

空间自动对接多模态滑模控制

刘赛娜, 姜玉宪, 赵霞

(北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘要: 针对空间自动对接靠拢段的相对位置控制问题,在分析滑模变结构控制的基本原理和设计方法的基础上提出了多模态滑模变结构控制方法。所谓的“多模态”,指的是设计由 $s(0) = 0$ 与若干个 $s(0) \neq 0$ “滑模”区连接而成的“滑模运动”路径,使系统状态点沿着所设置的路径,从一个“模态”运动到另一个“模态”,最终趋近目标点。详细阐述了多模态滑模变结构控制法的个体切换面设计、切换面的连接和控制律的设计;设计对接进展过程减弱对接状态变量间的耦合,以比较的方式,对多模态滑模变结构控制法、比例微分(PD)控制法和传统滑模变结构控制法的控制效果和性能进行了仿真和验证。仿真结果表明,多模态滑模控制系统具有良好的动态品质和性能,对变轨速度需求小,不仅能减少燃料的损耗,而且可以人为控制状态轨迹,实现状态轨迹的多样化。

关键词: 对接; 相对位置控制; 多模态控制; 变轨速度

中图分类号: V448 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)03-1006-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.030

0 引言

空间对接靠拢段位置控制系统是一个复杂的非线性系统,而且各种环境干扰力矩,诸如重力梯度等是无法精确描述的。滑模变结构控制是一种抗干扰且鲁棒性强的控制策略,适用于使用开关控制且干扰较强的空间自动对接系统,但其变轨速度主要取决于起始条件大小,不确定。

针对靠拢段相对位置的控制问题,本文在经典的滑模控制基础上提出了多模态的滑模控制方法,它不仅能控制变轨速度,节省燃料的损耗,而且可以根据具体的需要来设计不同的切换面,实现轨迹多样化。对于滑模控制,国内外的文献中的研究大多集中在切换面的选择上。文献[1]提出了修改变结构控制器的方案,基本思想是用两个切换面 $s_1 = 0$ 和 $s_2 = 0$ 构成滑动扇面,可以说文献[1]中提出的方法是多模态滑模控制的一种特殊情况。文献[2]提出了旋转(时变斜率)和移动(时变截距)滑动面的概念,用于二阶系统的跟踪控制。大多文献应用滑模控制方法来解决航天器姿态控制的问题,如文献[3],但很少应用到相对位置的控制问题。

文中建立了交会对接靠拢段被控系统的数学模

型;在滑模变结构控制基础上提出了多模态滑模变结构控制器设计方法;将实际相对位置和目标位置之差作为控制变量,详细阐述了多模态滑模变结构控制法的个体切换面设计、切换面的连接和控制律的设计;设计对接进程减弱对接过程耦合;对多模态滑模变结构控制法,比例微分控制法和传统滑模变结构控制法进行了仿真和验证三种控制法的控制效果和性能并进行了分析比较。三种控制方法中,多模态滑模控制法的变轨速度需求最小,达到了节能的效果,适合空间自动对接工程应用。

1 目标坐标系下的相对运动方程

惯性坐标系 $ox_T y_T z_T$ 是随地球质心 O 移动而不转动的正交系,作为 C (追踪飞行器)、 T (目标飞行器)转动参考系;目标坐标系 $ox_T y_T z_T$, 原点位于目标飞行器的质心, ox_T 轴在目标飞行器轨道平面内并与轨道速度相反, oy_T 轴背向地心, oz_T 轴垂直于轨道平面并与其它两轴构成右手直角坐标系,如图1所示。

$\xi_r = [x_r \ y_r \ z_r]^T$ 为 C 相对 T 的位置在 $x_T y_T z_T$ 对应轴上的表示,当 C 与 T 的距离 r 小于 50Km, 即 $r = (x_r^2 + y_r^2 + z_r^2)^{0.5} < 50\text{km}$ 时, C 相

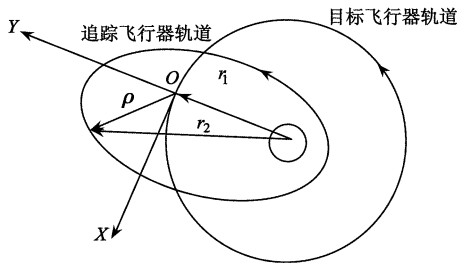


图 1 目标坐标系下航天器建模结构图

Fig.1 Spacecraft modeling structure in target reference frame

对 T 的位移动力学方程可以表示为 Hill 方程,如下:

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

其中 f_x 、 f_y 和 f_z 分别表示各个坐标轴方向的控制力。对接面的直角坐标系与目标体轴坐标系之间存在一个坐标变换,但是从控制原理和控制器设计上没有区别,所以直接用 Hill 方程进行设计。

2 相对位移控制

2.1 多模态滑模控制器设计

多模态滑模控制法的系统结构与传统的滑模控制结构类似,如图 2 所示。

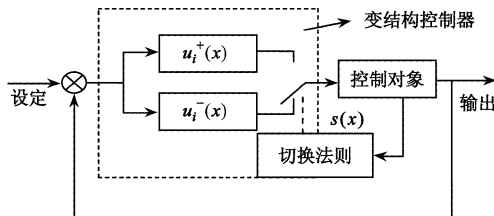


图 2 多模态滑模控制系统结构图

Fig.2 Structure of multi-slide-mode control

多模态滑模变结构控制器的设计步骤包括设计切换函数和控制律两部分。

(1) 设计切换函数 $s(x)$ 。设计多模态控制器,可以根据具体情况,通过改变参数的大小来设计多个切换函数。在相平面 $e - \dot{e}$ 内,定义开关线 A, B (对于多维系统为两个开关面),将相平面分为三个区域,如图 3 所示。1 区为航天器加/减速过程(视初始速度而定), A 为发动机关机线;当系统在 2 区时,航天器沿着规定的“滑动模式 1”匀速逼近目标;系统在 3 区时,航天器减速, B 为发动机开机线,沿着“滑动模式 2”趋近目标航天器。设置两条开关

线,减少发动机的开关次数,在一定程度上削弱了抖动,也节省了燃料的损耗。

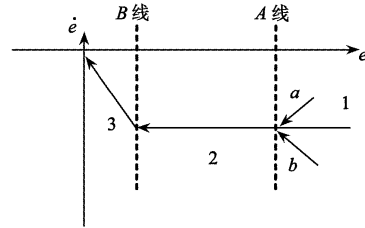


图 3 多模态滑模控制法的相平面控制律

Fig.3 Multi-slide-mode control law in phase plane

以 x 方向为例,设位置指令信号为 r ,实际的位置和速度值分别为 $x(1)$ 、 $x(2)$,

$$\begin{cases} e = r - x(1) \\ \dot{e} = \dot{r} - \dot{x}(2) \end{cases} \quad (2)$$

多模态滑模控制的路径包括“匀速”模态和“减速”模态,分别对这两种模态所对应的切换函数进行设计。根据比例切换控制方法,“匀速”模态在相平面上对应的切换函数为 $s = \dot{e} + a \text{sign}(e)$,取 $a = 0.6$;“减速”模态的切换函数为 $s = c_2 e + \dot{e} = 0$,取 $c_2 = -0.06$ 。选取“匀速”模态和“减速”模态的切换点为 10m。切换函数如下:

$$s = \begin{cases} -0.6 + \dot{e} & e < -10 \\ 0.06e + \dot{e} & |e| \leq 10 \\ 0.6 + \dot{e} & e > 10 \end{cases} \quad (3)$$

类似地,可以设计 y, z 方向上的切换函数。

从式(1)可以看出, x 和 y 方向存在耦合, z 是独立的。可以通过安排对接进程弱化耦合现象,简化系统。首先进行辅助控制变量的调控(或称为对准),而后再进行对接主控变量的状态转移。选取 e_x 为主控变量, e_y, e_z 为辅助控制变量。在控制器设计中使 y, z 方向先对准,同时保持 $\dot{e}_x = 0$,等到 e_y, e_z 都达到所设计控制精度时,再对 x 方向的状态量进行控制。弱化了耦合关系的对接状态变量调控,可以分离成独立的 x, y, z 三个方向的子系统。先对准后接近的对接进程安排,不仅可以弱化耦合,而且能避免对接最后时刻的碰撞,增加了对接的安全性。

图 4 是对接过程示意图,图中 $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$ 为 x, y, z 三个方向的模态转换线,分别为 10m、2m、2m, ϵ_1, ϵ_2 为控制精度, k 为“减速模态”斜率, c 为“匀速模态”的设置速度。

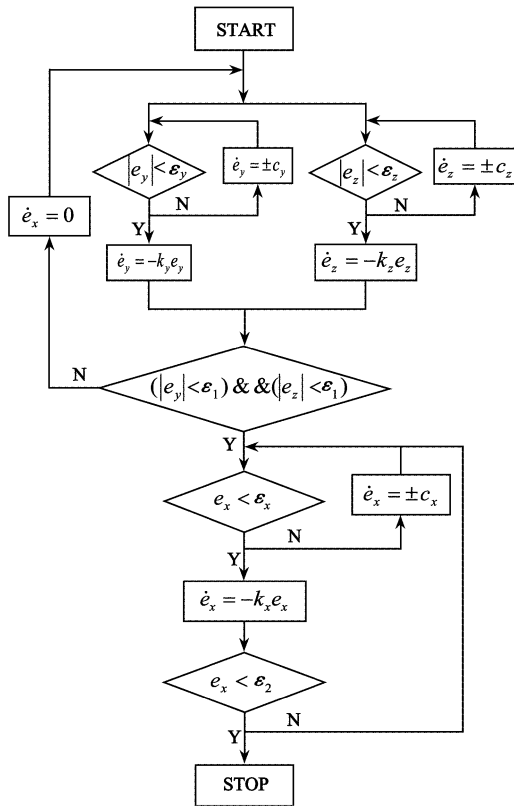


图 4 对接过程示意图

Fig.4 The sketch map of docking process

(2) 设计滑动模态控制率 $u_i^+(x)$, 使到达条件得到满足, 从而在切换面上形成滑动模态区。我们选用常值切换控制 $u = u_0 \text{sgn}(s(x))$, 即

$$u_i(x) = \begin{cases} u_i^+(x), & s_i(x) > 0 \\ u_i^-(x), & s_i(x) < 0 \end{cases} \quad (4)$$

这里的变结构体现在 $u_i^+(x) \neq u_i^-(x)$, 使滑动平面 $s(x) = 0$ 以外的相轨迹于有限时间内到达滑动平面。

2.2 传统滑模和 PD 控制器设计

传统滑模控制律是将系统的误差 e 和 \dot{e} 作为状态变量, 根据比例切换控制方法, 则切换函数为 $s = ce + \dot{e}$, 选参数 $c = [0.03 \ 0.03 \ 0.03]^T$ 。使用 PD 控制法和传统滑模控制法设计空间对接控制系统时, 为了控制方便, 都要先对这 x, y 这两个方向解耦。

3 模拟仿真

(1) 计算条件:

目标航天器轨道高度为 343km; $x = [x_r \ \dot{x}_r \ y_r \ \dot{y}_r \ z_r \ \dot{z}_r]^T$, 选取初始运动状态值。

$x_0 = [100 \ 0 \ 10 \ 0 \ -10 \ 0]^T$ (位置单位为 m, 速度单位为 m/s); 输入控制为开关控制, x 方向幅值为 1, y, z 方向幅值为 0.25; $\omega = 0.0011 \text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$, 逼近时间 500s。

(2) 计算结果。针对算例, 给出了相平面轨迹图(图 5 到图 7)和位置控制仿真曲线(图 8 到图 10), 多模态控制法相对位置三维仿真曲线(图 11)。图 6 和图 7 中, 传统的滑模控制法和 PD 控制法使发动机一直处于工作状态。图 5 中由于多模态滑模控制系统中设计了一个“匀速模态”, 在 x, y 和 z 方向加了速度上限, 避免了多余的加速和减速, 减少了能量的损耗。

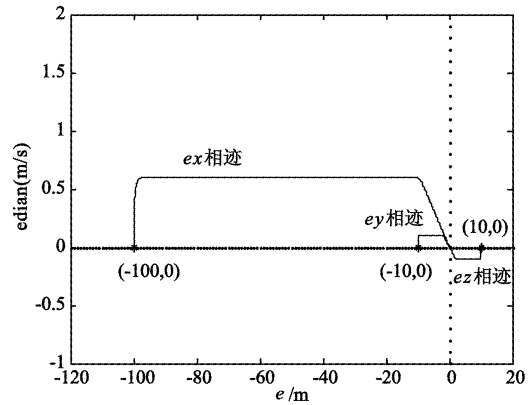


图 5 多模态滑模控制法 x, y, z 方向相平面图

Fig.5 The phase plane of multi-slide-mode control in directions of x, y and z

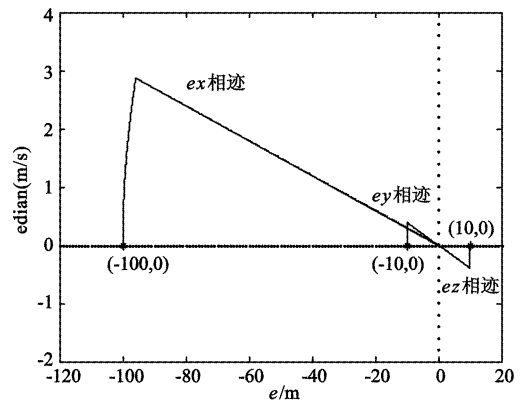


图 6 传统滑模控制法 x, y, z 方向相平面图

Fig.6 The phase plane figure of slide-mode control in directions of x, y and z

图 8 和图 9 都表明航天器先保持 x 方向距离不变, 在 y, z 方向相对距离变为 0 后才开始运动, 等于是先实现了两航天器的上/下, 左/右对准, 再缩短两

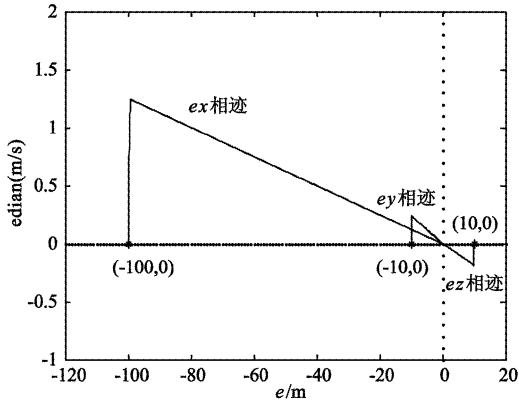


图7 PD控制法 x, y, z 方向相平面图
Fig.7 The phase plane figure of PD control in directions of x, y and z

精度为 $< 2 \times 10^{-2} \text{ m}$, 多模态控制三个方向的误差 $< 1 \times 10^{-4} \text{ m}$, 远高于其他两种方法。

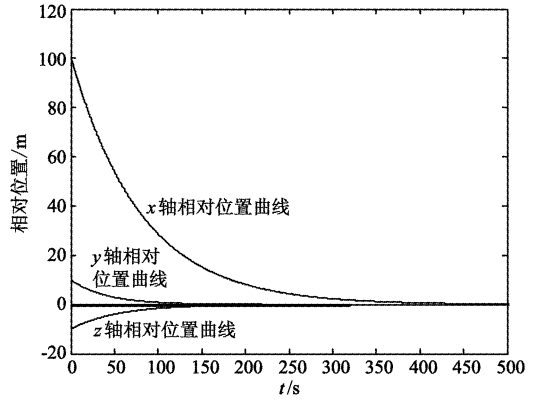


图10 PD控制 x, y, z 轴仿真曲线

Fig.10 Simulation curve of x, y and z in PD control

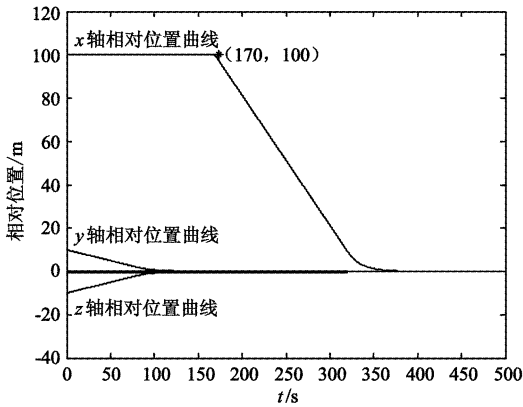


图8 多模态滑模控制 x, y, z 轴仿真曲线
Fig.8 Simulation curve of x, y and z in multi-slide-mode control

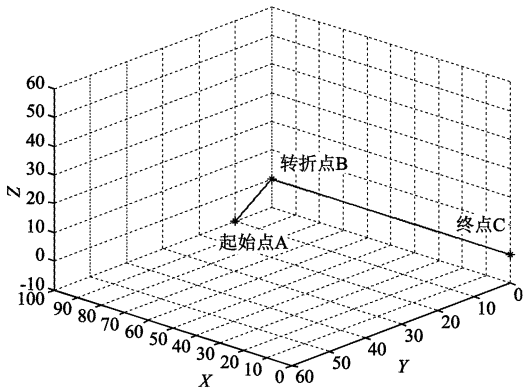


图11 多模态控制法相对位置三维仿真曲线
Fig.11 Three dimensions simulation curve of multi-slide-mode relative position control

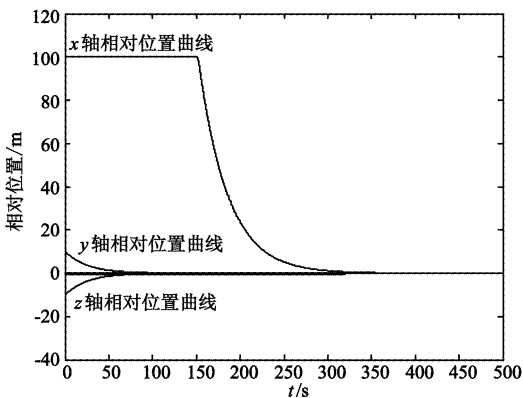


图9 传统滑模控制 x, y, z 轴曲线

Fig.9 Simulation curve of x, y and z in slide-mode control

航天器之间的距离。这样减弱了状态变量间的耦合作用,而且避免了对接最后时刻的碰撞,增加了对接的安全性。相较而言,PD控制法和传统滑模控制的

模拟计算结果显示:在上述3种控制方法中,多模态滑模控制所需的变轨速度最小,具体数据见表1。

表1 不同控制方法的变轨速度(控制时间500s)

Table1 The diverted velocity of different control methods

| 速度增量/ (m/s)控制法 | $\Delta v_x /$ (m/s) | $\Delta v_y /$ (m/s) | $\Delta v_z /$ (m/s) |
|-------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| 传统滑模控制 | 4.4998 | 0.7123 | 0.7756 |
| PD控制 | 2.4641 | 0.6982 | 0.3716 |
| 多模态滑模控制 | 1.2222 | 0.1437 | 0.1994 |

4 结论

(1) 本文提出的多模态滑模变结构控制法是一种新型的变结构控制方法,具有高精度,良好的动态品质和稳态性能。

(2) 多模态滑模控制法使航天器沿着所设计的

运动路径,以固定速度逼近,再减速直到目标状态。

(3) 相较于传统的滑模控制法和 PD 控制法,这种控制方法减少了发动机的开关次数和时间,在一定程度上削弱了抖振,降低了变轨速度需求,节省了燃料的损耗,同时又能保证快速的接近目标体。

参考文献:

- [1] Shyu K K, et al. A Modified Variable Structure Controller[M]. Automatica, 1992: 1209 - 1213.
- [2] Seung-Bok Choi and Dong-Won Park. Moving Sliding Surface for Fast Tracking Control of Second-Order Dynamical System[M]. Transactions of the ASME, 1994.
- [3] 唐超颖,沈春林,李丽荣.航天器姿态滑模变结构控制系统的设计[J].南京航空航天大学学报,2003,35(4):361-365.[TANG Chao-ying, SHEN Chun-lin, LI Li-rong. Variable-structure control with sliding mode of spacecraft attitude maneuvers[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(4): 361 - 365.]
- [4] 黄兴宏,徐世杰.欠驱动航天器的分段解耦姿态控制[J].宇航学报,2007,28(3):531-534.[HUANG Xing-hong, XU Shi-jie. attitude control of an under actuated spacecraft based on piecewise de-coupling method[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(3): 531 - 534.]
- [5] 陈涛,胡超,黄文虎.航天器姿态调整时的变结构控制与振动抑制方法,2007,28(5):1200-1204.[CHEN Tao, HU Chao, HUANG Wen-hu. Variable structure control and vibration suppression of spacecraft during attitude maneuver[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5): 1200 - 1204.]
- [6] 王晓磊,吴宏鑫,李智斌.挠性航天器非线性滑动模态控制和实验研究[J].宇航学报,2001,22(6):50-56.[WANG Xiao-lei, WU Hong-xin, LI Zhibin. The nonlinear sliding mode control and experiment research for flexible spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(6): 50 - 56.]
- [7] Crassidis J L, Markley F L. Sliding mode control using modified Rodrigues parameters[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(6).

作者简介:刘赛娜(1985-),女,北京航空航天大学硕士生,研究方向为模式识别与智能系统。

通信地址:北京市海淀区学院路37号北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院 E1107(100191)

电话:13701076175

E-mail:lisana2006@126.com

Multi-Slide-Mode Control for Automatic Docking of Space

LIU Sai-na, JIANG Yu-xian, ZHAO Xia

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing 100191, China)

Abstract: Multi-Slide-Mode control method is proposed to solve relative position control problem of the final approach phase of space automatic docking. It's based on analysis of basic principle and design of Slide-Mode control method. The Multi-Slide-Mode means a Slide-Mode movement road linked by different Slide-Mode areas gained from functions of and several. The state points move from one mode to another along the movement road until reaching the destination finally. Several parts were shown in detail including designs of individual switching surface and control law, link of switching surfaces. Designs of docking process weakened couplings between docking state variable. The control effects and capabilities of systems designed by three different methods were validated and compared. Those methods were Multi-Slide-Mode control method, proportional differential control method and Slide-Mode control method. The simulations show that Multi-Slide-Mode control system has good dynamic quality and performance. The least diverted velocity requirement of the system can not only economize fuel but also control state track to realize the variety of state track.

Key words: Docking; Relative position control; Multi-Slide-Mode control; Change orbit velocity