

## 考虑空间几何关系的反交会规避机动方法\*

于大腾,王 华,周晚萌

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**针对具有自主接近能力的航天器开展反交会规避机动方法研究。建立仅测角相对导航模型,对完全不可观测机动进行定义,基于空间几何关系推导并证明了完全不可观测机动是不存在的。以施加规避机动后追踪器对逃逸器的测量值与未机动时的差异为优化目标,利用矢量乘积原理设计目标函数,建立优化模型并对变量约束进行分析,随后采用遗传算法对最优规避机动方向进行优化。给出的仿真算例结果表明:提出的规避机动方向计算方法能够使目标函数值达到最小,从而提升追踪器对逃逸器的状态估计精度,降低其估计精度。这为规避机动问题研究提供了一种新的视角,可为以主动接近航天器为新对象进行的规避研究提供有益借鉴。

**关键词:**最优规避;规避机动;可观测性;遗传算法;仅测角

**中图分类号:**V412.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)06-089-06

## Anti-rendezvous evasive maneuver method considering space geometrical relationship

YU Dateng, WANG Hua, ZHOU Wanmeng

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

**Abstract:** An anti-rendezvous evasion maneuver method was proposed in order to escape from the spacecraft that has autonomous approaching ability. A bearing-only relative navigation model was built and the definition of absolutely non-observable maneuver was proposed. After some algebra, it was proved that the absolutely non-observable maneuver is non-existent. Based on that, an object function using vector multiplication was designed to find the minimum of measurement difference during the evasion. An optimization model was established and the variable bound was given so that the minimum of the object function could be obtained by the Genetic Algorithm. The numerical simulation was conducted with different maneuver impulse. The result shows that the proposed method can minimize the measurement difference between evasive maneuver adopted and evasive maneuver ignored. The method presented offers a new viewpoint for evasion maneuver research.

**Key words:** optimal evasion; evasive maneuver; observability; genetic algorithm; bearings-only

随着航天技术的不断发展,特别是 X-37B 等一系列轨道转移飞行器的成功试验<sup>[1]</sup>,在轨航天器面临的各种非合作主动交会目标的威胁逐渐增多。若仅依靠地面指挥中心提供的指令信息进行规避,在面对这些新增的具有自主接近能力的非合作航天器时,其规避的有效性和及时性将完全得不到保证。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离自主规避,与纯粹依靠地面提供的远距规避方案相比,将极大提升规避效果。因此开展在轨航天器规避机动方法研究是重要和必需的。

在导弹领域,很多学者对最优规避机动问题进行过研究<sup>[2-6]</sup>。Forte 等<sup>[7]</sup>将三维空间内的非线性规避进行了等价线性化转化,构建了垂直于来袭导弹接近矢量平面的 bang-bang 结构平面,并在此平面内进行了最优规避机动策略分析。Shinar 等<sup>[8]</sup>利用线性动力学与受限加速度模型对追踪器与逃逸器进行了分析,基于导弹相对动力学与相应的导航增益推导得到了关于转换方程与脱靶量的闭环形式解。在航天领域,规避机动问题也得到了很多应用。Patera 等<sup>[9-11]</sup>首先对碰撞概率进行了定义,并基于该概率提出了相应的规避策略。Kelly 等<sup>[12]</sup>利用非线性优化技术提出了一种最优交会逃逸机动方法。Bombardelli 等<sup>[13]</sup>

\* 收稿日期:2015-06-02

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11572345);国家重点基础研究发展计划资助项目(2013CB733100)

作者简介:于大腾(1988—),男,安徽阜阳人,博士研究生,E-mail:ydt236500@126.com;

王华(通信作者),男,副研究员,博士,硕士生导师,E-mail:wangh@nudt.edu.cn

构建了机动点与预测碰撞点之间关于距离的函数,通过最大化脱靶量得到了机动施加方向。王华等<sup>[14]</sup>利用分布迭代方法计算机动方向与大小,得到了固定机动方向和不固定机动方向两种情况下的最优规避机动。以上文献进行了饶有价值的研究,丰富了最优规避理论,但同时也存在一定的不足。目前绝大多数规避方法都依据传统的规避机动指标——碰撞概率和脱靶量进行规避设计,同时以理想测量为假设,不考虑实际导航精度,而导航是实际工程中必须要考虑的一个重要内容。

在仅测角导航时,追踪器和逃逸器两者施加的机动改变空间相对几何关系,并对系统的可观测性造成影响。Nardone 和 Hammel 等<sup>[15-16]</sup>已经证明了某些特定机动可以提升系统的可观测性。Woffinden 等<sup>[17]</sup>定义了可观测条件并从几何空间的角度推导得到了机动与系统可观测性的关系。Vallado<sup>[18]</sup>进一步指出相对运动的差异性与系统的可观测性成正相关。Grzymisch 等<sup>[19]</sup>在追踪器机动时对系统可观测性进行了推导,得到了不可观测机动的存在条件。文献[20]将系统可观测性进行量化,提出可观测度的概念,并根据可观测度进行优化,从而得到最优规避机动方向。

本文以逃逸器原轨道为标称轨道,将同时机动的两航天器复杂模型转化为单一目标机动的简单问题进行分析,提出一种基于空间几何关系,对系统可观测性指标进行分析,进而求取最优规避机动的反交会规避机动方法。

## 1 空间轨道机动与相对运动可观测性分析

在研究的空间轨道规避问题中,假设追踪器通过脉冲机动主动对逃逸器进行接近,而逃逸器按照一定的指标进行规避机动,从而达到对追踪器进行规避的目的。在以下分析中,假设两航天器的初始时刻的相对状态是已知的。

若初始时刻追踪器与逃逸器相距较远( $\geq 100$  km),由于双方的非合作性,此时相对距离信息将难以通过自主测量实时得到,通常追踪器会采用仅测角信息进行自主导航。一般来说,光学相机是比较通用的测量装备,相对测量关系如图 1 所示。其中,坐标系的  $x$  轴沿轴线方向, $y$  轴指向速度的反方向, $z$  轴与其他两轴成右手坐标系。

### 1.1 仅测角导航

假设追踪器与逃逸器初始轨道均为近圆轨道,且两者之间的相对距离远小于逃逸器的地心距。因此,可以使用 C-W 方程来描述两航天器

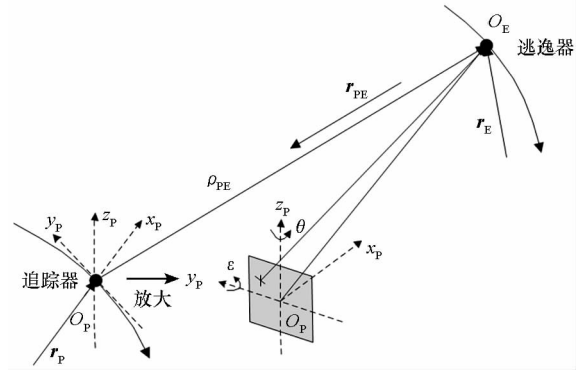


图 1 相对测量关系

Fig. 1 Relationship of relative measurement

的相对运动。以  $t_0$  为初始时刻,则任意  $t$  时的解<sup>[21]</sup>可表示为:

$$\mathbf{X}_t = \Phi(t, t_0)\mathbf{X}_{t_0} + \int_{t_0}^t \Phi_v(t, \tau)\mathbf{u}d\tau \quad (1)$$

其中,  $\Phi$  为状态转移矩阵,  $\mathbf{X}$  为相对状态,  $\mathbf{u}$  为推力加速度,  $\Phi$  和  $\Phi_v$  的表达式为

$$\Phi(t, t_0) = e^{A(t-t_0)} = \begin{bmatrix} \Phi_{rr} & \Phi_{rv} \\ \Phi_{vr} & \Phi_{vv} \end{bmatrix}$$

$\Phi$  的具体表达式见文献[22],在下文的推导中,统一记  $\Phi_p = [\Phi_{rr} \ \Phi_{rv}]$ ,  $\mathbf{B} = [\Phi_{vr}^T \ \Phi_{vv}^T]^T = [\mathbf{B}_r^T \ \mathbf{B}_v^T]^T$ 。

若追踪器采用脉冲变轨方式,且在  $t_0$  时施加的脉冲矢量为  $\Delta\mathbf{v}$ ,则追踪器在  $t$  时刻的相对状态  $\mathbf{X}_t$  可表示为:

$$\mathbf{X}_t = \Phi(t, t_0)\mathbf{X}_{t_0} + \mathbf{B}\Delta\mathbf{v} \quad (2)$$

对于采用光学相机进行仅测角测量,令测量坐标系与追踪器轨道坐标系重合,则逃逸器在测量坐标系中的相对位置  $\mathbf{r}_{PE} = [x_{PE} \ y_{PE} \ z_{PE}]^T$  与测量值之间的关系为:

$$\mathbf{h}(\mathbf{X}_E) = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan(z_{PE}/x_{PE}) \\ \arctan(y_{PE}/\sqrt{x_{PE}^2 + z_{PE}^2}) \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中,  $\varepsilon$  和  $\theta$  分别是测量获得的俯仰角和方位角。经过线性化转化,式(3)可以转化为:

$$\mathbf{H}(y)\mathbf{X}_r = \mathbf{0} \quad (4)$$

其中,  $\mathbf{X}_r$  为相对状态中的位置量,  $\mathbf{H}(y)$  的具体表达式为:

$$\mathbf{H}(y) = \begin{bmatrix} \sin\varepsilon & 0 & -\cos\varepsilon \\ \sin\theta & -\cos\varepsilon\cos\theta & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

通过以上线性化转化,即建立了相对状态与测量信息的线性化关系。

### 1.2 相对运动可观测性分析

在追踪器以仅测角进行导航时,一般是在一定的先验信息基础上,根据测量得到的角度信息

进行航迹规划。因此,若逃逸器施加规避机动后,追踪器对其进行测量的测角信息与未机动时相同,则追踪器将难以及时分辨逃逸器是否进行机动,此时的逃逸器状态可视为不可观测。故基于两航天器的空间几何关系,可有如下定义:

**定义** 若逃逸器施加一个非零的规避机动,使以后任意时刻追踪器对其的角测量值与未机动时保持一致,则称该机动为完全不可观测机动。

图2对完全不可观测机动的情况进行了具体说明。为便于理解,图2中取追踪器与逃逸器之间的相对运动轨迹在 $xy$ 测量平面的投影进行说明。假设逃逸器不进行机动的轨道为标称轨道,则 $l_p$ 为追踪器与标称轨道的相对运动轨迹, $l'_E$ 为施加规避机动后的逃逸器与标称轨道的相对运动轨迹。其中, $A_kO$ 为追踪器对标称轨道的相对位置矢量, $OA'_k$ 为标称轨道与机动后的逃逸器之间的相对位置矢量。若存在规避机动 $u_E$ ,使得 $l'_E$ 满足图2所示的几何关系,即对任意时刻若有 $A_kO = \lambda OA'_k$  ( $k=1,2,3,\dots$ ;  $\lambda$ 为任意非负值),则在不考虑测量误差的情况下,追踪器对逃逸器的测量值与未机动前相同,即认为该规避机动为完全不可观测机动。

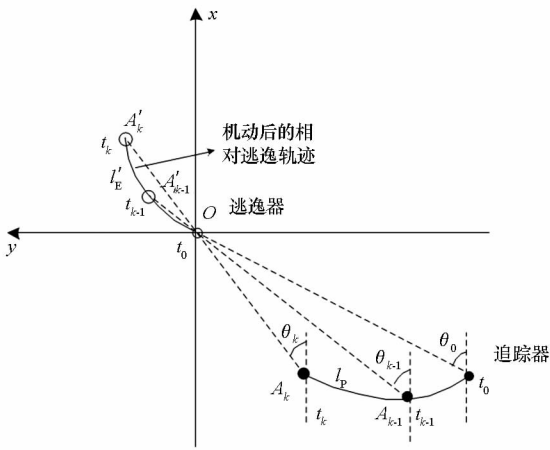


图2 完全不可观测机动示意

Fig.2 Completely unobservable maneuver

然而完全不可观测机动仅为理想几何假设,如图2所示的完全不可观测机动可以证明是不存在的。

**定理** 追踪器与逃逸器初始相对位置为任意非零值时,完全不可观测机动不存在。

**证明:** 假设逃逸器存在非零的完全不可观测机动 $u_E$ ,令 $t_0$ 为初始时刻,以初始两个时间步长 $t_1$ 和 $t_2$ 为例,施加规避机动的逃逸器与未机动轨道的相对位置为:

$$X_{E1} = B_r u_E \quad (6)$$

$$X_{E2} = \Phi_p B_u u_E \quad (7)$$

假设 $t_0$ 时,追踪器与逃逸器的初始相对状态为 $X_{P0}$ ,且位置分量不为零,则有

$$X_{P1} = \Phi_p X_{P0} \quad (8)$$

$$X_{P2} = \Phi_p^2 X_{P0} \quad (9)$$

其中, $\Phi_p^2 = \Phi_p \Phi$ , $X_{P1}$ 和 $X_{P2}$ 为位置矢量。

根据式(4),再结合完全不可观测机动定义,可以得到

$$H(y_1) X_{P1} = H(y_1) X_{E1} = 0 \quad (10)$$

$$H(y_2) X_{P2} = H(y_2) X_{E2} = 0 \quad (11)$$

即

$$H(y_1) (B_r u_E) = H(y_1) (\Phi_p X_{P0}) = 0 \quad (12)$$

$$H(y_2) (\Phi_p B_u u_E) = H(y_2) (\Phi_p^2 X_{P0}) = 0 \quad (13)$$

由解空间的性质不难得出

$$B_r u_E = \alpha_1 (\Phi_p X_{P0}) \quad (14)$$

$$\Phi_p B_u u_E = \alpha_2 (\Phi_p^2 X_{P0}) \quad (15)$$

其中, $\alpha_i$ 为任意非零实数。

因此,若使完全不可观测机动存在,只需式(14)、式(15)成立即可。

由式(14)可得:

$$u_E = \alpha_1 (B_r^{-1} \Phi_p X_{P0}) \quad (16)$$

将式(16)代入式(15)以及由式(15)的下一个时间步长所得到的式子中并整理,可以得到:

$$\Phi_p (\kappa_1 \Phi - B B_r^{-1} \Phi_p) X_{P0} = 0 \quad (17)$$

$$\Phi_p^2 (\kappa_2 \Phi - B B_r^{-1} \Phi_p) X_{P0} = 0 \quad (18)$$

其中, $\kappa_i = \alpha_{i+1} / \alpha_i$ 。

若使式(17)、式(18)成立,又 $\Phi_p$ 为线性变换,则在初始相对位置为任意非零值,即 $X_{P0}$ 存在任意非零解时,必有 $\kappa_1 = \kappa_2 \equiv \kappa$ 。式(17)即

$$\Phi_p (\kappa \Phi - B B_r^{-1} \Phi_p) X_{P0} = 0 \quad (19)$$

此外,若 $X_{P0}$ 存在任意非零解,从线性方程解的存在性定理易知,对于式(19)应有 $\text{rank}(\kappa \Phi - B B_r^{-1} \Phi_p) < 6$ 。将 $(\kappa \Phi - B B_r^{-1} \Phi_p)$ 展开可以得到

$$(\kappa \Phi - B B_r^{-1} \Phi_p) = \begin{bmatrix} (\kappa - 1) \Phi_{11} & (\kappa - 1) \Phi_{12} \\ \kappa \Phi_{21} - \Phi_{22} \Phi_{12}^{-1} \Phi_{11} & (\kappa - 1) \Phi_{22} \end{bmatrix} \quad (20)$$

由于 $\text{rank}(\Phi) = 6$ ,可知当且仅当 $\beta = 1$ 时,才有 $\text{rank}(\kappa \Phi - B B_r^{-1} \Phi_p) < 6$ ,则式(19)即为

$$\Phi_p (\Phi - B B_r^{-1} \Phi_p) X_{P0} = 0 \quad (21)$$

将 $\kappa = 1$ 代入式(20),可以得到:

$$\begin{bmatrix} (\kappa - 1) \Phi_{11} & (\kappa - 1) \Phi_{12} \\ \kappa \Phi_{21} - \Phi_{22} \Phi_{12}^{-1} \Phi_{11} & (\kappa - 1) \Phi_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \Phi_{21} - \Phi_{22} \Phi_{12}^{-1} \Phi_{11} & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

令 $X_{P0} = [X_{P0} \quad X_{P0}]^T$ ,由式(21)和式(22)

可知,  $\mathbf{X}_{P_0}$  取值不对等式结果造成影响。而当  $\mathbf{X}_{P_0}$  为任意值时, 不能保证满足等式条件, 仅  $\mathbf{X}_{P_0} = \mathbf{0}$  时式(21)恒成立, 即和追踪器与逃逸器初始相对位置为任意非零值这一条件相违, 故定理得证。

虽然在理想测量情况下完全不可观测机动是不存在的, 但实际规避过程中如果规避后的轨道与原轨道之间的相对运动轨迹产生的测量角改变值接近或者小于测量精度, 则追踪器同样难以识别逃逸器是否机动, 即可将其视为完全不可观测机动的相似解。可以这样理解, 施加的机动所引起的测角变化越小, 则追踪器进行机动识别的难度越大, 亦即以可观测性为规避指标时, 该规避机动越优。

## 2 最优规避机动方向计算

### 2.1 优化模型

若使施加的机动所引起的测角变化尽量小, 则  $\mathbf{A}_k \mathbf{O}$  与  $\mathbf{OA}'_k$  之间的夹角应尽量小。当  $\mathbf{A}_k \mathbf{O}$  与  $\mathbf{OA}'_k$  之间的夹角为零时, 测角相同, 此时即不可观测的情况。

根据空间矢量的乘积法则, 当空间任意两个单位矢量的标量积为零时, 这两个矢量互相垂直; 当任意两个单位矢量的标量积为 1 或者 -1 时, 称这两个矢量为共线向量。特别地, 当标量积为 1 时, 表明两个矢量共线且同向。具体如图 3 所示(图中  $|\cdot|$  表示矢量的模)。

记  $\mathbf{A}_k \mathbf{O}$  与  $\mathbf{OA}'_k$  方向的单位向量分别为  $\overline{\mathbf{A}_k \mathbf{O}}$  与  $\overline{\mathbf{OA}'_k}$ 。易知,  $\overline{\mathbf{A}_k \mathbf{O}} \cdot \overline{\mathbf{OA}'_k}$  的值越接近 1 则表示  $k$  时刻的矢量  $\mathbf{A}_k \mathbf{O}$  与  $\mathbf{OA}'_k$  之间的夹角越小。因此, 若逃逸器施加的规避机动最优, 则特定的观测时长内所引起的测角变化应尽可能小, 即所有  $\overline{\mathbf{A}_k \mathbf{O}} \cdot \overline{\mathbf{OA}'_k}$  之和应尽可能大, 可得目标函数:

$$\max_{\mathbf{u}_E} f(\mathbf{u}_E) = \sum_{k=0}^N \overline{\mathbf{A}_k \mathbf{O}} \cdot \overline{\mathbf{OA}'_k} \quad (23)$$

其中,  $\mathbf{A}_k \mathbf{O}$  可表示为  $\Phi_p(t_k, t_0) \mathbf{X}_{P_0}$ ,  $\mathbf{OA}'_k$  可表示为  $\mathbf{B}_r(t_k, t_0) \mathbf{u}_E$ 。

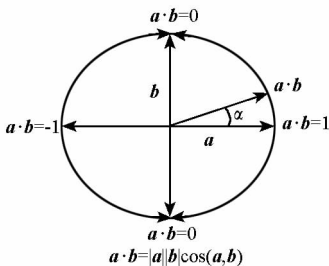


图 3 矢量标量积示意图

Fig. 3 Scalar product of vector and scalar

为便于利用优化算法寻找极值, 将式(20)取

负, 则新的目标函数可表示为:

$$\min_{\mathbf{u}_E} \tilde{f}(\mathbf{u}_E) = - \sum_{k=0}^N \overline{\mathbf{A}_k \mathbf{O}} \cdot \overline{\mathbf{OA}'_k} \quad (24)$$

由式(2)可知, 逃逸器施加规避机动会使相对轨迹发生改变, 即通过施加不同的规避机动可以得到不同的  $\overline{\mathbf{OA}'_k}$ , 再与同一时刻逃逸器未机动时与追踪器的相对位置单位矢量  $\overline{\mathbf{A}_k \mathbf{O}}$  相乘, 利用式(24)便可得到相应的目标函数值。为了便于比较规避效果, 这里统一假设规避机动脉冲大小为固定值  $\Delta \mathbf{v} = 3 \text{ m/s}$ , 并对规避机动方向——方位角  $\theta$  和俯仰角  $\varepsilon$  进行优化。优化变量表示为:

$$\mathbf{D}_{Vopt} = [\varepsilon, \theta]^T$$

考虑追踪器与逃逸器两者的空间几何关系, 优化机动的取值范围应满足:

$$\begin{cases} -\frac{3\pi}{2} \leq \theta \leq -\frac{\pi}{2} \\ -\frac{\pi}{2} \leq \varepsilon \leq \frac{\pi}{2} \end{cases}$$

为对问题进行简化, 下面将通过分析进一步缩小优化变量取值范围。在目前的交会对接技术条件下, 追踪器一般采用共面的方式, 利用脉冲变轨对逃逸器进行接近, 这种方式都属于低速交会。由于空间两航天器进行相对运动时, 异面相对运动的可视性要远大于共面的可视性<sup>[18]</sup>, 因此逃逸器的规避机动脉冲也应使规避后的轨道面处于原轨道面附近, 即有

$$\begin{cases} -\frac{3\pi}{2} \leq \theta \leq -\frac{\pi}{2} \\ |\varepsilon| \leq \xi, \quad \xi = 0.05 \end{cases}$$

### 2.2 遗传算法优化

遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 是自然遗传和择优选择相结合的搜索算法, 具有一定的灵活性与鲁棒性。近年来在计算机网络、电子电信以及航空航天等诸多领域得到了广泛的应用。因此, 选择遗传算法进行优化。

遗传算法计算流程具体步骤如下所示。

**步骤 1:** 根据 2.1 节中的变量约束进行种群初始化。

**步骤 2:** 计算式(24)中的目标函数值。

**步骤 3:** 选择适应度高的个体, 并判断是否符合终止条件, 如果满足则算法结束, 如果不满足, 继续进行迭代。

**步骤 4:** 返回步骤 2, 通过交叉变异产生下一代新种群, 继续计算。

### 3 数值仿真

本节利用 MATLAB 对算法的有效性和正确性进行了验证。

设逃逸器初始轨道为 400 km 圆轨道,追踪器与逃逸器在  $t_0$  时刻的初始相对状态为  $X_{P0} = [79\ 933.5\ \text{m}\ -57\ 232.0\ \text{m}\ 0\ \text{m}\ -111.35\ \text{m/s}\ 23.8\ \text{m/s}\ 0\ \text{m/s}]^T$ ,追踪器测量频率为 0.1 Hz,取逃逸器规避脉冲大小  $\Delta v = 3\ \text{m/s}$ 。若逃逸器针对初始时刻之后的 1000 s 时间内的轨迹进行规避机动,总观测次数为 101 次,则目标函数的理想值为 101。

利用遗传算法进行最优规避机动优化。设初始种群数量为 80,算法最大迭代数为第 30 代,仿真结果如图 4 所示。

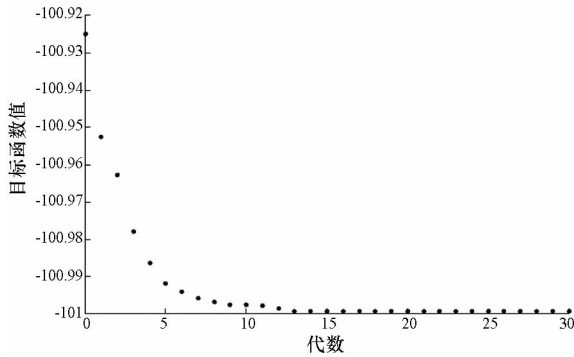


图 4 遗传算法优化结果

Fig. 4 Optimization result of GA

可见,在第 15 代之后结果即已经收敛,达到的最大目标函数值为 100.999 1,最优规避机动方向  $D_{\text{opt}} = [0\ -3.231]^T$ 。为验证优化所得规避机动方向的可观测最优性,随机选取两个规避机动方向  $D_A = [0\ -2.231]^T$  和  $D_B = [0\ -1.571]^T$ ,首先对追踪器与逃逸器的相对运动测量情况进行仿真,由于面外机动分量为零,因此俯仰角变化为零,而不同情况下的方位角变化情况如图 5 所示。图 6 则将施加不同机动时方位角测量值与未机动时的方位角测量值之差进行了对比。

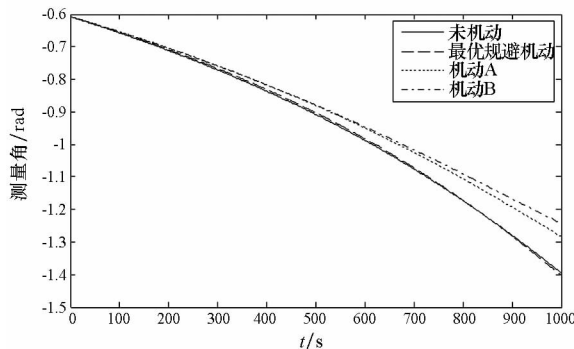


图 5 不同情况下的方位角  $\theta$  测量值

Fig. 5 Measurement of azimuth  $\theta$  in different condition

从图 5 和图 6 可以看出,基于可观测性的最优规避机动方向所产生的测角与未机动时测角的偏差远优于其他机动方向。当追踪器测量精度小于 0.01 rad 时,甚至难以分辨逃逸器是否进行机动。

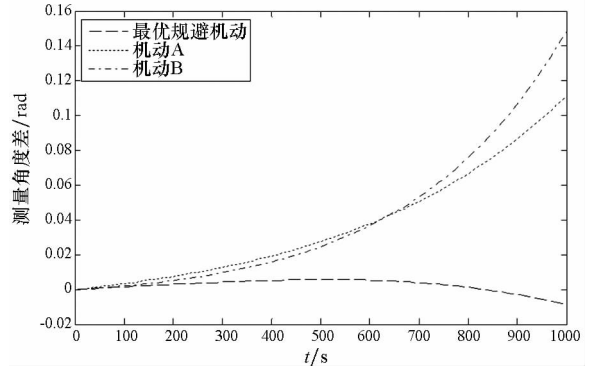


图 6 不同机动情况下与未机动时方位角  $\theta$  测量值的差

Fig. 6 Measurement difference of azimuth  $\theta$  between different maneuvering and non-maneuvering

下面通过仿真进一步说明基于可观测性规避机动对状态估计的影响。采用 4 阶 Runge-Kutta 法进行数值仿真,对不同情况下的误差传播矩阵进行仿真分析。假设初始协方差矩阵为:

$$P_0 = \text{diag}(2000^2, 2000^2, 2000^2, 5^2, 2^2, 1^2)$$

其中,前三个量的单位为 m,后三个量的单位为  $\text{m/s}$ 。

仿真得到的追踪器与逃逸器相对运动轨迹及估计误差椭圆的演化情况如图 7 所示。误差椭圆的长轴表征了相对状态估计的精度,长轴越长即估计精度越低,反之,则估计精度越高。同时,需要指出的是,由于角度测量的相互性,当追踪器与逃逸器的测量能力相同时,按照该方法进行规避机动会使逃逸器与追踪器的测量精度同时提高或降低。

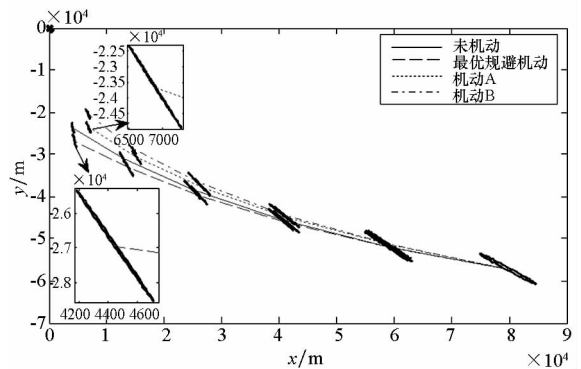


图 7 轨道面内相对运动及估计误差椭圆

Fig. 7 Relative motion in-plane and estimation error ellipse

由图 7 可以看出,由机动方向 B 造成的估计误差椭圆明显小于其他三种情况,为便于详细比较,将 1000 s 时另外三种情况下的终端误差椭圆

长轴大小列于表 1 中。由图 7 和表 1 可以看出,采用最优机动进行规避可使估计误差椭圆长轴长度大于不机动或者随机机动方向所产生的误差椭圆长轴长度。因此,基于可观测性的最优规避可使追踪器估计误差变大,即降低其导航精度,而不当的规避会使估计误差甚至小于无机动的情况,不利于后续规避。需要指出的是,遗传算法仅为一种可能的寻优方法,若日后用于工程应用,则应选取其他高效优化方法甚至是求取其解析解来适应星上在轨计算能力。

表 1 不同情况下的终端误差椭圆长轴长度

Tab. 1 Long axis length of estimation error

ellipse in different cases

m

	机动情况		
	不机动	最优规避	机动 A
误差椭圆长轴长度	2848.2	3234.4	2831.0

## 4 结论

对于空间两航天器的规避机动问题,本文探讨了一种可行的新思路。在给出的仅测角相对导航模型下,基于空间几何关系对完全不可观测机动的不存在性进行证明,随后设计了最优规避机动方向计算方法,并利用遗传算法对最优规避机动方向进行优化。由仿真算例可知,逃逸器按照提出的基于可观测性的最优规避机动方法进行规避可使追踪器对自身的测量值与未机动时差异最小,提升追踪器状态估计难度,增加其轨道重规划反应时间。

## 参考文献 (References)

[1] 于大腾, 王华, 尤岳, 等. 不完备轨道信息下的 LEO 轨道面内机动检测方法[J]. 宇航学报, 2013, 34(3): 314-319.  
YU Dateng, WANG Hua, YOU Yue, et al. A new in-plane maneuver detection method for incomplete orbit information of LEO spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(3): 314-319. (in Chinese)

[2] Shinar J, Rotsztein Y, Bezner E. Analysis of three-dimensional optimal evasion with linearized kinematics[J]. Journal of Guidance and Control, 1979, 2(5): 353-360.

[3] Chan F K. Spacecraft maneuvers to mitigate potential collision threats [C]//Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, AIAA 2002-4629, 2002.

[4] Sanchez-Ortiz N, Bello-Mora M, Klinkrad H. Collision avoidance manoeuvres during spacecraft mission lifetime: risk reduction and required  $\Delta V$ [J]. Advances in Space Research, 2006, 38(9): 2107-2116.

[5] Kim H D, Kim H J. Optimal collision avoidance maneuver to maintain a LEO station keeping; IAC-10-A6.2.9[R]. 2010.

[6] Shima T. Optimal cooperative pursuit and evasion strategies against a homing missile[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34(2): 414-425.

[7] Forte I, Steinberg A, Shinar J. The effects of non-linear kinematics in optimal evasion [J]. Optimal Control Applications and Methods, 1983, 4: 139-152.

[8] Shinar J, Steinberg D. Analysis of optimal evasive maneuvers based on a linearized two-dimensional kinematic model[J]. Journal of Aircraft, 1977, 14(8): 795-802.

[9] Patera R P. General method for calculating satellite collision probability[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(4): 716-722.

[10] Patera R P. Satellite collision probability for nonlinear relative motion[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(5): 728-733.

[11] 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.

[12] Kelly B D, Picciotto S D. Probability based optimal collision avoidance maneuvers [C]//Proceedings of Space, AIAA 2005-6775, 2005.

[13] Bombardelli C. Analytical formulation of impulsive collision avoidance dynamics[J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 2014, 118(2): 99-114.

[14] 王华, 李海阳, 唐国金. 基于碰撞概率的交会对接最优碰撞规避机动[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 220-223.  
WANG Hua, LI Haiyang, TANG Guojin. Collision probability based optimal collision avoidance maneuver in rendezvous and docking[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 220-223. (in Chinese)

[15] Nardone S C, Aidala V J. Observability criteria for bearings-only target motion analysis [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1981, 17(2): 162-166.

[16] Hammel S E, Aidala V J. Observability requirements for three-dimensional tracking via angle measurements[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1985, 21(2): 200-207.

[17] Woffinden D C, Geller D K. Observability criteria for angles-only navigation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, 45(3): 1194-1208.

[18] Vallado D A. Evaluating gooding angles-only orbit determination of space based space surveillance measurements[J]. Presented at the AAS Born Symposium, 2010; 1-22.

[19] Grzymisch J, Fichter W. Analytic optimal observability maneuvers for in-orbit bearings-only rendezvous [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2014, 37(5): 1658-1664.

[20] 于大腾, 王华, 李九人. 考虑可观测度的反交会规避机动方法[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(4): 15-21.  
YU Dateng, WANG Hua, LI Jiuren. An anti-rendezvous evasion maneuver method based on degree of observability[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(4): 16-21. (in Chinese)

[21] 李九人, 李海阳, 唐国金, 等. 基于仅测角的自主交会相对导航策略研究[J]. 中国科学: 技术科学, 2011, 41(9): 1865-1872.  
LI Jiuren, LI Haiyang, TANG Guojin, et al. Research on the strategy of angles-only relative navigation for autonomous rendezvous[J]. Scientia Sinica Technologica, 2011, 41(9): 1865-1872. (in Chinese)

[22] 李九人. 空间交会的仅测角相对导航与自主控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.  
LI Jiuren. Research on angles-only relative navigation and autonomous control for space rendezvous [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)