

RLV 再入姿态双环滑模控制 及舵喷混合配置

贾 杰, 秦永元

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 应用滑模控制设计了一种可重复使用运载器 (RLV) 再入姿态控制器, 该控制器应用双环的滑模控制方案, 可以获得对角速度及角度的同时跟踪, 并具有较好的鲁棒性和解耦性能。针对 RLV 再入姿态的动力面与反作用混合控制的特点, 运用优化控制选择配置算法把控制力矩指令配置为末端受动器的控制指令, 分别由动力面与反作用致动器来执行。再入姿态仿真验证了该方法的精度、鲁棒性以及解耦的跟踪性能及有效性。

关 键 词: 可重复使用运载器; 再入姿态; 滑模控制; 优化选择配置

中图分类号: V448.12

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2008)05-0055-04

引言

RLV 再入飞行控制包括在较宽范围的再入姿态机动。通道间的高度耦合以及对超高声速空气动力学特性了解较少使得控制设计变得较为复杂。而最近 40 多年来发展的滑模控制为 RLV 再入姿态跟踪控制提供了一类鲁棒解耦的多变量跟踪控制方法^[1]。本文利用滑模控制理论, 设计了一个双环控制器。该控制器的设计包含两个步骤: 第一, 外环把期望角速度作为虚拟输入, 对要求的姿态角进行渐进跟踪; 第二, 内环应用控制力矩作为输入, 对要求角速度进行跟踪。再入姿态仿真验证了本方法的精度、鲁棒性以及解耦的跟踪性能及有效性。

1 RLV 再入模式姿态运动方程

遵循飞行力学的一般习惯, 将绕质心转动动力

学方程投影到体坐标系中, 迎角和侧滑角的方程投影到速度坐标系, 得到 RLV 再入模式姿态运动方程矢量形式如下^[2-3]:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} = \mathbf{M} \quad (1)$$

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = \mathbf{R}(\cdot) \boldsymbol{\omega} \quad (2)$$

$$\mathbf{y} = \boldsymbol{\phi} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{I} = [\mathbf{I}_x, \mathbf{I}_y, \mathbf{I}_z]^T$ 为 RLV 转动惯量张量; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为 RLV 姿态角速度; $\mathbf{M} = [\mathbf{M}_x, \mathbf{M}_y, \mathbf{M}_z]^T$ 为作用在 RLV 上的总控制力矩; $\boldsymbol{\phi} = [\gamma, \beta, \alpha]^T$ 分别为 RLV 相对于航迹坐标系的侧倾角、侧滑角和迎角; $\mathbf{R}(\cdot)$ 为相应矩阵; $\mathbf{y} = \boldsymbol{\phi}$ 为输出。

2 滑模控制器设计

本文利用滑模控制理论, 设计了一个双环控制器, 控制器框图如图 1 所示。

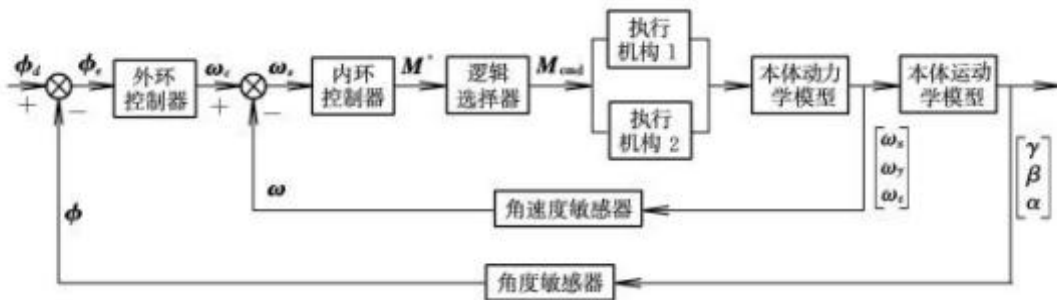


图 1 控制器框图

收稿日期: 2007-11-14; 修订日期: 2008-04-14

作者简介: 贾 杰 (1972-), 男, 河南新乡人, 讲师, 博士后, 主要研究方向为飞行器控制、制导与仿真及非线性控制。

(C)1994-2024 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

滑模控制器设计首先要选择一个合适的滑动模态,获得具有期望特征值配置的线性跟踪误差行为;其次,设计一个控制输入来保证系统状态向量误差在有限时间内达到滑模,并在参数不确定和干扰力矩存在的条件下仍保持在滑模上^[2~6]。

2.1 外环滑模控制器设计

为了设计一个适当的外环滑模控制器,将式(2)的角速度矢量 ω 看为虚拟的控制输入 ω_c 来完成对期望姿态角 ϕ_d 的渐近跟踪,从而确定 ω_c 。然后这个角速度指令 ω_c 再由式(1)的内环滑模控制器进行跟踪。

选择滑模切换面 s_w 为:

$$s_w = e_w + K_w \int_0^t e_w d\tau = 0 \tag{4}$$

其中:

$$e_w = \phi_d - \phi = y_d - y$$
$$K_w = \text{diag}\{k_i\}, K_w \in R^{3 \times 3}$$

为了保证系统轨迹到滑模面的渐近收敛,必须设计虚拟控制输入 ω_c 。对式(4)求导得:

$$\dot{s}_w = \dot{e}_w + K_w e_w = \dot{\phi}_d - \dot{\phi} + K_w e_w \tag{5}$$

将式(2)代入式(5),并选取趋近律为 $\dot{s}_w = \rho \text{sign}(s_w)$ ($\rho > 0$),可以得出:

$$\omega_c = R^{-1}(\cdot) [\dot{\phi}_d + K_w e_w] + R^{-1}(\cdot) \rho \text{sign}(s_w) \tag{6}$$

其中:

$$\text{sign}(s_w) = [\text{sign}(s_{w1}) \quad \text{sign}(s_{w2}) \quad \text{sign}(s_{w3})]^T$$

显然,角速度指令式(6)是非连续的,在滑模面上具有振颤现象,当然,这样的角速度不能被 RLV 内环跟踪。

为了避免角速度指令振颤现象,应用了具有边界层的外环近似连续滑模。同时,为了保证对滑模面 ϵ 邻域的有限时间收敛,将非连续项 $\text{sign}(s_w)$ 被连续饱和函数项代替^[4]。可以获得下面连续的滑模控制:

$$\omega_c = R^{-1}(\cdot) [\dot{\phi}_d + K_w e_w] + R^{-1}(\cdot) \rho f \left(\left| \frac{s_w}{\epsilon_w} \right| \right) \text{sat} \left(\frac{s_w}{\epsilon_w} \right) \tag{7}$$

2.2 内环滑模控制器设计

外环确定了 ω_c 之后,设计内环滑模控制器来完成对角速度 ω_c 的跟踪: $\lim_{t \rightarrow \infty} \|\omega_{ic} - \omega_i\| = 0, \forall i = 1, 2, 3$, 以此来获得内环滑模的期望运动^[1, 6]。

选择内环滑模面

$$s_n = \omega_e + K_n \int_0^t \omega_e d\tau = 0 \tag{8}$$

其中:

$$\omega_e = \omega_c - \omega, K_n = \text{diag}\{k_n\}, K_n \in R^{3 \times 3}$$

为了设计控制输入 M_c ,使得方程式(1)的轨迹渐近收敛于滑模面,对式(8)两边求微分,并将方程式(1)代入得:

$$\dot{s}_n = \dot{\omega}_c + \Gamma^{-1}(\omega \times \omega) - \Gamma^{-1} M_c - \Gamma^{-1} M_d + K_n \omega_e \tag{9}$$

式中, M_d 为干扰力矩。

选取趋近律 $\dot{s}_n = \rho \text{sign}(s_n)$, 可以得出:

$$M_c = \Gamma \dot{\omega}_c + \omega \times \omega - M_d + \Gamma K_n \omega_e - \Gamma \rho \text{sign}(s_n) \tag{10}$$

为了避免控制力矩指令的振颤现象,应用了具有边界层的内环近似连续滑模。同时,为了保证对滑模面 ϵ 邻域的有限时间收敛,非连续项 $\text{sign}(s_n)$ 被连续饱和函数项代替^[4, 6]。

3 控制逻辑选择分配器

RLV 再入初始状态由于舵面效率低,完全依靠 RCS 进行姿态控制。为了降低燃料消耗,尽可能逐渐把姿态控制的任务交给空气动力面。这需要一个逻辑选择分配器来衡量:在任何时候,空气动力面能承担多少控制作用,并且随时进行 RCS 与动力面混合控制逻辑配置,直到 RLV 再入到动力面能承担全部的控制作用。

混合控制逻辑选择分配器如图 2 所示。图中, T 为控制转换矩阵, M_x, M_y, M_z 为应分配给 RCS 的

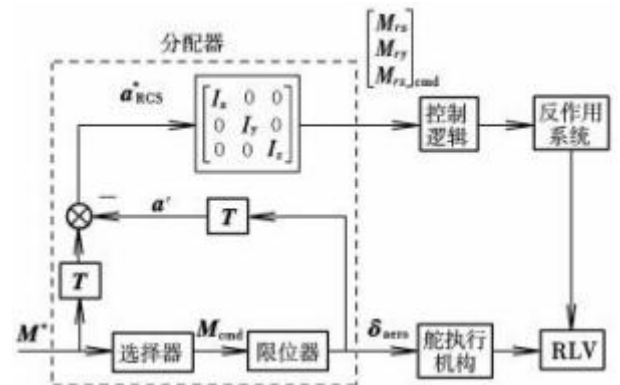


图 2 混合控制分配器结构框图

控制力矩。选择器是通过计算空气动压头 q 来判断再入过程中空气舵面何时参与姿态控制。执行机构指令信号 M_{cmd} 通过限位器来产生最终空气动力面指令 δ_{aero} 。 δ_{aero} 与控制转换矩阵 T 相乘得到 a' , 判断 a' 与 $a^* = M^* T$ (M^* 为计算得到的所需控制力

矩)是否相等。如果 M_{cmd} 大于位置极限 (即空气动力面不能产生指令加速度), 然后 a' 与 a^* 的差可以被作为体转动加速度指令给 RCS。这可以通过用 a_{RCS}^* 乘以体轴惯量矩阵来转换。由于篇幅原因, 反作用控制逻辑这里暂不作讨论。

4 数值仿真结果与分析

为了验证本文方法的可行性与有效性, 在简化 RLV 在轨姿态动力学模型的基础上进行了仿真。

RLV 的转动惯量如下:

$$I = \begin{bmatrix} 554\,486 & 0 & -23\,002 \\ 0 & 1\,136\,949 & 0 \\ -23\,002 & 0 & 1\,376\,852 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

测试点飞行条件为: 马赫数 10.8, 侧滑角总为零, 高度 594 500 m。为了验证控制器的鲁棒性, 应用了一个虚拟的高幅高频的有界干扰力矩 $M_d = [10^5 \sin(\omega t) \ 10^5 \sin(\omega t) \ 10^5 \sin(\omega t)] \text{ N} \cdot \text{m}$ 。并将 RLV 转动惯量和空气动力参数进行了 30% 的拉偏, 期望姿态角指令 (除侧滑通道外) 为方波信号。期望姿态角指令、实际姿态角响应及需要的控制力矩仿真结果见图 3~图 8。

图 4 显示了侧滑角的跟踪性能, 图 3 和图 5 显示了其他两个通道良好的跟踪性能。由于在大迎角飞行条件下, 其他两个轴对侧滑通道的高度耦合影响了侧滑角的跟踪性能, 使跟踪误差出现偏差, 但偏差总小于 0.5° , 是可以接受的。从仿真结果可以看出, 姿态角能够很好地跟踪较为苛刻的方波指令信号。

图 6 和图 7 分别显示了滚动、侧滑、俯仰通道的 RCS 所需反作用力矩 P_1, P_2, P_3 与实际所需气动面偏角 D_x, D_y, D_z 的仿真结果, 图 8 显示了滚动、侧滑、俯仰通道由 RCS 与气动面共同作用所提供的混合控制力矩 Q_1, Q_2, Q_3 的仿真结果。从仿真结果可以看出, RCS 反作用系统承担了大部分工作。这是因为测试点处舵效较低的缘故。

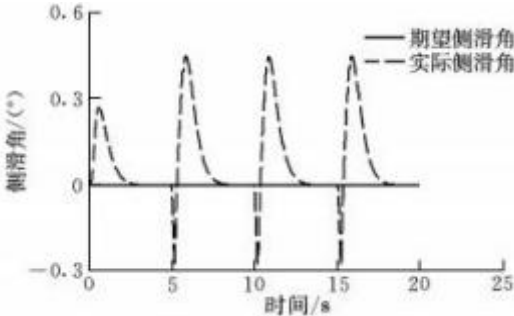


图 4 外环期望侧滑角指令与实际侧滑角响应

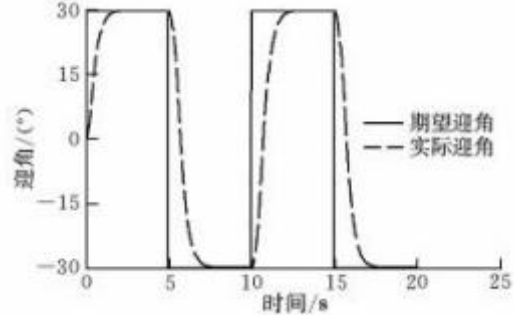


图 5 外环期望迎角指令与实际迎角响应

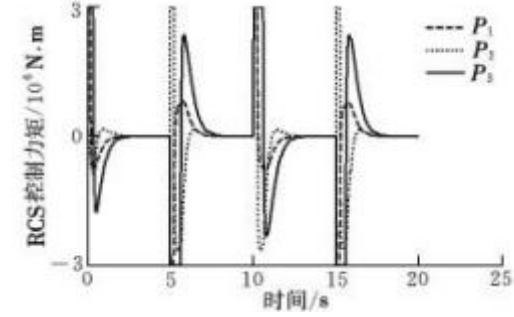


图 6 RCS控制力矩

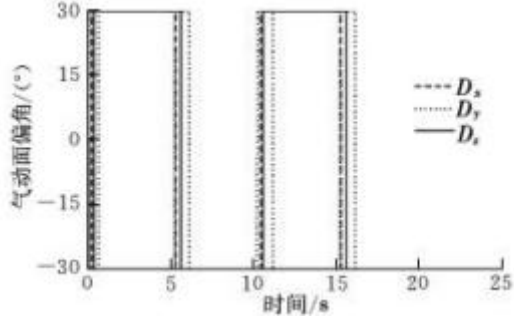


图 7 气动面偏角

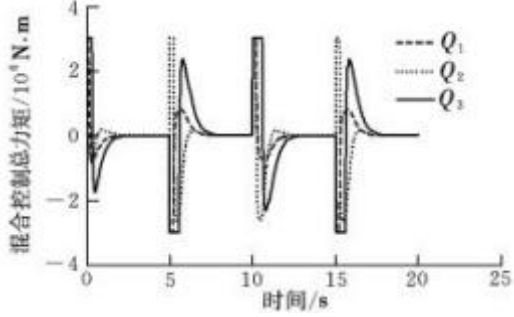


图 8 混合控制力矩

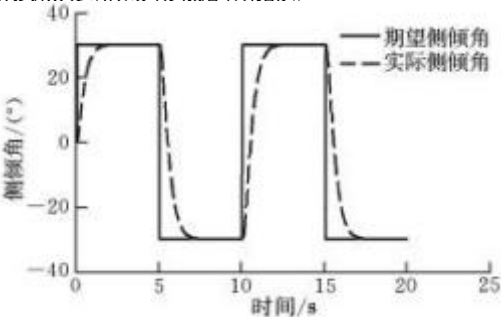


图 3 外环期望侧倾角指令与实际侧倾角响应

5 结 束 语

本文讨论了 RLV 再入姿态控制与喷嘴逻辑选择问题, 为了避免控制指令的振颤现象, 同时为了保证对滑模面 ϵ 邻域的有限时间收敛, 设计了连续有限的时间滑模控制器, 滑模控制器的输出是控制力矩。为验证本文控制律的有效性和鲁棒性, 引入了高幅高频的干扰等。仿真结果表明, 在 RLV 再入过程中, 滑模控制可以为期望角跟踪提供鲁棒、精确的控制。本文的研究结果稍做修改就可以用于其他再入飞行器系统的混合控制器设计。

参考文献:

[1] Itkin U. Control System of Variable Structure[M]. New

York: Wiley, 1976.

[2] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997: 84-86.

[3] Lian Baohua, Cui Pingyuan, Cui Hutao. Design of Guidance and Control System for High Speed Reentry Aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 115-119.

[4] Bolinoria K D, Wie B. Time-Optimal Three-Axis Reorientation of a Rigid Spacecraft [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1993, 16(3): 446-452.

[5] Lu Ping, Shen Zuojun. Control of Nonlinear Systems with Two Time Scales[R]. AIAA, 2001-4166, 2001.

[6] Shtessel Y, Buffington J. Continuous Sliding Mode Control [R]. New York: IEEE Proceedings of the American Control Conference, 1998.

Reentry Attitude Two-Loop SMC Control and Rudder-Nozzle
Blending Selection Allocation of RLV

JIA Jie QIN Yong-yuan

(College of Automation, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper develops a RLV reentry attitude control method by using the sliding mode control (SMC) theory. The controller utilizes double-loop SMC scheme and provides robust de-coupled tracking of both the angular velocity and the shuttle orientation angles. And pointing to the hybrid controlling characteristic of the aerodynamic surfaces and reaction control system of the RLV, allocating the control torque commands into the actuators such as the aerodynamic surfaces and reaction control system by using the optimal control selection allocation algorithm. Simulation of the RLV reentry attitude controlling demonstrates robust de-coupled tracking performance and its validity.

Key words: reusable launch vehicle; reentry attitude; sliding mode control; optimal allocation

(编辑: 姚妙慧)