

挠性飞行器姿态稳定鲁棒变结构控制*

赵艳彬 王萍萍 王本利 马兴瑞

(哈尔滨工业大学航天工程与力学系, 哈尔滨 150001)

摘要 针对三轴稳定卫星的模型参数存在不确定性,设计了一种鲁棒变结构控制器,它能确保系统在一定条件下具有全局渐近稳定性,并且系统在一定条件下能在有限的时间内到达滑动平面,具有鲁棒到达条件,同时控制律实现简单.采用积分型滑动平面,能保证系统在到达滑动平面后具有良好的性能.最后根据卫星参数给出了具体的数值算例,数值仿真结果良好.从数值仿真结果来看控制器在存在较大不确定性情况下(考虑系统转动惯量有5%的不确定性)依然保持良好性能,具有很强的鲁棒稳定性.而且,采用边界层改进控制器后,能有效地解决抖振问题,同时控制器的性能基本保持不变,说明鲁棒变结构控制器的设计是有效的.

关键词 挠性,不确定性,变结构控制,鲁棒

引言

随着空间技术的飞速发展,现代飞行器的结构日益复杂,带有太阳帆板、机械臂、大型天线等挠性附件的飞行器控制器设计是现代航天控制的一个重要课题.由于挠性飞行器所处的工作环境以及自身结构的特点,模型参数存在不确定性,例如复杂卫星的转动惯量存在不确定性部分,挠性部件的固有频率及阻尼系数发生改变(由于燃料消耗,载荷变化,帆板对日定向,星体转动惯量会有一些的变化),这给挠性飞行器的控制器设计带来很大难度^[1].

而近年来变结构控制由于其实现简单,应用范围广泛^[2,3],鲁棒性强等特点越来越被广泛应用.本文在设计挠性飞行器姿态稳定控制器中考虑了这种不确定性带来的影响,姿态控制器只取星体姿态角与姿态角速度反馈,给出了一种鲁棒变结构控制器,它能确保系统在一定条件下具有全局渐近稳定性,并且系统在一定条件下能在有限的时间内到达滑动平面,具有鲁棒到达条件,同时控制律实现简单.采用积分型滑动平面,保证系统在到达滑动平面后的具有给定的良好的性能.为了解决变结构控制器带来的固有的抖振(它的存在给系统带来很大影响),采用了边界层方法解决抖振问题.

最后根据某颗公开卫星参数给出了具体的数值算例,数值仿真结果良好.从数值仿真结果来看控制器在存在较大不确定性情况下(考虑系统转动惯量有5%的不确定性)依然保持良好性能,具有很强的鲁棒稳定性.而采用边界层改进控制器后,有效解决抖振问题的发生,同时控制器的性能基本保持不变.从而说明鲁棒变结构控制器的设计是有效的.

1 控制系统模型建立

建模以常见挠性卫星—中心刚体带给定数量的挠性附件为模型.根据拟坐标拉格朗日公式,和模态截断准则,采用约束模态假设,并考虑常见的姿态稳定是三轴稳定而非自旋方式,故中心刚体的转动速度不大,挠性附件的振动为小量.

而姿态与弹性耦合阵,通常很小,故可忽略掉挠性附件相对于中心刚体体的回转效应,同时考虑结构阻尼的影响,可以推导出下式

$$J_0 \dot{\omega} + \omega \times J_0 \omega + c \dot{\eta} = T_c \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi \Lambda^{1/2} \dot{\eta} + \Lambda \eta + c^T \dot{\omega} = f \quad (2)$$

考虑星体转动惯量具有一定不确定性改写为

$$(J_0 + \Delta J) \dot{\omega} + \omega \times ((J_0 + \Delta J) \omega + c \dot{\eta}) + c \dot{\eta} = T_c \quad (3)$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi \tilde{\Lambda} \dot{\eta} + \tilde{\Lambda}^2 \eta + c^T \omega = f \quad (4)$$

2005-01-13 收到第1稿,2005-07-04 收到修改稿.

* 国防十五预研资助项目(41320020301)

其中, J_0 为中心体与附件总惯量张量, ΔJ 为扰动转动惯量, η 为模态向量, c 是姿态与弹性耦合阵, 通常很小. T_c 是外力矩对质心主矩. ξ 是阻尼矩阵, 具有对角阵的形式. $\Lambda^{1/2}$ 是对应模态的自振频率矩阵, 为对角阵. Φ^T 是正则模态矩阵. f 为对挠性附件的分散影响力, 包括控制力, 和干扰力. 由于不对挠性附件施加主动控制, 所以 f 为零.

当卫星姿态稳定时, 由于姿态欧拉角很小, ω 可以近似表示为 $\omega = \dot{\theta}$

将其写成二阶动力学方程

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = B(T + T_f) \quad (5)$$

式中

$$M = \begin{bmatrix} J & c \\ c^T & E \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} O & O \\ O & 2\xi\Lambda \end{bmatrix}$$

$$K = \begin{bmatrix} O & O \\ O & \Lambda^2 \end{bmatrix} \quad q = \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix}$$

$$T = \begin{bmatrix} T_c \\ 0 \end{bmatrix} \quad T_f = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \times [(J + \Delta J)\dot{\theta} + c\dot{\eta}] \\ 0 \end{bmatrix}$$

其中 E 是单位矩阵. O 是零矩阵.

用有限元所求得的挠性结构参数(频率) $\hat{\Lambda}$ 有 5% 左右的不确定偏差, 而星体转动惯量本身由于载荷的变化, 也存在不确定性.

2 鲁棒变结构控制器设计

取滑模面

$$S = \theta + K \int_0^t \theta d\tau \quad (6)$$

当系统到达滑动平面后, $\theta = \theta(0)e^{-Kt}$, (其中 K 是对角正定常数阵) 以指定的速率指数衰减到零点, 以满足系统的性能指标.

鲁棒控制器设计: 我们给出如下式(7)的控制器: 则系统在满足一定条件下具有全局渐近稳定性, 在满足一定条件下具有鲁棒到达条件.

$$T = -K_1\theta - K_2\dot{\theta} + \frac{NK\theta}{\|S\|} - N\frac{S}{\|S\|},$$

$$\left(\begin{matrix} K_1 \\ K_2 \end{matrix} = K \right) \quad (7)$$

其中 K_1, K_2 是对角正定常数阵. 取如下李亚普诺夫函数

$$V_1 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} J & c \\ c^T & E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix}^T \times$$

$$\left[\begin{bmatrix} O & O \\ O & \hat{\Lambda} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} E \\ O \end{bmatrix} K_1 \begin{bmatrix} E & O \end{bmatrix} \right] \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix} > 0 \quad (8)$$

取控制器, 如式(7)可以推导出

$$\dot{V}_1 \leq \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} J & c \\ c^T & E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix}^T \times$$

$$\left[\begin{bmatrix} O & O \\ O & \hat{\Lambda}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} E \\ O \end{bmatrix} K_1 \begin{bmatrix} E & O \end{bmatrix} \right] \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix}^T \left(- \begin{bmatrix} O & O \\ O & 2\xi\hat{\Lambda} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} O & O \\ O & \hat{\Lambda}^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix} - \right.$$

$$\left. \begin{bmatrix} \dot{\theta} \times [(J + \Delta J)\dot{\theta} + c\dot{\eta}] \\ 0 \end{bmatrix} \right) -$$

$$\left[\begin{matrix} K_1\theta - K_2\dot{\theta} + \frac{NK\theta}{\|S\|} - N\frac{S}{\|S\|} \\ 0 \end{matrix} \right] \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} +$$

$$\frac{1}{2} \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix}^T \left[\begin{bmatrix} O & O \\ O & \hat{\Lambda}^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} E \\ O \end{bmatrix} K_1 \begin{bmatrix} E & O \end{bmatrix} \right] \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} =$$

$$- \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} \left[\begin{bmatrix} O & O \\ O & 2\xi\hat{\Lambda} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_2 + \frac{N}{\|S\|} & O \\ O & O \end{bmatrix} \right] \times$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} < 0 \quad (9)$$

(注意 $\dot{\theta} \times [(J + \Delta J)\dot{\theta} + c\dot{\eta}] = 0$)

$$\Rightarrow \dot{\theta} \rightarrow 0, \dot{\eta} \rightarrow 0 \Rightarrow \dot{\theta} \rightarrow 0,$$

$$\dot{\eta} \rightarrow 0 \Rightarrow \theta \rightarrow 0, \eta \rightarrow 0$$

则系统是全状态渐进稳定趋向零点, 特别由式(8)可知特别当系统到达滑模面时, 此时系统趋向零点速度越快. 但是这并不能保证系统能在有限时间内到达滑动平面. 取李亚普诺夫函数

$$V_2 = \frac{1}{2} S^T (J_0 - c c^T) S \quad (10)$$

$$\dot{V}_2 \leq - (N - \|\dot{\theta}\| \|\dot{\theta} + c\dot{\eta}\| -$$

$$\|2c\xi\hat{\Lambda}^2\eta - c\hat{\Lambda}^2\eta\|) \|S\| -$$

$$K_2 \|S\|^2 \leq 0 \quad (11)$$

当式(11)成立则到达条件成立, 事实上如果系统初始弹性振动和初始姿态角较大, 同时系统提供力矩较小, 那么由式(9)可知, 系统是全局稳定那么经过有限时间内式(11)必然成立, 所以到达条件具有全局性. 上边尽管系统柔性附件存在频率不确定性偏差, 但是由于对柔性附件采用被动控制, 而星体姿态控制器只取星体姿态角与姿态角速度反馈, 所以不匹配的不确定偏差并没有影响滑动控制器的稳定.

如果考虑星体转动惯量存在不确定性(由于燃料消耗, 载荷变化, 帆板对日定向, 星体转动惯量会有一些的变化). 假设 $\|\Delta J\| \leq \lambda$ 成立, 那么取李

亚普诺夫函数

$$V_1 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix}^T \left[\begin{array}{cc} (J + \Delta J) & \\ & c^T \\ & E \end{array} \right] \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix}^T \left[\begin{array}{cc} O & O \\ O & \tilde{\Lambda}^2 \end{array} \right] + \begin{bmatrix} E \\ O \end{bmatrix} K_1 \begin{bmatrix} E & O \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \theta \\ \eta \end{bmatrix} > 0 \quad (12)$$

求导,将式(7)与式(5)代入,类似式(9)的推导有

$$\dot{V}_1 \leq \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix}^T \left[\begin{array}{cc} (O & O) \\ O & 2\xi\tilde{\Lambda} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{cc} K_2 + \frac{N}{\|S\|} - \Delta J & O \\ O & O \end{array} \right] \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix}^T \left[\begin{array}{cc} (O & O) \\ O & 2\xi\tilde{\Lambda} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{cc} K_2 + \frac{N}{\|S\|} - \lambda & O \\ O & O \end{array} \right] \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\eta} \end{bmatrix} < 0 \quad (13)$$

当式(7)中

$$K_2 < \lambda E \quad (14)$$

这里 E 是单位矩阵,可以推出

$$\Rightarrow \dot{\theta} \rightarrow 0, \dot{\eta} \rightarrow 0 \Rightarrow \theta \rightarrow 0, \eta \rightarrow 0$$

此时,考察系统滑动平面到达情况,取式(9)为李亚普诺夫函数 V_2

$$V_2 = \frac{1}{2} S^T (J_0 - \Delta J - cc^T) S \quad (15)$$

$$\dot{V}_2 \leq - (N - \|\dot{\theta}\| \|J\dot{\theta} + c\dot{\eta}\| - \|2c\xi\tilde{\Lambda}^2\eta - c\tilde{\Lambda}^2\eta\|) \|S\| - (K_2 -$$

$$\lambda) \|S\|^2 \leq 0 \quad (16)$$

故当系统存在模态和转动惯量偏差时,类似对式(11)分析,当满足式(14)使式(13)成立的时候,系统到达条件成立,并具有全局渐进稳定性.

3 仿真结果

本系统参数选择:星体质量 2000 kg,帆板星体惯量为

$$J_0 = \begin{bmatrix} 6103 & 93.8 & -21 \\ 93.8 & 5070.9 & -1088.9 \\ -21 & 1088.9 & 8425 \end{bmatrix}, \text{ 单位}$$

(kgm²);

星体惯量摄动: $\Delta J = 5\% \sin(0.03t)J_0$;

柔性附件振动频率为 $\Lambda = \text{diag}[1.025, 1.237, 1.916, 2.66, 3.88]$;

柔性附件阻尼 $\zeta = \text{diag}[0.01, 0.01, 0.01, 0.01, 0.01]$;

设本体转动惯量导数存在不确定因素,其范围为标称条件下的 $\pm 5\%$.

$$K_1 = \text{diag}\{0.2 \quad 0.2 \quad 0.2\}, N = 5,$$

$$K_2 = \text{diag}\{0.8 \quad 0.8 \quad 0.8\}$$

初始姿态角 $\theta = [0.8, 0.7, 0.6]^T$ (单位度)

考虑到抖振问题,采用工程通用方法边界层方法:

用 $\frac{S_i}{\|S_i\| + \delta}$, 代替 $\frac{S_i}{\|S_i\|}$, δ 取 0.001.

模态初始位移 $[0.1, 0.05, 0.01, 0.01, 0.01]^T$, 模态初始速度 $[0.1, 0.01, 0.01, 0.01, 0.01]$.

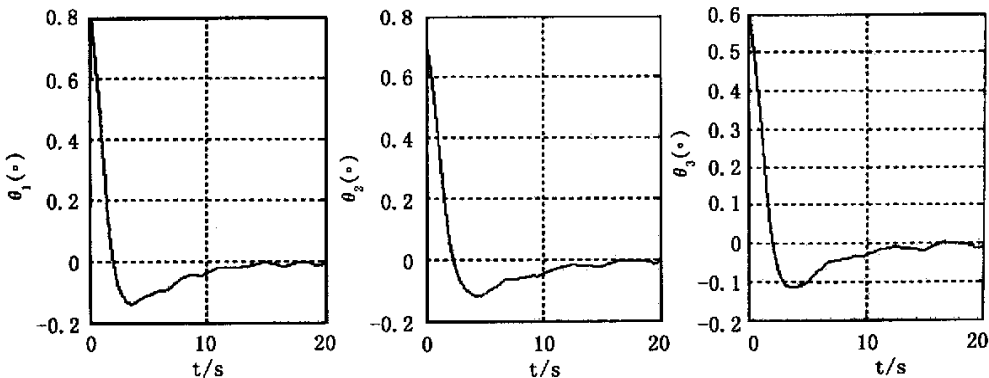


图1 姿态角曲线

Fig.1 The curve of commanded attitude

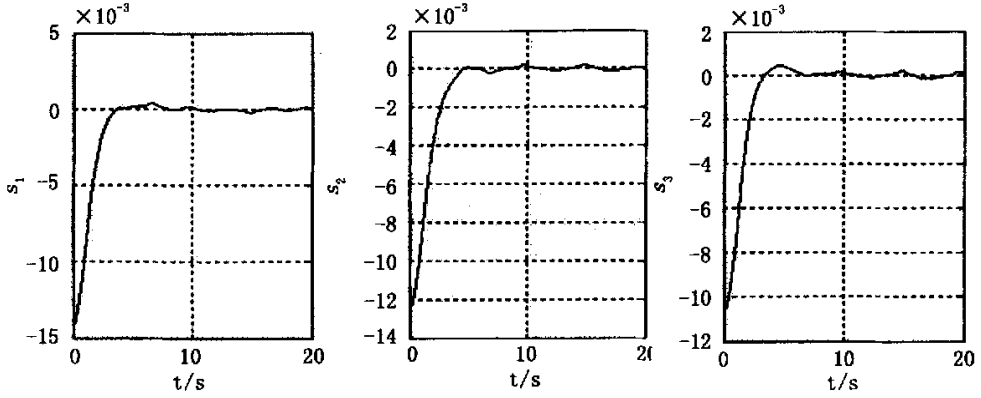


图2 滑模曲线

Fig.2 The curve of inner sliding mode hyperplanes

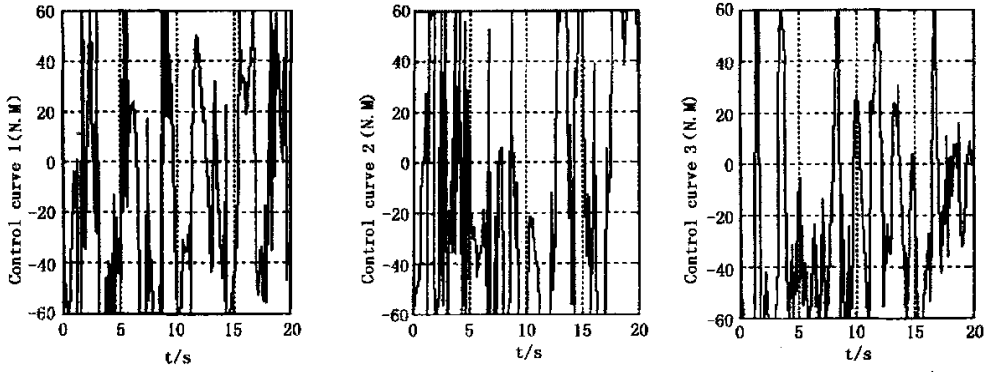


图3 发生抖振时控制力矩

Fig.3 The chattering control curve

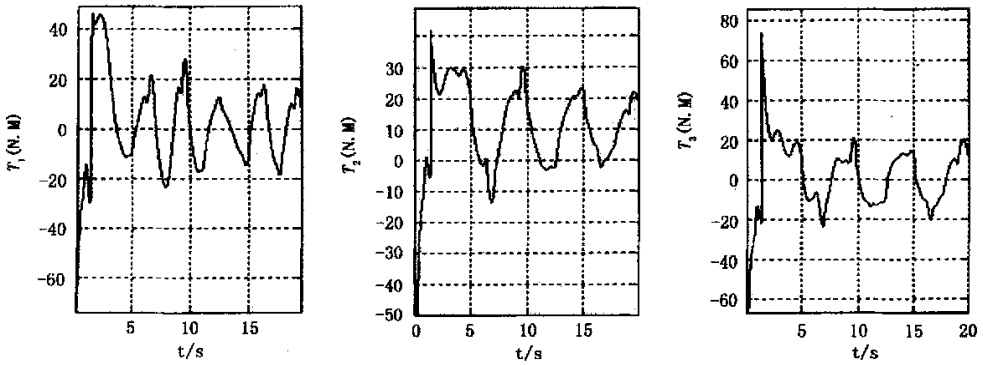


图4 采用边界层改善后控制力矩

Fig.4 The control curve adopting border layer

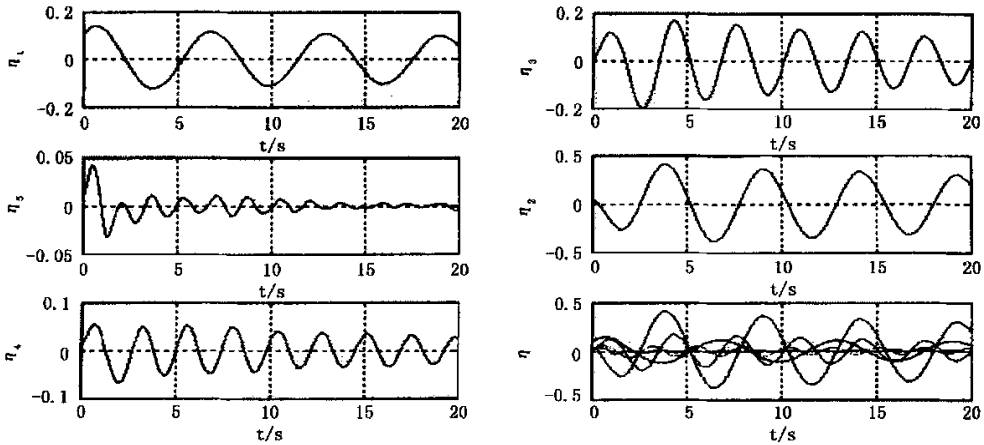


图5 模态位移

Fig.5 The displacement of mode

从仿真结果可以看出,采用边界层改善后的控制器效果是令人满意的,尽管具有转动惯量不确定性和初始模态振动,系统仍然具有鲁棒稳定性和良好的动态性能,并且不再发生抖振。

4 结论

本文针对一类柔性卫星姿态稳定,设计了鲁棒变结构的控制律,有效的解决了系统非线性带来控制器设计困难,同时考虑系统转动惯量具有不确定性.最后数值例子表明控制律设计的正确性和有效性。

参 考 文 献

1 Pan Shuwen, Su Hongye, Hu Xiche, Chu Jian. Variable

structure control theory and a survey. Proceedings of the 3rd Word Congress on Intelligent Control and Automation, 2000, Hefei, China: IEEE, 2977~2981

- 2 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法. 北京: 科学出版社, 1996: 220~232 (Gao Weibing. The theory of Variable structure control and design method. Beijing: Science Press, 1996: 220~232 (in Chinese))
- 3 Yuri Shtessel, Charles Halt, Mark Jackson. Reusable Launch Vehicle Control In Multiple-Time-Scale Sliding Modes Journal of Guidance. *Control And Dynamics*, 2000, 23: 126~132

APPLICATION OF VARIABLE STRUCTURE ROBUST ATTITUDE CONTROLLER TO FLEXIBLE SPACECRAFT

Zhao Yanbin Wang Pingping Wang Benli Ma Xingrui

(Harbin Institute of Technology, College astronautics, harbin 15001, China)

Abstract This paper considered the influence of uncertainty in designing a variable structure flexible spacecraft attitude stability controller, and it provided one robust variable structure controller. The model can guarantee that the system has asymptotic stability under a certain condition, can reach the sliding mode hyperplanes in a limited time under a certain condition, and has good performance in sliding mode hyperplanes to the system. The controller is good according to the numerical simulation results when assuming the system inertia to be 5% uncertainty, still keep good performance and has good robust stabilities. The controller can be further improved when adopting a border lager, because it can effectively solve the shiver problem, and at the same time keeps the performance basically intact.

Key words flexible, uncertainty, variable structure control, robust