

空间实体碰撞预报算法及其自适应步长设计

王晓宇

(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘要:为避免空间飞行实体碰撞漏报并提高计算效率,提出了通用性的基于仿真的多空间飞行实体碰撞预报方法。采用自适应调整仿真计算步长,给出了相应算法,并通过典型算例验证了其正确性和有效性。

关键词:空间系统;碰撞预报;仿真;步长;自适应

中图分类号: V448 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009 - 3516(2006)06 - 0022 - 04

多个空间实体(如卫星、空间站等飞行器以及大量的空间碎片)在运行时,可能在某些瞬时会发生碰撞。为此,首先必须在系统设计时就预报出碰撞事件是否会发生,从而才能够重新调整相应飞行器的轨道参数或对整个系统的轨道布局进行再配置,甚至可采取轨道机动的方法避免碰撞。

当系统中飞行器的数量较多、其轨道参数各不相同,并不容易直接判定是否会发生碰撞。况且,由于飞行器受到各种复杂控制力和摄动力的影响,其空间轨迹无法用解析方法给予精确描述^[1-4]。因此,只有对整个系统进行全寿命周期的仿真运行,给出所有实体在各个时刻的精确位置,并在相应时刻按照碰撞判定准则一一进行判断,方能准确地预报出碰撞事件发生与否。为此,我们采用了通用的基于仿真的碰撞预报算法。其间,由于仿真采样时刻点是离散的,这就有可能出现碰撞漏报情形。为解决此问题,本文提出了依据各空间实体的尺寸、相对位置和速度等参量自适应调整仿真步长的策略。

1 碰撞判定准则

由于空间实体的尺寸大小不一,碰撞准则需考虑到空间实体所占据的一定空间区域。此外,卫星的轨道确定(无论是实际测量还是仿真预报)也存在误差。为此,可设定当两个实体质心的距离小于一定值(称为碰撞距离)时,二者即发生碰撞。

如图1所示,设卫星 Sat_i 、 Sat_j ($1 \leq i \leq n, 1 \leq j \leq n, i \neq j, n$ 为系统中卫星总数)的外轮廓距其质心的最大距离分别为 L_{sat_i} 、 L_{sat_j} ;这两颗卫星的最大定位误差分别为 ΔR_{sat_i} 和 ΔR_{sat_j} 。可设定:

$$R_C(i, j) = (L_{sat_i} + \Delta R_{sat_i}) + (L_{sat_j} + \Delta R_{sat_j}) \quad (1)$$

为这两颗卫星的碰撞距离。而在时刻 t , 卫星 Sat_i 质心至卫星 Sat_j 质心的距离为 $\Delta R_{ij}(t)$ 。

碰撞判定准则可设定为

$$\begin{cases} \Delta R_{ij}(t) > R_C(i, j), \text{未碰撞} \\ \Delta R_{ij}(t) \leq R_C(i, j), \text{发生碰撞} \end{cases} \quad (2)$$

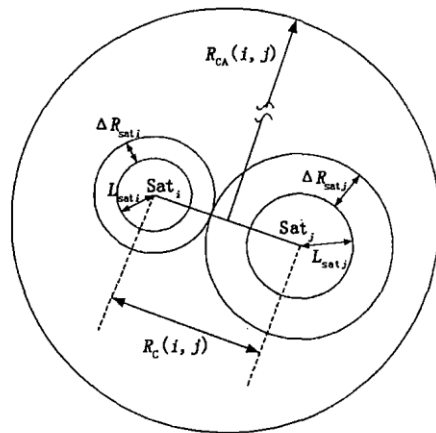


图1 卫星碰撞距离/告警区域示意图

收稿日期:2005 - 12 - 12

基金项目:陕西省自然科学基金资助项目(2006F18)

作者简介:王晓宇(1972 -),女,山西宁武人,工程师,硕士生,主要从事计算机仿真研究。

此外,为对接近于碰撞的状态予以告警,可设定一碰撞告警距离 $R_{CA}(i,j) = NR_c(i,j)$,其中, N 为一合适的倍数($N > 1$),可根据具体情况调整和确定。

2 自适应仿真步长确定方法

空间系统仿真运行过程中,是在按步长推进的每个离散采样时刻点对碰撞事件发生与否进行判断。若步长不够小,则存在发生碰撞的时刻点处于相邻两个采样时刻点之间的可能性,出现漏报情形。为此,我们设计了自适应步长确定策略,其基本思路为:设置碰撞告警时段,当两颗卫星处于碰撞告警时段之外时,下一步仿真步长保持当前步长不变;而进入碰撞告警时段内时,随着距离的逼近,逐步缩小步长,直至二者进行交会;而当两颗卫星开始远离时,再立即或逐步恢复到系统正常仿真运行步长。

碰撞告警时段可按如下方法设置:当卫星 i 与卫星 j 处于逼近状态,若预估二者经过少数若干个步长就会发生交会,则判定二者进入碰撞告警时段。简单地,可将当前步长 h_{now} 的 $M(M > 1)$ 倍设定为碰撞告警时段,即 $T_{CA}(i,j,t) = Mh_{now}$ 。

如图 2 所示,在时刻 t ,卫星 Sat_i 和卫星 Sat_j 的速度分别为 $V_i(t)$ 和 $V_j(t)$,卫星 Sat_j 相对卫星 Sat_i 的速度为

$$\Delta V_{ij}(t) = V_j(t) - V_i(t) \quad (3)$$

而卫星 Sat_j 相对卫星 Sat_i 的径向速度为

$$\Delta V_{Rij}(t) = \Delta V_{ij}(t) \cos(2\pi - \alpha) \quad (4)$$

其中, α 为卫星 Sat_j 和卫星 Sat_i 的相对速度矢量 $\Delta V_{ij}(t)$ 与相对位置矢量 $\Delta R_{ij}(t)$ 的夹角。

若 $\Delta R_{ij}(t) \cdot \Delta V_{ij}(t) \leq 0$, 则表明二者正在远离或者没有靠近。反之,若 $\Delta R_{ij}(t) \cdot \Delta V_{ij}(t) > 0$, 说明这两颗卫星在靠近,此时,可预估二者从当前时刻至交会的时间为

$$T(i,j,t) = \Delta R_{ij}(t) / \Delta V_{Rij}(t) \quad (5)$$

若 $T(i,j,t) \leq T_{CA}(i,j,t)$, 则可判定两颗卫星进入了碰撞告警时段内。

此后,随两卫星逐步接近,仿真步长不断缩小,直至二者发生碰撞或远离。

按照上述方法,可给出确定系统下一步仿真步长 h_{next} 的具体算法(Step):

Step($Sat_i, Sat_j, h_{now}, h_{sim}, t$)

{ $h_{now} = h_{sim}$;

若 $\Delta R_{ij}(t) \Delta V_{ij}(t) \leq 0$

{ 若 $h_{next} \geq h_{sim}$ { $h_{next} = h_{sim}$;

否则 { $h_{next} = L_E h_{now}$; } }

否则

{ 若二者未发生碰撞

{ 若 $T(i,j,t) > T_{CA}(i,j,t)$

{ $h_{next} = h_{now}$ }

否则 { $h_{next} = h_{now} / L_D$; }

}

否则 { $h_{next} = h_{sim}$; }

}

}

其中: h_{sim} 为系统初始仿真步长; $L_E (> 1)$ 、 $L_D (> 1)$ 分别为仿真步长放大、缩小的幅度。

对于多个空间实体组成的系统,可采用两种方法进行碰撞检测:其一,对所有实体在其寿命周期内两两成对进行仿真运行实施碰撞检测;其二,对整个系统进行一次全寿命周期的仿真运行,在仿真推进的每一步,判定各空间实体是否发生碰撞,需要说明的是,各实体对所确定的仿真步长一般是不同的,此时可取其中的最小值作为下一步的仿真步长。

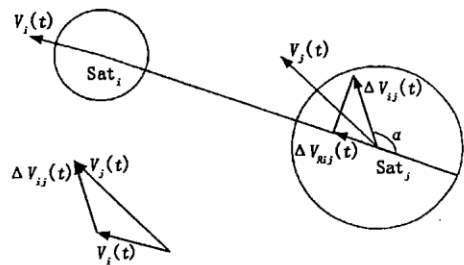


图 2 两卫星相对运动示意图

3 碰撞预报算例

本节给出一典型算例来验证上述算法的正确性和有效性。设系统中有两颗同轨道相对运行的微小卫星(如图3所示),其轨道参数及其它基本参数见表1;仿真起始时刻取表1中日期的00:00:00,仿真时长为12h,轨道预报初始步长为60s;地球模型采用经典二体轨道模型,坐标系为J2000惯性坐标系,有关参数可参见文献[4]、[5]。初始时刻,卫星1和卫星2的位置矢量分别为 R_{sat1} 和 R_{sat2} ,速度矢量为 V_{sat1} 和 V_{sat2} 。

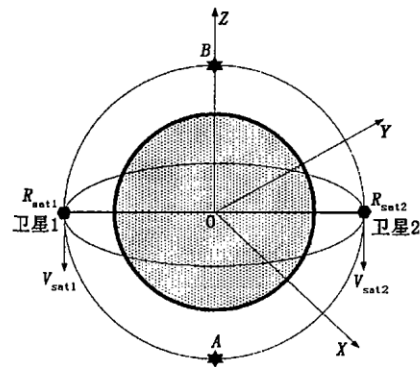


图3 两卫星运行轨道示意图

在上述计算条件下,运用前述算法进行碰撞预报计算。其中,设碰撞警戒距离倍数 N 为5,碰撞警戒时间步长倍数 M 为3;变步长放大幅度 L_E 、缩小幅度 L_D 均为5。

从初始时刻至第一次发生碰撞的仿真运行过程中部分特征时刻点的计算结果见表2。在12h的仿真时段中,两颗卫星的碰撞点有两处(图3中的A、B),发生碰撞交会共14次。计算结果表明,即便对于尺寸很小的微小卫星,采用上述自适应步长调整策略,仍然能够准确预报其碰撞事件的发生,并将仿真计算量尽可能地降到最低。

表1 卫星轨道参数及其它基本参数

参量	起始日期	半长轴/m	偏心率	轨道倾角/ $^\circ$	近地点幅角/ $^\circ$	升交点赤经/ $^\circ$	平近点角/ $^\circ$	定位误差/m	尺寸/m
卫星1	1999/10/01	7 371 000	0	90	0	70	0	0.3	1.0
卫星2	1999/10/01	7 371 000	0	90	0	250	0	0.5	3.0

表2 卫星碰撞预报仿真计算结果

日期 (a/月/d)	时刻 / 变步长时刻 (h:min:s)	步长/s	两卫星距 离/m	两卫星径向相 对速度/ $(m \cdot s^{-1})$	碰撞 状态	碰撞警 戒状态
1999/10/01	00:00:00	60.000 000	14 742 000.000	0.0	0	0
1999/10/01	00:24:12	12.000 000	1 797 063.510	-14 597.710	0	0
1999/10/01	00:25:50.4	2.400 000	354 302.587	-14 703.145	0	0
1999/10/01	00:26:10.08	0.480 000	648 94.992	-14 707.251	0	0
1999/10/01	00:26:13.536	0.096 000	14 066.448	-14 707.387	0	0
1999/10/01	00:26:14.227 2	0.0192 00	3 900.699	-14 707.393	0	0
1999/10/01	00:26:14.442 24	0.003 840	738.022	-14 707.393	0	0
1999/10/01	00:26:14.485 248	0.000 768	105.486	-14 707.393	0	0
1999/10/01	00:26:14.490 777 6	0.000 154	24.160	-14 707.393	0	0
1999/10/01	00:26:14.490 931 2	0.000 154	21.901	-14 707.393	0	1
1999/10/01	00:26:14.492 037 12	0.000 031	5.636	-14 707.393	0	1
1999/10/01	00:26:14.492 098 56	0.000 031	4.732	-14 707.393	1	1
1999/10/01	00:27:14.492 098 56	60.000 000	881 911.992	14 681.052	0	0
...

注:碰撞状态:“0”为未发生碰撞,“1”为发生碰撞。

碰撞警戒状态:“0”为未进入碰撞警戒区域;“1”为进入碰撞警戒区域。

4 结束语

对于碰撞预报问题,可采用直接判断、解析计算和仿真计算等多种方法。前二者仅适用于简单系统,本

文给出的基于仿真的方法及其具体算法,提供了一种普适性的求解工具,思路清晰而简单,适用于任何复杂系统中空间实体碰撞的精确预报。其中,自适应的步长调整策略,能够有效地解决仿真计算可能存在的碰撞漏报问题。

参考文献:

- [1] James R W, Wiley J L. Space Mission Analysis and Design (Second Edition) [M]. New York:Kluwer Academic Publishers, 1992.
- [2] 王希季,李大耀. 卫星设计学[M]. 上海:上海科学技术出版社,1997.
- [3] 向开恒,肖业伦. 卫星星座的系统仿真研究[J]. 北京航空航天大学学报,1999,25(6):629-633.
- [4] 贺勇军. 面向效能优化的复杂多卫星系统综合建模与仿真方法研究[D]. 长沙:国防科技大学,2004.
- [5] 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京:解放军出版社,1995.

(编辑:田新华)

Space Entity Collision Prediction Algorithm and Self - adaptive Simulation Step design

WANG Xiao - yu

(The Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, Shaanxi, China)

Abstract: A simulation - based space entity collision predicting method applicable to all situations is presented. In order to avoid failing in reporting collision and improve computing efficiency, a method that adjusts simulation step self - adaptively is brought forth, and its algorithms are presented in detail. Through giving a typical example, the validity of the algorithms is verified.

Key words: space system; collision prediction; simulation; step; self - adaptive