动力学与控制

基于机动目标滤波估计的航天器主动规避策略1)

李皓皓 张进2) 罗亚中

(国防科技大学空天科学学院,长沙410073)

摘要随着空间操控技术的发展,航天器在轨安全问题日益受到重视.具有主动机动能力的航天器对目标航天器 的自主接近严重威胁航天器的在轨安全.航天器近距离追逃博弈时,相对位置、速度、加速度等状态获取是追逃 双方博弈策略形成的基础.本文在追逃双方信息获取不完全的情况下,提出了基于机动目标滤波估计与最大化 视线偏转率的主动规避逃脱策略.追逃双方航天器基于当前统计模型滤波算法获得对方的相对位置、速度、加 速度等导航信息.追踪航天器采用比例导引律自主接近逃逸航天器.逃逸航天器计算相对于追踪航天器的视线 方向及视线偏转率,采用基于最大化视线偏转率的主动规避策略进行逃脱.对不同规避策略及不同工况进行仿 真分析,结果表明:逃逸航天器的机动能力达到追踪航天器的 60% 以上时,所提出的规避策略可有效规避追踪 航天器的自主接近;规避策略对观测设备的测量精度和工作频率不敏感;规避效果与规避策略的响应时间有关, 逃逸航天器收到预警信息越早,规避效果越好.

关键词 机动目标,加速度估计,主动规避,追逃博弈

中图分类号: V448.21 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-20-113

SPACECRAFT EVASION STRATEGY USING ACTIVE MANEUVERS BASED ON MANEUVERING-TARGET ACCELERATION ESTIMATION¹⁾

Li Haohao Zhang Jin²⁾ Luo Yazhong

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

Abstract With the development of space control technology, the safety of spacecraft in orbit has been paid more and more attention. The autonomous approach of the spacecraft with active maneuverability to the target spacecraft is a serious threat to the safety of the spacecraft in orbit. In the close orbital pursuit-evasion (PE) game of spacecraft, the acquisition of relative position, velocity and acceleration is the basis of the PE game strategy of both sides. In the case of incomplete information acquisition by both sides, an evasion control strategy based on the filtering estimation of maneuvering target and the maximizing line-of-sight yaw rate is proposed. The escaper obtains navigation information such as the relative position, velocity, and acceleration of the chaser based on the current statistical model filtering algorithm, and the chaser obtains navigation information of the escaper also based on the current statistical model filtering algorithm. The chaser uses the proportional guidance law to approach the escaper autonomously. The escaper calculates the line-of-sight

1) 国家自然科学基金资助项目 (11572345).

引用格式:李皓皓,张进,罗亚中.基于机动目标滤波估计的航天器主动规避策略.力学学报,2020,52(6):1560-1568

Li Haohao, Zhang Jin, Luo Yazhong. Spacecraft evasion strategy using active maneuvers based on maneuvering-target acceleration estimation. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, 52(6): 1560-1568

²⁰²⁰⁻⁰⁴⁻¹⁴ 收稿, 2020-06-20 录用, 2020-06-29 网络版发表.

²⁾ 张进, 副教授, 主要研究方向: 航天飞行任务规划. E-mail: zhangjin@nudt.edu.cn

direction and line-of-sight yaw rate relative to the chaser, and uses an active evasion strategy based on maximizing the line-of-sight yaw rate to escape. The different evasion strategies and different operating conditions are simulated. The results show that when the maneuverability of the escaper reaches more than 60% of the chaser, the escaper can escape successfully by using the proposed evasion strategy; the evasion strategy is not sensitive to the measurement accuracy and operating frequency of observation equipment, and the effect of evasion strategy is related to the response time, the earlier the escaper receives the warning information, the better the evasion strategy will be.

Key words maneuvering target, acceleration estimate, active evasion, pursuit-evasion game

引 言

近年来,航天器操控技术日新月异.面向空间大型柔性结构^[1]、多体系统^[2]以及大型空间结构在轨 组装^[3]等技术层出不穷,导致各个航天大国对太空 资产安全问题越来越重视.具有主动机动能力的空间 非合作航天器对己方航天器的自主异常接近是对己 方航天器安全的重大威胁.当追踪航天器(简称为追 踪器)异常接近时,逃逸航天器(简称为逃逸器)需要 通过机动进行规避,规避策略包括施加机动的时机、 大小和方向,其优劣直接影响逃逸器的生存能力.因 此,规避策略的研究是逃逸器主动规避的核心问题.

航天器相对导航是空间近距离操作任务的基 础^[4]. 逃逸器的规避策略同样离不开对追踪器状态 的估计.当追踪器持续机动时,传统的导航滤波算法 收敛较慢甚至会发散,因此在追踪器持续机动时需 要研究新的导航滤波算法. 机动目标跟踪问题的核 心是对目标的不确定性运动进行建模,主要思路是 将目标的真实非随机机动加速度近似为一种随机过 程^[5]. 最简单的目标机动模型是白噪声加速度模型, 也叫匀加速模型,它假设目标做匀加速运动,将目标 加速度变化量建模为白噪声. Singer^[6]于 1970年提 出了著名的 Singer 模型, 其本质是将机动加速度建 模为零均值一阶马尔可夫过程,采用更符合实际的 有色噪声代替白噪声描述机动加速度. 我国周宏仁 教授在 Singer 模型的基础上提出了当前统计模型^[7], 其本质是非零均值的一阶马尔可夫模型,用修正的 瑞利分布描述机动加速度的当前概率密度.目前,当 前统计模型在机动目标跟踪领域显示出了强大的生 命力[8]. 本文基于当前统计模型发展机动目标滤波 算法,应用于逃逸器对于追踪器导航信息的获取.

逃逸器的规避策略目前已有较多研究^[9-10],主要 的研究思路是假设初始时刻追踪器的位置、速度等 导航信息已知,通过设定终端脱靶量和碰撞概率等

优化指标,将机动规避问题转化为优化问题进行处 理. Bombardelli 等^[11] 构建了机动点与预测碰撞点之 间关于距离的函数,求解脱靶量的最大值,以此为施 加机动方向.此外, Wang 等^[12]、郑重等^[13] 通过相 对距离、势函数等方法研究了卫星编队飞行中的规 避机动策略. 上述文献的研究对于逃逸器主动规避 策略具有一定的参考价值,但其研究对象多是空间 碎片或失效航天器等无机动能力的空间目标, 规避 策略也是考虑碰撞概率和相对距离等传统规避指标. 若逃逸器在逃逸过程中考虑追踪器的机动策略,那 规避逃逸问题将从单边规划问题变为追逃博弈双边 规划问题[14]. 张秋华等[15] 在时间固定的情况下, 基 于定量和定性方法研究了追逃双方航天器的追逃策 略以及追逃界栅. 郝志伟等[16] 采用半直接配点的数 值方法求解追逃双方最优控制策略,避免了求解非 线性两点边值问题. 刘源等[17] 采用协同进化算法研 究了固定时间下的两航天器三维空间追逃问题,思 路是将最优双边规划问题简化为对追逃过程中纳什 均衡点的搜索.于大腾等[18-19]研究了相对运动对系 统可观测性的影响,设计系统可观测度,以此为优化 目标对最优规避进行了求解. 沈红新等[20] 考虑了航 天器质量变化,将三维追逃问题拓展为28维,采用间 接打靶法求解了鞍点. 李振瑜等[21] 在近圆轨道、自 由时间的情况下,提出了一种求解两航天器追逃博 弈鞍点解的降维方法. Dong 等^[22] 通过零效脱靶量 估算剩余捕获时间,解决了捕获时间最优化问题.此 外, Shima 等^[23-24]研究了考虑加速度估计延迟的导 弹拦截微分对策制导律.上述文献的研究简化了相 对动力学模型,并以信息透明为前提[25],即逃逸器已 知追踪器的相对位置、速度等控制输入量,然而对于 非合作航天器,这些信息是无法实时已知的,因此本 文考虑实际工程情况, 逃逸器通过测量和滤波获得 追踪器的状态信息,且状态信息具有一定误差.

追踪器的追踪策略(主要体现为追踪制导率)同

1562

样是追逃问题的关键因素,然而本文主要研究逃逸 器的规避策略,因此采用经典的比例导引律 (proportional navigation) 作为追踪器的制导率.比例导引律 具有简单、高效而且易于工程实现的特点,广泛应用 于导弹拦截、空间交会问题^[26-28].本文主要研究在 追踪器采用比例导引律接近逃逸器,追逃双方信息 不透明的情况下,逃逸器基于当前统计模型自适应 滤波算法对追踪器状态进行滤波估计,同时最大化 视线转率以降低追踪器制导率作用的航天器主动机 动规避策略.

1 机动目标滤波算法

1.1 相对导航观测模型

由于追逃双方采用相同的机动目标滤波算法获取相对状态,因此本文以逃逸器为例进行说明.以逃逸器质心为原点建立 VVLH 相对导航坐标系 O_c -xyz, 其中 O_c -x 轴指向逃逸器 V-bar 方向, O_c -y 轴指向逃逸器 –H-bar 方向, O_c -z 轴指向逃逸器 –R-bar 方向.相对导航测量量为相对距离和相对角位置.在 VVLH 坐标系中对相对角位置进行定义,如图 1 所示,定义追踪器相对于逃逸器的视线方向与导航坐标系中 xy 平面的夹角为俯仰角 $\alpha \in (-\pi/2, \pi/2)$,视线方向在 xy 平面的投影与 x 轴方向的夹角 (从 x 轴开始沿逆时针方向度量)为方位角 $\beta \in (-\pi, \pi)$.



Fig. 1 Relative navigation coordinate system

在上述定义下, 逃逸器对追踪器进行观测可得 观测方程为

$$\boldsymbol{Z} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{\alpha} \\ \boldsymbol{\beta} \end{bmatrix} = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \tan^{-1} \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \\ \tan^{-1} \frac{y}{r} \end{bmatrix}$$
(1)

其中, X 为位置、速度和加速度等状态变量, $X = [x, y, z, v_x, v_y, v_z, a_x, a_y, a_z]^T$, 对应的观测敏感性矩阵为

$$\boldsymbol{H} = \frac{\partial \boldsymbol{h}(\boldsymbol{X})}{\partial \boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} \end{bmatrix}$$
(2)

其中,观测敏感性矩阵 H 的各分量表达式如下

$$h_{11} = \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}$$

$$h_{12} = \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}$$

$$h_{13} = \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}$$

$$h_{21} = -\frac{xz}{\sqrt{x^2 + y^2} (x^2 + y^2 + z^2)}$$

$$h_{22} = -\frac{yz}{\sqrt{x^2 + y^2} (x^2 + y^2 + z^2)}$$

$$h_{23} = \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{x^2 + y^2 + z^2}$$

$$h_{31} = -\frac{y}{x^2 + y^2}$$

$$h_{32} = \frac{x}{x^2 + y^2}$$

$$h_{33} = 0$$

1.2 基于当前统计模型的自适应滤波算法

逃逸器对追踪器的跟踪滤波是空间三维过程, 为便于表达与论述,以 x 方向为例进行公式推导.考 虑加速度均值非零的时间相关模型, x 方向的动力学 方程为

$$\dot{a}_x(t) = -\alpha_x a_x(t) + \alpha_x \bar{a}_x + \omega_x(t) \tag{3}$$

其中 α_x 为根据经验设定的机动频率. 令 $X_x(t) = [x(t) v_x(t) a_x(t)]^T$,根据式 (3) 建立滤波状态方程如下

$$\dot{\boldsymbol{X}}_{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{A}_{\boldsymbol{x}}\boldsymbol{X}_{\boldsymbol{x}}(t) + \boldsymbol{B}_{\boldsymbol{x}}\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{B}_{\boldsymbol{x}}\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{x}}(t)$$
(4)

其中, $\boldsymbol{A}_x = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\alpha_x \end{pmatrix}, \boldsymbol{B}_x = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}, \boldsymbol{F}_x = \alpha_x \bar{\alpha}_x, \boldsymbol{G}_x(t) =$

ω_x(t). 设采样周期为 Δt, 求解上述方程

$$\begin{split} \boldsymbol{\Phi}_{x}(\Delta t) &= e^{A_{x}\Delta t} \\ \boldsymbol{U}_{x}(\Delta t) &= \left(\int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} e^{[(k+1)\Delta t-\tau]A_{x}} d\tau\right) \boldsymbol{B}_{x} \boldsymbol{F}_{x} \\ \boldsymbol{W}_{x}(k+1,k) &= \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} e^{[(k+1)\Delta t-\tau]A_{x}} \boldsymbol{B}_{x} \boldsymbol{G}_{x}(\tau) d\tau \\ \diamondsuit \boldsymbol{X}_{x}(k) &= [x(k), v_{x}(k), a_{x}(k)]^{\mathrm{T}}, \ \mathbf{T}$$
得离散状态方程为
$$\boldsymbol{X}_{x}(k+1) &= \boldsymbol{\Phi}_{x}(k+1,k) \boldsymbol{X}_{x}(k) + \boldsymbol{U}_{x}(k) \boldsymbol{F}_{x} + \boldsymbol{W}_{x}(k+1,k) \ (5) \\ 其中 \end{split}$$

$$\boldsymbol{\varPhi}_{x}(k+1,k) = \begin{pmatrix} 1 & \Delta t & \frac{-1+\alpha_{x}\Delta t + e^{-\alpha_{x}\Delta t}}{\alpha_{x}^{2}} \\ 0 & 1 & \frac{1-e^{-\alpha_{x}\Delta t}}{\alpha_{x}} \\ 0 & 0 & e^{-\alpha_{x}\Delta t} \end{pmatrix}$$
$$\boldsymbol{U}_{x}(k) = \begin{pmatrix} \frac{\bar{a}_{x} \left[2-2e^{-\alpha_{x}\Delta t} + \alpha_{x}\Delta t \left(-2+\alpha_{x}\Delta t\right) \right]}{2\alpha_{x}^{2}} \\ \frac{\bar{a}_{x} \left(-1+e^{-\alpha_{x}\Delta t} + \alpha_{x}\Delta t\right)}{\alpha_{x}} \\ \frac{\bar{a}_{x} - \bar{a}_{x}e^{-\alpha_{x}\Delta t}}{\alpha_{x}} \end{pmatrix}$$

令 $N_x(\Delta t) = e^{[(k+1)\Delta t - \tau]A_x} B_x$, 则 $W_x(k) = \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} N_x(\tau)$ $G_x(\tau) d\tau, W_x(k)$ 为离散时间白噪声序列, 即 $E[W_x(k)$ $W_x^T(k+j)] = 0 (\forall j \neq 0)$. 由噪声 $W_x(k)$ 可求得系统误 差协方差矩阵为

$$\boldsymbol{Q}_{x}(k) = E[\boldsymbol{W}_{x}(k)\boldsymbol{W}_{x}^{\mathrm{T}}(k)] = \\E\left[\int_{k\ \Delta t}^{(k+1)\Delta t}\int_{k\ \Delta t}^{(k+1)\Delta t}\boldsymbol{N}_{x}(\tau)\boldsymbol{G}_{x}(\tau)\boldsymbol{G}_{x}^{\mathrm{T}}(s)\cdot\right. \\\left.\boldsymbol{N}_{x}^{\mathrm{T}}(s)\mathrm{d}\tau\ \mathrm{d}s\right] = [q_{ij}]_{3\times 3}$$
(6)

 $Q_x(k) = [q_{ij}]_{3\times 3}$ 的具体表达式限于篇幅不再详细 给出.

根据当前统计模型的意义, 将 *a*(*k*) 在滤波流程 中的一步预测值 *a*(*k*+1|*k*) 看作在 *k*Δ*t* 时刻瞬时的当 前加速度, 即随机机动加速度的均值, 便可得到加 速度的均值自适应算法, 即设 $\bar{a}_x = a_x(k + 1|k)$. 此 时, 将加速度的瞬时均值 \bar{a}_x 代入卡尔曼滤波公式 *X*_{*x*}(*k* + 1|*k*) = $\Phi_x(k + 1,k)X_x(k|k) + U_x(k)$, 便可对状态 转移矩阵 $\Phi_x(k+1,k)$ 进行化简, 得到均值自适应的状 态转移矩阵

$$\boldsymbol{\varPhi}_{x1}(k+1,k) = \begin{pmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$
(7)

此时,状态转移方程简化为 $X_x(k + 1|k) = \Phi_{x1}(k + 1, k)X_x(k|k)$.

考虑 y 与 z 方向时, 公式推导是类似的, 注意此 时 $X(t) = [x, y, z, v_x, v_y, v_z, a_x, a_y, a_z]^T$, $F = [\alpha_x \bar{a}_x, \alpha_y \bar{a}_y, \alpha_z \bar{a}_z]^T$, $G(t) = [\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)]^T$, 加速度均值 ā 仍然 为滤波流程中的一步预测值 a (k + 1|k). 按照同样的 步骤进行积分即可. 值得注意的是, 此时系统误差协 方差矩阵 Q(k) 的推导为

$$Q(k) = E\left[W(k)W^{\mathrm{T}}(k)\right] = E\left[\int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} N(\tau) \Delta t\right]$$

$$N(\tau)G(\tau)G^{\mathrm{T}}(s)N^{\mathrm{T}}(s)d\tau ds = \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} N(\tau) \cdot \left[\left(\bigcup_{\omega_{z}(\tau)}^{\omega_{z}(\tau)}\right)\left(\omega_{x}(s)\omega_{y}(s)\omega_{z}(s)\right)\right]N^{\mathrm{T}}(s)d\tau ds = \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} N(\tau) \left(\bigcup_{0}^{\sigma_{\omega_{x}}^{2}} 0 \quad 0 \\ 0 \quad \sigma_{\omega_{y}}^{2} \\ \delta(\tau-s)N^{\mathrm{T}}(s)d\tau ds = \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} N(\tau) \left(\bigcup_{0}^{\sigma_{\omega_{x}}^{2}} 0 \quad 0 \\ 0 \quad \sigma_{\omega_{z}}^{2} \\ 0 \quad 0 \quad \sigma_{\omega$$

Q(k)为9×9的矩阵,具体表达式限于篇幅不再详细 给出.

2 主动机动规避策略设计

假设追踪器采用比例导引律对逃逸器进行追踪 接近,比例导引律的原理在于抑制追踪器相对于逃 逸器的视线偏转,使追踪器一直对准逃逸器.逃逸器 想要通过机动规避追踪器的接近时,可以通过施加 适当方向的加速度使视线偏转率最大,限制追踪器 机动的作用,使脱靶量最大从而达到规避的效果.

2.1 追踪器比例导引制导指令加速度

为便于描述视线偏转和构造制导指令加速度,建 立视线坐标系.以追踪器质心为原点,X轴指向视线 方向,Y轴在轨道面内垂直于X轴,Z轴与X,Y轴构 成右手系.按照此定义,易知惯性系首先绕Y轴旋转 q_{β} 角, 再绕 Z 轴旋转 q_{ε} 角, 便可得到视线系. 因此, 视 线系的 x_{A}, y_{A}, z_{A} 三个坐标轴方向可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{s} &= \cos q_{\varepsilon} \cos q_{\theta} \cdot \mathbf{x}_{A} + \sin q_{\varepsilon} \cdot \mathbf{y}_{A} - \\ &\cos q_{\varepsilon} \sin q_{\theta} \cdot \mathbf{z}_{A} \\ \mathbf{y}_{s} &= -\sin q_{\varepsilon} \cos q_{\theta} \cdot \mathbf{x}_{A} + \cos q_{\varepsilon} \cdot \mathbf{y}_{A} + \\ &\sin q_{\varepsilon} \sin q_{\theta} \cdot \mathbf{z}_{A} \\ z_{s} &= \sin q_{\theta} \cdot \mathbf{x}_{A} + \cos q_{\theta} \cdot \mathbf{z}_{A} \end{aligned}$$

$$\end{aligned}$$

$$(9)$$

三维比例导引律在视线坐标系内的指令加速度为[29]

$$\begin{array}{l} a_{mx} = 0 \\ a_{my} = N v_s \dot{q}_{\varepsilon} \\ a_{mz} = -N v_s \dot{q}_{\theta} \cos(q_{\varepsilon}) \\ \mathbf{a}_{c} = a_{my} \mathbf{y}_s + a_{mz} \mathbf{z}_s \end{array}$$
(10)

2.2 逃逸器追踪器视线角及视线角速率

在视线坐标系中,视线角 q_{ϵ} 和 q_{θ} 以及视线角速 率 \dot{q}_{ϵ} 和 \dot{q}_{θ} 可用以下公式计算^[29]

$$q_{\varepsilon} = \tan^{-1} \left[\frac{y}{\sqrt{x^{2} + z^{2}}} \right]$$

$$q_{\theta} = \tan^{-1} \left[\frac{-z}{x} \right]$$

$$\dot{q}_{\varepsilon} = \frac{(x^{2} + z^{2})v_{y} - y(xv_{x} + zv_{z})}{(x^{2} + y^{2} + z^{2})\sqrt{x^{2} + z^{2}}}$$

$$\dot{q}_{\theta} = \frac{zv_{x} - xv_{z}}{x^{2} + z^{2}}$$
(11)

其中, (*x*, *y*, *z*) 表示追踪器相对于逃逸器的位置, (*v*_{*x*}, *v*_{*y*}, *v*_{*z*}) 表示追踪器相对于逃逸器的速度.

2.3 主动规避控制加速度

追踪器采用比例导引率对逃逸器进行追踪接近, 逃逸器采用测角加测距的测量方式,考虑空间中测 角和测距的测量误差,采用当前统计模型对追踪器 进行滤波分析,得到追踪器在 VVLH 坐标系中的位 置 $(x_r^v, y_r^v, z_r^v)、速度 (v_{rx}^v, v_{ry}^v, v_{rz}^v)$ 等滤波信息,将其转 换到惯性系 $(x_c^a, y_c^a, z_c^a), (v_{cx}^a, v_{cy}^a, v_{cz}^a).$ 假设逃逸器自身 的位置 $(x_t^a, y_t^a, z_t^a)、速度 (v_{tx}^a, v_{ty}^a, v_{tz}^a)$ 已知.通过惯性 系中的导航数据,根据式 (10)和式 (11)计算追踪器 当前的指令加速度方向,以此为逃逸器当前的逃逸 方向.则逃逸器的制导加速度为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{t}} = a_{\mathrm{Nt}} \frac{\boldsymbol{a}_{\mathrm{c}}}{|\boldsymbol{a}_{\mathrm{c}}|} \tag{12}$$

其中, *a*_{Nt} 为逃逸器的最大推力加速度, 即逃逸器始终 以最大加速度进行机动.

3 算例分析

报

学

3.1 问题配置

逃逸器的初始轨道根数如表 1 所示, 逃逸器采用 光学相机和激光测距仪对追踪器进行测量, 可以获得 相对距离、俯仰角和方位角. 当前统计模型中, *x*, *y*, *z* 三个方向的机动频率设为 $\alpha_x = \alpha_y = \alpha_z = 0.001$ Hz, 滤波最大加速度设为 1.8 m/s². 定义逃逸器的安全距 离 d = 100 m, 当追踪器与逃逸器之间的距离 |r| < d时, 认为追踪器成功接近逃逸器. 追踪器采用比例导 引率追踪逃逸器, 当追踪器与逃逸器视线方向的相 对速度大于 0 时, 认为发生脱靶, 仿真结束.

表1 逃逸器轨道根数

Table 1 The orbit elements of escaper

Orbit elements	Values
semimajor axis/m	7 048 137.0
eccentricity	0.001
inclination/(°)	30
longitude of the ascending node/(°)	15
argument of periapsis/(°)	15
true anomaly/(°)	10.4

3.2 仿真分析

本文首先验证提出的规避策略的有效性,然后 从观测设备(光学相机、激光测距仪)的测量精度、 工作频率、逃逸器与追踪器的初始状态、逃逸器的 机动能力等方面进行敏感性分析,以保证仿真的全 面性和可靠性.

3.2.1 规避策略有效性验证

设光学相机的角度测量误差标准差为 $ε_r$ = 0.001 rad, 激光测距仪的距离测量误差标准差为 $ε_d$ = 10 m. 光学相机和激光测距仪的工作频率 设为 f = 1 Hz. 在以逃逸器质心为原点的 VVLH 坐标系中,追踪器相对于逃逸器的位置为 r_{rel} = $[-21\,000 \text{ m}, 0 \text{ m}, 12\,000.0 \text{ m}]^{\text{T}}$,速度为 v_{rel} = [23.0 m/s, 0 m/s, -14.0 m/s]^T. 逃逸器的最大推力加速度为 a_{Nc} = 1.05 m/s². 为有效分析提出的规避策略的有效性,设计以下 4 组 对比工况: (1) 逃逸器不机动; (2) 逃逸器按照固定方向 机动 ($\alpha = -30^{\circ}$, $\beta = 180^{\circ}$); (4) 逃逸器按照最大化视 线偏转率的主动规避策略进行机动.

仿真结果如图2所示,其中,横轴表示仿真时间, 纵轴表示追踪器相对于逃逸器的距离(下同).



Fig. 2 Validation of evasion strategies

由图 2 可知, 逃逸器不机动时, 追踪器在 193 s 成 功接近逃逸器; 逃逸器按照 $\alpha = 30^{\circ}$, $\beta = 180^{\circ}$ 的固定 方向机动时, 追踪器在 142 s 成功接近逃逸器; 逃逸器 按照 $\alpha = -30^{\circ}$, $\beta = 180^{\circ}$ 的固定方向机动时, 追踪器 无法接近到逃逸器的安全距离以内, 在 190 s 时, 追踪 器与逃逸器视线方向的相对速度变为大于 0 时, 发生 脱靶, 此时追踪器与逃逸器的相对距离为 3 038 m; 逃 逸器按照机动规避策略进行机动时, 追踪器无法接近 到逃逸器的安全距离以内, 在 287 s, 追踪器与逃逸器 视线方向的相对速度变为大于 0 时, 发生脱靶, 此时 追踪器与逃逸器的相对距离为 11 142 m. 综上分析, 最大化视线偏转率的主动规避策略可以有效提高逃 逸器的生存能力.

3.2.2 测量精度敏感性分析

分析光学相机和激光测距仪的测量精度对规避 策略的影响. 设计三组对比工况, 角度测量误差标准 差 ε_r 和距离测量误差标准差 ε_d 分别为 (1) ε_d = 1 m, ε_r = 0.0001 rad; (2) ε_d = 10 m, ε_r = 0.001 rad; (3) ε_d = 100 m, ε_r = 0.01 rad. 其余参数设置与 3.2.1 相同. 仿真结果如图 3 所示.

由图 3 可知,测量精度下降导致滤波精度下降, $\varepsilon_d = 100 \text{ m}, \varepsilon_r = 0.01 \text{ rad 对应的曲线不如其余两种情$ 况平滑,但是逃逸器规避机动的效果并无明显区别,即说明规避策略对观测设备的测量精度不敏感.



3.2.3 工作频率敏感性分析

分析光学相机和激光测距仪的工作频率对规避 策略的影响. 设计 3 组对比工况, 工作频率 *f* 分别取 (1) *f* = 1 Hz; (2) *f* = 10 Hz; (3) *f* = 0.1 Hz. 其余参数 设置与 3.2.1 节相同. 仿真结果如图 4 所示.



由图4可知,工作频率降低同样导致滤波精度下降,仿真后期 *f* = 0.1 Hz 对应的曲线与其余两种工况有一定误差,但是逃逸器规避机动的效果并无明显区别,即说明规避策略对观测设备的工作频率不敏感.

3.2.4 初始状态敏感性分析

分析追踪器相对于逃逸器的初始状态对规避策略的影响. 设追踪器的轨道低于逃逸器 120 km, 追踪器位于逃逸器后方, 相位相差 $\Delta \phi$, 其余轨道根数相同. 设计四组对比工况, 相位差 $\Delta \phi$ 分别取 (1) $\Delta \phi$ =

 0.1° , (2) $\Delta \phi = 0.2^{\circ}$, (3) $\Delta \phi = 0.3^{\circ}$, (4) $\Delta \phi = 0.4^{\circ}$, 其余参 数设置与 3.2.1 节相同. 仿真结果如图 5 所示.



Fig. 5 Sensitivity analysis of initial state

相位差 Δφ 越大, 意味着逃逸器越早收到预警信 息开始机动.由图5可知,逃逸器收到预警信息越早, 发生脱靶时,追踪器相对于逃逸器的距离越远,即逃 逸器的安全性越高,规避效果越好.

3.2.5 逃逸器机动能力敏感性分析

分析逃逸器机动能力对规避策略的影响.设追踪 器的最大推力加速度为 a_{Nc} = 1.0 m/s², 逃逸器的最大 推力加速度为 $a_{Nt} = k_t \times a_{Nc}$,其余参数设置与 3.2.1 节 相同.针对不同的系数 kt 设计 5 组对比工况,分别为 (1) $k_t = 10\%$, (2) $k_t = 30\%$, (3) $k_t = 50\%$, (4) $k_t = 60\%$, (5) kt = 80%. 仿真结果如图 6 所示.





由图 6 可知,随着 kt 变大,逃逸器机动能力逐渐 增强, 当 k_t = 50%, 逃逸器不能逃脱追踪器的跟踪, 当 k_t = 60%, 逃逸器可有效规避追踪器的异常接近. 因 此可取门限值 k = 60%, 即逃逸器的机动能力达到追 踪器的 60% 以上时, 逃逸器的最大化视线偏转率的 规避策略有效.

设置不同的工况验证 60% 的门限值是否有效. 针对 $\Delta \phi = 0.1^{\circ}, \Delta \phi = 0.2^{\circ}, \Delta \phi = 0.3^{\circ}, \Delta \phi = 0.4^{\circ}$ 四种 情况分别设计 (1) kt = 50%, (2) kt = 60% 两组对比工 况, 仿真结果如图 7 所示.





由图 7 可知,针对不同的相位差 $\Delta \phi$,逃逸器的机 动能力达到追踪器的 60% 时, 逃逸器可有效规避追 踪器的异常接近,即60%的门限值有效.

针对追踪器不同的机动能力 anc 设计 3 组对比 工况, 逃逸器机动能力为 $a_{\rm Nt} = 60\% \times a_{\rm Nc}$, 追踪器 机动能力取 (1) $a_{\rm Nc} = 0.5 \text{ m/s}^2$, (2) $a_{\rm Nc} = 1 \text{ m/s}^2$, (3) $a_{\rm Nc} = 2 \, {\rm m/s^2}.$

仿真结果如图 8 所示. 分析可知, 针对追踪器不 同的机动能力 anc, 逃逸器的机动能力达到追踪器的 60% 以上时, 逃逸器可有效规避追踪器的异常接近, 即 60% 的门限值有效.

综上分析,对于提出的最大化视线偏转率的主 动规避策略,可以设置门限值为60%,即逃逸器的机 动能力达到追踪器的 60% 以上时, 规避策略有效.

结 论 4

本文在航天器近距离追逃博弈的背景下,对逃 逸器的主动规避策略进行了研究. 建立了基于当前



Fig. 8 The influence of chaser's maneuverability on k_t

统计模型的机动目标滤波算法,基于比例导引律抑制 视线偏转率的基本原理,从最大化视线偏转率的角 度入手得到了逃逸器的规避加速度,降低了追踪器 比例导引制导率的有效性.通过仿真分析可得出以 下结论:设追踪器通过比例导引率异常接近逃逸器, 安全距离为100m,则逃逸器的机动能力达到追踪器 的60%以上时,逃逸器采用基于最大化视线偏转率 的规避策略进行机动可有效规避追踪器的异常接近; 规避策略对观测设备的测量精度和工作频率不敏感; 逃逸器收到预警信息越早,规避效果越好.提出的规 避策略意义明确、形式解析、易于工程实现.

参考文献

- 1 曹登庆, 白坤朝, 丁虎等. 大型柔性航天器动力学与振动控制研究进展. 力学学报, 2019, 51(1): 1-13 (Cao Dengqing, Bai Kunchao, Ding Hu, et al. Advances in dynamics and vibration control of large-scale flexible spacecraft. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(1): 1-13 (in Chinese))
- 2 尹婷婷, 邓子辰, 胡伟鹏等. 空间刚性杆 弹簧组合结构轨道、 姿态耦合动力学分析. 力学学报, 2018, 50(1): 87-98 (Yin Tingting, Deng Zichen, Hu Weipeng, et al. Dynamic modelling and simulation of orbit and attitude coupling problems for structure combined of spatial rigid rods and spring. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(1): 87-98 (in Chinese))
- 3 王恩美, 邬树楠, 吴志刚. 在轨组装空间结构面向主动控制的动力 学建模. 力学学报, 2020, 52(3): 805-816 (Wang Enmei, Wu Shunan, Wu Zhigang. Active-control-oriented dynamic modelling for on-orbit assembly space structure. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, 52(3): 805-816 (in Chinese))
- 4 敬忠良. 航天器自主操作的测量与控制. 北京: 中国宇航出版社, 2011 (Jing Zhongliang. Measurement and Control of Autonomous Operation of Spacecraft. Beijing: China Aerospace Press, 2011 (in Chinese))

- 5 Li XR, Jilkov VP. Survey of maneuvering target tracking. Part I. Dynamic models. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, 39(4): 1333-1364
- 6 Singer RA. Estimating optimal tracking filter performance for manned maneuvering targets. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1970(4): 473-483
- 7 周宏仁, 敬忠良, 王培德等. 机动目标跟踪. 北京: 国防工业 出版社, 1991 (Zhou Hongren, Jin Zhongliang, Wang Peide, et al. Tracking of Maneuvering Target. Beijing: National Defense Industry Press, 1991 (in Chinese))
- 8 李菲,潘平俊. 机动目标模型的研究进展. 火力与指挥控制, 2007, 32(10): 17-21 (Li Fei, Pan Pingjun. The research and progress of dynamic models for maneuvering target tracking. *Fire Control and Command Control*, 2007, 32(10): 17-21 (in Chinese))
- 9 Zhou WM, Wang H, Tang GJ, et al. Inverse simulation system for manual-controlled rendezvous and docking based on artificial neural network. *Advances in Space Research*, 2016, 58(6): 938-949
- 10 姚党鼐, 王振国. 航天器在轨防碰撞自主规避策略. 国防科技大 学学报, 2012, 34(6): 100-110 (Yao Dingnai, Wang Zhenguo. Active collision avoidance maneuver strategy for on-orbit spacecraft. *Journal of National University of Defense Technology*, 2012, 34(6): 100-110 (in Chinese))
- Bombardelli C. Analytical formulation of impulsive collision avoidance dynamics. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2013, 118(2): 99-114
- 12 Wang S, Schaub H. Spacecraft collision avoidance using coulomb forces with separation distance and rate feedback. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 31(3): 740-750
- 13 郑重, 宋申民. 考虑避免碰撞的编队卫星自适应协同控制. 航空学 报, 2013, 34(8): 1934-1943 (Zheng Zhong, Song Shenming. Adaptive coordination control of satellites within formation considering collision avoidance. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1934-1943 (in Chinese))
- 14 罗亚中,李振瑜,祝海. 航天器轨道追逃微分对策研究综述. 中国 科学:技术科学, 2020, doi: 10.1360/SST-2019-0174 (Luo Yazhong, Li Zhenyu, Zhu Hai. Survey on spacecraft orbital pursuit-evasion differential games. Science China Technological Sciences, doi: 10.1360/SST-2019-0174 (in Chinese))
- 15 张秋华, 孙松涛, 谌颖等. 时间固定的两航天器追逃策略及数值 求解. 宇航学报, 2014, 35(5): 537-544 (Zhang Qiuhua, Sun Songtao, Chen Yin, et al. Strategy and numerical solution of pursuitevasion with fixed duration for two spacecraft. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(5): 537-544 (in Chinese))
- 16 郝志伟,孙松涛,张秋华等.半直接配点法在航天器追逃问题求 解中的应用.字航学报, 2019, 40(6): 628-635 (Hao Zhiwei, Sun Songtao, Zhang Qiuhua, et al. Application of semi-direct collocation method for solving pursuit-evasion problems of spacecraft. *Journal of Astronautics*, 2019 40(6): 628-635 (in Chinese))
- 17 刘源,李玉玲,郝勇等. 航天器三维空间追逃问题研究. 系统工程 与电子技术, 2018, 40(4): 868-877 (Liu Yuan, Li Yuling, Hao Yong, et al. Research on three dimensional space pursuit-evasion of spacecraft. Systems Engineering & Electronics, 2018, 40(4): 868-877 (in Chinese))
- 18 Yu DT, Luo YZ, Jiang ZC, et al. Multi-objective evolutionary optimization of evasive maneuvers including observability performance//2015 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC), Sendai, Japan, May 25-28, 2015

- 19 于大腾, 王华, 周晚萌. 考虑空间几何关系的反交会规避机动方 法. 国防科技大学学报, 2016, 38(6): 89-94 (Yu Dateng, Wang Hua, Zhou Wanmeng. Anti-rendezvous evasive maneuver method considering space geometrical relationship. *Journal of National University* of Defense Technology, 2016, 38(6): 89-94 (in Chinese))
- 20 Shen HX, Casalino L. Revisit of the three-dimensional orbital pursuit-evasion game. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, 41(8): 1823-1831
- 21 Li Z, Zhu H, Yang Z, et al. A dimension-reduction solution of freetime differential games for spacecraft pursuit-evasion. Acta Astronautica, 2019: 201-210
- 22 Ye D, Shi MM, Sun ZW. Satellite proximate interception vector guidance based on differential games. *Chinese Journal Aeronautic*, 2018, 31: 1352-1361
- 23 Weiss M, Shima T. Minimum effort pursuit/evasion guidance with specified miss distance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(5): 1069-1079
- 24 Weiss M, Shima T. Minimum effort intercept and evasion guidance algorithms for active aircraft defense. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(10): 2297-2311
- 25 祝海. 基于微分对策理论的航天器追逃博弈研究. [硕士论文]. 长

沙: 国防科学技术大学, 2017 (Zhu Hai. Spacecraft orbital pursuitevasion based on differential game theory. [Master Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017 (in Chinese))

- 26 陈文胜, 陈新海. 比例导引法在航天器交会中的应用. 西北工业 大学学报, 1994, 12(1): 31-36 (Chen Wensheng, Chen Xinhai. Application of proportional navigation to rendezvous problems. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 1994, 12(1): 31-36 (in Chinese))
- 27 李九人, 李海阳, 陈磊等. 基于比例导引的空间交会寻的段飞行 任务设计. 飞行力学, 2009, 27(4): 58-61 (Li Jiuren, Li Haiyang, Chen Lei, et al. Homing mission design of space rendezvous based on proportional guidance. *Flight Dynamics*, 2009, 27(4): 58-61 (in Chinese))
- 28 Li KB, Liang YG, Su WS, et al. Performance of 3D TPN against true-arbitrarily maneuvering target for exoatmospheric interception. *Science China Technological Sciences*, 2018, 61: 1161-1174
- 29 黎克波. 拦截机动目标的制导律研究. [博士论文]. 长沙: 国防 科学技术大学, 2016 (Li Kebo. Research on guidance laws for intercepting maneuvering targets. [PhD thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016 (in Chinese))