

卫星姿态的状态转移控制

谭天乐[†]

(上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)

摘要: 本文面向卫星的应用需求, 对卫星姿态的运动学和动力学进行了分析与建模. 利用反馈线性化, 将姿态运动的高阶非线性项包含在姿态控制中, 通过局部动态线性化, 将动力学系统近似为定常系统. 通过幂级数法对系统进行了状态转移过程的求解. 采用模型预测的方法获得姿态角和姿态角速度的预期偏差. 通过广义逆变换构造关于偏差的最小范数、最小二乘控制器. 提出了一种基于状态转移的卫星姿态机动、跟踪与稳定控制的新方法. 控制器的参数具有根据系统采样周期和当前状态时变自适应的特点. 考虑帆板挠性及多种偏差和噪声影响, 仿真验证了方法的可行性和有效性.

关键词: 卫星; 反馈线性化; 幂级数; 模型预测; 广义逆变换; 状态转移; 姿态控制

中图分类号: V448.222 文献标识码:

State transition control of satellite attitude

TAN Tian-le[†]

(Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;
Shanghai Key Laboratory of Space Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: For the application requirements of satellite, the kinematics and dynamics of satellite attitude are analyzed and modeled. By using feedback linearization, the high-order nonlinear terms of attitude motion are included in attitude control, by local dynamic linearization, the satellite dynamical system is approximated as a time-invariant system. Method of power series is used to carry out approximate solution of the system state transition. The expected deviation of attitude angle and attitude angular velocity is obtained by using model prediction. By generalized inverse transform, a kind of full state feedback controller is designed based on the minimum norm and least squares of deviation. A high precision control method based on state transition for satellite attitude maneuver, tracking and stabilization is proposed. The parameters of the controller have the characteristics of time-varying adaptive according to the sampling period and the current state of the system. Considering the influence of solar panels flexible vibration and various noise and error, the feasibility and effectiveness of the method are verified by simulation.

Key words: satellite; feedback linearization; power series; model prediction; generalized inverse transform; state transition; attitude control

1 引言(Introduction)

卫星导航、通讯、观测以及空间操控、服务等应用要求平台具有姿态机动、跟踪与稳定控制的能力.

在姿态稳定控制上, 较为典型的高精度卫星平台有美国的“长曲棍球”(Lacrosse)、“锁眼”(KH)系列侦察卫星、GOES系列气象卫星、哈勃太空望远镜(HST)、詹姆斯韦伯望远镜(JWST)、俄罗斯的“宇宙”(Kosmos)系列光电探测与军事图像卫星、“眼睛”(Oko)系列导弹预警卫星等, 其他还有法国的地球观测系统(SPOT)系列卫星、“太阳神”(Helios)系列卫星、日本的地球观测卫星ALOS系列、先进地球观测卫星(ADEOS)、技术试验系列卫星(ETS)等等. 其中

HST通过多种手段综合, 实现了姿态稳定性优于 $0.0001^\circ/\text{s}$, 指向精度优于 0.00016° .

在姿态机动和跟踪控制上, 较为典型的有美国的“视界”(WorldView)系列卫星和法国的“昴宿星”(Pleiades)系列卫星, 其中“视界”卫星采用控制力矩陀螺群, 实现了最大 $4.5^\circ/\text{s}$ 的机动速度和 $33.6^\circ/9\text{s}$ 的机动能力.

在卫星姿态控制方法上, PID控制及其改进方法对姿态动力学模型要求不高, 控制器的形式、参数设计、控制性能分析等均较为简单简便; 最优控制方法^[1-2]在一定约束条件下, 构造性能指标, 寻找最优控制策略; 鲁棒控制^[3-4]针对不确定因素和系统参数的

扰动设计控制系统,具有一定稳定裕度和容错能力;滑模变结构控制^[5-6]通过对系统状态、参数的监测判断,根据系统不确定性和外在扰动进行控制模式和/或参数的选择更换,对系统的参数摄动、外部干扰等不确定性具有较强的鲁棒性和适应性,具有响应速度快、对参数及外加干扰不灵敏、无需系统在线辨识,物理实现简单等优点;自适应控制^[7-8]在对象存在扰动和动态特性发生变化时,能够自行配置、调整参数和镇定系统,自适应控制常将参数辨识和控制结合在一起;智能控制^[9-11]可以不依赖精确模型,采用模糊集、神经网络、专家系统、遗传算法等形式,利用智能系统自学习、自组织的特点,设计能够自我完善的控制系统,但是缺乏对控制品质进行精确定量分析的途径;预测控制^[12-14]通过系统当前状态量、描述系统状态转移的模型预测系统未来时刻的输出,在控制器设计时根据优化条件求解控制量,预测模型可以是基于机理的精确模型,也可以是对输入输出数据进行映射关系拟合的非机理模型;基于广义逆变换的控制方法^[15-17]克服了与逆运算相关的矩阵维数和秩的限制,是实现多输入多输出系统控制的有效方法,广义逆变换方法常基于状态方程和输出方程.以上方法可以单独或者结合使用.

综上所述,目前常见的各种姿态控制方法多从系统稳定性分析的角度出发,在运动学和动力学分析建模过程中常对各阶小量进行忽略和简化,以当前时刻姿态角、姿态角速度的偏差设计控制律,以控制性能和控制代价构造控制目标,采用Lyapunov函数法或者复频域零极点分布等稳定性分析,证明系统在控制律的作用下,对于设定的姿态是渐进稳定的,从而实现姿态控制.

本文从系统状态转移控制的角度出发,基于卫星姿态运动学和动力学分析,利用反馈线性化(feedback linearization)的方法,在控制中考虑动力学高阶非线性小量,在每一个姿态测控采样点进行局部动态线性化,在每一个控制周期中将卫星姿态动力学系统近似为一个定常系统;在可控性分析的基础上,采用幂级数(power series)法求解了姿态动力学方程,得到了具有时间约束的卫星姿态状态转移特性;采用模型预测(model prediction)的方法,估计将会出现的偏差;利用矩阵广义逆变换(generalized inverse transform)的方法构造控制器,结合反馈线性化中的非线性变换,反演得到飞轮的指令输出力矩;设计了基于状态转移过程的模型预测与反演(model prediction and inversion, MPI)控制律.考虑帆板挠性和工程实现过程中的各种偏差和噪声,仿真验证了本文方法在卫星姿态控制上的可行性和有效性.

2 问题描述(Problem description)

采用工程上常用、几何意义明显的欧拉角描述卫

星姿态.以近圆轨道卫星第二轨道坐标系^[17]作为姿态基准坐标系 $Ox_o y_o z_o$.姿态角按照312转序定义.采用飞轮进行卫星的姿态控制.飞轮沿卫星本体坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 体轴方向安装.

令卫星的当前的姿态角、姿态角速度为 $[\varphi_r \theta_r \psi_r \dot{\varphi}_r \dot{\theta}_r \dot{\psi}_r]^T$,期望的姿态角、姿态角速度为 $[\varphi_f \theta_f \psi_f \dot{\varphi}_f \dot{\theta}_f \dot{\psi}_f]^T$,则可分别得到当前和期望姿态角下的姿态四元素 q_{o2r}, q_{o2f} 以及本体相对于基准坐标系的转速在本体系下的表示 ω_r, ω_f .

在当前的期望姿态角下,定义一个与基准坐标系重合,且与卫星本体固连的临时坐标系 $Ox'_b y'_b z'_b$.若飞轮零转速锁定时,卫星在初始本体系 $Ox_b y_b z_b$ 下的惯量分布为

$$I_b = \begin{bmatrix} I_{bx} & -I_{bxy} & -I_{bxz} \\ -I_{bxy} & I_{by} & -I_{byz} \\ -I_{bxz} & -I_{byz} & I_{bz} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

则 $Ox'_b y'_b z'_b$ 下,卫星的惯量为

$$I = R_{o2f}^T I_b R_{o2f} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix}. \quad (2)$$

易知 $Ox'_b y'_b z'_b$ 为零姿态, $Ox'_b y'_b z'_b$ 欧拉角速度为 $[\dot{\varphi}'_f \dot{\theta}'_f \dot{\psi}'_f]^T = \omega'_f = R_{o2f}^{-1} \omega_f$, R_{o2f} 为目标姿态的姿态旋转矩阵.

在当前姿态下, $Ox'_b y'_b z'_b$ 的姿态4元素为 q_{o2r}, q_{o2f}^{-1} ,可求得对应的欧拉角 φ, θ, ψ .欧拉角速度为

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \varphi} \begin{bmatrix} \omega'_{rx} \cos \theta \cos \varphi + \omega'_{rz} \sin \theta \cos \varphi \\ \omega'_{rx} \sin \theta \sin \varphi + \omega'_{ry} \cos \varphi - \omega'_{rz} \cos \theta \sin \varphi \\ -\omega'_{rx} \sin \theta + \omega'_{rz} \cos \theta \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中

$$\omega'_r = R_{o2f}^{-1} \omega_r = [\omega'_{rx} \ \omega'_{ry} \ \omega'_{rz}]^T. \quad (4)$$

卫星姿态控制的问题转化为:在每一个当前初始时刻,控制惯量为 I 的卫星的姿态由 $[\varphi \ \theta \ \psi \ \dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 向期望状态 $[0 \ 0 \ 0 \ \dot{\varphi}'_f \ \dot{\theta}'_f \ \dot{\psi}'_f]^T$ 转移.

3 姿态运动学与动力学建模(Attitude kinematics and dynamics modeling)

设卫星轨道坐标系相对于惯性坐标系的转速 ω_{oi} 在地心轨道坐标系中表示为 $[0 \ -\omega_0 \ 0]^T$.

当 $[\varphi \ \theta \ \psi]^T$ 均为小量时,得到卫星相对于惯性坐标系的转速在 $Ox'_b y'_b z'_b$ 中的运动学表示为^[18]

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \omega_0\psi \\ \dot{\theta} - \omega_0 \\ \dot{\psi} + \omega_0\varphi \end{bmatrix}. \quad (5)$$

卫星姿态动力学方程的一般式为^[19]

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}(\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}) = -\dot{\mathbf{h}} + \mathbf{T}_d, \quad (6)$$

式中 $\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$.

忽略星体所受到的干扰力矩 \mathbf{T}_d , 由飞轮角动量 $[h_{bx} \ h_{by} \ h_{bz}]^T$ 在 $Ox'_b y'_b z'_b$ 下表示为

$$\mathbf{h} = \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{o2f}^{-1} \begin{bmatrix} h_{bx} \\ h_{by} \\ h_{bz} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

结合卫星姿态运动学, 得到 $Ox'_b y'_b z'_b$ 卫星姿态动力学方程

$$\begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \mathbf{I}^{-1} \mathbf{A}_1 \begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} + \mathbf{I}^{-1} \mathbf{A}_2 \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} +$$

$$\mathbf{u}(t) = [u_x \ u_y \ u_z]^T = -\mathbf{I}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{h}_x \\ \dot{h}_y \\ \dot{h}_z \end{bmatrix} + \mathbf{I}^{-1} \mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} I_x - I_y \\ I_y - I_z \\ I_z - I_x \end{bmatrix} + \mathbf{I}^{-1} \mathbf{K}_2 \begin{bmatrix} I_{xy} \\ I_{xz} \\ I_{yz} \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} \omega_0^2(I_z - I_y) + \omega_0 h_y & 0 & \omega_0^2 I_{xz} \\ -\omega_0^2 I_{xy} - \omega_0 h_x & 0 & -\omega_0^2 I_{yz} - \omega_0 h_z \\ \omega_0^2 I_{xz} & 0 & \omega_0^2(I_x - I_y) + \omega_0 h_y \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} 0 & -2\omega_0 I_{yz} - h_z & h_y - \omega_0(I_y - I_x - I_z) \\ 2\omega_0 I_{yz} + h_z & 0 & -(2\omega_0 I_{xy} + h_x) \\ \omega_0(I_y - I_x - I_z) - h_y & 2\omega_0 I_{xy} + h_x & 0 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$\mathbf{K}_1 = \begin{bmatrix} 0 & (\dot{\psi} + \omega_0\varphi)\dot{\theta} & 0 \\ 0 & 0 & (\dot{\psi} + \omega_0\varphi)(\dot{\varphi} - \omega_0\psi) \\ (\dot{\varphi} - \omega_0\psi)\dot{\theta} & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (15)$$

$$\mathbf{K}_2 = \begin{bmatrix} -(\dot{\varphi} - \omega_0\psi)(\dot{\psi} + \omega_0\varphi) & \dot{\theta}(\dot{\varphi} - \omega_0\psi) & \dot{\theta}^2 + \omega_0^2 - (\dot{\psi} + \omega_0\varphi)^2 \\ \dot{\theta}(\dot{\psi} + \omega_0\varphi) & (\dot{\psi} + \omega_0\varphi)^2 - (\dot{\varphi} - \omega_0\psi)^2 & -\dot{\theta}(\dot{\varphi} - \omega_0\psi) \\ (\dot{\varphi} - \omega_0\psi)^2 - \dot{\theta}^2 - \omega_0^2 & -\dot{\theta}(\dot{\psi} + \omega_0\varphi) & (\dot{\varphi} - \omega_0\psi)(\dot{\psi} + \omega_0\varphi) \end{bmatrix}. \quad (16)$$

4 系统近似求解 (System approximate solution)

卫星姿控系统按照某种频率, 在一定时长的姿控周期内完成一次姿态确定与姿态控制的解算和执行. 目前卫星姿控的周期通常为亚秒级, 在一个周期内, 轨道角速度 ω_0 的变化、卫星姿态机动的角度和飞轮角动量的变化量均为相对小量, 将 $\omega_0, \mathbf{I}, \mathbf{h}$ 近似视为常值, 则 $\mathbf{A}(t)$ 近似为定常阵 \mathbf{A} . 又 \mathbf{B} 为常值阵, 则每个周期中, 可将式(9)近似视为定常系统

并对其求解.

由系统能控性充要条件, 易知

$$\text{rank}([\mathbf{B} \ \mathbf{A}\mathbf{B} \ \dots \ \mathbf{A}^5\mathbf{B}]) = 6 \quad (17)$$

系统完全能控.

由于在每个姿控周期中, 飞轮的力矩指令 $\mathbf{u}(t)$ 为常值, 有系统的状态转移解为

$$\mathbf{x}(t_f) = \Phi(t_f, t_0)\mathbf{x}(t_0) + \int_{t_0}^{t_f} \Phi(t_f, \gamma) d\gamma \mathbf{B} \mathbf{u} = \Phi(t_f, t_0)\mathbf{x}(t_0) + \mathbf{Q}(t_f, t_0)\mathbf{u}, \quad (18)$$

$$\mathbf{I}^{-1} \mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} I_x - I_y \\ I_y - I_z \\ I_z - I_x \end{bmatrix} + \mathbf{I}^{-1} \mathbf{K}_2 \begin{bmatrix} I_{xy} \\ I_{xz} \\ I_{yz} \end{bmatrix} - \mathbf{I}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{h}_x \\ \dot{h}_y \\ \dot{h}_z \end{bmatrix}^{-1} \quad (8)$$

以 $\mathbf{x} = [\varphi \ \theta \ \psi \ \dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 作为系统状态, 将动力学方程以状态空间形式表示为如下形式:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t), \quad (9)$$

式中:

$$\mathbf{A}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mathbf{I}^{-1} \mathbf{A}_1 & & & \mathbf{I}^{-1} \mathbf{A}_2 & & \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T, \quad (11)$$

式中: t_0 为初始时刻, t_f 为终端时刻.

受限于目前卫星的计算能力, 采用幂级数法^[20]计算与表示系统状态转移解:

$$\begin{aligned} \Phi(t_f, t_0) &= \\ & \begin{bmatrix} \Phi_{11}(t_f, t_0) & \Phi_{12}(t_f, t_0) \\ \Phi_{21}(t_f, t_0) & \Phi_{22}(t_f, t_0) \end{bmatrix} = \\ & L^{-1}[(sI - A)^{-1}] = e^{A\tau} = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{1}{k!} A^k \tau^k = \\ & E_{6 \times 6} + A\tau + \frac{1}{2} A^2 \tau^2 + \dots + \frac{1}{k!} A^k \tau^k + \dots, \end{aligned} \quad (19)$$

式中: $E_{6 \times 6}$ 为 6×6 单位阵, $\tau = t_f - t_0$, 后同; $\Phi(t_f, t_0)$ 是系统零输入下的状态转移预测模型.

控制作用的系数矩阵 $Q(t_f, t_0)$ 用幂级数法计算与表示为

$$Q(t_f, t_0) = \int_{t_0}^{t_f} \Phi(t_f, \gamma) d\gamma B, \quad (20)$$

式中

$$\begin{aligned} & \int_{t_0}^{t_f} \Phi(t_f, \gamma) d\gamma = \\ & E_{6 \times 6} \tau + \frac{1}{2!} A \tau^2 + \frac{1}{3!} A^2 \tau^3 + \dots + \\ & \frac{1}{k!} A^{k-1} \tau^k + \dots = \sum_{k=1}^{\infty} \frac{1}{k!} A^{k-1} \tau^k. \end{aligned} \quad (21)$$

根据卫星上的计算能力, 结合对截断误差的分析和仿真比较, 在采用幂级数法计算 $\Phi(t_f, t_0)$ 和 $Q(t_f, t_0)$ 时可略去一定阶次的高阶项以近似并仍能保证较高精度.

5 控制律设计(Control law design)

5.1 姿态机动(Attitude maneuver)

由式(18)对于期望的 $x^*(t_f)$, 有

$$Q(t_f, t_0)u = x^*(t_f) - \Phi(t_f, t_0)x(t_0), \quad (22)$$

式中 $\Phi(t_f, t_0)x(t_0)$ 为 t_0 时刻对 t_f 时刻系统状态的预测值. 式(22)简写为

$$Qu = \Delta x_{t_f}. \quad (23)$$

由广义逆^[21]相关理论可知, 上式的通解为

$$u = Q^- \Delta x_{t_f} + (E_{3 \times 3} - Q^- Q)J. \quad (24)$$

此处的 $E_{3 \times 3}$ 为 3×3 单位阵, $J \in C^3$ 为任意向量, Q^- 为 Q 的 Moore-Penrose 广义逆. Q^- 在 Q 列满秩时为

$$Q^- = (Q^T Q)^{-1} Q^T. \quad (25)$$

取式(24)中的最小范数、最小二乘唯一特解:

$$u = [u_x \quad u_y \quad u_z]^T = Q^- \Delta x_{t_f}. \quad (26)$$

结合式(12)得到卫星3轴飞轮的控制力矩:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{h}_x \\ \dot{h}_y \\ \dot{h}_z \end{bmatrix} &= -I \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} + K_1 \begin{bmatrix} I_x - I_y \\ I_y - I_z \\ I_z - I_x \end{bmatrix} + \\ & K_2 \begin{bmatrix} I_{xy} \\ I_{xz} \\ I_{yz} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (27)$$

由式(7)将 $Ox'_b y'_b z'_b$ 下飞轮的控制力矩转换到坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 下:

$$\dot{h}_b = \begin{bmatrix} \dot{h}_{bx} \\ \dot{h}_{by} \\ \dot{h}_{bz} \end{bmatrix} = R_{o2f} \begin{bmatrix} \dot{h}_x \\ \dot{h}_y \\ \dot{h}_z \end{bmatrix}. \quad (28)$$

综合式(22)-(28), 得到

$$\begin{aligned} \dot{h}_b &= \begin{bmatrix} \dot{h}_{bx} \\ \dot{h}_{by} \\ \dot{h}_{bz} \end{bmatrix} = \\ & R_{o2f} (-I(Q^T(t_f, t_0)Q(t_f, t_0))^{-1} \times \\ & Q^T(t_f, t_0)(x^*(t_f) - \Phi(t_f, t_0)x(t_0)) + \\ & K_1 \begin{bmatrix} I_x - I_y \\ I_y - I_z \\ I_z - I_x \end{bmatrix} + K_2 \begin{bmatrix} I_{xy} \\ I_{xz} \\ I_{yz} \end{bmatrix}). \end{aligned} \quad (29)$$

控制系统的原理框图如图1所示.

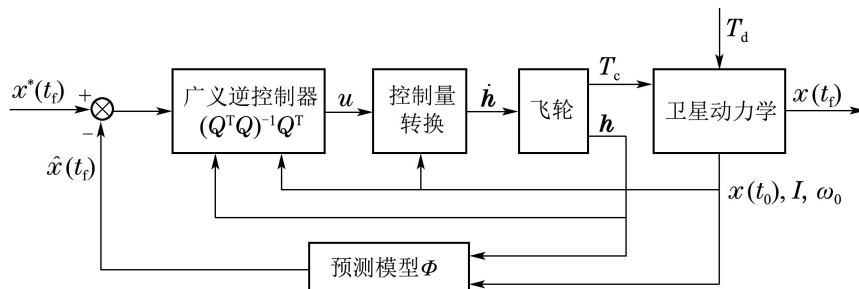


图1 控制系统框图

Fig. 1 Block diagram of control system

不断以 t_0, t_f 更新 $\tau = t_f - t_0$ 并代入 $\Phi(t_f, t_0)$ 和 $Q(t_f, t_0)$ 的计算中, 利用 $\Phi(t_f, t_0)$ 预测 t_f 时刻的卫星姿态偏差, 基于 $Q(t_f, t_0)$ 构造广义逆控制器, 得到当前姿控周期中应当实施的飞轮力矩控制指令, 控制卫星姿态在 t_f 时刻转移到期望值。

5.2 姿态稳定与跟踪控制 (Attitude stabilization and tracking control)

当卫星姿态已处于某期望状态附近, 在 $\Phi(t_f, t_0)$ 和 $Q(t_f, t_0)$ 的计算中始终将卫星姿态状态的转移时间 τ 设为卫星的一个姿控周期。

若将期望姿态角设为常值, 期望姿态角速度设为 $[0 \ 0 \ 0]^T$ (°)/s, 可实现卫星姿态的稳定控制。

若将期望姿态按照某一事先规划好的, 与时间相关的机动轨迹不断更新, 则可实现姿态的循迹跟踪控制。

在以上系统求解和控制量的计算中要用到卫星本体的惯量参数 I_b 、卫星的轨道角速度 ω_0 、实时姿态角 $\varphi_r, \theta_r, \psi_r$ 和姿态角速度 $\dot{\varphi}_r, \dot{\theta}_r, \dot{\psi}_r$ 、3轴飞轮的实时角动量 h_x, h_y, h_z 。以上均事先已知或在工程上能够实时获取。

控制律设计中综合运用了反馈线性化、幂级数求解、模型预测、广义逆变换等方法。以下简称提出的控制方法为MPI控制律。

6 仿真验证 (Simulation verification)

下面针对一个带有挠性帆板的卫星, 考虑各个环节的实际偏差和噪声, 仿真验证MPI姿控方法。

设近圆晨昏轨道卫星的轨道高度为600 km。卫星的惯量分布为

$$I_b = \begin{bmatrix} 1200 & -800 & -10 \\ -800 & 2500 & -25 \\ -10 & -25 & 2800 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2. \quad (30)$$

为检验控制律对卫星质量参数的鲁棒性, 将质量参数分别拉偏5%代入计算:

$$I_b = \begin{bmatrix} 1260 & -840 & -9.50 \\ -840 & 2375 & -26.20 \\ -9.50 & -26.20 & 2660 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2. \quad (31)$$

卫星上对称安装两块分别向体轴 $\pm X$ 方向伸展的太阳帆板, 仿真中考虑前5阶模态, 模态频率分别为 $[0.16 \ 0.85 \ 0.96 \ 2.10 \ 2.55]$ Hz, 其中一翼的转动耦合系数如下, 另一翼略。

$$C_a = \begin{bmatrix} 0.48 & 11.58 & 0.28 & -1.85 & -0.14 \\ 0.17 & -24.28 & 0.10 & -0.67 & -0.05 \\ 25.34 & 0 & 7.51 & 0 & -3.02 \end{bmatrix}. \quad (32)$$

仿真中考虑卫星所受的各种环境干扰力矩及其量级分别为重力梯度力矩 ($10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$)、气动力矩 ($10^{-6} \text{ N} \cdot \text{m}$)、太阳光压力矩 ($10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$)、剩磁力矩 ($10^{-8} \text{ N} \cdot \text{m}$)、卸载力矩 ($10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m}$)。

姿态确定的姿态角噪声取为 $0.02^\circ (3\sigma)$, 姿态角速度的随机漂移取为 $0.01^\circ/\text{h} (3\sigma)$ 。执行机构采用标称角动量 $55 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$, 最大输出力矩 $1 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的飞轮, 角动量控制误差 $0.01 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s} (3\sigma)$ 。

卫星动力学仿真步长为 0.05 s , 姿控周期取为 $\tau = 0.2 \text{ s}$ 。在采用幂级数法求解 $\Phi(t_f, t_0)$ 和 $Q(t_f, t_0)$ 时, 均计算到5阶进行近似。卫星初始姿态为 $[3^\circ \ -3^\circ \ 3^\circ \ 0.3^\circ/\text{s} \ -0.3^\circ/\text{s} \ 0.3^\circ/\text{s}]^T$ 。仿真时间 5000 s 。

首先用 200 s 时间将卫星姿态机动到 $[40^\circ \ -40^\circ \ 20^\circ \ 0^\circ/\text{s} \ 0^\circ/\text{s} \ 0^\circ/\text{s}]^T$, 之后转入 800 s 的姿态稳定控制。然后控制卫星3轴姿态围绕 $[40^\circ \ -40^\circ \ 20^\circ]$ 分别作幅值为 $11.46^\circ, 8.60^\circ$ 及 5.73° , 周期分别为 $750 \text{ s}, 600 \text{ s}$ 和 500 s 的正弦摆动。第 3500 s 开始, 用 200 s 时间将卫星姿态机动到 $[0^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ/\text{s} \ 0^\circ/\text{s} \ 0^\circ/\text{s}]^T$ 后恢复姿态稳定控制。

图2-4为卫星3轴姿态角仿真曲线。

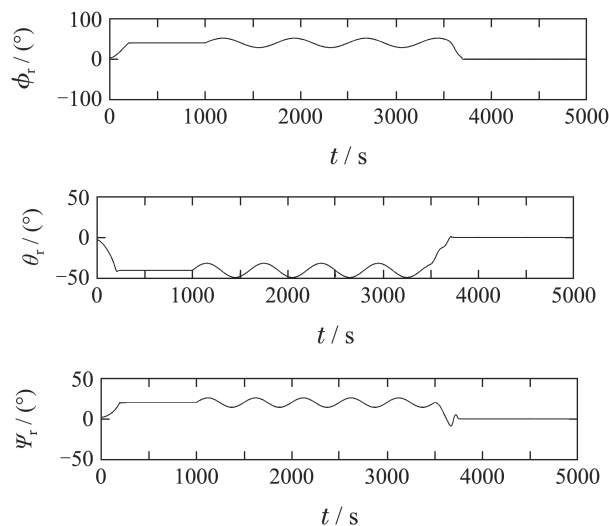
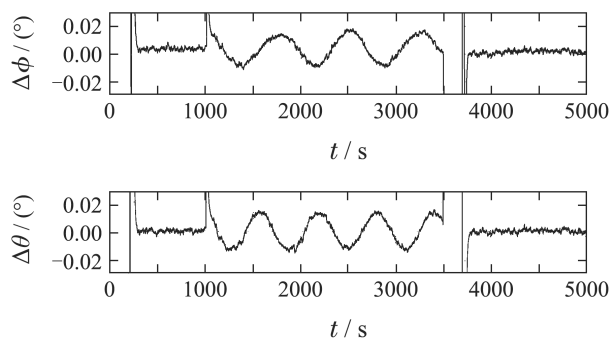


图2 姿态角

Fig. 2 Attitude angle



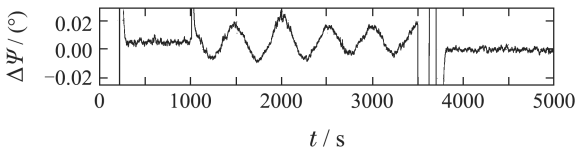


图3 姿态角偏差(放大)

Fig. 3 Deviation of attitude angle (enlarged)

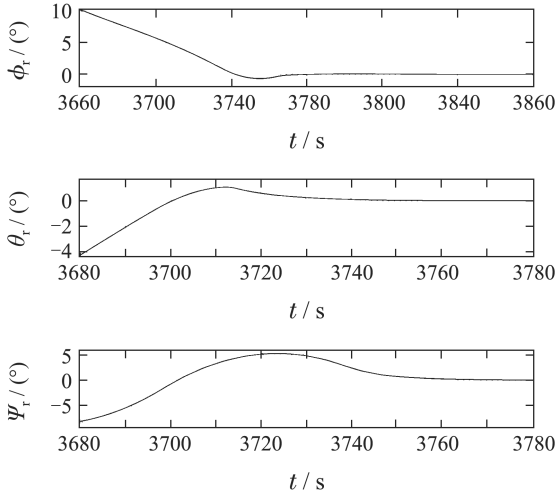


图4 姿态角(局部)

Fig. 4 Attitude angle (local)

姿态稳定控制期间的姿态角控制精度达到 $0.005^\circ(3\sigma)$. 在姿态循迹跟踪控制过程中, 姿态角的跟踪误差与最大姿态角速度正相关, 最大达到约 $0.02^\circ(3\sigma)$.

卫星较为精确地实现了 $0\sim 200\text{ s}$ 和 $3500\sim 3700\text{ s}$ 期间的限时姿态机动. 姿态机动结束时刻的姿态角误差小于 $0.2^\circ(3\sigma)$. 受飞轮最大输出力矩限制, 两次姿态机动后, 卫星姿态角产生小幅超调. 在约 40 s 和 70 s 时间内, 姿态角分别收敛于 0.1° 以内.

图5-7为卫星姿态角速度仿真曲线.

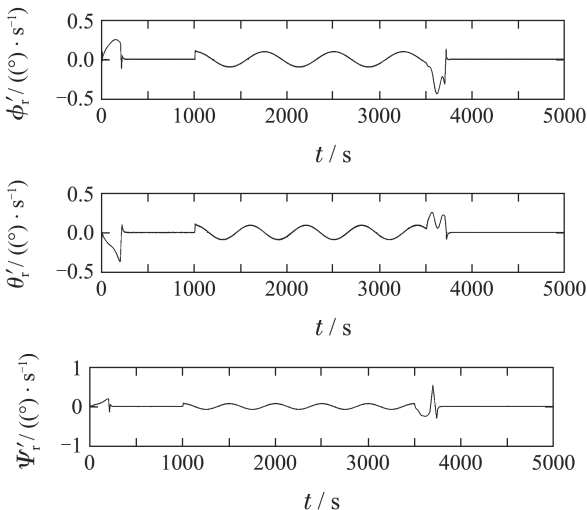


图5 姿态角速度

Fig. 5 Attitude angular velocity

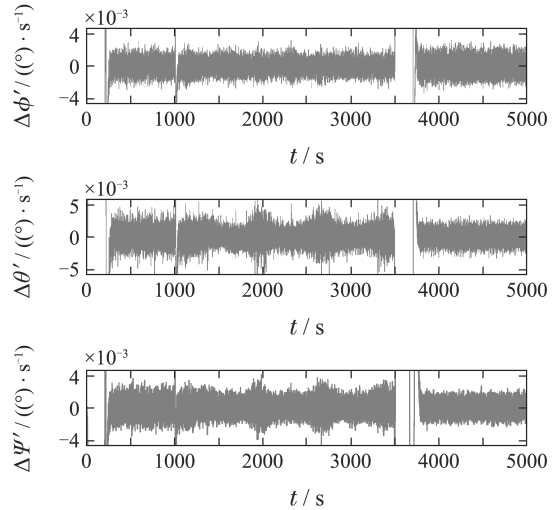


图6 姿态角速度偏差(放大)

Fig. 6 Deviation of attitude angular velocity (enlarged)

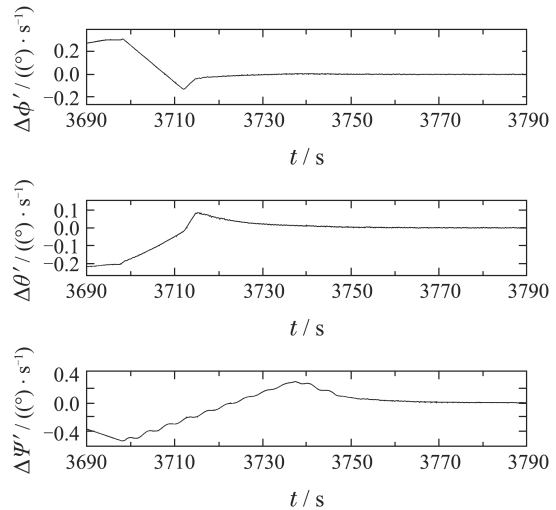


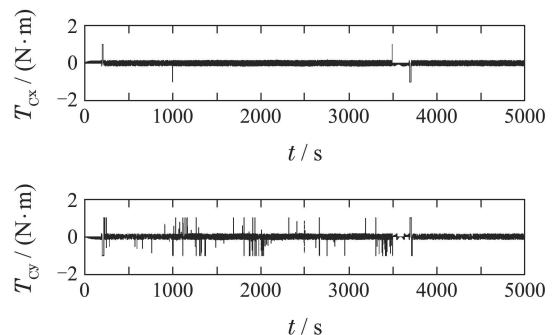
图7 姿态角速度偏差(局部)

Fig. 7 Deviation of attitude angular velocity (local)

稳态下和姿态循迹跟踪控制过程中, 姿态角速度控制精度均为 $0.004^\circ/\text{s}(3\sigma)$. 稳态和循迹跟踪控制中的一致性较好.

由图7, 在 3700 s 时, 卫星姿态由机动转稳定控制, 受 $\pm X$ 方向伸展的太阳帆板的挠性振动影响, 卫星本体 Z 轴方向姿态角速度产生了较为明显的波动.

图8-10为卫星飞轮仿真曲线.



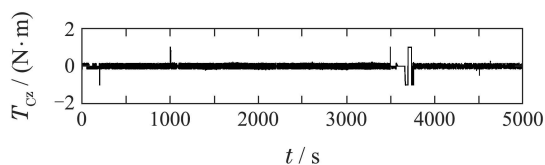


图8 飞轮控制力矩

Fig. 8 Control torque of wheel

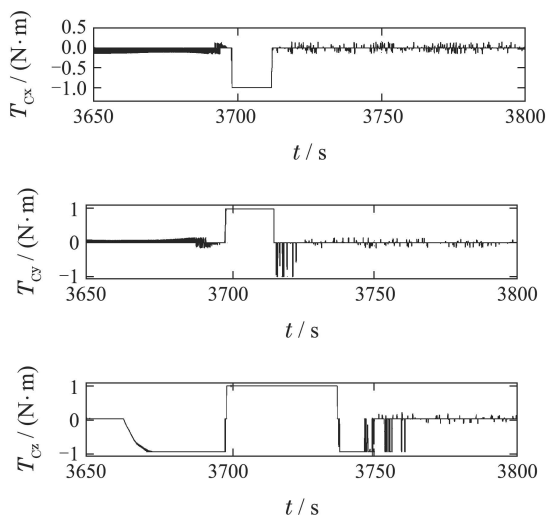


图9 飞轮控制力矩(局部)

Fig. 9 Control torque of wheel(local)

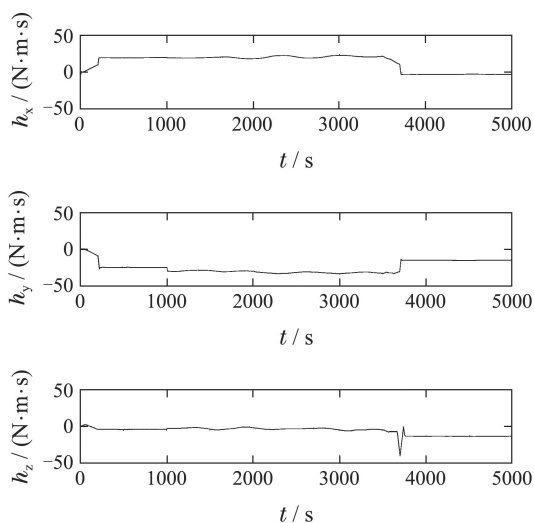


图10 飞轮角动量

Fig. 10 Angular momentum of wheel

卫星分别在第200 s, 1000 s, 3500 s和3700 s进行姿态机动和姿态稳定控制之间的转换. 此时, 可以看到飞轮的控制力矩输出达到最大.

由图7和图9, 帆板挠性振动对本体的扰动在飞轮输出力矩脱离饱和后被飞轮吸收.

由图10, 整个姿态控制过程中飞轮的角动量均在标称值内.

由仿真结果, 质量分布上具有大惯量积的卫星, 考虑帆板挠性、飞轮卸载以及空间各种非保守力的

力矩干扰影响, 在计算中将惯量拉偏5%, 姿态确定为中等精度, 飞轮控制及转速测量存在一定误差下, 采用MPI控制方法能够对卫星姿态进行精度较高、稳定度较好的姿态机动、稳定和循迹跟踪控制.

通过事先精确得到卫星本体惯量分布参数, 采用高精度姿态确定、高性能飞轮, 在测量和姿态确定上减小噪声, 减小姿控周期, 控制精度可以进一步得到提高.

7 结论(Conclusions)

本文通过对卫星姿态运动学和动力学的分析建模, 将卫星大姿态角的机动和稳定控制转化为小角度下的姿态控制问题. 采用反馈线性化将卫星姿态动力学中的高阶非线性项包括在控制作用中, 在每个测控采样点通过局部动态线性化, 将姿态动力学系统近似为一个定常系统, 既保证了一定精度, 也简化了建模. 从系统可控的角度出发, 在时间约束下, 通过幂级数法进行系统状态的转移矩阵和控制作用系数矩阵的求解, 建立了系统的预测模型, 系统求解的表达形式、计算过程较为简单. 基于状态转移时间约束, 采用广义逆方法对系统状态转移解进行变换, 设计了关于姿态角和姿态角速度预测偏差的最小范数、最小二乘反馈控制器, 实现了较高精度和较高稳定度的卫星姿态机动、稳定和循迹跟踪控制.

对于能够得到状态转移过程近似解或者精确解的可控系统, 均可以考虑采用本文提出的控制方法, 在时间约束下, 实现系统状态的转移、稳定保持和循迹变化.

参考文献(References):

- [1] 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.
- [2] SONG Daozhe, GENG Yunhai, YI Tao. Inverse optimal stabilization of an underactuated spacecraft in a zero angular momentum mode [J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(6): 729 – 736.
(宋道喆, 耿云海, 易涛. 零角动量欠驱动航天器逆最优稳定控制律设计 [J]. 宇航学报, 2016, 37(6): 729 – 736.)
- [3] CAPUA A, SHAPIRO A, CHOUFRON D. Robust nonlinear H^∞ output-feedback for spacecraft attitude control [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2014*. Washington DC, USA: AIAA, 2014.
- [4] LI Dongbai, WU Baolin, ZHANG Yingchun. Robust adaptive control for spacecraft attitude tracking with unknown friction torque of reaction wheel [J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(2): 175 – 181.
(李冬柏, 吴宝林, 张迎春. 考虑未知飞轮摩擦力矩的航天器姿态跟踪鲁棒自适应控制 [J]. 宇航学报, 2016, 37(2): 175 – 181.)
- [5] GENG Jie, LÜ Nan, WANG Tao, et al. A novel finite-time sliding mode attitude controller for spacecraft [J]. *Aerospace Control and Application*, 2016, 42(4): 30 – 35.

- (耿洁, 吕楠, 王韬, 等. 航天器的有限时间变滑模姿态控制方法设计 [J]. 空间控制技术与应用, 2016, 42(4): 30 – 35.)
- [6] CAO L, LI X L, CHEN X Q, et al. Minimum sliding mode error feedback control for fault tolerant small satellite attitude control [J]. *Advances in Space Research: The Official Journal of the Committee on Space Research (COSPAR)*, 2014, 53(2): 309 – 324.
- [7] SHI J F, ULRICH S, ALLEN A. Spacecraft adaptive attitude control with application to space station free-flyer robotic capture [C] // *IAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2015*. Kissimmee, Florida, USA: AIAA, 2015: 1 – 23.
- [8] LI Lijun, YUAN Jun. L1 adaptive control of flexible satellite with thermally induced disturbance [J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(1): 68 – 75.
(李丽君, 袁军. 含热诱发扰动的挠性卫星L1自适应控制 [J]. 宇航学报, 2015, 36(1): 68 – 75)
- [9] WU B L, WANG D W, POH E K. High precision satellite attitude tracking control via iterative learning control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(3): 528 – 533.
- [10] ZHANG Jinjiang, FAN Songtao, ZHANG Zhifang, et al. Design and verification of intelligent multi-model adaptive control system of Tiangong-1 based on control moment gyros [J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, 44(2): 131 – 141.
(张锦江, 范松涛, 张志方, 等. 天宫一号基于控制力矩陀螺的智能多模自适应姿态控制系统设计与验证 [J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(2): 131 – 141.)
- [11] GUAN Ping, LIU Xingqiao, CHEN Jiabin. Neuro-fuzzy control of satellite attitude by reinforcement learning [J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 2003, 23(3): 313 – 316.
(管萍, 刘星桥, 陈家斌. 卫星姿态再励学习的模糊神经控制 [J]. 北京理工大学学报, 2003, 23(3): 313 – 316.)
- [12] WEN J T, SEEREERAM S, BAYARD D S. Nonlinear predictive control applied to spacecraft attitude control [C] // *Proceedings of the 1997 American Control Conference*. Albuquerque, NM, USA: IEEE, 1997: 1899 – 1903.
- [13] BAI X L, HAGEL P, WU X F, et al. Improved model predictive control for virtual satellite attitude control [C] // *Proceedings of the 31st Chinese Control Conference*. Heifei, China: IEEE, 2012: 4085 – 4090.
- [14] XING Y T, LOW K S, PHAM M D. Distributed model predictive control of satellite attitude using hybrid reaction wheels and magnetic actuators [C] // *The 2012 IEEE Symposium on Industrial Electronics and Applications*. Bandung, Indonesia: IEEE, 2012: 230 – 235.
- [15] AN Kai, SONG Liding, MA Jiaguang. Generalized inverse matrix method for sliding mode variable structure control of satellite attitude [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2007, 34(5): 1 – 4.
(安凯, 宋黎定, 马佳光. 卫星姿态滑模变结构控制的广义逆方法 [J]. 光电工程, 2007, 34(5): 1 – 4.)
- [16] BAJODAH A H. Generalised dynamic inversion spacecraft control design methodologies [J]. *IET Control Theory and Applications*, 2008, 3(2): 239 – 251.
- [17] HUANG Jing, LI Chuanjiang, MA Guangfu, et al. Generalised inversion based maneuver attitude control for underactuated spacecraft [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(3): 285 – 292.
(黄静, 李传江, 马广富, 等. 基于广义逆的欠驱动航天器姿态机动控制 [J]. 自动化学报, 2013, 39(3): 285 – 292.)
- [18] XIAO Yelun. *Principle of Spacecraft Flight Dynamics* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995: 51, 208.
(肖业伦. 航天器飞行动力学原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995: 51, 208.)
- [19] ZHANG Renwei. *Dynamics and Control of Satellite Orbit and Attitude* [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998: 152.
(章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 152.)
- [20] HU Shousong. *Automatic Control Principle* [M]. Sixth Edition. Beijing: Science Press, 2013: 432 – 437.
(胡寿松. 自动控制原理 [M]. 第6版. 北京: 科学出版社, 2013: 432 – 437.)
- [21] WANG Songgui, YANG Zhenhai. *Generalized Inverse Matrix and Its Application* [M]. Beijing: Beijing University of Technology Press, 1996: 1 – 3.
(王松桂, 杨振海. 广义逆矩阵及其应用 [M]. 北京: 北京工业大学出版社, 1996: 1 – 3.)
- [22] LÜ Lingling, MA Qiang. Application of the control theory to the satellite attitude control [J]. *Journal of North China Institute of Water Conservancy and Hydroelectric Power*, 2012, 33(1): 8 – 12.
(吕玲玲, 马强. 控制理论在卫星姿态控制中的应用 [J]. 华北水利水电学院学报, 2012, 33(1): 8 – 12.)
- [23] SINGH S N, BOSSART T C. Exact feedback linearization and control of space station using CMG [J]. *IEEE Trans on Automatic Control*, 1993, 38(1): 184 – 187.
- [24] ZHOU Lini, TANG Guojin, CHENG Wenke. Attitude control/momentum management of space station using CMAC neural-network-based feedback linearization [J]. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(18): 5892 – 5895.
(周黎妮, 唐国金, 程文科. 空间站姿态控制/动量管理的神经网络反馈线性化控制 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21(18): 5892 – 5895.)
- [25] HU Likun, WANG Qingchao. Spacecraft attitude control based on inverse system and internal model [J]. *Systems Engineering and Electronic*, 2009, 31(11): 2719 – 2722.
(胡立坤, 王庆超. 基于逆系统方法与内模原理的航天器姿态控制 [J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(11): 2719 – 2722.)
- [26] ZHANG Jingrui, LI Junfeng. Lyapunov - type nonlinear spacecraft attitude control [J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2004, 44(5): 670 – 673.
(张景瑞, 李俊峰. 基于Lyapunov方法的卫星非线性姿态控制 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2004, 44(5): 670 – 673.)

作者简介:

谭天乐 (1973–), 男, 研究员, 研究方向为空间飞行器导航、制导与控制, E-mail: tfyt@netease.com.