

交会对接最后逼近段姿轨耦合控制

李 鹏^{1,2}, 陈兴林², 宋申民², 李敏利²

(1. 湘潭大学 信息工程学院, 湖南 湘潭 411105; 2. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:针对交会对接最后逼近段的制导律和姿态控制律的设计问题,首先对逼近段轨道与姿态的耦合问题进行了分析,并利用高阶滑模控制设计了最后逼近段的姿轨控制系统;然后设计了基于 Hill 方程的直线型制导律;最后对所采用的直线型变结构制导律和最后逼近段相对姿态控制律进行了仿真. 仿真结果表明所设计的控制系统满足对接要求.

关键词:交会对接;最后逼近段;姿轨耦合控制

中图分类号: TP18; TN911.23 **文献标志码:** A **文章编号:** 1673-4785(2010)06-0530-04

Research on an attitude and orbit coupling control over the final approach phase of rendezvous and docking

LI Peng^{1,2}, CHEN Xing-lin², SONG Shen-min², LI Min-li²

(1. College of Information Engineering, Xiangtan University, Xiangtan 411105, China; 2. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To achieve the high precision requirement in the final approach phase of autonomous space rendezvous and docking (RVD) on a relative attitude, first an analysis was made on the coupling of attitude and orbit. Next, the high-order sliding mode (HOSM) controller was used to design the attitude and orbit control system in the final approach phase. After that, a beeline guidance law based on the Hill equation was designed. The attitude control strategy shown here used the HOSM controller. Lastly, with the help of Simulink software, a simulation was carried out in terms of the linear variable structure guidance law and relative attitude control law. The results of simulation show that the designed control system meets the requirements of docking.

Keywords: rendezvous and docking; final approach phase; coupling control of attitude and orbit

保证空间飞行器在复杂的空间环境中能够更加持久、稳定地在轨运行,已成为目前空间技术领域亟待解决的重要问题. 交会对接技术是在轨维护与服务的先决条件之一,只有通过交会对接,才能给航天器补给燃料、更换设备、维护仪器、维修在轨故障卫星等. 为了保证安全交会对接和对接精度,必须考虑轨道和姿态的耦合控制. 轨道控制使飞行器在星体的引力场中牵入和保持预定的空间运动轨迹,或在多个星体的引力场中运动轨迹的转移;姿态控制则使飞行器的构型布局在空间轨道控制运动中保持预

定的方位和指向,或进行方位和指向的机动.

1 姿轨耦合控制概述

在最后逼近段,一般情况下追踪航天器沿视线方向作直线型受迫运动逼近目标航天器对接口(对接港),因此最终逼近段也常称为“最终平移段”^[1]. 在这个阶段,为了保证安全交会对接和对接精度,必须考虑轨道和姿态的耦合控制. 图1为姿轨耦合控制的控制框图,上部分为姿态控制回路,下部分为位置控制回路. 根据相对位置的初始和终点状态算出期望的轨迹,也就是要求追踪航天器按所求的轨迹逼近目标航天器,直到2个航天器对接上为止. 据这条所要求逼近目标航天器的轨迹算出相应的期望姿态角度,然后根据实际信息进行相对位置和相对姿

收稿日期:2010-02-16.

基金项目:国家“863”计划资助项目(2006AA0488, 2007AA0987, 2008AA0987).

通信作者:李 鹏. E-mail: pengli.hit@gmail.com.

态控制。

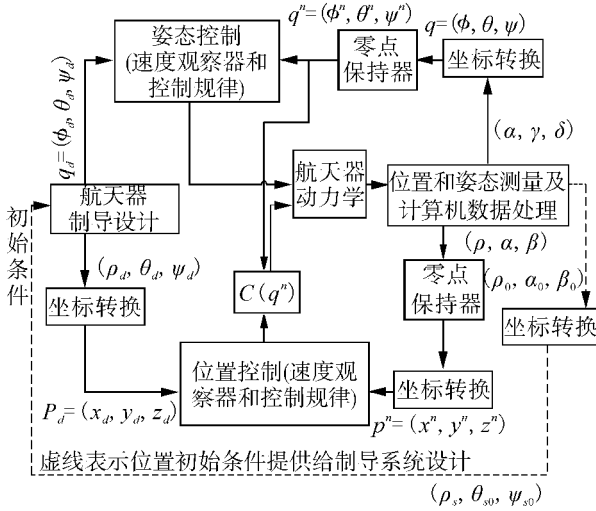


图1 姿轨耦合控制框图

Fig. 1 Coupled attitude and orbit control

2 最后逼近段姿轨耦合问题分析

2.1 相关坐标系说明

地心惯性坐标系 $O_I X_I Y_I Z_I$, 目标轨道坐标系 $O_R X_O Y_O Z_O$, 追踪航天器本体坐标系 $O_C X_B Y_B Z_B$, 视线坐标系 $O_R X_S Y_S Z_S$, 原点在目标航天器的质心。设 ρ 为追踪航天器相对于目标航天器的位矢, 且与 $O_R x_s$ 重合, ρ 与 $O_R x_r y_r$ 平面的夹角为 θ_s , 称为视线角 ρ 在 $O_R x_r y_r$ 上的投影与 $O_R x_r$ 的夹角为 ψ_s , 称其为偏离角^[2-3]。

2.2 轨道与姿态的耦合问题分析

最终平移段的相对运动一般采用目标航天器轨道坐标系。假设目标航天器位于高度为500 km的圆轨道上, 则追踪航天器相对于目标航天器的相对运动方程为^[4]

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2\omega\dot{z} + a_x, \\ \ddot{y} = -\omega^2 y + a_y, \\ \ddot{z} = -\omega\dot{x} + 3\omega^2 z + a_z. \end{cases} \quad (1)$$

方程(1)被称为 Hill 方程或 C-W 方程。其中, 在目标轨道坐标系 $O_R X_O Y_O Z_O$ 中,

$$[a_x \ a_y \ a_z]^T = \left[\frac{F_x}{m} \ \frac{F_y}{m} \ \frac{F_z}{m} \right]^T,$$

$$\omega = [0 \ -\omega \ 0]^T, R = [0 \ 0 \ -R]^T.$$

式中: ω 为目标轨道坐标系 $O_R X_O Y_O Z_O$ 相对于惯性坐标系的转动角速度; 当忽略重力和重力差影响的时候, $\omega = 0$; r, R 分别为追踪航天器和目标航天器相对地心的位矢; m 为追踪航天器的质量, F_x, F_y, F_z 为追踪航天器推力分量, 均为定值。

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = I^{-1} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = I^T \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}. \quad (2)$$

式中: I 为目标航天器轨道坐标系 $O_R X_O Y_O Z_O$ 与追踪航天器本体坐标系 $O_C X_B Y_B Z_B$ 之间的转换矩阵。反映了姿态偏差对轨道的影响, 这是轨道和姿态耦合的一个方面, F 为常值推力。

沿视线接近时, 设相对位矢 x 的偏航角和视线倾角分别为 ψ_s, θ_s , 追踪航天器本体坐标系 $O_C X_B Y_B Z_B$ 跟踪目标航天器轨道坐标系 $O_R X_O Y_O Z_O$, $(\varphi \ \theta \ \psi) = (0 \ \theta_s \ \psi_s)$ 。

$$I(\varphi, \theta, \psi) = I_s(0, \theta_s, \psi_s),$$

$$\sin \psi_s = \frac{y}{\rho_{xy}}, \cos \psi_s = \frac{x}{\rho_{xy}},$$

$$\sin \theta_s = \frac{-z}{\rho}, \cos \theta_s = \frac{-\rho_{xy}}{\rho},$$

$$\rho = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2},$$

$$\rho_{xy} = \sqrt{x^2 + y^2}.$$

可见, 在沿视线接近模式下方向角和俯仰角完全取决于2个航天器的相对位置偏差, 进一步求得^[5-6]

$$\begin{cases} \dot{\psi}_s = \frac{x\dot{y} - y\dot{x}}{x^2 + y^2}, \\ \dot{\theta}_s = \frac{xz\dot{x} + yz\dot{y} - (x^2 + y^2)\dot{z}}{(x^2 + y^2 + z^2)\sqrt{x^2 + y^2}}. \end{cases}$$

由上式可见, $\dot{\psi}_s, \dot{\theta}_s$ 不仅和2个航天器的相对位置相关, 而且还和其相对速度相关。所以在沿视线接近模式下轨道和姿态运动是严重耦合的。

3 姿态-轨道耦合控制系统设计

一般情况下, 目标航天器为非机动的合作目标, 相对于惯性或者是目标航天器轨道坐标系保持姿态稳定。作用在目标航天器的控制力矩只是用来稳定自身的姿态, 为最终平移段的接近创造条件, 不直接参与交会对接相对状态的机动; 而追踪航天器以目标航天器为目标姿态(期望姿态), 依据相对姿态反馈进行姿态控制, 实际上含有对目标航天器姿态定向偏差的补偿。

假设目标航天器的稳定精度足够高, 在整个的最终逼近段, 目标航天器的姿态四元数始终近似地为 $Q = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, 即目标轨道坐标系与惯性系重合。

控制的终端状态须满足无冲击对接条件:

$$(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}) = (0, 0, 0, 0, 0, 0).$$

在目标航天器轨道坐标系 $O_R X_O Y_O Z_O$ 中, 如图2所示, 追踪航天器的位置矢量和速度矢量分别用 r 和 \dot{r} 表示, $r = [x \ y \ z]^T, \dot{r} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ 。在初始时刻, $r(0) = r_0, \dot{r}(0) = \dot{r}_0$, 在时间 $t = T$ 时刻, $r(T) = r_T, \dot{r}(T) = \dot{r}_T$ 。将 r_T 指向 r_0 的矢量定义为矢量 ρ , 即视

线距离, $\rho(t) = r_t - r_T$. 初始时刻 $\rho(0) = r_0 - r_T = \rho_0$, 终点时刻 $\rho(T) = 0$. 根据视线坐标系与直角坐标系之间的转换关系(1)可以得到初始时刻 x_0, y_0, z_0 的表达式:

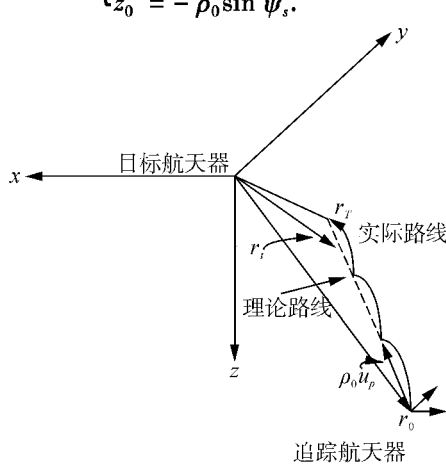
$$\begin{cases} x_0 = \rho_0 \cos \psi_s \cos \theta_s, \\ y_0 = \rho_0 \cos \psi_s \sin \theta_s, \\ z_0 = -\rho_0 \sin \psi_s. \end{cases}$$


图2 最终逼近段飞行轨迹

Fig.2 Flight path of final approach

下面将设计基于 Hill 方程, 视线轴接近模式的直线型制导律.

对于式(2), 分别设定三轴的切换函数为

$$\begin{cases} s_x = k_{x1}(x - x_d) + k_{x2}\dot{x}, \\ s_y = k_{y1}(y - y_d) + k_{y2}\dot{y}, \\ s_z = k_{z1}(z - z_d) + k_{z2}\dot{z}. \end{cases} \quad (3)$$

式中: $k_{x1}, k_{x2}, k_{y1}, k_{y2}, k_{z1}, k_{z2}$ 均为大于零的控制参数. 显然, 上述切换函数所定义的滑模面是稳定的.

另外, 给定三轴的推力加速度的控制律为

$$a_i = \begin{cases} -A, & s_i > 0; \\ 0, & s_i = 0; \\ A_i, & s_i < 0. \end{cases}$$

以 x 轴为例, 证明到达运动的稳定性. 在滑模面外, 根据可达条件要求 $s_x \dot{s}_x < 0$.

因此, 当 $s_x > 0$ 时,

$$s_x = k_{x1}\dot{x} + k_{x2}\ddot{x} = k_{x1}\dot{x} + k_{x2}(2\omega\dot{x} - \frac{T_x}{m}) < 0. \quad (4)$$

当 $s_x < 0$ 时,

$$s_x = k_{x1}\dot{x} + k_{x2}\ddot{x} = k_{x1}\dot{x} + k_{x2}(2\omega\dot{x} + \frac{T_x}{m}) < 0. \quad (5)$$

根据式(4)和(5), 可以得到到达运动稳定的条件为

$$m \left| \frac{k_{x1}\dot{x}}{k_{x2}} + 2\omega\dot{x} \right| < T_x.$$

推出

$$m \left(\frac{k_{x1}|\dot{x}|}{k_{x2}} + 2\omega|\dot{z}| \right) < T_x. \quad (6)$$

由于 $|\dot{x}|, |\dot{z}|$ 均有界, 所以控制律(6)使到达运动稳定的充分条件是控制力矩 F_x 应满足:

$$T_x > m \left(\frac{k_{x1}|\dot{x}|_{\max}}{k_{x2}} + 2\omega|\dot{z}|_{\max} \right).$$

式中: $|\dot{x}|_{\max}, |\dot{z}|_{\max}$ 均为制导过程中各自量的最大值, 需要根据实际情况而定. 同理, 其他方向在控制律(3)能够使到达运动稳定的充分条件为

$$T_y > m \left(\frac{k_{y1}|\dot{y}|_{\max}}{k_{y2}} + \omega^2|y|_{\max} \right),$$

$$T_z > m \left(\frac{k_{z1}|\dot{z}|_{\max}}{k_{z2}} + \omega|\dot{x}|_{\max} + 3\omega^2|z|_{\max} \right).$$

4 计算机仿真

4.1 仿真条件

1) 系统及状态参数

$$J = \begin{bmatrix} 722 & 0 & 0 \\ 0 & 876 & 0 \\ 0 & 0 & 820 \end{bmatrix},$$

$$\Delta J = \begin{bmatrix} 0 & 50 & -100 \\ 50 & 0 & 150 \\ -100 & 150 & 0 \end{bmatrix},$$

起点视线距离: $\rho_0 = 300.8$ m, 末端视线距离: $\rho_d = 0$, 视线角: $\theta_s = 35.26^\circ$, 偏离角: $\psi_s = 45^\circ$. 将上述参数转换到直角坐标系内位置初始值和位置末端值:

$$x_0 = 1\,732\,607, y_0 = 1\,732\,607, z_0 = -1\,732\,326,$$

$$x_d = 0, y_d = 0, z_d = 0.$$

初始线速度和末端线速度:

$$\dot{x}_0 = -0.25 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}, \dot{y}_0 = -0.25 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1},$$

$$\dot{z}_0 = 0.25 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}, \dot{x}_d = 0,$$

$$\dot{y}_d = 0, \dot{z}_d = 0.$$

姿态四元数的初始值: $[0.8 \ 0.4 \ 0.2 \ 0.4]^T$; 期望值: $[1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$; 角速度的初始值: $\omega_0 = [0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$; 期望值: $\omega_0 = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$.

2) 控制参数位置^[7-8]:

$$A_i = 0.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} (i \text{ 分别代表 } x, y, z);$$

$$k_{x1} = k_{y1} = k_{z1} = 0.02, k_{x2} = k_{y2} = k_{z2} = 5;$$

推力器开机阈值: $\Delta_{i1} = 0.03$ (i 代表 x, y, z); 推力器关机阈值: $\Delta_{i2} = 0.01$ (i 代表 x, y, z); 姿态: $u_m = 25 \text{ N} \cdot \text{m}, \lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 = 3.5; k_1 = k_{12} = k_{13} = 25, k = 0.6$.

4.2 仿真结果及分析

图3为追踪航天器的线速度的变化曲线, 可以

看出在两航天器之间的相对距离接近为零时,追踪航天器的线速度约为 $\pm 0.005 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. 图4为相对姿态四元数的变化曲线. 从仿真结果图中可以看出,追踪航天器是沿着视线方向直线接近目标航天器的. 在起点位置,由于初始姿态的偏差,导致起始阶段轨线不是绝对的直线. 当相对距离接近于零的时候,从图中可以看出追踪航天器的各轴的线速度也几乎为0. 所以设计的沿视线接近控制律能够使追踪航天器和目标航天器间满足安全对接要求.

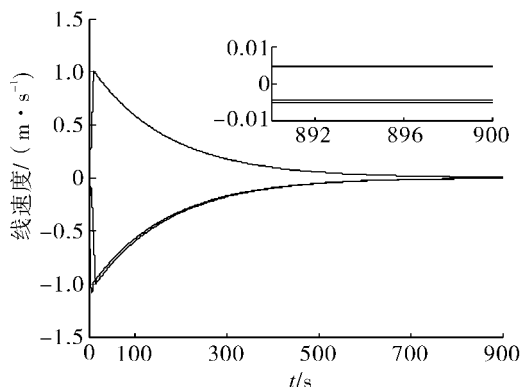


图3 追踪航天器的线速度

Fig. 3 Line speed of tracing spacecraft

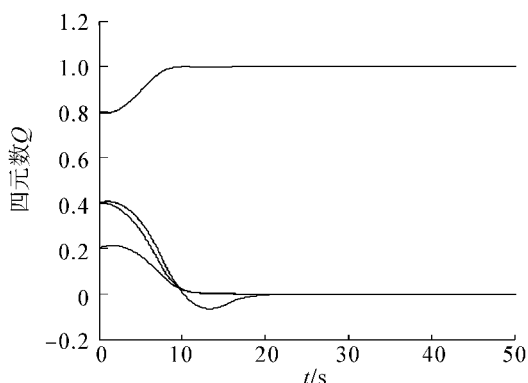


图4 相对姿态四元数

Fig. 4 Quaternion of relative attitude

5 结束语

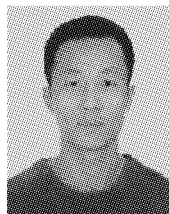
交会对接的最后逼近段,需要相对姿态的稳定达到很高的精度要求. 本文主要针对交会对接最后逼近段姿态和轨道之间的耦合作用,利用滑模变结构设计了姿态-轨道耦合控制系统. 在制导律设计方面,使用了基于Hill方程的直线型制导律,控制算法采用的是传统滑模变结构控制. 在姿态控制方面,使用了误差四元数的跟踪控制律,控制算法采用了设计好的高阶滑模控制. 该算法能有效削弱抖振现象,

又具有强鲁棒性,大大提高相对姿态的稳定精度. 仿真结果表明,将高阶滑模控制律应用于最后逼近段,进行姿态的稳定控制不仅是可行的而且是有效的.

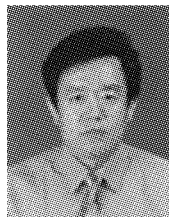
参考文献:

- [1] WALLSGROVE R J, AKELLA M R. Globally stabilizing saturated attitude control in the presence of bounded unknown disturbances [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2005, 28(5): 957-963.
- [2] Di GENNARO S. Stabilization of rigid spacecraft with uncertainties and input saturation in a central gravitational field [C]//Proceedings of 36th Conference on Decision and Control. San Diego, America, 1997: 4204-4209.
- [3] VADALI S R. Variable-structure control of spacecraft large-angle maneuvers [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1986, 9(2): 235-239.
- [4] DWYER T A W, SIRA-RAMIREZ H. Variable structure control of spacecraft attitude maneuvers [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1988, 11(3): 262-270.
- [5] PUKDEBOON C, ZINOBER A S I, THEIN M W L. Quasi-continuous higher-order sliding mode controller designs for spacecraft attitude tracking manoeuvres [J]. 1998 (1): 2244-2250.
- [6] FRIDMAN L, DAVILA J, LEVANT A. High-order sliding-mode observation and fault detection [C]//Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control. New Orleans, USA, 2007: 437-442.
- [7] DOREL L, LEVANT A. On chattering-free sliding-mode control [C]//Proceedings of the 47th IEEE Conference on Decision and Control Cancun, Mexico, 2008: 1147-1156.
- [8] LEVANT A. Principles of 2-sliding mode design [J]. Automatic, 2007(43): 576-586.

作者简介:



李 鹏,男,1978年生,讲师,主要研究方向为非线性滤波.



陈兴林,男,1963年生,教授,博士生导师,哈尔滨工业大学控制科学与工程系副主任,控制科学与工程教学实验中心主任,国防科工委教材建设专家组成员,全国高等学校自动化专业系列教材编审委员会委员,中国人工智能学会智能控制与智能管理专业委员会委员. 主要研究方向为飞行器控制与仿真、智能机器人、计算机控制.