

·测试、试验与仿真·

STK在航天器轨道预报仿真系统中的应用

杜玉萍¹, 陆君²

(1. 光电信息控制和安全技术重点实验室, 河北 三河 065201; 2. 第二炮兵装备研究院 第四研究所, 北京 100085)

摘要: 卫星工具软件包(STK)是航天领域进行卫星系统仿真和分析的重要工具, 能够满足卫星二维和三维的可视化仿真要求。研究了航天器的轨道模型和星座构型, 利用STK(卫星工具包)的可视化功能演示航天器的在轨运行情况, 利用STK强大的报告生成功能生成航天器对目标的可见性报告, 并对航天器进行精确轨道预报, 最后搭建了仿真系统, 给出了仿真结果。

关键词: 卫星工具软件包; 轨道预报; 仿真

中图分类号: TP302.1

文献标识码: A

文章编号: 1673-1255(2015)-04-0062-04

Application of STK in Simulation System of Spacecraft Orbit Prediction

DU Yu-ping¹, LU Jun²

(1. Key Laboratory of Electro-optical Information Control and Security Technology, Sanhe 065201, China;

2. The Fourth Institute of the Second Artillery Equipment Academy, Beijing 100085, China)

Abstract: Satellite tool kit (STK) is an important tool to simulate and analyze satellite system in the field of aerospace, which can satisfy the requirements of satellite 2D/3D visual simulation. The orbit model and satellite constellation configuration of the spacecraft are researched. The visual function of STK is used to demonstrate the running condition of the spacecraft on orbit. The report creating function of STK is used to create visual report of the target from the spacecraft and the accurate orbit of the spacecraft is predicted. The simulation system is built finally and the simulation result is proposed.

Key words: satellite tool kit (STK); orbit prediction; simulation

卫星工具包(satellite tool kit, STK)是美国AGI公司推出的应用于航天领域的先进的、商品化的卫星系统分析软件。STK支持航天任务的全过程, 包括设计、测试、发射、运行和任务应用。软件提供分析引擎用于计算数据、二维三维显示, 加载卫星和其他对象如运载火箭、目标、飞机、地面测量、目标等。STK的核心能力是产生位置和姿态数据、可见性及遥控器覆盖分析。利用STK可以方便快速地分析复杂的陆、海、空、天任务, 获得易于理解的图标和文本形式的分析结果, 用以确定最佳的解决方案^[1-4]。

STK/Connect链接模块是STK中一个非常重要的功能模块, 它为用户与STK之间进行交互提供了基本的保障。它提供了一种使用客户/服务器方式

来链接STK的快捷工作方式。STK/Connect设计用于给第三方的应用程序提供一个向STK引擎发送指令和接收数据的通信路径。STK在接收到第三方应用程序所发出的正确的命令后, 经过内部处理, 会产生处理报告, 或者根据设置输出信息。通过链接模块控制STK而产生的处理报告, 与直接在STK中产生的报告完全相同, 而且报告类型也非常完整^[5-9]。

利用STK/Connect链接模块, 采用VC++开发系统界面, 建立了航天器的轨道预报系统, 系统建立了航天器星座模型, 基于STK三维显示航天器轨道运行; 生成对目标的访问报告, 并对航天器进行仿真时段内的轨道预报, 取得了良好的效果。

1 航天器轨道模型

在地心赤道惯性坐标系(以下简称ECI)中,地球以外的天体运动都是满足惯性定律的,即坐标系相对惯性空间静止。因此,航天器轨道面相对于ECI坐标系是静止不变的,航天器在轨道面内的运动服从牛顿运动定律和万有引力定律。假设:

(1)地球与航天器在空间的运动是二体运动,即忽略其他天体的作用;

(2)地球被看成是一个质点;

(3)忽略大气阻力和太阳光压作用。

则二体问题中的基本运动方程为

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\mu}{r^3} \vec{r} = 0 \quad (1)$$

其中, \vec{r} 为航天器在运行轨道上的位置矢量; r 为航天器与地心之间的距离; $\mu = 3.986\ 005 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 为地球引力常数。

利用经典轨道六根数将上式进行转换,则方程(1)变为

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos f} \quad (2)$$

式(2)中, a 为轨道半长轴; e 为轨道偏心率; f 为轨道真近点角(即近地点矢量与航天器位置矢量之间的夹角,沿运动方向测量),此三个轨道根数与轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 以及轨道近地点俯角 ω 并称为轨道六根数(见图1)。其中 a 、 e 确定轨道大小和形状; i 、 Ω 、 ω 决定轨道平面和半长轴的空间定向。此公式称为航天器轨道的零级近似解,也常常称为开普勒轨道或经典轨道。

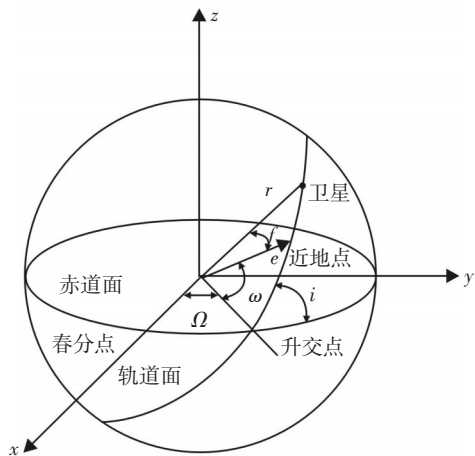


图1 ECI坐标系中航天器轨道要素示意图

航天器轨道包括两种类型:一般轨道、特殊轨道。其中特殊轨道包括:太阳同步轨道、地球同步轨道等。文中以太阳同步轨道为例。

太阳同步轨道是指轨道面的进动与平太阳的周年视运动同步的轨道。由于地球呈扁平的梨形,且质量分布也很复杂,这些因素将引起轨道升交点赤经 Ω 的长期变化。 Ω 的变化率为 $0.985\ 6^\circ/\text{日}$,由于大基红外低轨航天器轨道高度为 $1\ 600 \text{ km}$,因此轨道半长轴为 $7\ 978 \text{ km}$,偏心率为0,所以经过计算,轨道倾角为 $102.459\ 0^\circ$ 。

航天器围绕地球的运动不是简单的二体运动,其运动过程中会受到许多干扰,其中主要有:地球非球形引力摄动、大气阻力摄动、太阳光压摄动、日月引力摄动等。所以航天器是沿着一条复杂的曲线运动,这条曲线既不在一个平面内,也不封闭。因此要获得轨道的解析表达是非常难的。在实际应用中通常使用的是其他的轨道计算模型。STK中的HPOP(high-precision orbit propagator,高精度轨道预报)模型,能够产生从地球表面到月球轨道等不同距离的圆、椭圆、抛物线和双曲线轨道。HPOP可以考虑所有前面提到的摄动,所考虑的摄动的模型包括:点重力模型、日/月点质量的重力影响、大气阻力、光压、春(秋)分点的运动、章动、自旋、质心变化以及三个基本天文时间系统的差别。利用HPOP可以获得精确的轨道预测^[10]。

2 系统设计

根据上述分析,仿真系统分为航天器仿真模块、轨道预报模块和二、三维显示模块。其系统组成如图2所示。

航天器仿真模块:利用第二部分计算的轨道参数,在STK仿真平台上模拟航天器仿真场景,包括航天器的轨道特征、航天器的有效载荷、航天器对目标的探测跟踪、信息处理过程等。

轨道预报模块:利用STK的HPOP预报航天器的实时位置信息,并根据此数据及目标位置分析二者的可见时间。

三维显示模块功能是该模块的功能是对仿真过程数据、结果数据、航天器对目标探测过程进行三维显示。

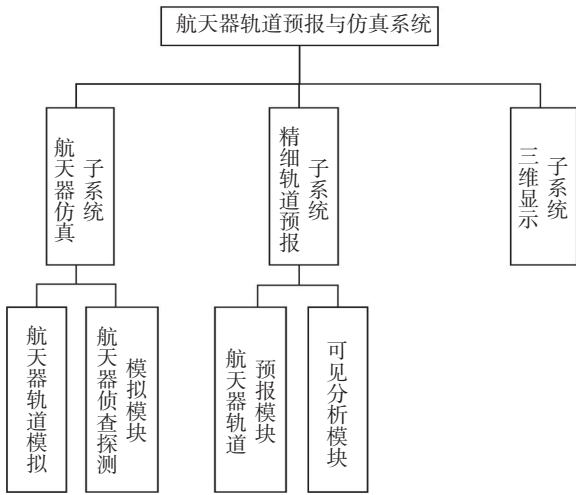


图2 航天器轨道预报与仿真系统组成

2.1 航天器仿真子系统

航天器仿真子系统包括两个模块:航天器轨道模拟模块与航天器侦查探测模拟模块。

航天器轨道模拟模块根据文中第一节分析得到的航天器数据确定航天器轨道。

航天器侦查探测模拟模块通过设定航天器有效载荷参数模拟航天器侦查探测过程。有效载荷参数包括:视场角、扫描速率和扫描范围。

用户可以根据实际使用情况对航天器参数和载荷参数进行修改。航天器仿真子系统界面如图3所示。

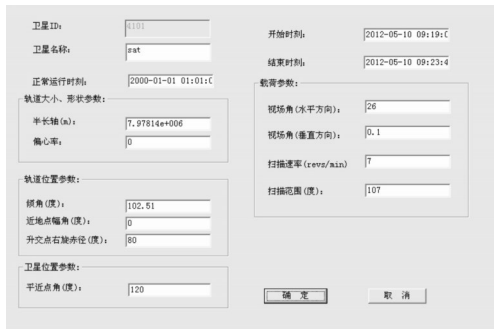


图3 航天器仿真子系统界面

2.2 精确轨道预报子系统

精确轨道预报子系统包括两个模块:航天器轨道预报模块和可见分析模块。

航天器轨道预报模块,通过 STK/Connect 模块把 VC 和 STK 进行连接,利用 STK 中的 HPOP 功能对航

天器在某段时间内进行轨道预报。

可见性分析模块,以目标的运行轨迹和航天器轨道预报模块产生的数据为基础,利用 STK 中 Access 功能对二者的可见时间进行分析。

用户可以选择预报时间精度和预报开始及结束时间,精确轨道预报子系统界面如图4所示。



图4 精确轨道预报子系统界面

2.3 三维显示子系统

三维显示子系统能够对仿真过程数据、结果数据、航天器对目标探测过程进行三维显示。显示航天器的轨道运行和目标运行轨迹,利用 STK 的报告生成功能生成轨道预报报告和可见性分析报告等。

3 航天器轨道预报仿真

3.1 仿真设置

根据第一节分析,系统仿真的参数如下:

仿真时间:2012-05-17 15:20:07 ~ 2012-05-17 15:24:47;

航天器参数:航天器轨道、传感器参数如表1~表3所示。

目标参数:目标运动起始时间,起始点经纬高等信息见表4。

表1 航天器轨道参数

| 轨道倾角 | 升交点右旋赤经 | 半长轴 | 偏心率 | 近地点幅角 |
|---------|---------|-------------|-----|-------|
| 102.51° | 80° | 7 978.14 km | 0 | 0 |

表2 传感器参数表

| 视场角(水平方向) | 视场角(垂直方向) | 扫描速率 | 扫描范围 |
|-----------|-----------|-------------|------|
| 26° | 6° | 7(revs/min) | 107° |

表3 目标参数

| 开始时间 | 起始点纬度 | 起始点经度 | 起始点高度 | 运动方向 |
|--------------------|-------|-------|-------|------|
| 2010-5-17 15:20:07 | 32° | 110° | 0 | 90° |

表4 仿真中sat11号航天器轨道预报情况

| 仿真时间 | 位置X | 位置Y | 位置Z |
|--------------------------|----------------|---------------|----------------|
| 17 May 2012 15:21:20.000 | -3 660.777 100 | 3 583.338 135 | -6 116.299 316 |
| 17 May 2012 15:21:21.000 | -3 662.481 689 | 3 588.875 977 | -6 112.030 273 |
| 17 May 2012 15:21:22.000 | -3 664.182 861 | 3 594.411 377 | -6 107.756 348 |
| 17 May 2012 15:21:23.000 | -3 665.880 127 | 3 599.944 336 | -6 103.478 027 |
| 17 May 2012 15:21:24.000 | -3 667.573 975 | 3 605.474 365 | -6 099.194 336 |
| 17 May 2012 15:21:25.000 | -3 669.263 916 | 3 611.002 197 | -6 094.906 250 |
| 17 May 2012 15:21:26.000 | -3 670.950 195 | 3 616.527 344 | -6 090.613 281 |
| 17 May 2012 15:21:27.000 | -3 672.633 057 | 3 622.049 805 | -6 086.315 918 |
| 17 May 2012 15:21:28.000 | -3 674.312 012 | 3 627.569 824 | -6 082.013 184 |
| 17 May 2012 15:21:29.000 | -3 675.987 549 | 3 633.087 158 | -6 077.706 055 |
| 17 May 2012 15:21:30.000 | -3 677.659 180 | 3 638.602 051 | -6 073.394 043 |
| 17 May 2012 15:21:31.000 | -3 679.327 148 | 3 644.114 258 | -6 069.077 148 |
| 17 May 2012 15:21:32.000 | -3 680.991 699 | 3 649.624 023 | -6 064.755 859 |
| 17 May 2012 15:21:33.000 | -3 682.652 344 | 3 655.130 859 | -6 060.429 688 |
| 17 May 2012 15:21:34.000 | -3 684.309 570 | 3 660.635 498 | -6 056.098 633 |
| 17 May 2012 15:21:35.000 | -3 685.962 891 | 3 666.137 207 | -6051.762 695 |
| 17 May 2012 15:21:36.000 | -3 687.612 549 | 3 671.636 475 | -6 047.422 363 |
| 17 May 2012 15:21:37.000 | -3 689.258 789 | 3 677.133 057 | -6 043.077 148 |
| 17 May 2012 15:21:38.000 | -3 690.901 123 | 3 682.626 953 | -6 038.727 051 |
| 17 May 2012 15:21:39.000 | -3 692.539 795 | 3 688.118 408 | -6 034.372 559 |
| 17 May 2012 15:21:40.000 | -3 694.174 805 | 3 693.606 934 | -6 030.013 184 |
| 17 May 2012 15:21:41.000 | -3 695.806 152 | 3 699.093 018 | -6 025.648 926 |
| 17 May 2012 15:21:42.000 | -3 697.433 838 | 3 704.576 660 | -6 021.279 785 |
| 17 May 2012 15:21:43.000 | -3 699.057 861 | 3 710.057 373 | -6 016.906 250 |
| 17 May 2012 15:21:44.000 | -3 700.678 223 | 3 715.535 400 | -6 012.528 320 |
| 17 May 2012 15:21:45.000 | -3 702.294 922 | 3 721.010 986 | -6 008.145 020 |
| 17 May 2012 15:21:46.000 | -3 703.907 959 | 3 726.483 643 | -6 003.757 324 |
| 17 May 2012 15:21:47.000 | -3 705.517 334 | 3 731.953 857 | -5 999.364 746 |
| 17 May 2012 15:21:48.000 | -3 707.123 047 | 3 737.421 387 | -5 994.967 773 |

按照上述系统参数设置进行仿真,有STK的三维显示如图5所示。

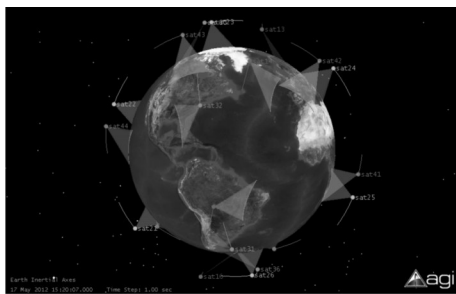


图5 STK三维显示

图5显示了航天器在仿真时间段内的运行轨迹,并显示了所设定有效载荷的初始覆盖范围,界面左下角时间为仿真运行时间及步长。

3.2 仿真结果分析

假定预报的时间同仿真时间,预报时间精度可根据实际需要来设定,这里设定为1s,则航天器的

轨道预报情况如表5所示,由于数据量较大,这里只截取其中的一部分显示。

对所设目标的可见分析报告的生成是通过仿真系统的可见性分析模块实现的。从生成的报告中可以了解到航天器对该目标的具体访问情况。仿真中的可见情况如表5所示。

表5 仿真中航天器对目标的可见情况

| | |
|--------------------------|--------------------------|
| 17 May 2012 15:22:19.000 | 17 May 2012 15:22:19.000 |
| 17 May 2012 15:22:19.000 | 17 May 2012 15:22:19.000 |
| 17 May 2012 15:22:24.000 | 17 May 2012 15:22:24.000 |
| 17 May 2012 15:22:24.000 | 17 May 2012 15:22:24.000 |
| 17 May 2012 15:22:29.000 | 17 May 2012 15:22:29.000 |
| 17 May 2012 15:22:29.000 | 17 May 2012 15:22:29.000 |
| 17 May 2012 15:22:35.000 | 17 May 2012 15:22:35.000 |
| 17 May 2012 15:22:35.000 | 17 May 2012 15:22:35.000 |
| 17 May 2012 15:22:40.000 | 17 May 2012 15:22:40.000 |
| 17 May 2012 15:22:40.000 | 17 May 2012 15:22:40.000 |
| 17 May 2012 15:22:45.000 | 17 May 2012 15:22:45.000 |
| 17 May 2012 15:22:45.000 | 17 May 2012 15:22:45.000 |
| 17 May 2012 15:22:50.000 | 17 May 2012 15:22:50.000 |
| 17 May 2012 15:22:55.000 | 17 May 2012 15:22:55.000 |

通过表5可以看出,在仿真时间内航天器探测目标总共有14个时间段。

4 结束语

系统通过建立航天器轨道模型,基于STK的强大显示分析功能,把星座的轨道运行以三维的形式展现出来,实时的显示航天器轨道,模拟了航天器星座对目标的侦察过程。

通过设定仿真时间和目标运动轨迹,基于STK的强大分析功能来生成航天器的高精度轨道预报报告,并报告航天器与目标的可见时间,取得了良好的结果。

参考文献

- [1] 张云彬,张永生.STK/Connect模块分析与应用[J].测绘学院学报,2001,18.
- [2] 张万鹏,陈璟,沈林成.基于STK/VO的航天任务视景仿真系统[J].计算机仿真,2005,22(10):82-85.
- [3] 何川东.成像卫星计划编制优化决策算法与可视化仿

(下转第73页)

4.2 系统探测概率

系统探测概率表示为

$$T(D) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_i) \quad (4)$$

式中, $T(D)$ 为系统的探测概率; n 为设备数; P_i 为第 i 个探测设备探测概率。

4.3 系统的综合防护效能 E_w

决定和影响系统作战效能的主要因素是探测威胁源的告警能力和干扰能力。系统作战效能可表示为

$$E_{SR} = E_w \cdot E_c \quad (5)$$

式中, E_{SR} 为系统作战效能; E_w 为告警分系统的告警能力; E_c 为干扰分系统的干扰能力。

系统作战效能得出如下结果:

- (1) 给出系统探测概率;
- (2) 给出系统干扰成功率;
- (3) 给出系统的综合防护效能;
- (4) 给出了目标的毁伤情况;
- (5) 给出系统效费比;
- (6) 给出威胁源数目与系统防护成功概率的关系;
- (7) 给出威胁源数目与系统防护代价的关系;
- (8) 给出威胁源数目与系统的作战效能的关系。

5 结束语

区域目标电子防护系统作战效能评估由于影响因素众多, 其中又有不少不确定因素, 所以只能在合理的假设条件下, 根据威胁分析, 交战模式, 环境及影响, 确定系统任务, 对区域目标生存能力进行评估。然后再利用试验和仿真结果, 对模型进行验证和修正。

参考文献

- [1] 解凯, 陈永光, 汪连栋, 等. 多假目标干扰评估准则体系研究[J]. 战术导弹技术, 2005:10-14.
- [2] 方辉熠. 防空导弹武器系统仿真[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [3] 单家元, 孟秀云, 丁燕. 半实物仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [4] 掌亚军. 空中目标易损性建模及应用[J]. 航空兵器, 2008(2).
- [5] 江静, 张雪松. 基于计算机视觉的深度估计方法[J]. 光电技术应用, 2011, 26(1):51-55.
- [6] 马胜贤, 孔晓玲, 王立新, 等. 基于实时网络的半实物仿真系统控制方法[J]. 光电技术应用, 2012, 27(3):14-17.
- [7] 袁瑾, 宁提纲, 李月琴, 等. 面向全光信号处理的三角形光脉冲产生技术[J]. 光电技术应用, 2014, 29(5):60-64.
- [8] 范永金, 吴刚. 基于BOM的光电信息控制仿真系统设计[J]. 光电技术应用, 2014, 29(6):13-17.

(上接第57页)

- [8] 冯进. PM2.5 监测技术的发展及测量数据准确性的保障[J]. 计量与测试技术, 2014.
- [9] 何强, 文卉. 基于单片机和DSM501 测量PM2.5[J]. 电子

世界, 2014.

- [10] 纪跃芝, 贺莉, 周欣. 空气质量的预测预报[J]. 长春工业大学学报: 自然科学版, 2006.

(上接第65页)

- 真技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
- [4] 潘成胜, 张馨, 李定主. STK/Connect 模块在 GPS 仿真演示系统中的应用[J]. 火力与指挥控制, 2008, 33(10): 117-120.
- [5] 张守玉, 姜振东. 基于 STK 的卫星轨道机动模型设计与仿真[J]. 计算机仿真, 2004, 21(10):25-28.
- [6] 杨颖, 王琦. STK 在计算机仿真中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [7] 曹裕华, 冯书兴, 管清波, 等. 航天器军事应用建模与仿

真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

- [8] 陈波, 张刚, 王娜, 等. 基于 STKX 组件的视景仿真关键技术[J]. 计算机工程, 2011, 37(19):261-263.
- [9] 何思捷, 杨磊, 陈小前. 基于 LabView 与 STK 的卫星轨道预报可视化仿真平台设计[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(23):5702-5707.
- [10] 郗晓宁, 王威. 近地航天器轨道基础[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003.