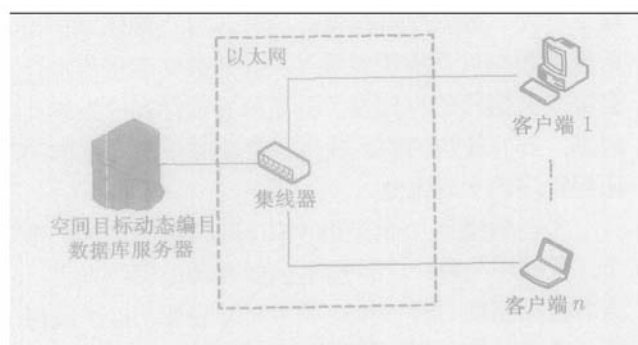


图4 系统网络结构

Fig.4 System net structure

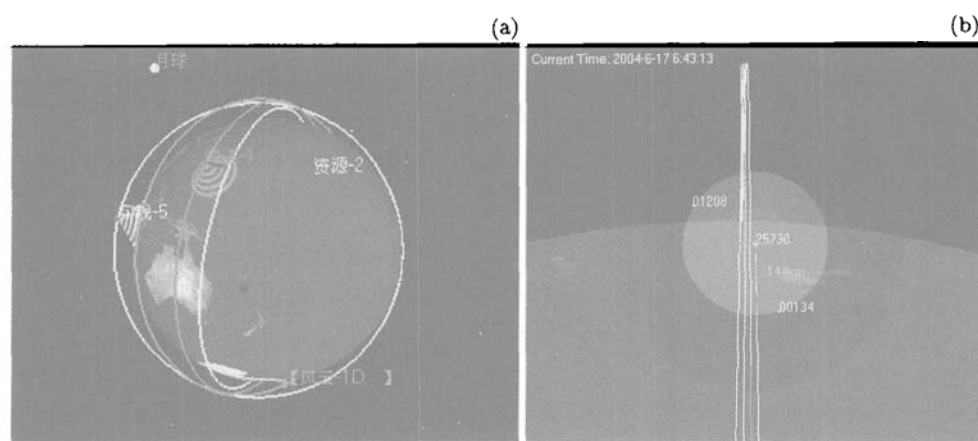


图 6 三维可视化效果图

Fig.6 3D scene

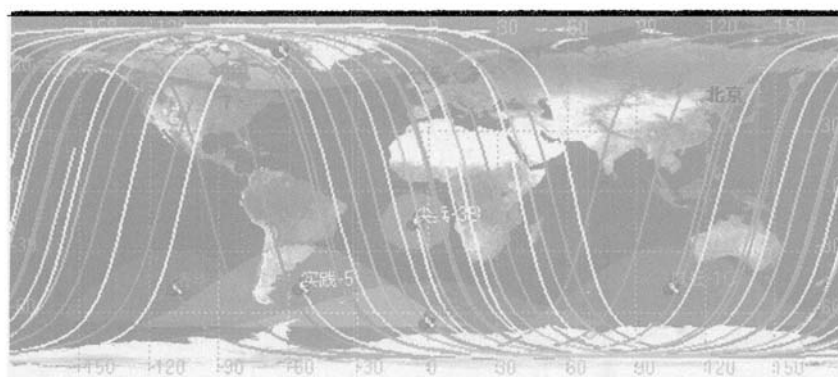


图 7 二维星下点

Fig.7 2D scene of ground track

参考文献

- [1] Office of Science and Technology Policy. United States: Interagency Report on Orbital Debris, 1995, 11:3—4
- [2] Hoots F R, Roehrich R L. Models for Propagation of NORAD Element Sets. *Space Track Report*. 1980, 3:10—15
- [3] Zhu Yilin. Model an analyzing of space debris environment in lowearth orbit. *Aerospace Shanghai*, 2000, 3:18—22. in Chinese (朱毅麟. 低地轨道空间碎片环境建模与分析. 上海航天, 2000, 3:18—21)
- [4] Cui Pingyuan, Ma Xiaoyu. An evolution model of space debris environment. *High Tech. Lett.*, 2001, 7(3):75—78
- [5] Han lei, Chen lei, Zhou bozhao. Precision Analysis of SGP4/SDP4 Implemented in Space Debris Orbit Prediction. *Chin. Space Sci. Tech.*, 2004, 4:65—71. in Chinese (韩蕾, 陈磊, 周伯昭. SGP4/SDP4 模型用于空间碎片轨道预测的精度分析. 中国空间科学技术, 2004, 4:65—71)
- [6] Zheng Qinyu, Wu Lianda. A Computation Method to Warn the Collision Event between Space Probe and Debris. *ACTA Astron. Sinica*, 2004, 45(4):65—71. in Chinese (郑勤余, 吴连大. 卫星与空间碎片碰撞预警的快速算法. 天文学报, 2004, 45(4):65—71)
- [7] Liu Jing, Wang Ronglan, Zhang Hongbo. Space debris collision prediction research. *Chin. J. Space Sci.*, 2004, 24(6):462—469. in Chinese (刘静, 王荣兰, 张宏博. 空间碎片碰撞预警研究. 空间科学学报, 2004, 24(6):462—469)