

航天器椭圆轨道自主交会的鲁棒参数化设计

顾大可, 段广仁

(哈尔滨工业大学 控制理论与制导技术研究中心, 150001 哈尔滨, gudake@163.com)

摘要: 提出了一种在缺少绝对轨道信息时航天器椭圆轨道自主交会的鲁棒参数化设计方法. 利用带有时变参数的 Lawden 方程描述椭圆轨道下追踪航天器与目标航天器的相对运动关系. 在假设时变参数无法获得的情况下, 将方程中的时变参数单独归类建立椭圆交会的不确定模型, 然后基于鲁棒参数化方法, 采用特征结构配置和模型参考跟踪理论设计航天器椭圆轨道自主交会的鲁棒控制律. 本文所设计的鲁棒控制律是一个不随时变参数变化的定常反馈控制律, 结构简单, 便于工程实现. 仿真结果表明, 在只有相对运动信息的情况下, 所设计的控制律能够实现椭圆轨道下航天器的自主交会.

关键词: 空间自主交会; 鲁棒参数化方法; 特征结构配置; 模型参考跟踪; 控制器优化

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2011)01-0001-06

Robust parametric design method for autonomous rendezvous of spacecrafts on elliptical orbit

GU Da-ke, DUAN Guang-ren

(Center for Control Theory and Guidance Technology, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China, gudake@163.com)

Abstract: A robust parametric design method for spacecraft autonomous rendezvous in elliptical orbit without orbit information is developed. Lawden equation with time-varying parameters is used to describe the relative motion of the chaser and the target. With the assumption that the time-varying parameters are unavailable, all the variable parameters in the equation are classified and the elliptical rendezvous model with uncertainties is given, then the eigenstructure assignment approach and the model reference theory based on the robust parameterized method are employed to design robust control law for autonomous rendezvous of spacecrafts on elliptical orbit. To simplify the autonomous rendezvous control system, a constant feedback controller, which stabilizes the system and does not vary with the time-varying, is proposed. Simulation results indicate that the proposed control law can realize autonomous rendezvous in the elliptical orbit.

Key words: space autonomous rendezvous; robust parametric approach; eigenstructure assignment; reference model tracking; controller optimization

自主交会技术是众多空间任务中的一项关键技术. 例如大型航天器的装配任务, 空间站的航天员接送、物资补给、设备更新和维护, 航天器的在轨燃料加注、救援、修复和回收任务, 废弃航天器的轨道清理任务, 月球探测和行星探

测的取样返回任务, 以及一些空间攻防任务. 在这些任务中, 自主交会都是关系成败的一项关键技术. 因此, 航天器的自主交会对接成为现今各国研究的热点. 早期的交会对接控制多是基于 C-W 方程设计控制律. 最成熟的方法是 R-bar、V-bar、二脉冲和多脉冲制导法^[1-3]. 为了更加接近工程应用, 文献[4-6]给出了有限推力下基于 C-W 方程的最优燃料解. 然而, 上述的最优制导方法都是开环的, 鲁棒性和精度不高, 因此不适合航天器的自主交会. 适用于自

收稿日期: 2009-10-09.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60710002); 机器人技术与系统国家重点实验室资助项目(SKILRS200801A03).

作者简介: 顾大可(1983—), 男, 博士研究生;

段广仁(1962—), 男, 教授, 博士生导师.

主交会的 C-W 方程闭环制导纷纷展开,包括人工势函数法^[7]、LQR 反馈控制法^[8]、智能控制法^[9-11]、滑移算法^[12]等。但上述的制导方法仅局限于圆轨道交会的情况。

目前对于目标航天器运行在椭圆轨道上的交会制导问题有了一定研究^[13-16],但对于自主交会问题仍显不足。由于椭圆轨道的相对运动方程存在时变的参数,需要依靠航天器自身的轨道信息得到。而在实际的自主交会过程中,获得实时惯性信息通常是困难的。这种情况就需要设计不依赖这些轨道参数的自主交会控制律。本文根据目标航天器运行在椭圆轨道下的两航天器的相对运动方程,只依赖于相对运动信息的条件下建立不确定模型,基于鲁棒参数化方法,采用特征结构配置和模型参考跟踪理论设计追踪航天器自主交会的鲁棒控制律,以实现轨道时变参数未知情况下的自主交会。

1 椭圆轨道自主交会的问题描述

1.1 椭圆轨道下的相对运动方程

图1表示空间交会中,追踪航天器与目标航天器相对位置关系。图中 C (Chase Spacecraft) 和 T (Target Spacecraft) 分别表示追踪航天器和目标航天器。建立以目标航天器质心为坐标原点的 LVLH (当地水平/当地垂直) 坐标系 $oxyz$, z 轴 (径向) 从目标航天器指向地心, x 轴 (横向) 垂直 z 轴且沿速度方向, y 轴 (副法向) 由右手定则确定。

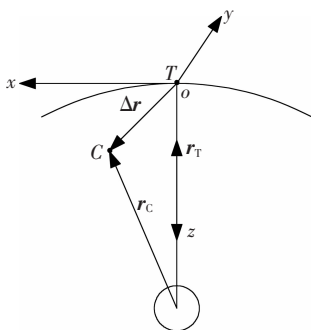


图1 相对位置矢量

两星的相对运动方程的矢量表示形式为

$$\frac{d^2 \Delta \mathbf{r}}{dt^2} = \frac{d^2 \mathbf{r}_C}{dt^2} - \frac{d^2 \mathbf{r}_T}{dt^2} = -\frac{\mu}{r_C^3} \mathbf{r}_C + \frac{\mu}{r_T^3} \mathbf{r}_T + \mathbf{u}. \quad (1)$$

式中: $\mathbf{r}_C$ 和 $\mathbf{r}_T$ 分别为追踪航天器和目标航天器相对地球的位置矢量; $\Delta \mathbf{r}$ 为追踪航天器相对于目标航天器的位置矢量; $\mathbf{u}$ 为追踪航天器的控制加速度矢量。

将式(1)在目标航天器的轨道坐标系中展开,可得到完整的两星相对动力学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{\theta}\dot{z} - \ddot{\theta}z - \dot{\theta}^2 x = -\frac{\mu x}{[(r_T - z)^2 + x^2 + y^2]^{\frac{3}{2}}} + u_x, \\ \ddot{y} = -\frac{\mu y}{[(r_T - z)^2 + x^2 + y^2]^{\frac{3}{2}}} + u_y, \\ \ddot{z} + 2\dot{\theta}\dot{x} + \ddot{\theta}x - \dot{\theta}^2 z = \frac{\mu (r_T - z)}{[(r_T - z)^2 + x^2 + y^2]^{\frac{3}{2}}} - \frac{\mu}{r_T^2} + u_z. \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\dot{\theta}$ 为目标航天器真近角的角速度, $\ddot{\theta}$ 为其角加速度; μ 为地球引力常数; x 、 y 和 z 为追踪航天器相对于目标航天器的位置坐标。当目标航天器运行在椭圆轨道上, $\dot{\theta}$ 和 $\ddot{\theta}$ 都是实时缓慢变化的, 将式(2)保留一阶小量得到椭圆轨道下的相对运动方程, 即 Lawden 方程^[17]

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{\theta}\dot{z} - \ddot{\theta}z - \dot{\theta}^2 x + \bar{\Omega}^2 x = u_x, \\ \ddot{y} + \bar{\Omega}^2 y = u_y, \\ \ddot{z} + 2\dot{\theta}\dot{x} + \ddot{\theta}x - \dot{\theta}^2 z - 2\bar{\Omega}^2 z = u_z. \end{cases}$$

其中 $\bar{\Omega}^2 = \mu/r_T^3$ 。

1.2 问题描述

选取追踪航天器相对位置和速度的状态向量为

$$\bar{\mathbf{x}} = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T.$$

输出向量和控制向量为

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{y}} &= [x \ y \ z]^T, \\ \bar{\mathbf{u}} &= [u_x \ u_y \ u_z]^T. \end{aligned}$$

则系统的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{\bar{\mathbf{x}}} = (\mathbf{A} + \Delta \mathbf{A}) \bar{\mathbf{x}} + \mathbf{B} \bar{\mathbf{u}}, \\ \bar{\mathbf{y}} = \mathbf{C} \bar{\mathbf{x}}. \end{cases} \quad (3)$$

式中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{C} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \ \mathbf{0}_{3 \times 3}],$$

$$\Delta \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \dot{\theta}^2 - \bar{\Omega}^2 & 0 & \ddot{\theta} & 0 & 0 & 2\dot{\theta} \\ 0 & -\bar{\Omega}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\ddot{\theta} & 0 & \dot{\theta}^2 + 2\bar{\Omega}^2 & -2\dot{\theta} & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

说明: $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为 3×3 阶的单位矩阵; 矩阵 $\Delta \mathbf{A}$ 中的 $\dot{\theta}$ 、 $\ddot{\theta}$ 和 $\bar{\Omega}^2$ 为目标航天器轨道慢时变参数, 并且其模具有上界, 即

$$\dot{\theta} = \sqrt{\mu(1 + e \cos \theta)/r^3} \leq \sqrt{\mu(1 + e)/r_p^3} = \beta_1,$$

$$\dot{\theta}^2 \leq \mu(1 + e)/r_p^3 = \beta_2,$$

$$|\ddot{\theta}| = |-2\dot{\theta}^2/r| \leq 2\mu e/r_p^3 = \beta_3,$$

$$\bar{\Omega}^2 = \mu/r^3 \leq \mu/r_p^3 = \beta_4.$$

式中: e 为目标航天器的轨道偏心率; r_p 为近地点的地心距; β_i ($i = 1, 2, 3, 4$) 为上界常值。

式(3)是一个带有时变参数的系统,要设计自主交会的控制律,必然需要获得目标航天器轨道参数 $\theta, \dot{\theta}$ 和 $\bar{\Omega}^2$ 的相关信息,但在目标航天器的惯性信息无法实时获得情况下,将系统矩阵中这 3 个量作为不确定性,这更增加了系统设计的复杂性.

鉴于上述特性,根据线性系统的鲁棒参数化设计方法进行设计,设计的控制器需要同时具有对于目标航天轨道参数 $\dot{\theta}, \ddot{\theta}$ 和 $\bar{\Omega}^2$ 变化的鲁棒稳定性.

2 控制器设计

对椭圆轨道的自主交会的基本要求是闭环系统稳定并使追踪航天器到达指定位置,即可实现对参考信号的跟踪. 考虑一般的情形这一问题可以分为两部分,即反馈控制器和跟踪控制器设计.

首先基于模型参考方案设计跟踪控制器. 对于线性系统的模型跟踪问题,有下述引理.

引理 1^[18] 对于形如式(3)的系统,若存在镇定反馈控制律 K ,则如下形式的控制律:

$$\begin{aligned} \bar{u} &= K\bar{x} + Gv_e \\ \lim_{t \rightarrow \infty} (t) &= v_e. \end{aligned}$$

使得系统的输出 y 跟踪给定的信号 v_e , 即有

其中,前馈控制器 G 由下式给出:

$$G = U - KZ. \tag{4}$$

Z, U 由下式计算得到:

$$\begin{bmatrix} Z \\ U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}.$$

根据上述引理,按式(4)设计的前馈跟踪控制器可以实现对给定位置信号的跟踪. 故而此处设计的关键是寻找系统的鲁棒反馈控制律 K .

基于线性系统特征结构配置理论有如下结果.

引理 2^[18] 设 $A \in \mathbf{R}^{n \times n}, B \in \mathbf{R}^{n \times r}, (A, B)$ 能控; $s_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 为一组共轭封闭复数 (不必互异), 则满足关系

$$A + BK = V \text{diag}(s_1, s_2, \dots, s_n) V^{-1}$$

的矩阵 $K \in \mathbf{R}^{r \times n}$ 由下述公式给出:

$$K = WV^{-1}.$$

其中

$$V = [v_1 \ v_2 \ \cdots \ v_n], \ v_i = N(s_i)f_i, \tag{5}$$
$$W = [w_1 \ w_2 \ \cdots \ w_n], \ w_i = D(s_i)f_i. \tag{6}$$

$N(s)$ 和 $D(s)$ 为右互素多项式矩阵,满足

$$(sI - A)^{-1}B = N(s)D^{-1}(s).$$

$f_i \in \mathbf{C}^r (i = 1, 2, \dots, n)$ 为参数向量,满足约束:

1) $f_i = \bar{f}_j$ (当 $s_i = \bar{s}_j$ 时);

2) $\det(V) \neq 0$.

引理 2 给出了状态反馈律 K 的非常简洁的完全参数化公式,其中显含闭环系统的极点,不但可以保证系统的稳定性,而且还可以通过合适地选取极点或在一定区域内优化极点来把握系统的性能;另外,该方法给出了自由参向量 $f_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 表征的控制系统设计中的全部自由度. 在实际应用中,可以通过优化这些自由参数来使系统满足希望的各种性能,并使得各种性能得到综合优化.

上述状态反馈控制律 K 是基于确定的系统状态矩阵 A , 进一步考虑将其应用到实际系统中的鲁棒稳定性. 令

$$A_c = A + BK, \Delta A_c = \Delta A.$$

将上述定常控制律 K 代入模型(3)得到如下闭环系统:

$$\dot{x} = (A + BK + \Delta A)x = (A_c + \Delta A_c)x.$$

假设 A_c 为非亏损,且闭环系统具有所要求的极点 $s_i (i = 1, 2, \dots, n)$, 则系统在参数摄动 ΔA_c 下能保持稳定的充分条件^[19]:

$$\|\Delta A_c\|_2 = \|\Delta A\|_2 \leq \|P\|_2^{-1}. \tag{7}$$

其中 P 为满足下述 Lyapunov 方程的对称正定矩阵:

$$A_c^T P + PA_c = -2I. \tag{8}$$

为了获得更好的鲁棒稳定性,希望 $\|P\|_2$ 尽量小,因而问题可以转化为使 Lyapunov 方程(8)的解 P 具有最小的 L_2 范数. 基于线性系统的特征结构配置理论,有如下结果.

引理 3^[19] 若 Lyapunov 方程(8)存在正定对称的解 P , 则 P 中的元素具有下述参数化表示:

$$P = 2V^{-T}QV^{-1}.$$

其中

$$Q = \begin{bmatrix} -\frac{v_i^T v_j}{s_i + s_j} \end{bmatrix}_{n \times n}.$$

式中各符号定义如引理 2 中所述.

从而,本文中的控制器求解问题又可以转化为下述非线性规划问题:

$$\begin{aligned} \min \quad & J(s_i, f_i). \\ \text{s. t.} \quad & a_i \leq \text{Re}(s_i) \leq b_i < 0; \\ & c_i \leq \text{Im}(s_i) \leq d_i, i = 1, 2, \dots, n; \\ & \text{约束 1) 和 2)}. \end{aligned}$$

其中: a_i, b_i, c_i 和 d_i 给出了系统闭环极点的限制区域,其数值由系统性能要求决定,如快速性和超调等; J 为优化指标,可以根据对象的特性和工作要求选定. 本文中主要考虑航天器对于给定指令的鲁棒跟踪性能,因此选取

$J(s_i, f_i) = p \|K\|_2 + q \|P\|_2, i = 1, 2, \cdots, n.$

式中,右边第一项主要是基于节省能量角度考虑,第二项主要是基于鲁棒性指标考虑, q 、 p 为加权系数.

利用 Matlab 提供的优化工具箱,可以方便的求解上述问题,得到系统闭环极点 s_i 和自由参量 f_i 的值,从而计算得到符合设计指标要求的反馈矩阵 K .

3 仿真分析

以追踪航天器针对椭圆轨道上的目标航天器进行自主接近为例,初始时刻目标航天器和追踪航天器的轨道要素如表 1 所示.

表 1 航天器初始轨道要素

轨道要素	a/km	e	$i/(\text{^\circ})$	$\Omega/(\text{^\circ})$	$\omega/(\text{^\circ})$	$M/(\text{^\circ})$
目标航天器	8 000.00	0.100 0	50.00	10.00	30.00	110.00
追踪航天器	7 999.00	0.100 2	50.01	10.01	30.15	109.86

初始时刻,相对状态初值为[- 6 951.81 m, 1 690.33 m, -1 933.54 m, -3.082 6 m/s, -0.450 1 m/s, 1.957 0 m/s]. 相对运动状态期望到达[- 300 m, 0 m, 0 m, 0 m/s, 0 m/s, 0 m/s],即追踪航天器转移到目标航天器前方 300 m 处. 仿真步长为 1 s,仿

真要求当前相对位置与期望相对位置距离小于 0.01 m.

优化指标 J 中取 $p = 10^3, q = 1$. 利用 MATLAB 工具箱优化得到,系统闭环极点 s_i 和自由参量 f_i 的值如下:

$s_1 = -0.003\ 8 - 0.000\ 1i,$
 $s_2 = -0.003\ 8 + 0.000\ 1i,$
 $s_3 = -0.041\ 0 + 0.000\ 1i,$
 $s_4 = -0.041\ 0 - 0.000\ 1i,$
 $s_5 = -0.132\ 7 + 0.000\ 4i,$
 $s_6 = -0.132\ 7 - 0.000\ 4i.$

$f_1 = \begin{bmatrix} -3.638\ 6 + 98.893\ 7i \\ -0.037\ 4 - 11.786\ 8i \\ 0.641\ 1 + 3.747\ 7i \end{bmatrix}, f_2 = \begin{bmatrix} -3.638\ 6 - 98.893\ 7i \\ -0.037\ 4 + 11.786\ 8i \\ 0.641\ 1 - 3.747\ 7i \end{bmatrix},$
 $f_3 = \begin{bmatrix} -0.138\ 9 - 100.280\ 6i \\ -0.085\ 1 + 107.329\ 6i \\ 0.009\ 5 - 23.604\ 6i \end{bmatrix}, f_4 = \begin{bmatrix} -0.138\ 9 + 100.280\ 6i \\ -0.085\ 1 - 107.329\ 6i \\ 0.009\ 5 + 23.604\ 6i \end{bmatrix},$
 $f_5 = \begin{bmatrix} 0.243\ 1 + 132.104\ 1i \\ -0.070\ 5 - 0.185\ 6i \\ -5.083\ 9 - 4.604\ 3i \end{bmatrix}, f_6 = \begin{bmatrix} 0.243\ 1 - 132.104\ 1i \\ -0.070\ 5 + 0.185\ 6i \\ -5.083\ 9 + 4.604\ 3i \end{bmatrix}.$

进而根据式(5)和(6)得

$V = \begin{bmatrix} 3.638\ 6 - 98.893\ 7i & 3.638\ 6 + 98.893\ 7i & 0.138\ 9 + 100.280\ 6i & 0.138\ 9 - 100.280\ 6i & -0.243\ 1 - 132.104\ 1i & -0.243\ 1 + 132.104\ 1i \\ 0.037\ 4 + 11.786\ 8i & 0.037\ 4 - 11.786\ 8i & 0.085\ 1 + 107.329\ 6i & 0.085\ 1 - 107.329\ 6i & 0.070\ 5 - 0.185\ 6i & 0.070\ 5 + 0.185\ 6i \\ -0.641\ 1 - 3.747\ 7i & -0.641\ 1 + 3.747\ 7i & -0.009\ 5 + 23.604\ 6i & -0.009\ 5 - 23.604\ 6i & 5.083\ 9 + 4.604\ 3i & 5.083\ 9 - 4.604\ 3i \\ -0.025\ 9 + 0.375\ 0i & -0.025\ 9 - 0.375\ 0i & -0.016\ 5 - 4.110\ 0i & -0.016\ 5 + 4.110\ 0i & 0.089\ 1 + 17.526\ 8i & 0.089\ 1 - 17.526\ 8i \\ 0.001\ 3 - 0.044\ 7i & 0.001\ 3 + 0.044\ 7i & 0.008\ 1 + 4.399\ 0i & 0.008\ 1 - 4.399\ 0i & -0.009\ 3 + 0.024\ 7i & -0.009\ 3 - 0.024\ 7i \\ 0.002\ 0 + 0.014\ 3i & 0.002\ 0 - 0.014\ 3i & -0.002\ 2 - 0.967\ 4i & -0.002\ 2 + 0.967\ 4i & -0.676\ 5 - 0.608\ 7i & -0.676\ 5 + 0.608\ 7i \end{bmatrix},$
 $W = \begin{bmatrix} 0.000\ 1 - 0.001\ 4i & 0.000\ 1 + 0.001\ 4i & 0.001\ 1 + 0.168\ 4i & 0.001\ 1 - 0.168\ 4i & -0.019\ 4 - 2.325\ 3i & -0.019\ 4 + 2.325\ 3i \\ 0.000\ 2i & -0.000\ 2i & -0.000\ 8 - 0.180\ 3i & -0.000\ 8 + 0.180\ 3i & 0.001\ 2 - 0.003\ 3i & 0.001\ 2 + 0.003\ 3i \\ -0.000\ 0i & 0.000\ 0i & 0.000\ 2 + 0.039\ 7i & 0.000\ 2 - 0.039\ 7i & 0.090\ 0 + 0.080\ 5i & 0.090\ 0 - 0.080\ 5i \end{bmatrix}.$

从而计算得到符合设计指标要求的反馈增益矩阵 K 和前馈增益阵 G 如下:

$K = 10^{-3} \times \begin{bmatrix} -0.658\ 4 & -1.296\ 9 & 1.341\ 9 & -137.075\ 7 & -108.721\ 8 & 22.244\ 6 \\ -0.162\ 7 & -1.980\ 2 & -1.165\ 2 & -1.350\ 0 & -82.746\ 1 & -9.751\ 3 \\ 0.023\ 2 & 0.196\ 6 & -0.301\ 4 & 0.175\ 9 & -14.645\ 4 & -135.090\ 5 \end{bmatrix},$
 $G = 10^{-3} \times \begin{bmatrix} 0.658\ 4 & 1.296\ 9 & -1.341\ 9 \\ 0.162\ 7 & 1.980\ 2 & 1.165\ 2 \\ -0.023\ 2 & -0.196\ 6 & 0.301\ 4 \end{bmatrix}.$

将反馈增益矩阵 K 和前馈增益阵 G 应用到系统(3),图 2 和图 3 分别为两星相对位置和相

对速度的变化情况,从图中可以看出相对位置和相对速度最终都达到了要求的大小,从仿真结果可以看出自主交会过程是稳定的.图 4 为追踪航天器的控制加速度,实际应用可以采用有限推力发动机实现整个自主交会过程.

为了比较,给出了采用保性能控制^[20]实现追踪航天器椭圆自主交会的仿真结果,得到的保性

能反馈控制律 K 为

$$K = 10^{-4} \times \begin{bmatrix} -0.053\ 9 & -0.001\ 9 & 0.003\ 4 & -54.193\ 0 & -1.360\ 8 & 1.532\ 1 \\ -0.001\ 0 & -0.035\ 9 & -0.000\ 3 & -1.360\ 8 & -34.183\ 0 & -0.187\ 4 \\ -0.000\ 4 & -0.000\ 1 & -0.070\ 5 & 1.532\ 1 & -0.187\ 4 & -69.761\ 0 \end{bmatrix}.$$

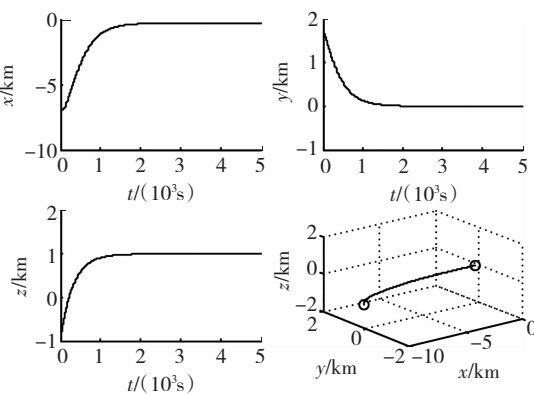


图 2 两星的相对位置变化

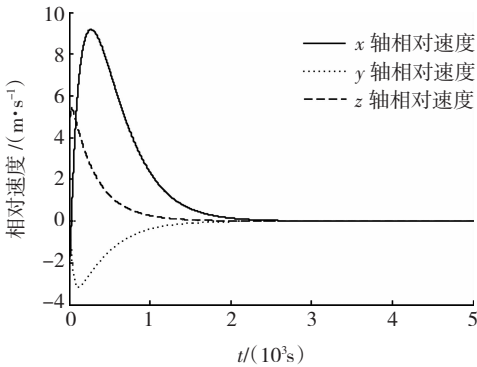


图 3 两星的相对速度变化

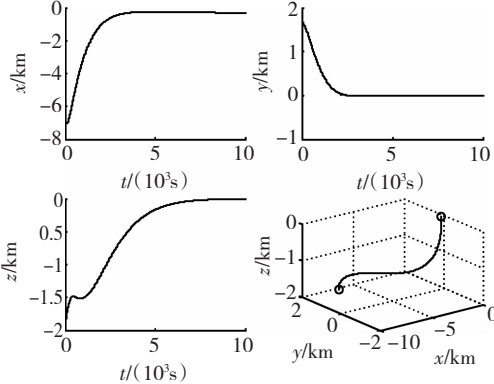


图 5 两星的相对位置变化

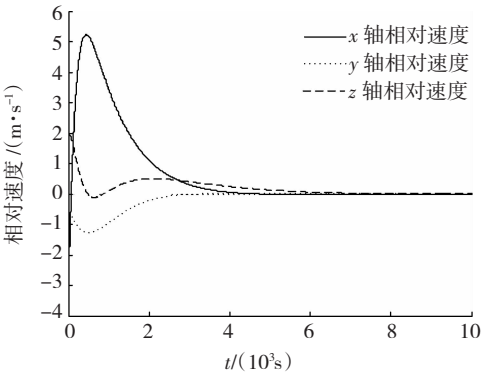


图 6 两星的相对速度变化

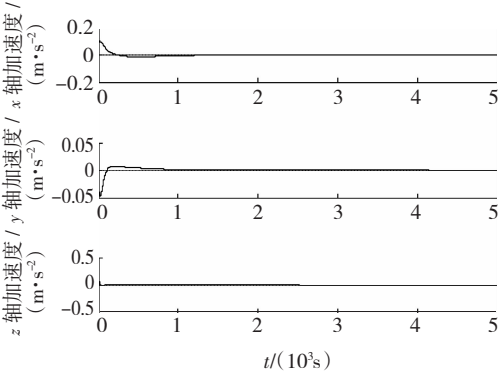


图 4 追踪航天器控制加速度

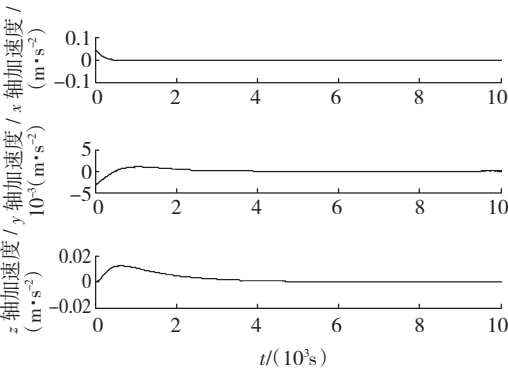


图 7 追踪航天器的控制加速度

图 5 和图 6 是采用保性能控制时的两星相对位置和速度变化曲线,图 7 为此时的控制输入.与本文所提出的鲁棒参数化设计方法比较,整个交会过程中本文方法所设计的轨迹更平滑,交会所需要的时间更短.说明本文提出的方法是简单、有效的.

4 结 论

本文针对航天器椭圆轨道自主交会过程中,缺少航天器绝对轨道信息时,基于鲁棒参数化方法,采用特征结构配置和模型参考跟踪理论设计航天器椭圆轨道自主交会的鲁棒控制律.仿真结果表明,本文所设计的定常鲁棒控制律能够有效

地实现预期的交会目标,可以用于缺少航天器实时惯性轨道信息时的椭圆轨道自主交会任务。

参考文献:

- [1] YAMANAK K, YOKOTA K, YAMADA K, *et al.* Guidance and navigation system design of R-bar approach for rendezvous and docking[R]. [S. l.]: AIAA, 1998.
- [2] PRUSSING J E. Optimal four-impulse fixed-time rendezvous in the vicinity of a circular orbit[J]. AIAA Journal, 1969, 7(5): 928 - 935.
- [3] PRUSSING J E. Optimal two and three-impulse fixed-time rendezvous in the vicinity of a circular orbit[J]. AIAA Journal, 1970, 8(7): 1221 - 1228.
- [4] Marinescu A. Optimal low-thrust orbital rendezvous[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1976, 13(7): 385 - 392.
- [5] 荆武兴,吴瑶华,杨涤. 基于交会概念的最省燃料共面有限推力轨道方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1997, 29(4): 132 - 135.
- [6] 荆武兴,吴瑶华. 基于交会概念的最省燃料异面有限推力轨道转移研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1998, 30(2): 124 - 128.
- [7] LOPEZ I, MCINNES C R. Autonomous rendezvous using artificial potential function guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamic, 1995, 18(2): 231 - 241.
- [8] KLUVER C A, TANCK G S. A feedback guidance scheme for orbital rendezvous[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 1999, 47(3/4): 229 - 237.
- [9] ORTEGA G. Fuzzy logic techniques for rendezvous and docking of two geostationary satellites[J]. Telematics and Informatics, 1995, 12(3/4): 213 - 227.
- [10] BENNIS R J, CHU Q P, MULDER J A. Adaptive fuzzy control for rendezvous and docking by reinforcement learning [C]//Proceedings International ICSC Congress on Intelligent Systems And Applications ISA' 2000. Wollongong: AIAA, 2001: 151 - 177.
- [11] KARR C L, FREEMAN L M. Genetic algorithm based fuzzy control of spacecraft autonomous rendezvous[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 1997, 10(3): 293 - 300.
- [12] 刘鲁华,汤国建,余梦伦. 圆轨道近程自主交会轨道设计[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 653 - 658.
- [13] 卢 山,徐世杰. 航天器椭圆轨道自主交会的自适应学习控制策略[J]. 航空学报, 2009, 30(1): 127 - 131.
- [14] 王 颖,吴宏鑫. 基于椭圆轨道的空间交会停靠全系数自适应控制方法研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(5): 15 - 19.
- [15] 陈 统,徐世杰. 椭圆轨道航天器自主接近的制导律研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1786 - 1791.
- [16] 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.
- [17] TSCHAUNER J F A, HEMPEL P R. Rendezvous zu einemin elliptischer bahn umlaufenden ziel[J]. Astronautica Acta, 1965, 11(2): 104 - 109.
- [18] DUAN G R, LIU W Q, LIU G P. Robust model reference control for multivariable linear systems: a parametric approach[J]. Journal of Systems and Control Engineering, Part I of The Transaction the Institute of Mechanical Engineers, 2001, 215: 599 - 610.
- [19] DUAN G R, IRWIN G W, LIU G P. Disturbance attenuation in linear systems via dynamical compensators: a parametric eigenstructure assignment approach [J]. IEE Proceedings Control Theory Application, 2000, 146(2): 129 - 135.
- [20] YU L. Optimal guaranteed cost control of linear uncertain system: an LMI approach[J]. Control Theory and Application, 2000, 17(3): 423 - 428.

(编辑 张 宏)