

基于视线制导的共面航天器自主交会控制研究^{*}

沈昱恒, 侯明善, 任鑫东

(西北工业大学自动化学院, 西安 710072)

摘要:研究了基于视线制导的共面航天器自主交会控制。为便于设计适用于自主交会的控制方法, 首先建立了视线坐标系相对运动方程, 然后基于相对测量信息分别设计了纵向和法向控制器。纵向控制器是基于零控脱靶量算法所设计的一种新的自适应控制方法, 完成交会速度和位置控制; 法向控制器是一种姿态约束 PI 型比例导引, 实现交会视线角的控制。所设计的控制器对不同初始交会条件具有良好的适应性。对圆和椭圆轨道交会仿真结果证明了该控制方法是有效可行的。

关键词:交会; 视线制导; 零控脱靶量; 比例导引

中图分类号: V448.2 文献标志码: A

Control Strategies for Coplanar Autonomous Rendezvous Based on Line-of-sight Guidance

SHEN Yuheng, HOU Mingshan, REN Xindong

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The control strategies based on line-of-sight (LOS) guidance for coplanar autonomous rendezvous were presented. The relative equations described in the local orbital frame were transformed into LOS frame. In the LOS frame, the rendezvous controllers along LOS and perpendicularly to LOS directions were designed respectively. To meet the requirements of relative positions and velocities in the rendezvous, a new adaptive controller in the LOS direction based on zero-effort-miss (ZEM) was designed. Then, a modified proportional navigation guidance law with LOS angle constraint was used to control the LOS angle in rendezvous process. The controllers can be implemented only using the relative motion information between rendezvous spacecraft and are insensitive to initial condition. Numerical simulations for the target spacecraft both on circular and elliptical orbits were given to validate feasibility of the control strategies.

Keywords: rendezvous; line-of-sight guidance; zero-effort-miss; proportional navigation

0 引言

随着空间任务的复杂化和多样化, 快速自主交会对接技术受到广泛重视。空间交会中常见的控制方法是基于 C-W 方程的脉冲变轨技术^[1-2]。对空间快速自主交会, 追踪航天器(也可称为主动航天器)可获得的测量信息限制是交会控制设计必须首先考虑的问题。为解决此问题, 交会控制律通常可按照制导原理在视线坐标系进行^[3-5]。文献[3]研究了比例导引在交会控制中的应用, 由于没有考虑地球重力场影响, 交会过程会发生交会速度过大的问题。文献[4]提出的阻尼变结构控制存在速度控制抖振问题, 交会速度控制性能不好。基于惯性空间视线坐标

系, 文献[5]研究了终端交会的模糊控制方法, 对空间自主交会需要解决信息测量问题。

基于制导原理设计交会控制具有良好的快速性, 但交会控制与制导的要求又不尽相同。交会过程对视线角、接近距离和速度特性都有严格限制, 目前提出的基于视线坐标系的控制方法还不能满足自主交会的要求。另外, 交会目标航天器(也可称为被动航天器)的轨道形状对交会精度和能耗影响显著, 自主交会控制设计必须考虑目标航天器的轨道特性。文中根据目标航天器轨道面内的交会视线相对运动方程, 分别设计了纵向和法向控制器, 分析了控制精度、控制器参数设定原则, 对圆和椭圆轨道交会, 仿真验证了

^{*} 收稿日期: 2008-08-23

作者简介: 沈昱恒(1983-), 男, 江苏苏州人, 硕士研究生, 研究方向: 飞行控制与仿真。

方法的有效性。

1 交会数学模型

1.1 轨道直角坐标系模型

设目标航天器运行于任意偏心率轨道上,在其轨道上取坐标系 $oxyz$ (见图 1),坐标系原点 o 在目标航天器质心, ox 轴和 oy 轴在轨道平面内, ox 轴指向飞行方向, oy 轴沿质心与地心连线方向朝外并垂直 ox 轴, oz 轴按照右手规则确定。图 1 中 r_c, r_d 分别为目标航天器和追踪航天器的地心距, ρ 为两者的相对距离。两航天器的相对运动动力学方程为^[6]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} + 2\omega\dot{y} + \dot{\omega}y - \omega^2x &= -(\mu/r_c^3)x + f_x \\ \ddot{y} - 2\omega\dot{x} - \dot{\omega}x - \omega^2y &= 2(\mu/r_c^3)y + f_y \\ \ddot{z} &= -(\mu/r_c^3)z + f_z \end{aligned} \quad (1)$$

式中: f_x, f_y, f_z 为追踪航天器沿坐标轴方向的控制加速度; μ 为万有引力常数; ω 为目标航天器的轨道角速度。由轨道坐标系内的相对运动方程中可知 oz 轴方向的运动与 oxy 平面内的运动是解耦的,因此文中着重讨论 oxy 面内的交会控制问题,即交会的两航天器处于同一轨道平面内。

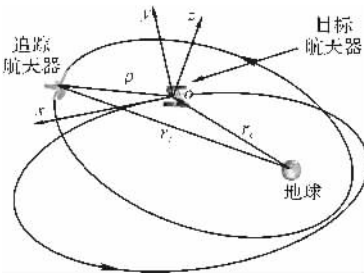


图 1 轨道直角坐标系

1.2 轨道视线坐标系模型

基于轨道直角坐标系的交会控制需要的量测信息为相对位置和速度,对带有主动导引头的自主交会,使用相对距离、接近速度、视线角和视线角速度更方便。为此需要建立轨道视线坐标系下的交会模型。轨道视线坐标系 $ox_Ly_Lz_L$ 与轨道直角坐标系的关系如图 2 所示,两坐标系的原点相同。轨道视线坐标系的 ox_L 轴沿视线方向从目标航天器指向追踪航天器, oy_L 轴在轨道面内顺 oy 方向垂直于 ox_L 轴, oz_L 轴右手定则确定(与 oz 轴重合)。 ox_L 轴与轨道直角坐标系 ox 轴的夹角为视线角 q 。

视线坐标系与轨道直角坐标系变换关系为:

$$x = \rho \cos q, y = \rho \sin q, \rho = \sqrt{x^2 + y^2} \quad (2)$$

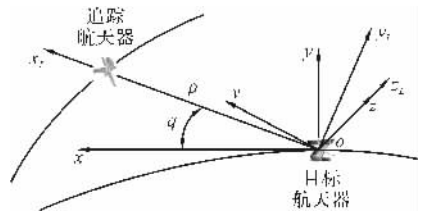


图 2 轨道视线坐标系

两航天器的相对速度 V 在视线坐标系可表示为:

$$V = v_\rho e_\rho + v_q e_q = \dot{\rho} e_\rho + \dot{q} e_q \quad (3)$$

其中: v_ρ 为视线方向的相对速度, v_q 为视线垂直方向相对速度。将式(2)代入方程组(1)整理得:

$$\ddot{\rho} - e_\rho \dot{\rho} = f_\rho \quad (4a)$$

$$\ddot{q} + 2\dot{q} + e_q = f_q \quad (4b)$$

其中: $f_\rho = f_x \cos q + f_y \sin q$

$$f_q = -f_x \sin q + f_y \cos q$$

$$e_\rho = (\dot{q} - \omega)^2 - (1 - 3 \sin^2 q) \mu / r_c^3 \quad (5)$$

$$e_q = -2\dot{\omega} - \dot{\omega} \rho - 1.5(\mu/r_c^3) \rho \sin 2q \quad (6)$$

式(4a)为视线方向的运动方程,称为纵向运动方程;式(4b)为视线垂直方向的运动方程,称为法向运动方程。在交会控制律设计时,将式(5)和式(6)作为有界干扰对待。

2 交会控制设计

理想交会情况下,要求追踪航天器和目标航天器的相对位置、相对速度和视线角在交会时刻同时达到零,即当 $\rho = 0$ 时, $\dot{\rho} = 0, q = 0$ 。由于交会动力学方程是非线性耦合的,且存在有界干扰,为简化设计,这里按照纵向和法向解耦方式进行。

2.1 纵向控制器设计

纵向速度距离协同控制是交会控制的关键。纵向运动方程虽然简单,但是控制器设计要满足交会的速度距离协同性并不容易。基于零控脱靶量(ZEM, zero effort miss)设计大气层外拦截制导律得到广泛应用^[7-8]。零控脱靶量 ZEM 表征追踪和逃逸飞行器之间产生的预估位置差,在遭遇点为脱靶量。本节基于 ZEM 概念,提出了一种新的适用于自主交会的控制算法。沿 ρ 方向零控脱靶量 ZEM 可表示为:

$$ZEM = \rho + \dot{\rho} t_{go} \quad (7)$$

$t_{go} = t_f - t$ 表示追踪航天器从当前时刻到交会时刻所剩余的飞行时间, t_f 为交会时刻。要特别注意的是,在式(7)中 t_{go} 计算不能取 $t_{go} = \rho / |\dot{\rho}|$ 的形式,它会导致 $ZEM \equiv 0$ 。文中选择的 t_{go} 计算关

系:

$$t_{go} = \rho / (|\dot{\rho}| + \varepsilon) + \delta \quad (8)$$

其中 $\varepsilon > 0, \delta > 0$ 均为小量。

对式(4a)所描述的交会纵向非线性时变系统,为设计纵向控制器令 $s = ZEM = \rho + \dot{\rho}t_{go}$,取 Lyapunov 函数 $V(t)$ 为:

$$V(t) = \frac{1}{2}s^2 > 0 \quad (9)$$

据式(4a)和式(7)得:

$$\dot{V}(t) = s(\ddot{\rho}t_{go}) = s[e_{\rho}\dot{\rho} + f_{\rho}]$$

选择纵向控制指令加速度为:

$$f_{\rho} = -\frac{k_{\rho}}{t_{go}^2}(\rho + t_{go}\dot{\rho}) - e_{\rho}\dot{\rho} \quad (10)$$

其中 $k_{\rho} > 0$ 。这样:

$$\dot{V}(t) = -(k_{\rho}/t_{go})s^2 < 0 \quad (11)$$

即按照式(10)的控制规律,交会距离 ρ 为大范围渐进稳定。但在式(10)中包含控制指令补偿量 $e_{\rho}\dot{\rho}$,对自主交会,轨道角速度 ω 和地心距 r_c 属于不可量测量,不能使用。实际控制指令加速度只能选择:

$$f_{\rho} = -\frac{k_{\rho}}{t_{go}^2}(\rho + t_{go}\dot{\rho}) \quad (12)$$

此时:

$$\dot{V}(t) = -\frac{k_{\rho}}{t_{go}^2}s^2 + st_{go}\rho e_{\rho} \quad (13)$$

现在分析式(13)的特性以确定 ρ 的稳定性。在交会过程,由于 $\dot{\rho} < 0, \rho > 0$,因此:

$$s = \rho + t_{go}\dot{\rho} = \rho + [\rho / (|\dot{\rho}| + \varepsilon) + \delta]\dot{\rho} \approx \rho + \rho \operatorname{sgn} \dot{\rho} + \dot{\rho}\delta = \dot{\rho}\delta < 0 \quad (14)$$

即有:

$$\dot{V}(t) = -\frac{k_{\rho}}{t_{go}^2}\delta^2\dot{\rho}^2 - |\dot{\rho}| \delta \times \rho_{\alpha} e_{\rho} \quad (15)$$

由于 $e_{\rho} = (\dot{q} - \omega)^2 - \mu(1 - 3\sin^2 q)/r_c^3$,显然交会时 $\dot{q} \gg \omega$,而 $\mu(1 - 3\sin^2 q)/r_c^3$ 绝对值与 ω^2 数量级接近,因此 $e_{\rho} \approx \dot{q}^2 > 0$,这样由式(15)有:

$$\dot{V}(t) = -\frac{k_{\rho}}{t_{go}^2}\delta^2\dot{\rho}^2 - |\dot{\rho}| \delta \times \rho_{\alpha} \dot{q}^2 < 0 \quad (16)$$

式(16)说明,采用式(12)的控制关系仍能保证 ρ 是稳定的,但 δ 取值不应太小。另外,由于停泊点附近 $\dot{\rho}$ 数值很小, $\dot{V}(t)$ 的负定性会变差,导致系统稳定性不好,因此需要合理选择系数 k_{ρ} 。

将式(12)代入式(4b)后闭环系统满足:

$$t_{go}^2\ddot{\rho} + t_{go}k_{\rho}\dot{\rho} + (k_{\rho} - e_{\rho}t_{go}^2)\rho = 0 \quad (17)$$

易知系统稳定的必要条件为 $k_{\rho} > e_{\rho}t_{go}^2$ 。闭环系统的阻尼比 ξ_{ρ} 和时间常数 T_{ρ} 满足:

$$\xi_{\rho} = \frac{k_{\rho}}{2\sqrt{k_{\rho} - e_{\rho}t_{go}^2}}, T_{\rho} = \frac{t_{go}}{\sqrt{k_{\rho} - e_{\rho}t_{go}^2}} \quad (18)$$

由于 $e_{\rho}t_{go}^2 \approx \dot{q}^2 t_{go}^2$,且初始时刻其值最大。考虑到 $t_{go}(0) = t_f > 2\rho_0 / |\dot{\rho}_0|$,则 k_{ρ} 的最小值 k_{ρ}^{\min} 为:

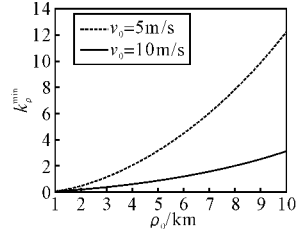
$$k_{\rho}^{\min} = 4\dot{q}_0^2 [\rho_0 / |\dot{\rho}_0|]^2 \quad (19)$$

选择 $\dot{q}_0 = 0.05^\circ/\text{s}$,对 $|\dot{\rho}_0| = 5\text{m/s}$ 和 $|\dot{\rho}_0| = 10\text{m/s}$,当 $\rho_0 = 1 \sim 10\text{km}$,计算的 k_{ρ}^{\min} 曲线见图 3。

由图 3 知, k_{ρ}^{\min} 对初始接近速度 $|\dot{\rho}_0|$ 变化十分敏感。为克服此问题,考虑到 $e_{\rho}t_{go}^2 \approx \dot{q}^2 t_{go}^2$ 的关系,选择 k_{ρ} 形式为:

$$k_{\rho} = k_{\rho}^0 + k_{\rho}^1 \dot{q}^2 t_{go}^2 \quad (20)$$

图 3 增益系数 k_{ρ}^{\min} 随初始交会距离变化曲线



这时 $k_{\rho} - e_{\rho}t_{go}^2 = k_{\rho}^0 + (k_{\rho}^1 - 1)\dot{q}^2 t_{go}^2$,易知取 $k_{\rho}^1 \geq 1$,只要 $k_{\rho}^0 > 0$ 则 ρ 是稳定的。将式(20)代入式(18)有:

$$\xi_{\rho} \approx \frac{k_{\rho}^0 + k_{\rho}^1 \dot{q}^2 t_{go}^2}{2\sqrt{k_{\rho}^0 + (k_{\rho}^1 - 1)\dot{q}^2 t_{go}^2}}$$

$$T_{\rho} \approx \frac{t_{go}}{\sqrt{k_{\rho}^0 + (k_{\rho}^1 - 1)\dot{q}^2 t_{go}^2}}$$

同样,选择 $k_{\rho}^1 = 1.5, \dot{q}_0 = 0.05^\circ/\text{s}, |\dot{\rho}_0| = 5\text{m/s}$ 和 $|\dot{\rho}_0| = 10\text{m/s}, \rho_0 = 1 \sim 10\text{km}$,闭环系统阻尼比 ξ_{ρ} 随 k_{ρ}^0 的变化曲线见图 4。可以看到,这时初始条件对参数 k_{ρ}^0 的影响不再严重了。为保证相对距离的控制稳定性较好($\xi_{\rho} > 1$),建议选择 $k_{\rho}^0 = 5 \sim 10, k_{\rho}^1 \geq 1$,最终的控制律为:

$$f_{\rho} = -\frac{k_{\rho}^0 + k_{\rho}^1 \dot{q}^2 t_{go}^2}{t_{go}^2}(\rho + t_{go}\dot{\rho}) \quad (21)$$

2.2 法向控制器设计

法向控制保证视线角速度和视线角按照交会要求变化。法向控制律选择比例导引可以保证视线角速度 \dot{q} 收敛^[3],但不能保证视线角 q 满足交会要求。

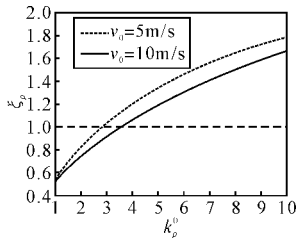


图 4 纵向阻尼比随增益系数 k_{ρ}^0 的变化曲线

实际中,交会停泊点要求追踪航天器和目标航天器应处在相同轨道,即保证交会停泊点视线角 $q = 0$ 。为满足交会视线角指标要求,取法向控制指令加速度为^[9]:

$$f_q = -k_N |\dot{\rho}| \dot{q} - k_q \frac{|\dot{\rho}|}{t_{go}} (q - q_d) \quad (22)$$

其中 $k_N > 0, k_q > 0$ 为常数,按交会要求取 $q_d = 0$ 。

根据式(22)控制关系,式(4b)可表示为:

$$\alpha_{go} \ddot{q} + (k_N |\dot{\rho}| + 2\dot{\rho}) t_{go} \dot{q} + k_q |\dot{\rho}| q = -e_q t_{go} \quad (23)$$

易知式(23)稳定的充分必要条件为 $k_N > 2, k_q > 0$,而阻尼比 ξ_q 和时间常数 T_q 满足:

$$\xi_q = \frac{[k_N + 2\text{sgn}(\dot{\rho})]}{2\sqrt{k_q}} \sqrt{\frac{|\dot{\rho}|}{\rho}} t_{go} \quad (24)$$

$$T_q = \sqrt{\frac{\rho t_{go}}{k_q |\dot{\rho}|}}$$

据式(23),当 $\rho \rightarrow 0$ 时, $t_{go} \rightarrow \delta$, 此时有:

$$q|_{t_{go} \rightarrow \delta} = -\frac{e_q t_{go}}{k_q |\dot{\rho}|} \Big|_{t_{go} \rightarrow \delta}$$

上式代入 e_q 的具体表达式后得:

$$q|_{t_{go} \rightarrow \delta} =$$

$$\delta \left\{ \frac{2\omega \text{sgn}(\dot{\rho})}{k_q} + \frac{\dot{\omega} + 1.5 \frac{\mu}{r_c^3} \sin 2q}{k_q} \frac{\rho}{|\dot{\rho}|} \right\} \Big|_{t_{go} \rightarrow \delta} \quad (25)$$

式(25)表明,交会结束时视线角 q 存在稳态误差。通常, μ/r_c^3 的大小与 ω^2 成正比,目标航天器的轨道角加速度 $\dot{\omega} \ll \omega$, 交会停泊点前 q 也很小,即 $\sin 2q \approx 2q$, 因此由式(25)有:

$$\left\{ \frac{\dot{\omega} + 1.5 \frac{\mu}{r_c^3} \sin 2q}{k_q} \frac{\rho}{|\dot{\rho}|} \right\} \Big|_{t_{go} \rightarrow \delta} \propto$$

$$\left\{ \frac{3q\omega}{k_q} \frac{\omega\rho}{|\dot{\rho}|} \right\} \Big|_{t_{go} \rightarrow \delta}$$

这样:

$$q|_{t_{go} \rightarrow \delta} \propto \delta \left\{ \frac{2\omega}{k_q} \left[\text{sgn}(\dot{\rho}) + \frac{1.5q\omega\rho}{|\dot{\rho}|} \right] \right\} \Big|_{t_{go} \rightarrow \delta} \quad (26)$$

由于交会停泊点前 $\text{sgn}(\dot{\rho}) + 1.5q\omega\rho/|\dot{\rho}| \approx \text{sgn}(\dot{\rho})$, 根据式(25)和式(26)得:

$$q|_{t_{go} \rightarrow \delta} \propto \frac{2\omega\delta}{k_q} \text{sgn}(\dot{\rho}) \Big|_{t_{go} \rightarrow \delta} \quad (27)$$

式(27)说明,交会停泊点附近视线角误差与目标航天器的轨道角速度成正比,与系数 k_q 成反比。由于 $\text{sgn}(\dot{\rho}) = -1$, 故停泊点前视线角 q 大小与 $-2\omega/k_q$ 相当。

为了保证视线角的稳定性和稳态精度,应根据式(24)和式(27)确定控制器参数 k_N 和 k_q 。设视线角稳定要求的最小阻尼比为 ξ_q^{\min} , 停泊点视

线角稳态精度为 $\Delta q_f^{\min} > 0$, 考虑到 $\sqrt{|\dot{\rho}| t_{go}/\rho} \approx 1$, 根据式(24)和式(27)有:

$$k_q > \frac{2\omega\delta}{\Delta q_f^{\min}}, k_N \geq 2[\xi_q^{\min} \sqrt{k_q} - \text{sgn}(\dot{\rho})] \quad (28)$$

3 仿真实证

设追踪航天器质量为 100kg, 发动机比冲为 300m/s。考虑目标航天器分别处于圆和椭圆轨道两种情况,圆轨道半径(也是椭圆轨道半长轴)为 12000km,椭圆轨道偏心率为 0.12。交会测量信息为 $\rho, \dot{\rho}, q, \dot{q}$ 。取目标航天器过近地点时刻 τ 为交会开始时刻,且 $\tau = 0$ 。设定交会停泊点相对距离 $\rho(t_f) = 5\text{m}$ 。

共设计了 8 种交会初始条件(见表 1), 条件 1 ~ 7 初始视线角较小,不同的初始交会相对距离和角度是为了检验交会控制律对初始条件的敏感性。取纵向交会控制器参数 $k_\rho^0 = 8, k_\rho^1 = 1.5$, 根据文献[9]方法取法向参数 $k_q = 25, k_N = 2 + \sqrt{55}$ 。条件 8 是为了检验文中的控制方法对大角度近距离情况交会的适用性。因为初始交会角误差很大,纵向控制律参数调整为 $k_q = 4, k_N = 2 + \sqrt{13}$ 。

表 1 交会初始条件

序号	参数		
	速度 / (m/s)	距离 / km	视线角 / (°)
1	-7	5	5
2	-7	5	15
3	-7	5	20
4	-7	5	-10
5	-10	5	15
6	-15	10	15
7	-20	15	15
8	-0.8	0.2	85

针对设定的交会初始条件仿真得到的停泊点参数见表 2, 从中可以看到, 交会控制精度很高, 停泊点相对速度基本为零, 视线角误差均在 0.4° 以内, 交会能耗圆目标轨道要稍大一些, 但交会时间明显短, 交会控制律对交会初始条件不敏感。

按照纵向控制算法的特点, 当纵向系统稳定时有 $\rho \rightarrow 0$, 同时 $ZEM \rightarrow 0, t_{go} \rightarrow \delta$, 应该可同时得

到 $\dot{\rho} \rightarrow 0$, 正如图 5、图 6 所示, 交会相对距离均匀衰减的同时相对速度表现为衰减、维持、再衰减并最终趋向于 0; 从图 7 ~ 图 10 可以看到视线角快速收敛; 纵向控制量在追踪航天器减速时较大, 但并未超出发动机的最大推力范围, 法向控制量在停泊点也基本为零; 交会转移轨迹特性比较理想。

表 2 交会控制停泊点特性

初始条件序号	目标轨道	时间 /s	视线角 /($^{\circ}$)	速度 /(mm/s)	能耗 /kg
1	圆	1480	-0.213	-0.08	0.742
	椭圆	1590	-0.380	-0.07	0.697
2	圆	1695	-0.214	-0.08	0.619
	椭圆	2015	-0.381	-0.07	0.530
3	圆	1945	-0.214	-0.08	0.571
	椭圆	3540	-0.312	-0.08	0.407
4	圆	1360	-0.213	-0.08	0.663
	椭圆	1395	-0.378	-0.07	0.638
5	圆	1270	-0.212	-0.08	1.040
	椭圆	1340	-0.375	-0.07	0.995
6	圆	1615	-0.212	-0.08	1.370
	椭圆	1855	-0.382	-0.07	1.196
7	圆	1870	-0.212	-0.08	1.688
	椭圆	2545	-0.363	-0.07	1.283
8	圆	1045	-1.702	-0.08	0.105
	椭圆	1100	-1.923	-0.06	0.104

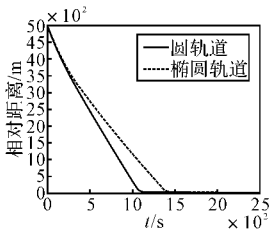


图 5 相对距离变化曲线

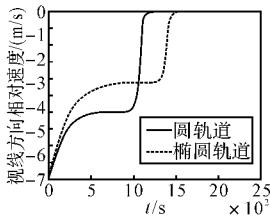


图 6 相对速度变化曲线

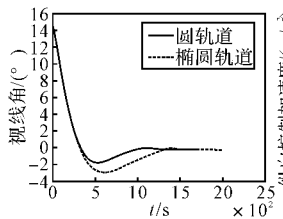


图 7 视线角变化曲线

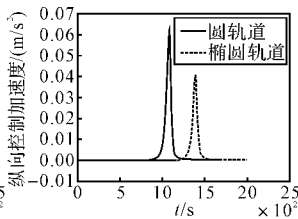


图 8 纵向控制量变化曲线

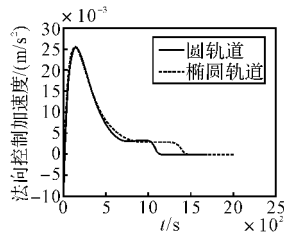


图 9 法向控制量变化曲线

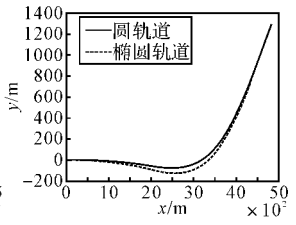


图 10 交会转移轨迹

4 结论

文中研究了共面航天器末端自主交会控制问题。以轨道直角坐标系相对运动方程为基础, 给出了轨道视线相对运动方程, 分别设计了视线方向和视线垂直方向的交会控制律, 分析了交会控制误差和控制律参数选取原则。所设计的交会控制律算法简单, 需要的测量信息少, 易于实现, 对非线性误差和不确定性具有良好的鲁棒性, 控制精度高。对不同初始条件下圆轨道和椭圆轨道交会仿真验证了控制方法的有效性和可行性。

参考文献:

- [1] Prussing J E, Chiu J H. Optimal multiple-impulse time-fixed rendezvous in the vicinity of a circular orbits[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1986,9(1):17-22.
- [2] Cater T. Fuel-optimal rendezvous near a point in general Keplerian orbit[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1987,10(6):567-573.
- [3] 陈文胜, 陈新海. 比例导引法在航天器交会中的应用[J]. 西北工业大学学报, 1994, 12(1):31-36.
- [4] 王颖, 吴宏鑫, 解永春. 空间交会停靠视线制导控制方法[J]. 控制工程, 2005(4):19-24.
- [5] 陈统, 徐世杰. 非合作式自主交会对接的终端接近模糊控制[J]. 宇航学报, 2006, 27(3):416-421.
- [6] 林来兴, 车汝才. 航天器编队飞行动力学模型和精度分析[J]. 航天器工程, 2008, 17(2):19-25.
- [7] Newman B. Spacecraft Intercept Guidance Using Zero Effort Miss Steering[R]. AIAA-93-3890-CP.
- [8] 刘世勇, 吴瑞林, 周伯昭. 大气层外拦截弹中段制导研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(2):156-163.
- [9] 侯明善. 姿态约束最优制导律设计[R]. 西北工业大学, 2006.