



基于在线加权式多模型方法的 磁控立方星姿态机动控制

摘要

针对一类低轨道磁控立方星,提出一种在线加权式多模型自适应跟踪控制方法,使得卫星姿态能够根据指令实现较大角度的机动,并将误差保持在容许的范围内,达到满意的动态性能.首先,在卫星的几个姿态平衡点处建立控制系统模型,通过模型匹配度指标值,在线调整加权式多模型控制算法;其次,在多模型控制回路中引入动态自适应神经网络,充分利用其结构和参数均可以在线自适应调节的特点,以消除卫星在轨运行时受到的地球磁场变化的影响,并抑制不确定的外部干扰,提高系统鲁棒性能;最后,以某立方星为对象,进行仿真验证,结果表明所提方法是有效的.

关键词

立方星;姿态机动;加权多模型

中图分类号 TP183

文献标志码 A

收稿日期 2014-07-02

资助项目 国家自然科学基金(61573189);国家自然科学基金青年项目(61403207);江苏省自然科学基金(BK20140045)

作者简介

张敏,女,博士,讲师,anne_zm@hotmail.com

0 引言

立方星(Cube Satellite, CubeSat)由于体积小,研制和发射成本低,用途灵活,既可独立执行特定的任务,也可由多颗立方星组网实现更为复杂和强大的功能,近年来受到广泛的关注,如目前由全世界多个研究机构参与的 QB50 项目,就是针对低轨道的立方星进行的实验性研究.由于低轨道卫星受地球磁场影响较大,且自身质量轻,对于控制精度的要求不是很高,因此非常适合采用纯磁控的方式^[1-2].使用磁力矩器虽然可降低小卫星的研制成本和重量,但地球磁场强度会随着在轨运行时卫星位置的变化而变化,从而导致动力学模型中产生一定的非线性,此外,剩磁也会对控制造成不利影响,这些因素导致了磁控小卫星的控制困难.目前,对于采用飞轮控制的体积较大的高轨道卫星,其姿态控制的相关研究较多,已提出很多控制方法,如 H_∞ 鲁棒控制、反馈线性化及自适应控制、神经网络控制、滑模控制、模糊控制等^[3-5],而对于低轨道的磁控立方星的研究则开展较少.本文针对低轨道磁控立方星的态度机动控制问题^[6-8],提出一种在线加权式多模型控制方法,以实现姿态角的快速精确的调整^[9-11].此外,针对在轨运行时地球磁场强度变化对磁力矩器的影响,在加权多模型控制算法中再加入动态结构自适应 RBF 神经网络,以补偿控制力矩的波动.进一步考虑到近地磁控卫星受到的多种外部干扰,如重力力矩、太阳辐射、空气阻力以及内部噪声等^[12],文中所采用的动态神经网络对外扰也可以起到一定的抑制作用,以此增强系统的鲁棒性,确保系统状态始终处于容许的范围内,保持良好的控制性能.

本文以实际的工程项目为背景,采用澳洲空间工程研究中心 QB50 项目中的立方星为研究对象^[13],采用在线加权式多模型方法,设计姿态跟踪控制系统,以期实现大角度的姿态机动.

1 立方星数学模型

设磁控立方星为理想的刚体,则可建立如下的运动学和动力学方程^[14]:

¹ 南京信息工程大学 信息与控制学院,南京,210044

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{T}\boldsymbol{\omega}, \quad (1)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}_s^{-1} \begin{bmatrix} -\omega_y(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_z + \omega_z(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_y \\ \omega_x(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_z - \omega_z(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_x \\ -\omega_x(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_y + \omega_y(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_x \end{bmatrix} + \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{T}_m + \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{w}_d, \quad (2)$$

其中, $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 为四元素, $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为星体系相对于惯性系的角速度向量, $\mathbf{I}_s = \text{diag}\{I_x, I_y, I_z\}$ 为对应的转动惯量向量, $\mathbf{T}_m = [T_x \ T_y \ T_z]^T$ 为三轴磁力矩器产生的控制力矩, 记 $\mathbf{M}$ 为磁力矩器产生的磁矩, $\mathbf{B}$ 为地球磁场强度矢量, 则 $\mathbf{T}_m = \mathbf{M} \times \mathbf{B}$. 由于磁矩与磁场平行时不能产生力矩, 为了避免考虑控制信号的方向问题, 采用匹配函数方法, 将控制信号转变成匹配磁矩 $\tilde{\mathbf{M}}$, 而不是直接的磁矩 $\mathbf{M}^{[15]}$.

$$\tilde{\mathbf{M}} \mapsto \mathbf{M}; \mathbf{M} = \frac{\tilde{\mathbf{M}} \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{B}\|},$$

则控制力矩为

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{M} \times \mathbf{B} = \frac{(\tilde{\mathbf{M}} \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{B}\|} = -\frac{\mathbf{B} \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{B}\|} \times \tilde{\mathbf{M}} = \mathbf{B}(t) \tilde{\mathbf{M}}(t),$$

其中, $\mathbf{B}(t)$ 为与地磁场强度相关的矩阵, 它随着卫星在轨运行时的位置变化而变化. $\mathbf{w}_d = [w_{dx} \ w_{dy} \ w_{dz}]^T$ 为外部扰动, 如重力矩等. 式(2)中的 $(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_x, (\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_y$ 以及 $(\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_z$ 的定义如下:

$$\begin{cases} (\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_x = I_{xx}\omega_x + I_{xy}\omega_y + I_{xz}\omega_z, \\ (\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_y = I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y + I_{yz}\omega_z, \\ (\mathbf{I}_s\boldsymbol{\omega})_z = I_{zx}\omega_x + I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_z. \end{cases} \quad (3)$$

设状态向量 $\mathbf{x} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, 将卫星运行时保持的某一姿态设为工作中的一个平衡点, 并在该点对式(2)和式(3)进行线性化, 变换为如下形式:

$$\dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{T}\mathbf{x}_2, \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{A}_2\mathbf{x}_2 + \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{B}_2\mathbf{u} + \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{w}_d + \Delta\mathbf{g}(\mathbf{u}, t), \quad (5)$$

其中, $\mathbf{x}_1 = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$, $\mathbf{x}_2 = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, $\mathbf{u} = \tilde{\mathbf{M}}$, $\mathbf{A}_2$ 为线性化后的常数矩阵, $\mathbf{B}_2$ 为地磁场强度矩阵的平均值, $\Delta\mathbf{g}(\mathbf{u}, t) = \mathbf{I}_s^{-1}[\mathbf{B}(t) - \mathbf{B}_2]\mathbf{u}(t)$ 视为模型的不确定因素. 将式(4)和(5)合并为矩阵形式为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{w}(u, t), \quad (6)$$

其中, $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{T} \\ 0 & \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{A}_2 \end{bmatrix}$, $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{B}_2 \end{bmatrix}$, $\mathbf{w}(u, t) =$

$\begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{I}_s^{-1}\mathbf{w}_d + \Delta\mathbf{g}(u, t) \end{bmatrix}$ 为非线性函数, 表示系统中存在的未知不确定因素.

2 在线加权式多模型的自适应跟踪控制

假设系统(6)有 n 个平衡点, 则在第 i 个平衡点处可得线性模型 $I_i (i=1, 2, \dots, n)$ 如下:

$$I_i: \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}_i\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{w}(u, t). \quad (7)$$

定义误差 $\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d$, 其中 $\mathbf{x}_d$ 是给定的期望值, 则可得如下增广系统:

$$I_i: \dot{\bar{\mathbf{x}}}(t) = \bar{\mathbf{A}}_i\bar{\mathbf{x}}(t) + \bar{\mathbf{B}}\mathbf{u}(t) + \bar{\mathbf{w}}(\bar{\mathbf{x}}, u, t), \quad (8)$$

其中, $\bar{\mathbf{x}} = \left[\left(\int_0^t \mathbf{e}(\tau) d\tau \right)^T \mathbf{x}(t)^T \right]^T$, $\bar{\mathbf{w}}(\bar{\mathbf{x}}, u, t) =$

$$\begin{bmatrix} -\mathbf{x}_d^T & \mathbf{w}(t)^T \end{bmatrix}^T, \bar{\mathbf{A}}_i = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ 0 & \mathbf{A}_i \end{bmatrix}, \bar{\mathbf{B}}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{B} \end{bmatrix}.$$

根据加权式多模型方法^[16], 定义如下的匹配度二次型指标:

$$J_i(t) = \alpha \|\bar{\mathbf{e}}_i(t)\|^2 +$$

$$\beta \int_0^t \exp(-\kappa(t-\tau)) \|\bar{\mathbf{e}}_i(\tau)\|^2 d\tau, \quad (9)$$

其中, 系数 $\alpha \geq 0, \beta > 0, \kappa > 0$ 为遗忘因子. 再定义如下的控制器加权系数:

$$\alpha_i(t) = \frac{\exp(-|J_i(t)|^2/\sigma)}{\sum_{i=1}^N \exp(-|J_i(t)|^2/\sigma)}, \quad (10)$$

显然, $0 < \alpha_i(t) < 1$, $\sum_{i=1}^N \alpha_i(t) = 1$. 则当前实际被控系统模型 $\tilde{I}$ 可估计为

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}}(t) = \sum_{i=1}^N \alpha_i(t) \bar{\mathbf{A}}_i \bar{\mathbf{x}}(t) + \bar{\mathbf{B}}\mathbf{u}(t) + \bar{\mathbf{w}}(t). \quad (11)$$

针对系统(11), 设计如下的自适应跟踪控制律:

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{u}_f(t) + \mathbf{u}_n(t), \quad (12)$$

其中, $\mathbf{u}_f(t)$ 为在线加权多模型控制器输出, $\mathbf{u}_n(t)$ 是针对模型不确定因素而引入的动态神经网络的输出, 分别设计为如下形式:

$$\mathbf{u}_f(t) = \sum_{i=1}^N \alpha_i(t) \mathbf{K}_i \bar{\mathbf{x}}(t), \quad (13)$$

$$\mathbf{u}_n(t) = \mathbf{u}_{nn}(t) + \mathbf{u}_{ns}(t), \quad (14)$$

其中, $\mathbf{u}_{nn}$ 为神经网络的输出, $\mathbf{u}_{ns}$ 为神经网络的补偿. 这里采用一种动态自适应 RBF 神经网络, 不仅可以自适应调节网络参数, 还可根据逼近精度自适应调整隐层神经元的个数, 从而减少固有逼近误差, 精简网络结构, 提高收敛速度. 动态自适应 RBF 神经网络的逼近规则与全调节自适应 RBF 神经网络相同, 则

如下等式成立:

$$\bar{w}(\bar{x}, u, t) = W^* G^*(X, \xi^*, \eta^*) + \varepsilon(X), \quad (15)$$

其中 $X = [\bar{x}^T, e^T, t]^T \in \mathbf{R}^{n+p+1}$ 是神经网络的输入向量, 且 $X \in A_d, A_d$ 为一紧集合. W^*, ξ^*, η^* 为最优的权重、中心及宽度, $\varepsilon(X)$ 为有界逼近误差, 满足 $\varepsilon = \sup_{X \in A_d} \|\varepsilon(X)\|$.

DRBF 神经网络的输出 u_{nn} 的形式如下:

$$u_{nn} = -\hat{W}^T \hat{G}(X, \hat{\xi}, \hat{\eta}), \quad (16)$$

其中, $\hat{W}, \hat{\xi}, \hat{\eta}$ 为估计值. 将 $G^*(X, \xi^*, \eta^*)$ 在 $\xi^* = \hat{\xi}, \eta^* = \hat{\eta}$ 处泰勒展开, 再将式 (14), (15) 代入式 (11), 经整理可得

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) = & \sum_{i=1}^q \alpha_i(t) (\bar{A}_i - \bar{B}K_i) \bar{x}(t) - \bar{B}u_h + \bar{B}\hat{W}^T \hat{G} + \\ & \bar{B}\hat{W}^T (\hat{G}'_{\xi} \tilde{\xi} + \hat{G}'_{\eta} \tilde{\eta}) + \bar{B}E - \bar{B}u_{ns}, \end{aligned} \quad (17)$$

其中, $\tilde{W} = W^* - \hat{W}, \tilde{G} = G^* - \hat{G}, \tilde{\xi} = \xi^* - \hat{\xi}, \tilde{\eta} = \eta^* - \hat{\eta}, \hat{G}'_{\xi} = \text{diag}(g_{\xi l}) \in \mathbf{R}^{L \times KL}, \hat{G}'_{\eta} = \text{diag}(g_{\eta l}) \in \mathbf{R}^{L \times L}, E = \tilde{W}^T (\hat{G}'_{\xi} \tilde{\xi} + \hat{G}'_{\eta} \tilde{\eta}) + W^{*T} O(X, \tilde{\xi}, \tilde{\eta}) + \varepsilon(X), O(X, \tilde{\xi}, \tilde{\eta})$ 为高阶项. 根据 RBF 神经网络的性质, 设 $\|E\| \leq \varphi(t)$, 其中 $\varphi(t)$ 为非负函数.

神经网络补偿项的形式如下:

$$u_{ns} = -\text{sign}(B^T P \bar{x}) \hat{\varphi}(t), \quad (18)$$

其中, $\hat{\varphi}(t)$ 是 $\varphi(t)$ 的估计值, P 为给定的对称正定矩阵, $\text{sign}(B^T P \bar{x})$ 是向量 $B^T P \bar{x}$ 的符号矩阵.

本文所采用动态自适应 RBF 神经网络可预先设定少量的隐层神经元, 系统运行过程中神经元的个数将动态增长, 一旦逼近误差降低到允许的范围, 则神经元停止增加, 此时的逼近精度就达到了预期的要求. 为了确保网络结构的变化不影响控制系统的实时性和稳定性, 设置一个与控制回路无关的阈值逻辑环节 TLU (Threshold Logic Unit), 由 TLU 给出神经元增加的信号. TLU 由阈值运算和比较判断两部分构成, 其输入设为当前跟踪误差的采样值, 采样频率与网络参数的调整频率同步.

TLU 的阈值运算规则为

$$\rho = \alpha \exp(e_{\text{tra}} - E_1) + (1 - \alpha) \exp(e_{\text{rms}} - E_2),$$

TLU 的逻辑判断规则为

$$\begin{cases} \rho > 1, & L = L + 1, \\ \rho \leq 1, & L = L, \end{cases} \quad (19)$$

其中, $e_{\text{tra}} = \|e(n)\|$, 为系统逼近误差, $e_{\text{rms}} = \sqrt{\sum_{i=n-(M-1)}^n \|e(i)\|^2 / M}$, 为一个滑动窗口 M 中的误差累积, E_1, E_2 是给定的边界值, $0 < \alpha < 1$ 是影响因

子. 新增隐层神经元的参数初始值设为 $\xi_{L+1} = x(n)$, $\eta_{L+1} = \lambda e_{\text{tra}}$, λ 为调节因子.

定理 1 对于系统 (11), 如果存在对称正定矩阵 P , 且有 K_i 满足如下不等式:

$$(\bar{A}_i + \bar{B}K_i)^T P + P(\bar{A}_i + \bar{B}K_i) < 0, \quad (20)$$

则在控制器 (14) 的作用下, 系统闭环最终有界稳定, 即系统的状态能够在容许的误差范围内跟踪上指定的信号. 其中动态自适应 RBF 神经网络的隐层神经元个数增长规律如式 (19) 所示, 参数自适应调节规律为 $\dot{\hat{W}} = \sigma_1 \hat{G} \bar{x}^T P B$, $\dot{\hat{\xi}} = \sigma_2 (\bar{x}^T P B \hat{W}^T \hat{G}'_{\xi})^T$, $\dot{\hat{\eta}} = \sigma_3 (\bar{x}^T P B \hat{W}^T \hat{G}'_{\eta})^T$, $\dot{\hat{\varphi}} = \sigma_4 \|\bar{x}^T P B\|$, 其中, $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \sigma_4$ 是网络的调节因子, 均为正的常数.

3 仿真研究

本文以澳洲空间工程研究中心 QB50 项目中的立方星 (体积大小为 10 cm×10 cm×20 cm) 作为被控对象, 采用所提的姿态跟踪算法进行仿真验证. 该卫星质量为 1.92 kg, 轨道高度为 320 km, 转动惯量为 $I_s = \text{diag}[0.0115 \quad 0.0115 \quad 0.00369]$, 单位 kg·m². 已知地球磁场平均强度为^[17]

$$B_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1.1407 \times 10^{-6} & -5.0828 \times 10^{-12} \\ -1.1407 \times 10^{-6} & 0 & 9.8757 \times 10^{-8} \\ 5.0828 \times 10^{-12} & -9.8757 \times 10^{-8} & 0 \end{bmatrix}.$$

假设卫星在工作时只在俯仰方向上需要进行角度的跟踪, 其余 2 个方向保持不变. 根据角度变化范围, 选取俯仰角 θ 分别为 0°、5°和 10°作为 3 个姿态系统平衡点, 换算后可得对应各平衡点的状态向量分别为 $x = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$, $x = [1 \quad 0 \quad 0.0436 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$, $x = [1 \quad 0 \quad 0.0872 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$, 在这 3 点处对卫星姿态控制系统的线性化, 由 3 个线性模型构造多模型控制结构.

设外部干扰为重力矩, 其表达式如下^[20]:

$$T_g = 3.999 \times 10^{-6} \begin{bmatrix} (I_z - I_y) q_1 \\ (I_z - I_x) q_2 \\ 0 \end{bmatrix},$$

设初始状态为角速度 (单位 rad/s): $\omega = [0.000 \quad 1 \quad 0.000 \quad 6 \quad -0.000 \quad 3]$, 姿态角 (单位 deg): $[\phi \quad \theta \quad \psi] = [1 \quad 2 \quad 1]$. 设仿真参数为 $\gamma = 1, L = 3, \lambda = 1, \alpha = 0.6, \sigma_1 = \sigma_2 = \sigma_3 = 1, \sigma_4 = 0.8$, 根据式 (22) 计算可得 P, K_1, K_2, K_3 .

采用本文提出的方法进行跟踪控制仿真, 设俯仰角的期望跟踪信号为 $\theta_d = 8 \cos(\pi t / 10000)$, 仿真

结果如图 1 所示.从仿真结果看,小卫星在俯仰方向上能够较快地跟踪上指令信号,且误差较小,同时在滚转和偏航 2 个方向的姿态均能保持不变,且几乎

没有偏差.由此可见,本文所提的方法能够实现有效的跟踪控制.

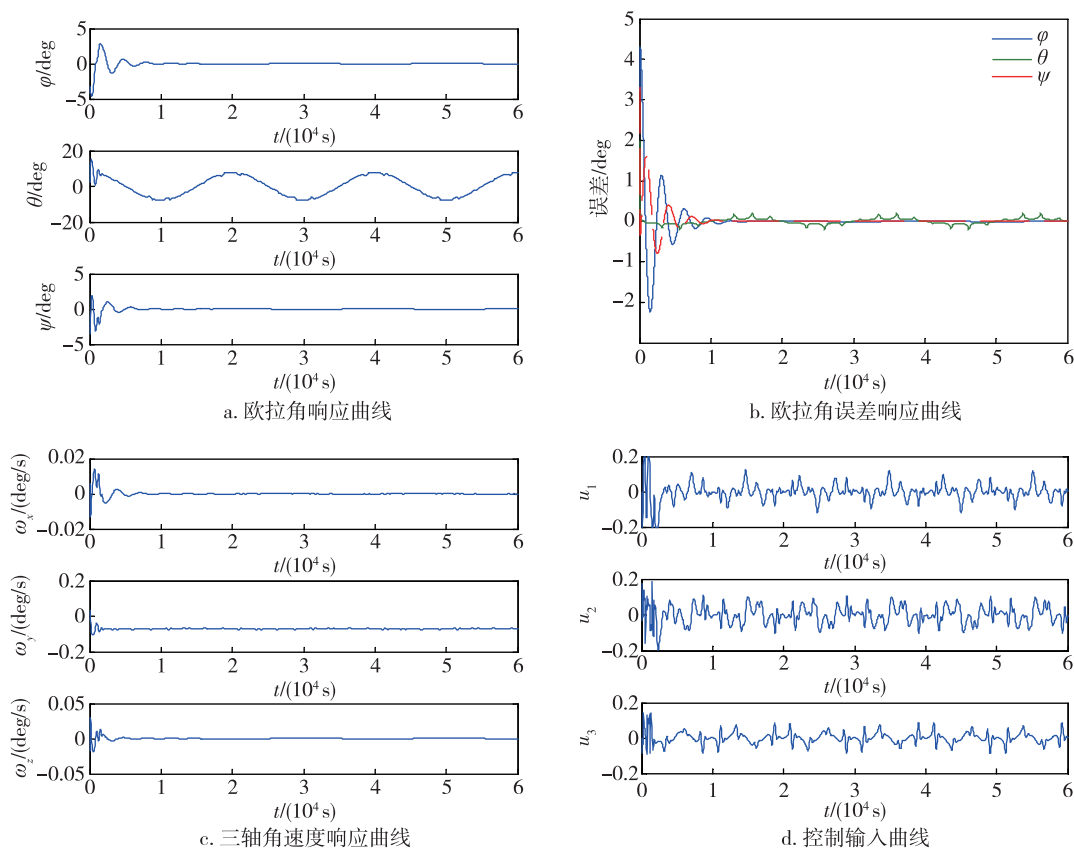


图 1 $\theta_d = 8\cos(\pi t/10\ 000)$ 时的仿真曲线

Fig. 1 State response when $\theta_d = 8\cos(\pi t/10\ 000)$

4 结束语

本文针对低轨道磁控立方星,采用一种结合动态神经网络的在线加权式多模型控制方法,实现了较大角度范围内的姿态机动调整,解决了地球磁场随着卫星在轨运行时位置变化所造成的姿态控制的困难,同时有效抑制了不确定的外部干扰,确保系统能够保持稳定,并且快速准确地响应指令信号.最后以某型立方星为被控对象,采用本文所提的方法进行了俯仰方向上的姿态机动控制仿真,从响应曲线中可看出整个控制过程达到了预期要求.

参考文献

References

- [1] Krogstad T R, Gravdahl J T, Tøndel P. Explicit model predictive control of a satellite with magnetic torquers [C] // Proceedings of the 13th Mediterranean Conference

on Control and Automation, 2005, doi: 10.1109/.2005.1467064

- [2] Gravdahl J T, Eide E, Skavhaug A, et al. Three axis attitude determination and control system for a picosatellite; Design and implementation [C] // Proceedings of the 54th International Astronautical Congress, 2003
- [3] Luo W C, Chu Y C, Ling K V. H-infinity inverse optimal attitude-tracking control of rigid spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2012, 28(3): 481-494
- [4] Kristiansen R, Nicklasson P J, Gravdahl J T. Satellite attitude control by quaternion-based backstepping [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(1): 227-232
- [5] Yoon H, Agrawal B N. Adaptive control of uncertain Hamiltonian multi-input multi-output systems: With application to spacecraft control [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(4): 900-906
- [6] Du H B, Li S H, Qian C J, et al. Finite-time attitude tracking control of spacecraft with application to attitude synchronization [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2011, 56(11): 2711-2717

- [7] Zhang B B, Liu K, Xiang J H. A stabilized optimal nonlinear feedback control for satellite attitude tracking [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1): 17-24
- [8] Xiao B, Hu Q L, Zhang Y M. Adaptive sliding mode fault tolerant attitude tracking control for flexible spacecraft under actuator saturation [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20(6): 1605-1612
- [9] Chen L J, Narendra K S. Nonlinear adaptive control using neural networks and multiple models [J]. Automatica, 2000, 37(8): 4199-4203
- [10] Narendra K S, George K. Adaptive control of simple nonlinear systems using multiple models [C] // Proceedings of the American Control Conference, 2002, 3: 1779-1784
- [11] Sadati N, Ghadami R. Adaptive fuzzy sliding mode control using multiple models approach [C] // IEEE International Conference on Engineering of Intelligent Systems, 2006, 4: 1-6
- [12] Holberg F S. Optimal attitude control of a double cubesat using magnetorquers [R]. Department of Engineering Cybernetics, Norwegian University of Science and Technology, 2011
- [13] Qiao L, Zhang M, Osborne B, et al. Attitude Determination and Control System (ADCS) of UNSW QB50 project "UNSW ECO" [C] // 13th Australian Space Science Conference (ASSC), 2013
- [14] Lee H, Kim Y. Fault-tolerant control scheme for satellite attitude control system [J]. IET Control Theory and Applications, 2010, 4(8): 1436-1450
- [15] Wisniewski R. Linear time varying approach to satellite attitude control using only electromagnetic actuation [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 1997: 234-251
- [16] Xiao Q G, Zhang M, Hu S S. Adaptive reconfiguration control for fighters based on weighted multiple-model structure [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 27(3): 219-225
- [17] Ose S S. Attitude determination for the Norwegian student satellite nCube [D]. Trondheim: Department of Engineering Cybernetics, Norwegian University of Science and Technology, 2004

Attitude maneuver control for cube satellite with magnetorquers based on online weighted multiple-model method

ZHANG Min¹ SHEN Xiaoning¹ LI Tao¹

1 School of Information and Control, Nanjing University of Information Science & Technology, Nanjing 210044

Abstract For a class of cube satellites using 3-axis magnetorquers in low earth orbit, an adaptive tracking control method is presented based on weighted multiple-model method, in order to make the attitude control system track the attitude variation within the tolerant error range quickly and precisely. First, mathematic models of attitude control system at different equilibriums are obtained to form multiple-model structure which can be controlled by adjusting weights online based on model-matching performance index. Next, a dynamic adaptive neural network is embedded into the multiple-model control loop to eliminate the influence of earth magnetic field variation in-orbit operation, and also deal with uncertain external disturbances to improve the robust control performance, due to the good approximating ability of dynamic neural network for uncertain nonlinear function. Finally, the numerical simulation is performed for a certain cube satellite, and the results show that the control method presented is effective.

Key words cube satellite; attitude maneuver; weighted multiple-model