

文章编号: 1001-0920(2013)08-1231-04

惯性定向三轴稳定卫星姿态自适应滑模控制

魏静波, 刘 昆, 吴锦杰

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 在建立惯性定向三轴稳定卫星非线性耦合姿态运动模型的基础上, 设计了姿态三轴稳定控制的自适应滑模变结构控制器. 在控制器的设计中, 考虑了小卫星惯量参数的不确定性以及外界力矩干扰的情况, 利用自适应滑模变结构控制方法在线辨识干扰力矩的极值以及卫星惯量参数, 并依此动态调整控制器的输出. 基于 Lyapunov 稳定性原理证明了所设计的控制器能够使系统全局一致最终有界稳定. 仿真结果表明了该控制方法的有效性和可行性.

关键词: 姿态控制; 惯性定向; 三轴稳定; 自适应控制; 滑模控制

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Adaptive sliding mode attitude controller for satellites three-axis-stabilized in inertial frame

WEI Jing-bo, LIU Kun, WU Jin-jie

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China. Correspondent: LIU Kun, E-mail: liukun@nudt.edu.cn)

Abstract: An adaptive sliding mode controller is proposed for satellites three-axes-stabilized in inertial frame based on its nonlinear and coupled attitude model. Considering that the accurate inertial parameters of satellites are very difficult to determine and satellites on-board always suffer from some external disturbance torque, the bound of disturbance torque and inertial parameters are estimated by utilizing adaptive sliding mode control theory. The closed-system with the proposed controller is uniformly and ultimately bounded stable, which is proved by using Lyapunov theory. The results of simulation show the effectiveness and feasibility of the proposed controller.

Key words: attitude control; inertial frame; three-axis stabilized; adaptive control; sliding mode control

0 引 言

对惯性空间定向的三轴稳定卫星可以应用于空间探测、对其他天体观测等领域. 卫星入轨完成姿态阻尼、姿态捕获以及对惯性空间的初始对准后, 进入工作模式, 此时需要实现高精度的惯性定向控制. 通常采用在卫星上安装偏置动量轮, 利用其陀螺力矩效应抑制外干扰, 保持卫星姿态的被动稳定. 如果采用反作用飞轮系统, 则能实现更高精度的定向, 从而满足更高的姿态精度要求^[1].

通常, 卫星进行姿态阻尼、姿态捕获以及姿态机动等控制时, 不考虑干扰力矩和卫星自身惯量参数的不确定性因素的影响^[2], 但在高精度的姿态稳定控制中, 二者对姿态控制的影响不容忽视. 目前大多数研究集中于利用提高控制器的鲁棒性来克服卫星受到的干扰力矩以及自身惯量参数的不确定性^[3].

本文将研究卫星在小角度条件下的高精度三轴稳定控制, 采用物理意义明显且在小角度条件下不会发生奇异的欧拉角表示的卫星运动学方程, 在惯量阵真实值不变以及外干扰有界这一符合工程实际应用的前提下, 基于 Lyapunov 稳定性原理设计自适应滑模变结构控制器, 并通过仿真进行了验证.

1 卫星姿态动力学建模

1.1 稳态动力学模型

设定卫星在圆轨道上运行, 姿态的参考系——惯性坐标系定义为 $Ox_Iy_Iz_I$. 其中: O 为卫星质心; Oz_I 轴为目标观测轴, 指向空间确定方向; Ox_I 和 Oy_I 可以根据需求定义, 但其方向在惯性空间中是确定的. 卫星体坐标系定义为 $Ox_b y_b z_b$, 分别对应三正交的惯量主轴方向, 卫星姿态即为体坐标系相对于惯性坐标系的角度和角速度. 给定卫星姿态稳定控制的目标为

收稿日期: 2012-04-18; 修回日期: 2012-07-31.

作者简介: 魏静波(1986—), 男, 博士生, 从事航天器姿态动力学与控制的研究; 刘昆(1965—), 男, 教授, 博士生导师, 从事磁悬浮飞轮技术、航天器动力学与控制等研究.

使得卫星的 Ox_b 、 Oy_b 、 Oz_b 轴分别与 Ox_I 、 Oy_I 、 Oz_I 轴重合, 实现对惯性定向的三轴稳定控制.

设卫星的体坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 是参考系 $Ox_I y_I z_I$ 按照 3-1-2 的顺序旋转得到的, 三次的旋转角一般命名为偏航角 ψ 、滚动角 ϕ 和俯仰角 θ . 于是卫星角速度 ω 可以表示为

$$\omega = \dot{\psi} + \dot{\theta} + \dot{\phi}. \quad (1)$$

将式 (1) 向体坐标系投影, 可以得到卫星姿态运动学方程

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \phi} (\omega_z \cos \theta - \omega_x \sin \theta), \\ \dot{\phi} = \frac{1}{\cos \phi} (\omega_z \sin \theta \cos \phi - \omega_x \cos \theta \cos \phi), \\ \dot{\theta} = \frac{1}{\cos \phi} (\omega_z \cos \theta \sin \phi - \omega_x \sin \theta \sin \phi + \omega_y \cos \phi). \end{cases} \quad (2)$$

其中: ω_x 、 ω_y 和 ω_z 分别为卫星角速度在体坐标轴三轴上的投影. 定义 $\alpha = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 为姿态角状态向量, $\omega_b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为姿态角速度矢量在体坐标系中的投影, 则以惯性系为参考系, 卫星姿态运动学方程可表示为

$$\dot{\alpha} = Q(\alpha)\omega_b, \quad (3)$$

其中

$$Q(\alpha) = \frac{1}{\cos \phi} \begin{bmatrix} -\sin \theta & 0 & \cos \theta \\ -\cos \theta \cos \phi & 0 & \sin \theta \cos \phi \\ -\sin \theta \sin \phi & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \end{bmatrix}.$$

由动量矩定理导出卫星动力学模型为

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = -(I_y - I_z)\omega_y \omega_z + u_x + w_x, \\ I_y \dot{\omega}_y = -(I_x - I_z)\omega_z \omega_x + u_y + w_y, \\ I_z \dot{\omega}_z = -(I_y - I_x)\omega_x \omega_y + u_z + w_z. \end{cases} \quad (4)$$

其中: I_x 、 I_y 、 I_z 分别为卫星的三轴转动惯量, u_i 为控制力矩, w_i 为扰动力矩.

令 $M_c = [u_x \ u_y \ u_z]^T$, $M_d = [w_x \ w_y \ w_z]^T$, $\omega_b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, 则式 (4) 可以写成矩阵形式, 即

$$I\dot{\omega}_b = -\omega_b^\times I\omega_b + M_c + M_d, \quad (5)$$

其中符号“ \times ”表示取向量的伴随矩阵, 有

$$\omega_b^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{b,z} & \omega_{b,y} \\ \omega_{b,z} & 0 & -\omega_{b,x} \\ -\omega_{b,y} & \omega_{b,x} & 0 \end{bmatrix}.$$

假定卫星在轨运行时惯量阵是正定对称常数阵. 但是由于测量条件限制, 此正定对称常数矩阵并不能精确获得, 只知道粗略的估计初值. 卫星在轨运行时, 受到的干扰力矩有界, 但此界为未知常数^[4], 即

$$\|M_d\| \leq d_m. \quad (6)$$

1.2 模型变换

对姿态动力学方程进行适当变换, 以便于自适应

控制律设计. 定义航天器惯量参数的估计误差

$$\bar{\rho} = \rho - \hat{\rho}, \quad (7)$$

$$\rho = [I_{11} \ I_{22} \ I_{33} \ I_{12} \ I_{13} \ I_{23}]^T. \quad (8)$$

其中: ρ 为卫星惯量参数真值, 符号“ \wedge ”表示对参数的估计值, 符号“-”表示参数的误差值.

由 1.1 节中的假设可以得到

$$\dot{\hat{\rho}} = -\dot{\hat{\rho}}. \quad (9)$$

定义线性算子 $L: \mathbf{R}^3 \rightarrow \mathbf{R}^{3 \times 6}$ 为

$$L(\lambda) = \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 & \lambda_2 & \lambda_3 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 & \lambda_1 & 0 & \lambda_3 \\ 0 & 0 & \lambda_3 & 0 & \lambda_1 & \lambda_2 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

其中 $\lambda = [\lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3]^T$, 则有

$$I\lambda = L(\lambda)\vartheta. \quad (11)$$

于是系统动力学方程 (5) 可以改写为

$$I\dot{\omega}_b = F\hat{\rho} + M_c + M_d, \quad (12)$$

其中 $F = -\omega_b^\times L(\omega_b)$.

2 鲁棒自适应滑模变结构控制

2.1 控制律及参数调节律设计

设计鲁棒自适应滑模变结构控制律和参数调节律分别为

$$\begin{aligned} M_c &= -(Q^T P - \tilde{P})\alpha - D\omega_b - \\ &K_s \text{sgn}(s) - F\hat{\rho} - \beta; \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\rho}} = \Gamma^{-1} F^T \omega_b, \\ \hat{d}_m = \gamma \omega_b^T m, \ \beta = \hat{d}_m m, \\ m = [\tanh(s_1/\varepsilon) \ \tanh(s_2/\varepsilon) \ \tanh(s_3/\varepsilon)]^T. \end{cases} \quad (14)$$

控制律 (13) 中的前 2 项为 PD 控制项, 第 3 项为滑模变结构控制项, 第 4、第 5 项为参数修正补偿控制项. 滑模面设计为 $s = K\alpha + \omega_b$, γ 和 ε 为给定的常数, K_s 、 P 、 D 为给定的正定对称常数阵, \hat{d}_m 为估计误差, 且 $\bar{d}_m = d_m - \hat{d}_m$, $\Gamma \in \mathbf{R}^{6 \times 6}$ 为正定的对角阵.

为避免控制器中符号函数形成的继电环节导致力矩输出产生阶跃, 从而导致姿态运动轨线沿滑模面“震颤”, 避免激发系统高频未建模动态, 此处用连续函数 $f(s)$ 代替符号函数 $\text{sgn}(s)$, 其函数表达式为

$$f(s) = \frac{s}{\|s\| + \alpha}, \quad \alpha = \text{const} > 0. \quad (15)$$

其中: $\| \cdot \|$ 表示对向量求模; 为避免在 $\|s\| = 0$ 时函数 $f(s)$ 奇异, α 应为大于零的常数, 但为避免过多削弱控制器的鲁棒性, α 的值不宜过大. 根据以上要求, 控制律修正为

$$\begin{aligned} M_c &= -(Q^T P - \tilde{P})\alpha - D\omega_b - \\ &K_s \frac{s}{\|s\| + \alpha} - F\hat{\rho} - \beta, \end{aligned} \quad (16)$$

其中 $\tilde{P} = K_s K / (\|s\| + \alpha)$.

2.2 稳定性分析

定理 1 由式(3)和(5)组成的系统是全局一致最终有界稳定的, 如果施加的控制如式(13)和(14)所示.

证明 取与姿态状态和估计参数误差有关的 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} \alpha^T P \alpha + \frac{1}{2} \omega_b^T I \omega_b + \frac{1}{2} \bar{\rho}^T \Gamma \bar{\rho} + \frac{1}{2\gamma} \bar{d}_m^2. \quad (17)$$

对式(17)求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \alpha^T P \dot{\alpha} + \omega_b^T I \dot{\omega}_b + \bar{\rho}^T \Gamma \dot{\bar{\rho}} + \frac{1}{\gamma} \bar{d}_m \dot{\bar{d}}_m = \\ & \alpha^T P Q \omega_b + \omega_b^T (-\omega_b^\times I \omega_b + M_c + M_d) - \\ & \bar{\rho}^T \Gamma \dot{\bar{\rho}} - \frac{1}{\gamma} \bar{d}_m \dot{\bar{d}}_m = \\ & \alpha^T P Q \omega_b + \omega_b^T (F \rho - (Q^T P - \tilde{P}) \alpha - \\ & D \omega_b - K_s \frac{s}{\|s\| + \alpha} - F \hat{\rho} - \\ & \beta + M_d) - \bar{\rho}^T \Gamma \dot{\bar{\rho}} - \frac{1}{\gamma} \bar{d}_m \dot{\bar{d}}_m = \\ & - \omega_b^T \left(\frac{K_s}{\|s\| + \alpha} + D \right) \omega_b - s^T d_m m + s^T M_d. \end{aligned} \quad (18)$$

引理 1^[4] $\forall \varepsilon > 0, \forall y \in \mathbf{R}$, 总成立

$$0 \leq |y| - y \tanh(y/\varepsilon) \leq \varepsilon \zeta, \quad (19)$$

其中 ζ 为满足 $\zeta = e^{-(\zeta+1)}$ 的一个正常数.

由引理 1, 有

$$\begin{aligned} -s^T d_m m + s^T M_d \leq & \\ d_m |s_1| - d_m s_1 \tanh(s_1/\varepsilon) + d_m |s_2| - & \\ d_m s_2 \tanh(s_2/\varepsilon) + d_m |s_2| - & \\ d_m s_2 \tanh(s_2/\varepsilon) \leq 3\varepsilon \zeta d_m. \end{aligned} \quad (20)$$

把式(20)代入(18), 得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \\ - \omega_b^T \left(\frac{K_s}{\|s\| + \alpha} + D \right) \omega_b - s^T d_m m + s^T M_d \leq & \\ - \lambda_{\tilde{D}, \min} \|\omega_b\|^2 + 3\varepsilon \zeta d_m \leq & \\ - \lambda_{\tilde{D}, \min} (\|\alpha\|^2 + \|\omega_b\|^2 + \|\bar{\rho}\|^2 + \bar{d}_m^2) + a, \end{aligned} \quad (21)$$

其中 $\tilde{D} = D + K_s/\alpha$. 由式(17)可得

$$-V \geq -\eta (\|\alpha\|^2 + \|\omega_b\|^2 + \|\bar{\rho}\|^2 + \bar{d}_m^2), \quad (22)$$

其中 η 由式(21)得出, 即

$$\eta = \max \left\{ \frac{\lambda_{P, \max}}{2}, \frac{\lambda_{I, \max}}{2}, \frac{\lambda_{\Gamma, \max}}{2}, \frac{1}{2\gamma} \right\}. \quad (23)$$

可以得到

$$-(\|\alpha\|^2 + \|\omega_b\|^2 + \|\bar{\rho}\|^2 + \bar{d}_m^2) \leq -\frac{V}{\eta}. \quad (24)$$

把式(24)代入(21), 得到

$$\dot{V}(t) \leq -\lambda V(t) + C. \quad (25)$$

其中: $\lambda = \lambda_{\tilde{D}, \min}/\eta, C = a$.

引理 2^[5] 设 $V(t)$ 为任意给定的连续时间系统的 Lyapunov 函数, 若 $V(t)$ 满足

$$\dot{V}(t) \leq -\lambda V(t) + \psi(t), \quad (26)$$

当 $\psi(t)$ 为常数时, 则系统为全局一致最终有界稳定, 且

$$V(t) \leq V(0)e^{-\lambda t} + \frac{C}{\lambda} [1 - e^{-\lambda t}], \forall t > 0. \quad (27)$$

根据式(17)和(25)以及引理 2 可知, 由式(3)和(5)组成的系统是全局一致最终有界稳定的. \square

3 飞轮力矩输出模型

设向量 M_c 的 3 个分量分别为滚动、俯仰和偏航通道的控制力矩, 则执行机构实现上述控制律所需输出的执行力矩为

$$M_c = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_x - \omega_0 h_z \\ \tau_y \\ \tau_z + \omega_0 h_x \end{bmatrix} = \tau_c + \tau^*. \quad (28)$$

其中: h_x, h_y, h_z 分别为飞轮组作用在卫星三轴的角动量, $\tau_c = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$ 为飞轮组由于转速变化产生的力矩, $\tau^* = [-\omega_0 h_z \ 0 \ \omega_0 h_x]^T$ 为陀螺效应耦合力矩, 两者之和构成系统的控制力矩. 飞轮组力矩表达式可写成

$$\tau_c = -C J \dot{\Omega} \triangleq C_r \dot{\Omega}. \quad (29)$$

其中: $J = \text{diag}([J_1 \ J_2 \ J_3])$ 为对角阵, 各元素对应于飞轮的轴向转动惯量; Ω 为飞轮组的旋转角速度; C 为安装矩阵. 联立式(28)和(29), 得到飞轮以控制量 M_c 为输入的动力学模型, 经求解得到如下伪逆解^[6]:

$$\dot{\Omega} = C_r^T (C_r C_r^T)^{-1} \tau_c + S_1 q. \quad (30)$$

$S_1 q$ 在矩阵 C_r 的零空间上, 此处因 3 个飞轮在各体轴上正交安装, C_r 为单位阵, 所以 q 恒为零.

4 数值仿真

设定卫星的惯量参数的真实值以及估计初值如下(单位 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$):

$$\rho = [20.0 \ 20.0 \ 20.0 \ 0.0 \ 0.0 \ 0.0]^T,$$

$$\hat{\rho} = [22.1 \ 17.8 \ 20.3 \ -1.3 \ 2.2 \ 1.1]^T.$$

控制律中的参数选定为: $K_s = 0.07 E_3, K = 2.00 E_3, P = 1.15 E_3$, 则 $D = 4.50 E_3, \alpha = 0.01$, 其中 E_3 为三阶单位阵.

参数调节律中的参数选定为: $\Gamma = 10^{-4} E_6, \gamma = 0.01, \varepsilon = 0.2$, 其中 E_6 为六阶单位阵.

设定小卫星受到的干扰力矩(单位 $\text{N} \cdot \text{m}$)为

$$M_{d, \max} = \begin{bmatrix} 2 \times 10^{-4} \sin t \\ 4 \times 10^{-4} \cos t \\ 3 \times 10^{-4} \sin t \end{bmatrix}, \quad (31)$$

仿真的初始参数如表 1 所示。

表 1 干扰力矩和仿真初始参数

参数	量 值
$M_{d, \max}/(\text{N} \cdot \text{m})$	$[2 \times 10^{-4} \ 4 \times 10^{-4} \ 3 \times 10^{-4}]^T$
$\dot{d}_{m0}/(\text{N} \cdot \text{m})$	0.0009
$\omega_0/(\text{rad/s})$	0.001
$\alpha_0(^{\circ})$	$[3.1 \ -2.5 \ -3.2]^T$
$\omega_{b,0}/(^{\circ}/\text{s})$	$[0.25 \ -0.30 \ 0.30]^T$
$\Omega_0(^{\circ}/\text{s})$	$[0 \ 0 \ 0]^T$

由以上的仿真条件, 设定仿真步长为 0.001 s, 小卫星进行姿态稳定的角度、角速度, 以及控制力矩、飞轮转速、相平面姿态运动轨线如图 1~图 3 所示。

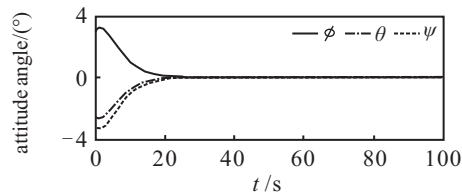


图 1 姿态角和姿态角速度随时间变化

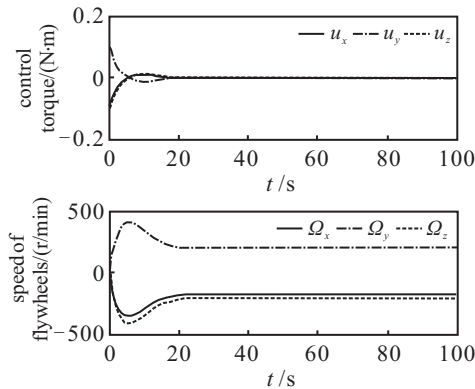


图 2 控制力矩和飞轮转速随时间变化

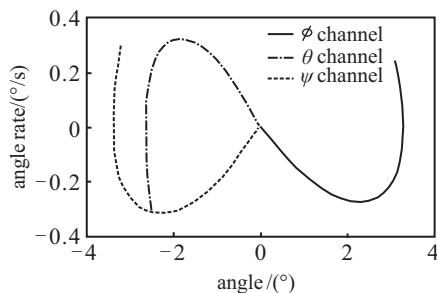


图 3 三轴姿态运动相轨迹

从图 1 可以看出, 卫星的姿态角以及姿态角速度在 40 s 内由初始状态快速收敛到很小的范围内, 精度

分别达到 0.001 和 0.001 %/s。图 2 分别给出了三轴各自的控制力矩和飞轮转速, 控制力矩以及飞轮转速都处在工程上可以接受的范围内。图 3 是三轴的相轨迹图, 同样表明了上述精度。

图 4 给出了控制器对惯量矩阵参数的在线估计过程, 图 5 给出了控制器对外干扰上界值的估计过程。可以看出, 控制器对于卫星惯量参数的不确定具有自适应能力, 并且能够有效地抑制外干扰作用。

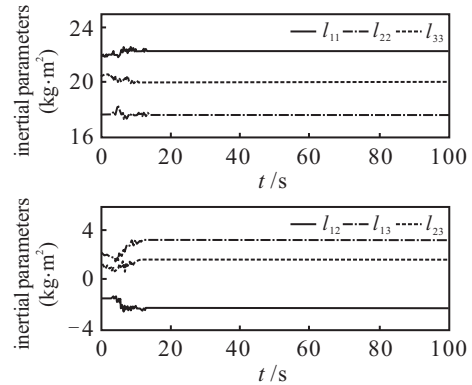


图 4 惯量参数的估计过程

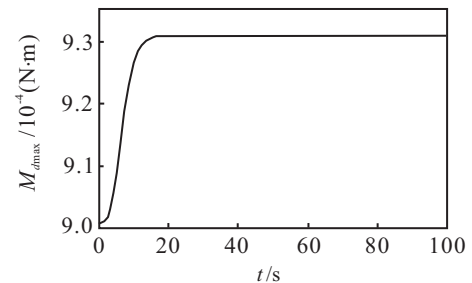


图 5 外干扰力矩上界的估计过程

5 结 论

本文首先建立了惯性定向三轴稳定卫星非线性耦合姿态运动模型, 在此基础上设计了姿态稳定控制的自适应滑模变结构控制器。该控制器充分考虑了小卫星在轨运行时惯量参数不能精确获得以及受到有界外干扰力矩的情况, 利用自适应滑模变结构控制方法对小卫星受到有界干扰力矩的上界值以及惯量参数进行了在线辨识, 由此调整控制器的输出, 形成了闭环自适应滑模变结构控制系统。基于 Lyapunov 稳定性原理证明了所设计的控制器能够使系统全局一致最终有界且稳定。仿真结果充分表明了本文控制方法的有效性和可行性。

参考文献(References)

[1] 黄圳圭. 航天器姿态动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997: 167-168.
(Huang Z G. Attitude dynamics of spacecraft[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997: 167-168.)