

# 航天器在轨防碰撞自主规避策略\*

姚党鼐, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 论文提出了航天器与空间目标距离较近时的自主规避策略。分析了航天器与目标的相对运动模型, 将相对运动分解为视线瞬时旋转平面内的运动与该平面的转动。对视线瞬时平面内的运动进行了分析, 推导了航天器的最佳规避方向。探讨了在三维惯性空间中该方向的确定方法。通过仿真分析, 对比了航天器具有不同规避加速度和不同探测距离时, 通过机动所得脱靶量的大小, 验证了航天器近距离自主规避策略的有效性。

**关键词:** 自主规避策略; 最佳规避方向; 视线瞬时旋转平面; 脱靶量

**中图分类号:** V448.133 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2012)06-0100-04

## Active collision avoidance maneuver strategy for on-orbit spacecraft

YAO Dangnai, WANG Zhenguo

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The active evasion strategy of spacecraft is discussed when the distance between spacecraft and target is relatively short. Firstly, the relative dynamic model is analyzed. The relative motion can be decomposed into two submotions, viz., the relative motion in the instantaneous rotation of the line of sight (IRPL) and the rotation of this plane. Secondly, the optimum evasion direction of the spacecraft is proposed, through the analysis of the relative motion in IRPL. Thirdly, the determination of this direction in the inertial space is discussed. Finally, the numerical simulation is conducted with different maneuver accelerations and different detective distance of the spacecraft. The effectiveness of the active evasion strategy is demonstrated with the simulation results.

**Key words:** active evasion strategy; optimum evasion direction; instantaneous rotation plane of line of sight; miss-distance

随着人类太空活动的增加, 空间目标的数量也日益增多。据来自美国空间观测网的数据<sup>[1]</sup>, 截至2012年4月, 大概有16052个直径大于10cm的在轨空间目标, 其中有13000个以上为火箭残骸、空间碎片与失效航天器载荷。这些空间目标在太空中无控飞行, 对各种航天器造成了巨大的威胁。

航天器对碰撞预警做出的逃逸可分为远距逃逸和近距逃逸。目前航天器主要遂行的是远距逃逸。航天器通常不带有测量装置, 无法有效获取空间目标的相对信息, 仅根据地面观测中心提供的信息进行规避。如果地面中心的接近分析和碰撞风险评估结果表明航天器与某个空间目标的碰撞风险大于可以接受的门限值, 则将对航天器采取规避措施。最常用的规避措施就是进行轨道机动规避。碰撞规避机动主要考虑以下三个方面的问题: 基于碰撞概率的最优规避机动策略、考虑任务

约束的规避机动方案权衡、规避机动与日常轨道维持的结合。

碰撞规避机动方法就是以碰撞概率计算为基础, 给出规避机动的实施准则和判断标准, 研究最优碰撞规避机动的计算方法和实施策略, 包括推力方向和作用时间的选择。关于规避机动策略, 国外的 Chan<sup>[2]</sup>、Leleux<sup>[3]</sup>、Peterson<sup>[4]</sup>、Patera<sup>[5]</sup>、Kelly<sup>[6]</sup>、Alfano<sup>[7]</sup>、Sanchez-Ortiz<sup>[8]</sup>、Kim<sup>[9]</sup>等学者进行了研究。

但这种远距规避策略所基于的地面观测数据由于距离较远, 通常精度较低, 根据碰撞概率计算得到的门限值也较大, 所以可能会造成航天器的无效机动, 浪费了燃料, 减短了航天器的在轨寿命。因此, 若在具有地面观测预警的基础上, 增加航天器自主测量设备, 在地面对航天器给出预警警报的基础上, 通过对空间目标的自主观测, 依靠其轨控与姿控发动机进行近距自主规避, 与纯粹

\* 收稿日期: 2012-06-30

基金项目: 国家部委基金资助项目

作者简介: 姚党鼐(1964—), 男, 陕西咸阳人, 研究员, 在职博士研究生, E-mail: yaodangnai@263.net;

王振国(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: zgwang@nudt.edu.cn

依靠地面提供的远距规避方案相比,将极大提升规避效果。

本文主要探讨在航天器安装小型探测器,例如雷达探测装置的基础上,航天器进行紧急空间目标碰撞近距规避的机动策略。由于近距规避时间较短(多为十几秒至数十秒),因此可忽略航天器和空间目标的地球非球形摄动、太阳光压、高层大气、日月引力等影响,航天器采用轨控发动机控制。通过在距离即将碰撞数十公里内垂直于视线的机动,可以大大提高航天器与空间目标的脱靶量,当脱靶量大于  $k$  倍航天器与空间目标的组合半径时(其中  $k > 1$ ),即认为达到主动规避目的。

## 1 相对运动方程

假设航天器与空间目标均为质点,则

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_t - \mathbf{r}_m = \mathbf{r}_e \quad (1)$$

其中,  $\mathbf{r}$  为相对距离,  $\mathbf{r}_t$  与  $\mathbf{r}_m$  分别为空间目标和航天器在惯性空间中的位置矢量,  $\mathbf{e}_r$  为相对视线方向单位矢量。

对上式求导,得

$$r\dot{\mathbf{e}}_r + r\dot{\mathbf{e}}_r = \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{V} = \mathbf{V}_t - \mathbf{V}_m \quad (2)$$

其中,  $\mathbf{V}_t$  为空间目标速度矢量,  $\mathbf{V}_m$  为航天器速度矢量,  $\mathbf{V}$  为相对速度矢量。

对上式进一步求导,得

$$r\ddot{\mathbf{e}}_r + 2r\dot{\mathbf{e}}_r + r\ddot{\mathbf{e}}_r = \dot{\mathbf{a}} = \mathbf{a}_t - \mathbf{a}_m + \mathbf{g}_t - \mathbf{g}_m \quad (3)$$

其中,  $\mathbf{a}_t$  为空间目标的摄动加速度,由于时间短、量级小,可近似为 0;  $\mathbf{a}_m$  为航天器的加速度;  $\mathbf{g}_t$ 、 $\mathbf{g}_m$  为目标和航天器所受的地球引力,设引力差为

$$\mathbf{g}_{tm} = \mathbf{g}_t - \mathbf{g}_m \quad (4)$$

在计算航天器与空间目标的引力加速度时,可考虑地球  $J_2$  项摄动的影响。

引入视线运动方程<sup>[10]</sup>

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}}_r = \omega_s \mathbf{e}_\theta \\ \dot{\mathbf{e}}_\theta = -\omega_s \mathbf{e}_r + \Omega_s \mathbf{e}_\omega \\ \dot{\mathbf{e}}_\omega = -\Omega_s \mathbf{e}_\theta \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $\mathbf{e}_\omega$  是视线旋转角速度方向单位矢量,设  $\mathbf{e}_\theta = \mathbf{e}_\omega \times \mathbf{e}_r$ ,  $\mathbf{e}_\theta$  即为视线法向单位向量,  $\mathbf{e}_r$ 、 $\mathbf{e}_\theta$ 、 $\mathbf{e}_\omega$  组成垂直正交的动坐标系,称为“视线旋转坐标系”,由  $\mathbf{e}_r$  和  $\mathbf{e}_\theta$  构成视线瞬时旋转平面(IRPL),  $\omega_s$  是视线瞬时转率,  $\Omega_s$  是 IRPL 的瞬时转率,视线角速度矢量由  $\omega_s = \omega_s \mathbf{e}_\omega$  表示, IRPL 角速度矢量由  $\Omega_s = \Omega_s \mathbf{e}_r$  表示。

为工程应用考虑,定义天顶方向为正向,以避免  $\mathbf{e}_r$ 、 $\mathbf{e}_\theta$ 、 $\mathbf{e}_\omega$  在视线转率  $\omega_s = 0$  附近时出现急剧的反向和震荡:若  $\mathbf{e}_\omega$  与天顶方向的夹角大于  $90^\circ$ ,则定义新的  $\mathbf{e}'_\omega = -\mathbf{e}_\omega$ ,从而得到新的  $\mathbf{e}'_\theta = -\mathbf{e}_\theta$ 。如

此可使  $\Omega_s$  在航天器自主规避过程中保持连续变化。

将式(4)和式(5)代入式(3),可得相对运动方程<sup>[10]</sup>

$$\begin{cases} \ddot{r} - r\omega_s^2 = g_{tmr} - a_{mr} \\ r\dot{\omega}_s + 2r\dot{\omega}_s = g_{tm\theta} - a_{m\theta} \\ r\omega_s \Omega_s = g_{tm\omega} - a_{m\omega} \end{cases} \quad (6)$$

上式即为考虑地球引力差的航天器与空间目标的相对运动方程,由上式可知,  $r$ 、 $\omega_s$  与  $\Omega_s$  是解耦的,这表示相对运动可分解为以下两种子运动:(1) IRPL 内的二维相对运动;(2) IRPL 的转动。根据文献[10]中的分析,IRPL 的转动最终将使相对加速度  $\mathbf{a}$  沿  $\mathbf{e}_\omega$  的分量降低。由于空间目标不机动,而航天器也不沿  $\mathbf{e}_\omega$  方向逃逸,则 IRPL 将保持在惯性空间中的静止。

因此,在研究航天器自主逃逸策略时,首先要确定碰撞可能发生的交会平面,即此处固定的 IRPL。在该平面内可以利用式(6)的前两式研究航天器与空间目标相对运动。

## 2 航天器最佳机动逃逸方向

当相对距离较短时,可将航天器与空间目标两者之间的最短距离与拦截问题中的“零控脱靶量”(ZEM)的概念统一,若 ZEM 大于规定的航天器安全半径(可为航天器与空间目标的组合半径的数倍),则可认为主动规避策略成功。

ZEM 的计算公式如下<sup>[11]</sup>

$$\text{ZEM} = \frac{r^2 |\omega_s|}{|\dot{r}|} \quad (7)$$

其中,  $|\dot{r}|$  为航天器与目标的接近速率。

由上式可知,当相对距离为  $r$  时,接近速率  $|\dot{r}|$  在交会过程中变化范围不大,则 ZEM 的大小主要由  $|\omega_s|$  决定。因此,航天器通过主动机动增大  $|\omega_s|$ ,可以有效增加 ZEM,达到规避的目的。

相对速度矢量可以分解为以下两个矢量

$$\begin{cases} \mathbf{V}_r = V_r \mathbf{e}_r = r\dot{\mathbf{e}}_r \\ \mathbf{V}_\theta = V_\theta \mathbf{e}_\theta = r\omega_s \mathbf{e}_\theta \end{cases} \quad (8)$$

其中,  $\mathbf{V}_r$  为航天器与目标的接近速度矢量,  $\mathbf{V}_\theta$  为垂直于视线的相对速度矢量。

由式(6)的第二式,有

$$\ddot{r} = g_{tmr} - a_{mr} + \frac{V_\theta^2}{r} \quad (9)$$

由上式可知,当  $V_\theta$  增大时,  $\ddot{r}$  也在增大,尤其随着相对距离  $r$  的降低,  $\ddot{r}$  增大的速率越快。对上式继续求导,有

$$\ddot{r} = \frac{d(g_{lmr} - a_{mr})}{dt} + 2(g_{lm\theta} - a_{m\theta})\frac{V_\theta}{r} - 3\frac{V_r V_\theta^2}{r^2} \quad (10)$$

由此可知,  $a_{mr}$  对  $\ddot{r}$  的影响与  $a_{m\theta}$  相比是一个高阶小量。

另一方面, 对  $V_\theta$  求导

$$\dot{V}_\theta = g_{lm\theta} - a_{m\theta} - \frac{V_r V_\theta}{r} \quad (11)$$

可知, 由于  $V_r < 0$ ,  $V_\theta$  的存在也会造成其自身增大。同时, 若  $a_{m\theta}$  为负值, 将使  $V_\theta$  增大, 进一步使  $\dot{r}$  增大, 从而在末段使相对距离增大。

因此, 对于装备雷达或者光学探测系统的航天器, 可以在地面指控中心的预警帮助下, 利用探测设备确定航天器与目标交会的 IRPL 平面与  $e_\theta$  方向, 然后利用姿轨控发动机产生沿  $e_\theta$  反方向的推力, 从而达到增大  $V_\theta$  的目的。利用式(8)可将式(7)改写为

$$ZEM = V_\theta \cdot t_{go} \quad (12)$$

其中,  $t_{go} = \frac{r}{|\dot{r}|}$ , 为距交会剩余飞行时间。于是可知, 增大  $V_\theta$  有利于增大 ZEM, 因此沿  $e_\theta$  反方向施加推力是航天器避免碰撞的较有利的机动逃逸方向。

### 3 机动方向的确定

通常采用的探测系统有雷达探测与红外探测等, 假设航天器能探测到目标相对于自己的角度信息, 则可以根据测角信息确定  $e_\theta$  方向。

设参考系  $o_A - x_A y_A z_A$  为以航天器质心为原点的平移惯性系, 如图 1 所示。

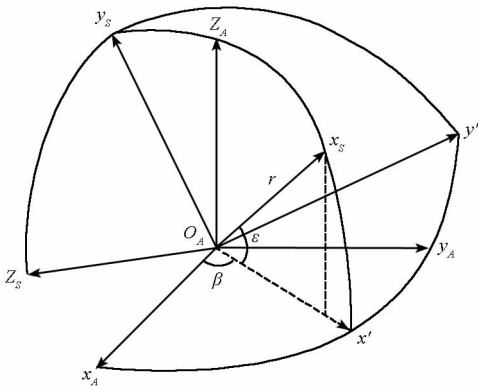


图 1 仰角、方位角与视线坐标系

Fig. 1 The elevation, azimuth and the LOS coordinate system

目标相对于航天器的方位可由仰角  $\epsilon$  与方位角  $\beta$  表示。  $o_A - x_s y_s z_s$  为  $o_A - x_A y_A z_A$  经过“321”旋转得到的视线坐标系, 旋转矩阵为

$$M = M_1 [90^\circ] M_2 [-\epsilon] M_3 [\beta] = \begin{bmatrix} \cos\beta \cos\epsilon & \sin\beta \cos\epsilon & \sin\epsilon \\ -\cos\beta \sin\epsilon & -\sin\beta \sin\epsilon & \cos\epsilon \\ \sin\beta & -\cos\beta & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

于是可得

$$\begin{aligned} x_s &= [\cos\beta \cos\epsilon \quad \sin\beta \cos\epsilon \quad \sin\epsilon]^T \\ y_s &= [-\cos\beta \sin\epsilon \quad -\sin\beta \sin\epsilon \quad \cos\epsilon]^T \\ z_s &= [\sin\beta \quad -\cos\beta \quad 0]^T \end{aligned} \quad (14)$$

其中,  $x_s, y_s, z_s$  表示视线坐标系三轴的方向。

设视线坐标系的旋转角速度  $\omega$  为

$$\begin{aligned} \omega &= \dot{\beta} + \dot{\epsilon} = \dot{\beta} z_A + \dot{\epsilon} z_s \\ &= \dot{\beta} \sin\epsilon x_s - \dot{\epsilon} y_s + \dot{\beta} \cos\epsilon z_s \end{aligned} \quad (15)$$

虽然  $\omega$  在  $x_s$  方向上有分量, 但由于不需要考虑视线绕自身的滚动旋转, 因此视线的旋转角速度(除去绕  $x_s$  轴的滚动角速度)可为

$$\omega_s = \dot{\beta} \cos\epsilon \cdot y_s + \dot{\epsilon} z_s \quad (16)$$

由上式可知

$$\begin{cases} \omega_s = \sqrt{(\dot{\beta} \cos\epsilon)^2 + \dot{\epsilon}^2} \\ e_\omega = \frac{\omega_s}{\omega} = \frac{\dot{\beta} \cos\epsilon \cdot y_s + \dot{\epsilon} z_s}{\sqrt{(\dot{\beta} \cos\epsilon)^2 + \dot{\epsilon}^2}} \end{cases} \quad (17)$$

于是有

$$e_\theta = e_\omega \times e_r = \frac{\dot{\epsilon} y_s - \dot{\beta} \cos\epsilon z_s}{\sqrt{(\dot{\beta} \cos\epsilon)^2 + \dot{\epsilon}^2}} \quad (18)$$

由上式可知, 在航天器持续进行角度测量后, 可通过滤波与代数计算得到  $e_\theta$  方向, 从而进行机动逃逸。

### 4 仿真分析

设低地球轨道上一航天器与一枚空间目标将发生碰撞, 如图 2 所示。

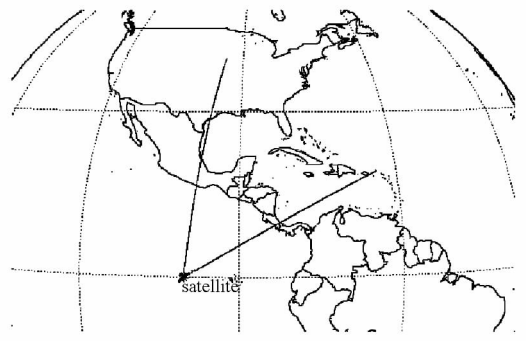


图 2 航天器与碎片的交会几何

Fig. 2 The engagement geometry of satellite and debris

航天器与空间目标在 J2000 惯性参考系中的初始位置、速度如表 1 所示(采用国际标准单位)。

表 1 航天器与碎片的初始状态

Tab.1 Inertial states of the satellite and debris

航天器	X	Y	Z
位置(m)	6677690.119	67893.789	36863.319
速度(m/s)	-89.375	6789.076	3686.167
碎片	X	Y	Z
位置(m)	6677690.119	13415.343	76082.189
速度(m/s)	-89.375	1341.474	7607.879

在考虑 J2 项地球引力的影响下,初始零控脱靶量 ZEM 几乎为 0,碎片将在 10s 后与航天器碰撞。此时,航天器根据观测结果,在沿  $e_\theta$  的方向上始终施加推力作用,设航天器最大可持续实现  $1\text{m/s}^2$  的加速度,仿真结果如图 3、图 4 所示。

图 3 为航天器实施机动规避前后与目标的飞行轨迹,由于所施加的机动加速度较小,因而未能大范围内改变航天器的运行轨迹,但足以达到规避碰撞的目的。

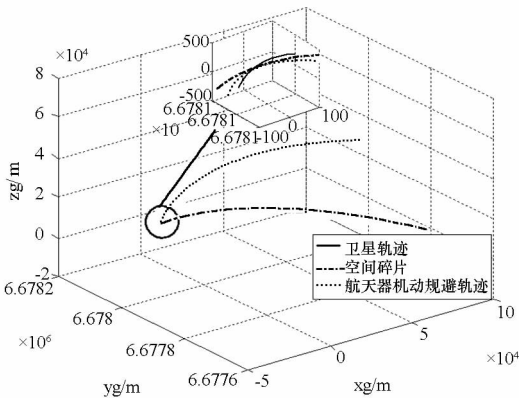


图 3 航天器与碎片的飞行轨迹

Fig.3 The trajectories of satellite and debris

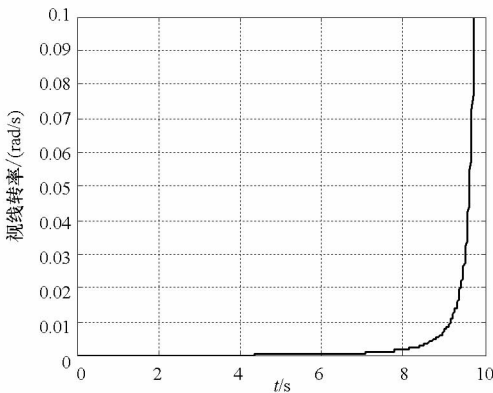


图 4 航天器机动后视线转率的变化

Fig.4 The LOS rate curve of the maneuvering satellite

图 4 为航天器实施机动规避后的视线转率变化图,由图可知,通过机动规避可使视线转率不断

增大,引起脱靶。最后可得脱靶量为  $50.0021\text{m}$ ,通常大于航天器半径,可认为达到了规避的目的。

根据分析可知,此次机动产生的速度增量为  $10\text{m/s}$ ,与地面预警进行机动规避所需的燃料消耗相比,是很小的量,可大大节省燃料,增加航天器的在轨寿命。

下面假设航天器可提前至碰撞前 10s、20s、30s 探测目标,而航天器最大可持续实现的加速度为  $0.5、1、1.5、2\text{m/s}^2$ ,所得脱靶量结果如表 2 所示。

表 2 不同条件下的脱靶量(单位:m)

Tab.2 Miss-distances under different conditions(unit:m)

	10s	20s	30s
$0.5\text{m/s}^2$	25.0026	99.9996	224.9762
$1\text{m/s}^2$	50.0021	199.9921	449.9392
$1.5\text{m/s}^2$	75.0013	299.9801	674.8798
$2\text{m/s}^2$	100.0001	399.9614	899.7888

由上表可知,当初始相对距离不变时,脱靶量与航天器机动能力成正比关系;而当航天器机动能力不变时,脱靶量与剩余飞行时间成平方正比关系。究其原因,在初始零控脱靶量为 0 时,最终脱靶量与剩余飞行时间和航天器机动能力的关系可简化为匀加速模型,即

$$Miss = \frac{1}{2} |a_{m\theta}| t_{go}^2 \quad (19)$$

因此满足上述分析,式(19)与数值仿真结果也相一致。由此可知,与增大航天器机动能力相比,增强其探测能力使其能提前探测到威胁目标对增加脱靶量更加有效。

### 5 结论

本文提出了一种航天器近距离自主规避以躲避无意识飞行的空间目标的机动策略。将相对运动分解为平面内的运动和平面的转动,寻找最佳机动方向并持续开机,可产生较大的脱靶量(即航天器与目标的最短距离)。通过仿真分析可知,该方法可产生足够大的脱靶量,可有效保证航天器的安全。

目前该方法的推导主要基于理想的相对运动模型。下一步的研究重点应在本文研究的基础上,考虑航天器测量系统误差,应用  $3\sigma$  原理来设计新的航天器机动规避策略。

- conflicts set generation for model-based diagnosis [C]// Proceedings of 3rd IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology, 2009: 346 - 354.
- [8] Low C B, Wang D W, Arogeti S. Causality assignment and model approximation for quantitative hybrid bond graph-based fault diagnosis [C]//Proceedings of 17th IFAC World Congress (IFAC08), Seoul, Korea, July 6 - 11, 2008.
- [9] Bouamama B O, Samantaray A K, Staroswiecki M, et al. Derivation of constraint relations from bond graph models for fault detection and isolation [C]//Proceedings of International Conference on Bond Graph Modeling and Simulation (ICBGM2003), Florida, 2003: 104 - 109.
- [10] Samantaray A K, Medjaher K, Bouamama B O, et al. Diagnostic bond graphs for online fault detection and isolation [J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2006; 237 - 262.
- [11] 张纯良,张振鹏. 空间推进系统故障诊断专家系统研究 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(5).  
ZHANG Cunliang, ZHANG Zengpeng. Research on fault diagnoses expert system of space propulsion system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5). (in Chinese)
- [12] 彭小辉. 空间推进系统故障诊断与自主管理技术研究 [D]. 长沙:国防科技大学, 2009.  
PENG Xiaohui. Study of cault diagnosis and autonomy techniques for spacecraft propulsion system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009; 41 - 43. (in Chinese)
- [13] Cordier M O, Dague P, Levy F, et al. Conflicts versus analytical redundancy relations: a comparative analysis of the model-based diagnosis approach from the artificial intelligence and automatic control perspectives [J]. IEEE Transactionson Systems, Man, and Cybernetics-Part B: Cybernetics. 2004, 34(5): 2163 - 2177.
- [14] Fijany A, Kirk R E. Statistics; an introduction [M]. Fort Worth: Harcourt Brace, 1999.
- [15] Vatan F. A new efficient method for system structural analysis and generating analytical redundancy relations [C]//IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2009.

(上接第 103 页)

## 参考文献 (References)

- [1] Satellite box score. Orbital Debris Quarterly News, 13(2), April, 2012 [DB/OL]. <http://www.orbitalde-700bris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv13i2.pdf>.
- [2] Chan F K. Spacecraft maneuvers to mitigate potential collision threats [R]. AIAA 2002 - 4629, 2002.
- [3] Leleux D, Spencer R, Zimmerman P, et al. Probability-based space shuttle collision avoidance [C]//Proceedings of Space OPS 2002 Conference, Houston, 2002.
- [4] Peterson G E. Maneuver selection for probability reduction of near-circular orbit conjunction [R]. AIAA/AAS 2002 - 4630, 2002.
- [5] Patera R P, Peterson G E. Space vehicle maneuver method to lower collision risk to an acceptable level [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(2): 233 - 237.
- [6] Kelly B D, Picciotto S D. Probability based optimal collision avoidance maneuvers [R]. AIAA 2005 - 6775, 2005.
- [7] Alfano S. Collision avoidance maneuver planning tool [R]. AAS 05 - 308, 2005.
- [8] Sanchez-Ortiz N, Bello-Mora M, Klinkrad H. Collision avoidance maneuvers during spacecraft mission lifetime; risk reduction and required  $\Delta V$  [J]. Advances in Space Research, 2006(38): 2107 - 2116.
- [9] Kim H D, Kim H J. Optimal collision avoidance maneuver to maintain a LEO station keeping [R]. IAC - 10 - A6. 2. 9, 2010.
- [10] Li K B, Chen L, Bai X Z. Differential geometric modeling of guidance problem for interceptors [J]. Sci China Ser E-Tech Sci, 2011, 54: 2283 - 2295.
- [11] Zarchan P. Tactical and strategic missile guidance [M]. 4th ed., Vol. 199, Progress in Astronautics and Aeronautics. New York: AIAA Inc., 1994; 11 - 29.