

飞行器再入姿态双环滑模控制及其逻辑选择

贾 杰¹ 荆 泉²

1. 西北工业大学航天学院, 西安 710072

2. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854



摘 要 应用滑模控制设计了一种飞行器再入姿态控制方法, 这个控制器应用两环的滑模控制方案, 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。针对飞行器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 再入姿态 滑模控制 优化选择配置

中图分类号: V448.22⁺2

文献标识码: A

文章编号: 1006-3242(2006)03-0025-04

Reentry Attitude Double-loop SMC of the Spacecraft and Its Logic Selection

Jia Jie¹ Jing Quan²

1. College of Astronautics Northwestem Polytechnical University, Xi'an 710072, China

2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China

Abstract A spacecraft reentry attitude control method is developed based on sliding mode control (SMC) theory. Utilizing double-loop SMC scheme, the controller provides robust de-coupled tracking of both the angular velocity and the shuttle orientation angles. And pointing to the hybrid control characteristic of the aerodynamic surfaces and reaction control system of the spacecraft, 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 spacecraft reentry attitude control demonstrates the robust de-coupled tracking performance and its validity.

Key words Reentry attitude Sliding mode control Optimal control selection allocation

1 引 言

飞行器再入飞行控制包括在较宽范围的再入姿

态机动。通道间高度耦合、风干扰的存在以及了解较少的超高音速空气动力学特性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飞行器再入姿态跟踪控制提供了一类鲁棒解耦的多变

收稿日期: 2005-10-28

作者简介: 贾 杰 (1972—), 男, 河南新乡人, 博士, 主要研究方向为航天器控制、制导与仿真, 非线性控制; 荆 泉

(1978—), 男, 北京人, 本科, 主要研究方向为航天器控制、制导与仿真。

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

量跟踪控制方法^[1]。

本文利用滑模控制理论,设计了一个两环控制器,控制器框图见图 1 所示。本控制器的设计包含

2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近跟踪。第二,内环应用控制力矩作为输入,对要求角速度进行跟踪。

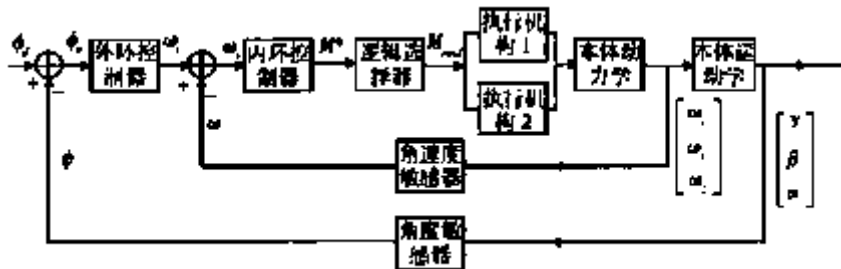


图 1 控制器框图

针对飞行器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本方法的精度、鲁棒性以及解耦的跟踪性能及有效性。

2 飞行器运动方程

飞行器再入模式姿态运动学方程如下^[2]:

$$-I \frac{d\omega}{dt} + \omega \times (I \cdot \omega) = M_c + M_d \quad (1)$$

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

$$y = \phi \quad (3)$$

其中, $I \in R^{3 \times 3}$ 是对称、正定的转动惯量张量矩阵; $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 是姿态角速度向量; $M_c \in R^{3 \times 3}$ 是控制力矩向量; $M_d \in R^{3 \times 3}$ 是干扰力矩向量; $\phi = [\gamma \ \beta \ \alpha]^T$ 为再入模式姿态角, γ, β, α 分别为飞行器侧倾角、侧滑角与攻角; $R(\cdot) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \end{bmatrix}$ 。

3 滑模控制器设计

问题描述:在有界干扰力矩 M_d 和建模不确定存在的条件下,确定控制输入 M_c ,使得对飞行器期望姿态角 $\phi_d(t)$ 的跟踪具有较好的鲁棒性。

设计滑模控制器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^[3]

3.1 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,我们通过将式(2)的角速度矢量 ω 看为虚拟的控制输入 ω_c 完成对期望姿态角 ϕ_d 的渐近跟踪,从而确定 ω_c 。然后再由式(1)的内环滑模控制器对这个角速度指令 ω_c 进行跟踪。

选择滑模切换面 s_w 为:

$$s_w = e_w + K_w \int_0^t e_w d\tau = 0 \quad (4)$$

其中, $e_w = \phi_d - \phi = y_d - y$, $K_w = \text{diag}\{k_1\}$, $K_w \in R^{3 \times 3}$ 。

为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(4)求导得:

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

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

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

其中 $\text{sign}(s_w) = [\text{sign}(s_{w1}) \ \text{sign}(s_{w2}) \ \text{sign}(s_{w3})]^T$, $\rho > 0$ 。

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

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 $\left\{ \left| \frac{s_w}{\epsilon} \right| \cdot \text{sat} \left(\frac{s_w}{\epsilon} \right) = \left\{ \begin{array}{l} f_1 \left(\left| \frac{s_{w1}}{\epsilon_{w1}} \right| \right) \\ \text{sat} \left(\frac{s_{w1}}{\epsilon_{w1}} \right) \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} f_2 \left(\left| \frac{s_{w2}}{\epsilon_{w2}} \right| \right) \\ \text{sat} \left(\frac{s_{w2}}{\epsilon_{w2}} \right) \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} f_3 \left(\left| \frac{s_{w3}}{\epsilon_{w3}} \right| \right) \\ \text{sat} \left(\frac{s_{w3}}{\epsilon_{w3}} \right) \end{array} \right. \right\}^T$ 代替^[4]

其中

$$\text{sat}\left(\frac{s_{wi}}{\epsilon_{wi}}\right)=\begin{cases}1 & s_{wi}>\epsilon_i \\ \frac{s_{wi}}{\epsilon_{wi}} & |s_{wi}|\leq\epsilon_i \\ -1 & s_{wi}<-\epsilon_i\end{cases}$$
$$f\left(\left|\frac{s_{wi}}{\epsilon_{wi}}\right|\right)=-2^{\frac{b_{wi}+1}{2}}\left|\frac{s_{wi}}{\epsilon_{wi}}\right|^{b_{wi}}。$$

可以获得下面连续的滑模控制:

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

3.2 内环滑模控制器设计

外环确定了 ω_e 之后,设计内环滑模控制器完成对角速度 ω_e 的跟踪: $\lim_{t\rightarrow\infty}\|\omega_{ie}-\omega_i\|=0, \forall i=1, 2,$

3. 获得内环滑模的期望运动。

选择内环滑模面 $s_n=\omega_e+K_n\int_0^t\omega_e d\tau=0$ (8)

其中 $\omega_e=\omega_c-\omega, K_n=\text{diag}\{k_n\}, K_n\in R^{3\times3}。$

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

 $\dot{s}_n=\dot{\omega}_e+\underline{I}^{-1}(\omega\times\underline{I}\omega)-\underline{I}^{-1}M_c-\underline{I}^{-1}M_d+K_n\omega_e$

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

 $M_c=\underline{I}\dot{\omega}_e+\omega\times\underline{I}\omega-M_d+\underline{I}K_n\omega_e-\underline{I}^0\cdot\text{sign}(s_n)$

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

$\left\{f\left(\left|\frac{s_{n1}}{\epsilon_{n1}}\right|\right)\cdot\text{sat}\left(\frac{s_{n1}}{\epsilon_{n1}}\right),f\left(\left|\frac{s_{n2}}{\epsilon_{n2}}\right|\right)\cdot\text{sat}\left(\frac{s_{n2}}{\epsilon_{n2}}\right),f\left(\left|\frac{s_{n3}}{\epsilon_{n3}}\right|\right)\cdot\text{sat}\left(\frac{s_{n3}}{\epsilon_{n3}}\right)\right\}^T$

其中 $\text{sat}\left(\frac{s_{hi}}{\epsilon_{ni}}\right)=\begin{cases}1 & s_{hi}>\epsilon_{ni} \\ \frac{s_{hi}}{\epsilon_{ni}} & |s_{hi}|\leq\epsilon_{ni} \\ -1 & s_{hi}<-\epsilon_{ni}\end{cases}$

 $f\left(\left|\frac{s_{ni}}{\epsilon_{ni}}\right|\right)=-2^{\frac{b_{ni}+1}{2}}\left|\frac{s_{ni}}{\epsilon_{ni}}\right|^{b_{ni}}。$

可以获得下面连续的滑模控制:

$M_c=\underline{I}\dot{\omega}_e+\omega\times\underline{I}\omega-M_d+\underline{I}K_n\omega_e-\underline{I}^0\cdot\left[f\left(\left|\frac{s_n}{\epsilon_n}\right|\right)\cdot\text{sat}\left(\frac{s_n}{\epsilon_n}\right)\right]$

4 控制逻辑选择分配器

飞行器再入初始由于舵面效率低,完全依靠 RCS(反作用控制系统)进行姿态控制。尽可能逐渐把姿态控制的任务交给空气动力面以降低燃料消耗。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,直到飞行器再入到动力面能承担全部的控制作用。

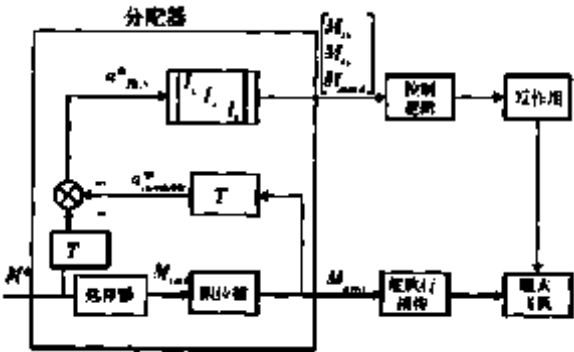


图 2 混合控制分配器结构框图

混合控制逻辑选择分配器如图 2 所示,其中 \underline{T} 为控制转换矩阵。选择器通过计算空气动力压头 q 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} ,通过限位器产生最终空气动力面指令 M_{aero} 。 M_{aero} 与控制转换矩阵 \underline{T} 相乘得到 $a_{available}^*$,判断 $a_{available}^*$ 与 $a^*=M^*\underline{T}$ 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),则 $a_{available}^*$ 与 a^* 的差可以被作为体转动加速度指令给 RCS 如图 2 所示。RCS 控制力矩指令可以通过用 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。

5 飞行器再入姿态仿真

飞行器再入的转动惯量如下:

 $\underline{I}=\begin{bmatrix}554486 & 0 & -23002 \\ 0 & 1136949 & 0 \\ -23002 & 0 & 1376852\end{bmatrix} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$

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 $M_d = [10^5 \sin(t) \ 10^5 \sin(t) \ 10^5 \sin(t)](N \cdot m)$ 。期望姿态角指令为方波信号。期望姿态角指令、实际姿态角响应,虚拟角速度输入与实际角速度误差响应、需要的控制力矩仿真结果见图 3~图 10。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。

6 结 论

本文讨论了飞行器再入姿态控制与逻辑选择问

题,为了避免指令振颤现象,同时为了保证对滑模面 ϵ 邻域的有限时间收敛,使用内外双环控制结构设计了连续有限时间滑模控制器,滑模控制器的输出是控制力矩。针对 RCS与空气动力面混合控制情况设计了一个优化控制选择配置方案。为验证控制律的有效性和鲁棒性,引入了高幅高频的干扰。仿真结果表明在飞行器再入过程中,滑模控制可以为期望角跟踪提供强鲁棒性和高精度的解耦控制方法。

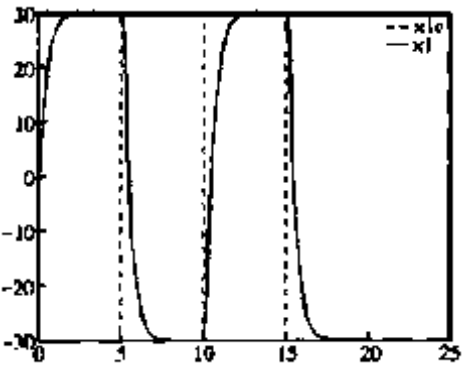


图 3 外环期望侧倾角指令与实际侧倾角响应 (°)

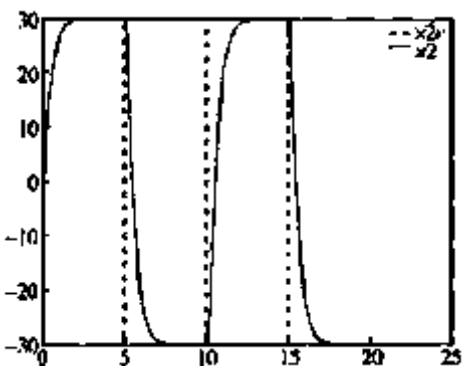


图 4 外环期望侧滑角指令与实际侧滑角响应 (°)

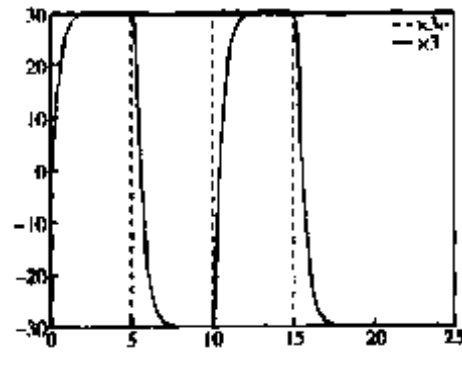


图 5 外环期望攻角指令与实际攻角响应 (°)

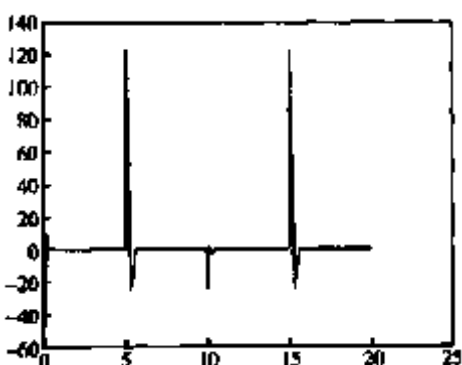


图 6 内环虚拟输入 ω_{xc} 与实际 ω_x 误差响应 ((°)/s)

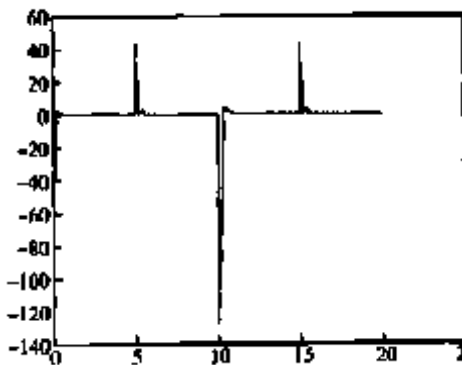


图 7 内环虚拟输入 ω_{yc} 与实际 ω_y 误差响应 ((°)/s)

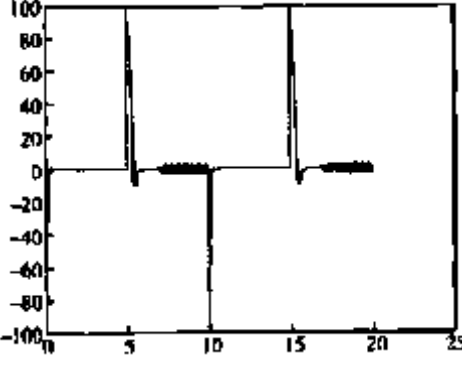


图 8 内环虚拟输入 ω_{zc} 与实际 ω_z 误差响应 ((°)/s)

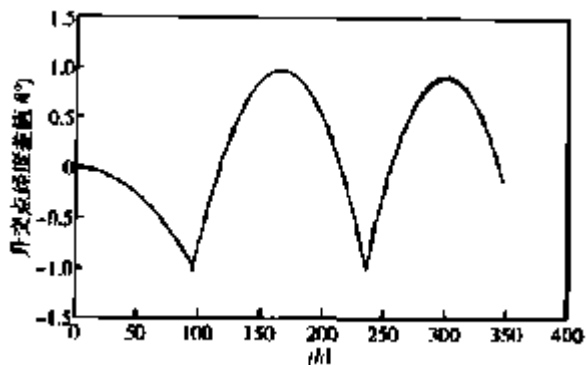


图 2 2次轨道维持后星下点轨迹偏移

不能满足卫星任务要求。当卫星做轨道维持后,卫星的星下点轨迹相对标称轨迹的偏移可以保持在一定范围内(这个范围由任务要求给定)。从图中还可看出,进行卫星轨道维持后,卫星的星下点轨迹在标称轨迹的东西两个方向均匀分布。这样既能满足任务要求,又能节省燃料消耗,是一种较好的轨道维持方法。

7 结 论

本文讨论了在近地轨道上长期飞行的卫星的轨

道维持问题。通过分析在各种摄动力作用下卫星轨道漂移的情况,我们扩展了一般的轨道维持方法,给出了最佳轨道维持的目标函数和约束条件,并利用最小二乘法解决最优轨道维持问题,最后,对于没有轨道维持和按照上述方法进行轨道维持情况,分别进行了仿真计算和分析。

分析和仿真结果表明,利用这种方法进行卫星轨道维持,可以使卫星的星下点轨迹均匀分布在卫星标称星下点轨迹附近。

参 考 文 献

- [1] H. J. Rim, B. E. Schutz, C. Webb, P. Demarest and A. Heman. Orbit Maintenance and Characteristics for a SAR Satellite [C]. Proc. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Boston, MA, Aug. 10~12, 1998(A98-37348), 231~241.
- [2] 罗盛茂,李红,低轨卫星编队飞行的地面覆盖及轨道调整[J].航天控制,2005,23(6):35~40.
- [3] 谌颖,黄文虎等,最优多脉冲交会的动态规划方法[J].宇航学报,1993,14(2):1~7.
- [4] 谌颖,邻近近圆轨道两个飞行器的最优交会[J].航天控制,1995,13(2):35~40.
- [5] 刘林,航天器轨道理论[M].国防工业出版社,2000.

(上接第 28 页)

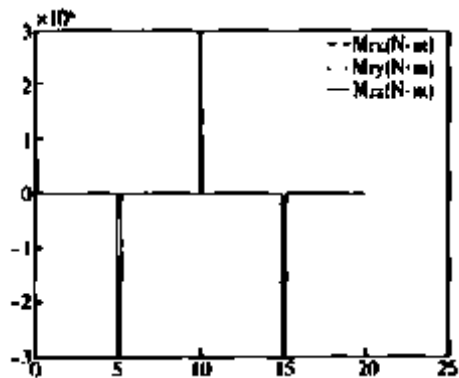


图 9 RCS控制力矩(N·m)

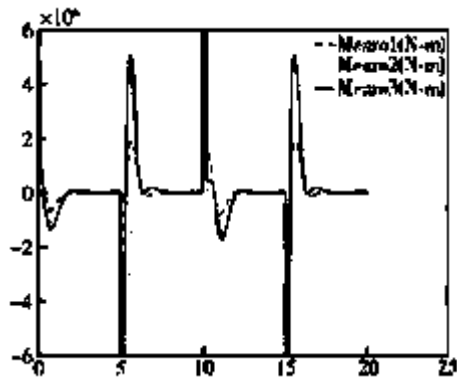


图 10 动力面控制力矩(N·m)

参 考 文 献

- [1] 周军,周凤歧.基于变结构控制理论的BTT导弹自动驾驶仪的三通道独立设计[J].北京:宇航学报,1994(1),42~47.
- [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] U. Itkin. Control System of Variable Structure [J]. New York: Wiley, 1976.
- [4] Y. Shtessel and J. Buffington. Continuous Sliding Mode Control [C]. Proceedings of the American Control Conference, 562~563, 1998.