

航天器编队飞行多目标姿态 快速跟踪鲁棒控制*

袁长清, 李俊峰, 王天舒, 宝音贺西

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

(陈立群推荐)

摘要: 研究了航天器编队飞行多目标姿态跟踪鲁棒控制问题. 主航天器装有一个快速机动天线和一个星载相机. 考虑相机对地面目标跟踪, 同时考虑天线与从航天器通信的空间任务. 通过引入角速度约束和姿态角约束, 分别推导了相机和天线的参考姿态角、角速度和角加速度. 提出期望逆系统的概念, 将三维空间姿态跟踪问题转化为调节问题, 简化了控制器的设计. 考虑存在参数摄动和外部干扰力矩的情况, 基于期望逆系统和滑模控制, 设计了鲁棒姿态跟踪控制器, 并利用 Liapunov 稳定性理论证明了控制系统的渐近稳定性. 以两航天器编队飞行多目标跟踪为例进行数值仿真, 结果表明所设计的控制器具有良好的鲁棒性和优越的跟踪性能.

关键词: 姿态控制; 编队飞行; 多体航天器; 鲁棒控制; 多目标跟踪

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A

符 号

| | | | |
|-------------------|---------------------|-------------------|----------------------|
| $O_I X_I Y_I Z_I$ | 地心惯性系 (ECI) | $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ | 轨道参考坐标系 (ORF) |
| $O_b X_b Y_b Z_b$ | 中心体固连坐标系 (BCF) | $O_E X_E Y_E Z_E$ | 地心固连坐标系 (ECF) |
| $O_a X_a Y_a Z_a$ | 天线固连坐标系 (AUF) | $O_u X_u Y_u Z_u$ | 支撑臂固连坐标系 (BUF) |
| β | 天线相对于 BCF 系的转角 | r_A | O_a 点相对 O_b 点的矢径 |
| Ω_b | 中心体相对于 ECI 系的角速度 | M | 系统的总质量 |
| ω_b | 中心体相对于 ORF 系的角速度 | m_b | 中心体的质量 |
| ω_a | 天线相对于 BCF 系的角速度 | m_d | 刚性支撑臂的质量 |
| ω_{wj} | 动量轮相对于 BCF 系的角速度 | m_a | 天线的质量 |
| ρ_A | 天线质心到 O_a 点的距离 | m_{wj} | 动量轮的质量 |
| ρ_D | 刚性支撑臂质心到 O_b 点的距离 | J_{wj} | 动量轮的转动惯量 |
| ρ_C | 系统质心到 O_b 点的距离 | T_b | 中心体的控制力矩 |
| ρ_{wj} | 动量轮质心到 O_b 点的距离 | T_a | 天线的控制力矩 |

* 收稿日期: 2007-01-17; 修订日期: 2008-01-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (10672084); 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目 (20060003097)

作者简介: 袁长清 (1974—), 男, 博士生 (Tel: + 86 10-62773402; E-mail: ycq02@mails.tsinghua.edu.cn); 王天舒, 男, 副教授, 博士 (联系人, Tel: + 86 10-62773402; E-mail: tswang@tsinghua.edu.cn).

| | | | |
|----------|------------------------|-------|----------------------|
| r_{bd} | 刚性支撑臂上任一质点相对 O_b 的矢径 | r_b | 中心体上任一质点相对 O_b 的矢径 |
| T_d | 干扰力矩 | r_a | 天线上任一质点相对 O_a 的矢径 |
| E | 航天器的仰角 | | |

角 标

| | | | |
|-----|-----------------|-----|-----------------|
| r | 参考姿态 | (O) | 矢量在 ORF 坐标系中的描述 |
| e | 姿态误差 | (b) | 矢量在 BCF 坐标系中的描述 |
| - | 非方阵的伪逆 | (a) | 矢量在 AUF 坐标系中的描述 |
| (I) | 矢量在 ECI 坐标系中的描述 | (E) | 矢量在 ECF 坐标系中的描述 |

引 言

航天器编队飞行是近年来发展的新型航天技术,可广泛应用于移动目标跟踪、区域监视、通信和海洋研究等领域. Gramling 等人^[1]针对美国地球观测卫星一号(EOS-1)和陆地卫星七号(L-7)的编队飞行任务,提出了适用于编队飞行相对导航的星载导航系统(ONS). DeCou^[2]针对编队飞行空间干涉测量问题,提出了1种轨道位置保持策略,并研究了干涉测量任务所需的基本编队构形,给出了两航天器编队位置保持时执行机构的推力需求. David^[3]研究了航天器队形重构的非线性控制技术. Liu 等人^[4]应用滑模控制技术研究了小推力航天器编队飞行的轨道控制问题. 航天器编队飞行需要考虑轨道控制和姿态控制. 文献[5-6]研究了航天器对空间移动目标的跟踪控制问题,但该方法对角速度和角加速度的描述是复杂的. 文献[7]研究了航天器对地面目标的跟踪控制问题,但该方法仅适用于航天器轨道为圆轨道的情况. 文献[8-10]对航天器编队飞行的单目标姿态跟踪控制问题进行了研究. 然而,对于航天器编队飞行的多目标跟踪控制问题目前还未见到相关文章发表.

本文研究了航天器编队飞行多目标姿态跟踪问题. 为完成复杂的空间任务,考虑航天器进行混合编队的情况,即主航天器为1个带有相机和机动天线的复杂多体卫星,从航天器为结构简单的小卫星. 为考察编队飞行多目标跟踪策略的可行性,研究了主航天器相机对地面目标跟踪,以及机动天线与从航天器通信的情况. 采用视线轴矢量与载荷安装轴重合的方法,推导了多目标跟踪所需要的参考姿态. 与文献[7]不同,这里考虑航天器轨道为椭圆轨道的情况,研究了带有两旋转自由度附件多体航天器的姿态跟踪问题. 首先推导了相机的参考姿态、角速度和角加速度,推导过程中引入了1个角速度约束(即跟踪过程中角速度矢量与视线轴矢量(LOS)正交),提高了相机的跟踪效率,并有效简化了角速度和角加速度的推导过程. 然后,通过引入1个姿态角约束,推导了天线的参考姿态、角速度和角加速度,这种方法适用于具有两个旋转自由度的附件对任意移动目标跟踪的情况. 由于星载机动天线的姿态通常相对中心体来测量,因此中心体的姿态对天线的跟踪性能产生重要影响. 存在模型误差和外部干扰的情况下,设计鲁棒姿态跟踪控制器保证多目标姿态跟踪性能是很有必要的. 为避免姿态大范围跟踪可能出现的奇点,采用四元数描述中心体的姿态. 在快速多目标跟踪期间,多体航天器的动力学方程是高度非线性的,应用传统鲁棒控制方法处理比较困难. 本文推导了多体航天器的误差动力学方程,在此基础上提出了期望逆系统(desired inverse system, DIS). DIS 能将三维空间的姿态跟踪问题转换为姿态调节问题,从而简化了控制器的设计. 基于 DIS 和滑动模

态控制(SMC),设计了鲁棒跟踪控制器,实现了主航天器的多目标姿态跟踪.

文章剩余部分组织如下:第1节推导了四元数描述的姿态动力学方程;第2节分别推导了星载相机和机动天线的参考姿态角、角速度和角加速度;在第3节中,设计了非线性鲁棒跟踪控制器以实现参考姿态的跟踪;在第4节中,以两航天器编队为例进行了数值仿真.

1 航天器的姿态动力学方程

为了方便处理姿态大角度机动和跟踪引起的强非线性,通过合并姿态动力学方程与运动学方程,建立了四元数描述的联合动力学方程.地心惯性系(ECI)用于确定航天器的轨道. $O_0X_0Y_0Z_0$ 为轨道参考坐标系(ORF),其相对ECI系以角速度 ω_{01} 绕 Y_0 轴转动,其中滚动轴 X_0 指向航天器运动方向、俯仰轴 Y_0 垂直于轨道面,偏航轴 Z_0 指向地心.多体航天器主要由中心体、支撑臂和机动天线组成(如图1).相机被固定于中心体,天线对称轴为 Z_a 轴,并通过1个万向节与刚性支撑臂铰接.移动天线相对中心体具有两个旋转自由度.天线通过 β_1 (绕 P_1 轴)和 β_2 (绕 P_2 轴)两次转动,可实现任意的期望指向.本文中黑体表示矢量、张量或矩阵,白体表示标量.

主航天器的动力学方程为

$$M(\beta) \ddot{Y} + Q(Y, \beta) = T_c + T_d, \quad (1)$$

其中 $Y = [\Omega_b^{(b)} \ \omega_a^{(a)}]^T$, $\beta = [\beta_1 \ \beta_2]^T$, $T_c = [T_b^T \ T_a^T]^T$, $T_b^{(b)} = -J_{wj}^{(b)} \omega_{wj} \ a_j^{(b)}$. T_d 是干扰力矩, M 是广义质量矩阵, Q 为向心力和科氏力项,具体描述见附录.为避免奇异点,采用四元数^[11]描述中心刚体姿态.选取ORF为参考系,令 q 表示坐标系SCF的姿态四元数,即 $q = [\varepsilon^T \ \eta^T]^T \in R^4$, $\varepsilon \equiv [\varepsilon_1 \ \varepsilon_2 \ \varepsilon_3]^T \in R^{3 \times 1}$, $\eta \in R^{1 \times 1}$,其满足约束: $q^T q = 1$.四元数描述的中心体姿态运动学方程为:

$$\dot{\Omega}_b^{(b)} = 2T^{-1} \otimes A_{bl} \omega_{01}^{(l)}, \quad (2)$$

其中 $A_{bl} = A_{b0}A_{0l}$, $T \equiv \eta I + \varepsilon^\times \in R^{3 \times 3}$. A_{b0} 和 A_{0l} 分别为坐标系ORF到坐标系BCF和从坐标系ECI到坐标系ORF的姿态转换矩阵.上标“ \times ”表示矢量的反对称阵,

$$\varepsilon^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 0 & -\varepsilon_1 \\ -\varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

天线运动学方程为

$$\dot{\omega}_a^{(a)} = A_{au} \dot{\beta}, \quad (3)$$

其中 $A_{au} = [P_1^{(a)} \ P_2^{(a)}]$, $P_1^{(a)} = [\cos \beta_2 \ 0 \ -\sin \beta_2]^T$, $P_2^{(a)} = [0 \ 0 \ 1]^T$.对式(2)和式(3)进行微分,可得

$$\dot{\Omega}_b^{(b)} = 2T^{-1} \dot{\varepsilon} + f_1(\omega_{01}^{(l)}, \omega_{01}^{(l)}, \omega_{b0}^{(b)}, \theta), \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_a^{(a)} = A_{au} \dot{\beta} + f_2(\beta, \dot{\beta}), \quad (5)$$

其中

$$f_1(\omega_{01}^{(l)}, \omega_{01}^{(l)}, \omega_{b0}^{(b)}, \theta) = -\omega_b^{(b)} \times A_{bl} \omega_{01}^{(l)} + A_{bl} \dot{\omega}_{01}^{(l)},$$

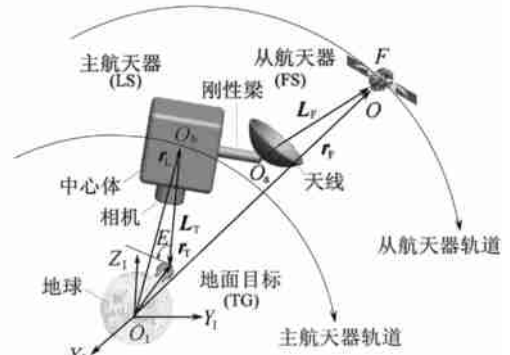


图1 LS、FS和TG的运动几何关系

$$f_2(\beta, \beta) = P_2^* P_1 \beta_1 \beta_2, \quad \theta = [\theta_1 \quad \theta_2 \quad \theta_3]^T.$$

最后, 将方程(2)~(5)代入方程(1), 可得四元数描述的动力学方程为

$$M(N\dot{X} + F) + Q(X, X) = T_c + T_d, \quad (6)$$

$$\text{其中 } X = [\varepsilon^T \quad \beta^T]^T, \quad F(X, \beta) = [f_1^T \quad f_2^T]^T, \quad N(X) = \begin{bmatrix} 2T^{-1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & A_{au} \end{bmatrix}.$$

在工程中, 由于受到弹性结构、液体燃料和太阳帆板方位变化等因素影响, 航天器的参数存在摄动. 因此, 将整个系统惯量矩阵重新描述为

$$J^{(b)} = J_0^{(b)} + \Delta J^{(b)},$$

下标“0”表示变量的标称值, ΔJ 表示惯量矩阵的摄动部分. 航天器动力学的系数矩阵可分解为标称和摄动两部分, 即

$$M(X) = M_0(X) + \Delta M(X), \quad (7)$$

$$Q(X, X) = Q_0(X, X) + \Delta Q(X, X). \quad (8)$$

将方程(7)和(8)代入方程(6)中, 得

$$M_0(N\dot{X} + F) + Q_0(X, X) - \Delta = T_c, \quad (9)$$

这里符号“ Δ ”表示模型不确定部分和外部干扰,

$$\Delta = T_d - \Delta M(N\dot{X} + F) - \Delta Q.$$

2 多目标跟踪的参考姿态、角速度和角加速度

设 r_L 、 r_F 和 r_T 分别为主航天器(LS)、从航天器(FS)和地面目标(TG)的位置矢量, 用 L_T 和 L_F 分别表示从 LS 到 TG 和从 LS 到 FS 的视线轴(LOS)矢量. LS、FS 和 TG 的运动几何关系如图 1 所示. 航天器携带的 GPS 接收器能够提供的精确位置和速度信息^[12], 因此可以计算出任一时刻 r_L 、 r_F 、 \dot{r}_L 、 \dot{r}_F 、 \ddot{r}_L 和 \ddot{r}_F 的数值.

2.1 中心体的参考姿态、角速度和角加速度

设初始时刻坐标系 ORF 和 BCF 重合, Z_b 轴指向天底. 若忽略相机的安装误差, 令坐标系 BCF 的 Z_b 轴为相机的瞄准线, 则视线轴 L_T 的单位矢量在 ORF 坐标系中可表示为

$$u_T^{(0)} = L_T^{(0)} / \|L_T\|, \quad (10)$$

其中 $L_T^{(0)} = A_{0I}(r_T^{(I)} - r_L^{(I)})$, $r_T^{(E)} = A_{IE} R_E [\cos \lambda_N \cos \lambda_E, \cos \lambda_N \sin \lambda_E, \sin \lambda_N]^T$, A_{IE} 为坐标系 ECF 到 ECI 的坐标转换矩阵, λ_N 和 λ_E 分别表示目标 TG 的地心纬度和地心经度, $\|\cdot\|$ 表示矢量的 Euclid 范数.

为了实现对目标的跟踪, 必须控制 Z_b 轴指向 L_T 方向. 中心体采用 1-2-3 ($\theta_1^i - \theta_2^i - \theta_3^i$) 次序的 Euler 转动实现期望参考姿态, 则

$$u_T^{(0)} = A_{Ob} u_T^{(b)}, \quad (11)$$

其中 A_{Ob} 为坐标系 BCF 到 ORF 的坐标转换矩阵, $u_T^{(b)} = [0 \quad 0 \quad 1]^T$. 求得期望的参考 Euler 角为

$$\theta_1^r = \arctan(u_{Fy}^{(0)} / u_{Fz}^{(0)}), \quad (-\pi/2 < \theta_1^r < \pi/2), \quad (12)$$

$$\theta_2^r = \arcsin(u_{Fx}^{(0)}), \quad (-\pi/2 < \theta_2^r < \pi/2), \quad (13)$$

此时不能求出 θ_3^r , 即期望姿态不能唯一确定. 引入如下约束

$$\omega_b^r \cdot u_T = 0. \quad (14)$$

由方程(14), 可求得

$$\mathfrak{E} = (\omega_{bz}^{(0)} \cos \theta_1 - \omega_{by}^{(0)} \sin \theta_1) \cos \theta_2. \quad (15)$$

对式(15)积分,能够计算 \mathfrak{E} . 注意,方程(14)意味着 ω_b 在单位矢量 u_T 上的投影为 0,这将提高相机的跟踪效率和改善相机的拍摄质量. 另外,约束方程(14)将简化参考角速度和角加速度的推导过程.

应用约束方程(14),可求参考角速度为

$$\omega_b^{(0)} = u_T^{(0)\times} \dot{u}_T^{(0)}. \quad (16)$$

对方程(10)微分,可求得

$$\dot{u}_T^{(0)} = L_T^{(0)} [I_3 - u_T^{(0)} (u_T^{(0)})^T] / \|L_T\|, \quad (17)$$

其中 $L_T^{(0)} = (A_{O1} \omega_{E1}^{(1)\times} - \omega_{O1}^{(0)\times} A_{O1}) r_T^{(1)} - [A_{O1} r_{\Sigma}^{(1)} - \omega_{O1}^{(0)\times} A_{O1} r_L^{(1)}]$, $\omega_{E1}^{(1)} = [0 \ 0 \ \omega_{sid}]^T$ ($\omega_{sid} = \pi/43 \ 082$) 为地球自转角速度. 若跟踪时间较短,则轨道摄动对姿态跟踪的影响可以忽略.

根据 Kepler 定律,可得航天器的轨道角速度 ω_{O1} 为 $\omega_{O1} = (r_L \times r_{\Sigma}) / \|r_L\|^2$. 将式(17)代入式(16),可得

$$\omega_b^{(b)} = A_{b0} u_T^{(0)\times} L_T^{(0)} / \|L_T\|, \quad (18)$$

显然,利用航天器 GPS 接收机得到的信息 r_L 和 r_{Σ} ,通过方程(18)能够实时计算 ω_b .

应用约束方程(14),易求得参考角加速度

$$\dot{\omega}_b^{(0)} = u_T^{(0)\times} \ddot{u}_T^{(0)}. \quad (19)$$

对式(17)微分,可得

$$\ddot{u}_T^{(0)} = [I_3 - u_T^{(0)} (u_T^{(0)})^T] \dot{L}_T^{(0)} - (2\dot{u}_T^{(0)} (u_T^{(0)})^T + u_T^{(0)} (\dot{u}_T^{(0)})^T) L_T^{(0)} / \|L_T\|, \quad (20)$$

其中

$$\dot{L}_T^{(0)} = \dot{r}_T^{(0)} - \dot{r}_L^{(0)}, \quad \dot{\omega}_{O1} = r_L \times [\|r_L\|^2 \dot{r}_L - (2r_L \cdot \dot{r}_L) r_{\Sigma}] / \|r_L\|^4,$$

$$\dot{r}_T^{(0)} = [\omega_{O1}^{(0)\times} (\omega_{O1}^{(0)\times} A_{O1} - A_{O1} \omega_{E1}^{(1)\times}) + (A_{O1} \omega_{E1}^{(1)\times} - \omega_{O1}^{(0)\times} A_{O1}) \omega_{E1}^{(1)\times} - \omega_{O1}^{(0)\times} A_{O1}] r_T^{(1)},$$

$$\dot{r}_L^{(0)} = A_{O1} \dot{r}_L^{(1)} - 2 \omega_{O1}^{(0)\times} A_{O1} r_{\Sigma}^{(1)} + (\omega_{O1}^{(0)\times} \omega_{O1}^{(0)\times} - \omega_{O1}^{(0)\times}) A_{O1} r_L^{(1)}.$$

将式(20)代入式(19),可求得 $\dot{\omega}_b^{(b)}$ 为

$$\dot{\omega}_b^{(b)} = A_{b0} [u_T^{(0)\times} \dot{L}_T^{(0)} - 2(u_T^{(0)})^T L_T^{(0)} \dot{\omega}_b^{(0)}] / \|L_T\|. \quad (21)$$

对于圆轨道的情况, $\dot{r}_T^{(0)} = \mathbf{0}$, $\dot{\omega}_{O1} = \mathbf{0}$, 则 ω_b 和 $\dot{\omega}_b$ 的表达式可以进一步简化.

由于地球的遮挡,航天器对目标的跟踪通常存在一定的可视范围. 这里采用仰角(视线轴矢量 L_T 与水平线的夹角) $E > 5^\circ$ 为可视条件,即此情况下,星载相机可以跟踪到地面目标.

2.2 天线的参考姿态、角速度和角加速度

通过天线 Z_a 轴与视线轴 L_F 保持一致,可以实现目标跟踪. 根据 GPS 接收机的信息,能够计算出 $L_F^{(1)}$ 、 $L_F^{(1)}$ 、 $\dot{L}_F^{(1)}$, 则

$$u_F^{(b)} = L_F^{(b)} / \|L_F\|, \quad (22)$$

其中 $L_F^{(b)} = A_{b1} L_F^{(1)}$. 对式(22)微分,可以求得

$$\dot{u}_F^{(b)} = L_F^{(b)} (I_3 - u_F^{(b)} (u_F^{(b)})^T) / \|L_F\|, \quad (23)$$

$$\ddot{u}_F^{(b)} = \left\{ \dot{L}_F^{(b)} [I_3 - u_F^{(b)} (u_F^{(b)})^T] - L_F^{(b)} [2\dot{u}_F^{(b)} (u_F^{(b)})^T + u_F^{(b)} (\dot{u}_F^{(b)})^T] \right\} / \|L_F\|, \quad (24)$$

其中

$$\dot{L}_F^{(b)} = A_{b1} \dot{L}_F^{(1)} - \Omega_b^{(b)\times} A_{b1} L_F^{(1)},$$

$$\ddot{\mathbf{L}}_F^{(b)} = \mathbf{A}_{bl} \ddot{\mathbf{L}}_F^{(l)} - 2 \Omega_b^{(b) \times} \mathbf{A}_{bl} \dot{\mathbf{L}}_F^{(l)} + (\Omega_b^{(b) \times} \Omega_b^{(b) \times} - \mathfrak{Q}_b^{(b) \times}) \mathbf{A}_{bl} \mathbf{L}_F^{(l)}.$$

通过 Euler 转动(先绕 P_1 轴转动 β_1^r , 再绕 P_2 轴转动 β_2^r), 天线可以实现期望的参考姿态. 易求得

$$\beta_1^r = \arctan(-u_{F_y}^{(b)}/u_{F_z}^{(b)}), \quad (25)$$

$$\beta_2^r = \arcsin(u_{F_x}^{(b)}), \quad (26)$$

其中 $\mathbf{u}^{(b)} \triangleq [u_{F_x}^{(b)} \quad u_{F_y}^{(b)} \quad u_{F_z}^{(b)}]^T$. 对式(25)和(26)进行微分, 可求得

$$\dot{\beta}_1^r = (u_{F_y}^{(b)} \dot{u}_{F_z}^{(b)} - u_{F_z}^{(b)} \dot{u}_{F_y}^{(b)}) [(u_{F_y}^{(b)})^2 + (u_{F_z}^{(b)})^2]^{-1/2}, \quad (27)$$

$$\dot{\beta}_2^r = \dot{u}_{F_x}^{(b)} [1 - (u_{F_y}^{(b)})^2]^{-1/2}, \quad (28)$$

$$\ddot{\beta}_1^r = [(u_{F_y}^{(b)})^2 + (u_{F_z}^{(b)})^2]^{-2} \left\{ 2(u_{F_z}^{(b)} \dot{u}_{F_z}^{(b)} + u_{F_y}^{(b)} \dot{u}_{F_y}^{(b)}) (u_{F_z}^{(b)} \dot{u}_{F_y}^{(b)} - u_{F_y}^{(b)} \dot{u}_{F_z}^{(b)}) + [(u_{F_y}^{(b)})^2 + (u_{F_z}^{(b)})^2] (u_{F_y}^{(b)} \ddot{u}_{F_z}^{(b)} - u_{F_z}^{(b)} \ddot{u}_{F_y}^{(b)}) \right\}, \quad (29)$$

$$\ddot{\beta}_2^r = [1 - (u_{F_x}^{(b)})^2]^{-3/2} \left\{ [1 - (u_{F_x}^{(b)})^2]^3 \ddot{u}_{F_x}^{(b)} + u_{F_x}^{(b)} (\dot{u}_{F_x}^{(b)})^2 \right\}. \quad (30)$$

由于仅通过 1~2 次序 Euler 转动实现姿态跟踪, 这种方法适用于两自由度附件的姿态跟踪问题, 且能够实现对任意移动目标跟踪.

3 控制律的设计

为实现对参考姿态的跟踪, 首先推导了航天器误差动力学; 然后提出了期望逆系统(DIS)的概念, 并推导了主航天器的 DIS, 以降低控制器设计的复杂度; 最后, 考虑存在参数摄动和干扰力矩的情况, 应用 DIS 和 SMC 技术设计了鲁棒控制器.

3.1 误差动力学方程

采用误差四元数描述中心刚体相对参考姿态的姿态误差, 定义如下:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^e = \mathbf{U}^T \mathbf{q}, \quad (31)$$

$$\boldsymbol{\eta}^e = \mathbf{q}^T \mathbf{q}, \quad (32)$$

其中 $\mathbf{U}^r \equiv [\mathbf{T}^{rf} \quad -\boldsymbol{\varepsilon}^r]^T \in R^{4 \times 3}$, $\mathbf{T}^r \equiv \boldsymbol{\eta}^r \mathbf{I} + \boldsymbol{\varepsilon}^r \boldsymbol{\varepsilon}^{r \times} \in R^{3 \times 3}$. 天线姿态误差被定义如下:

$$\beta^e = \beta - \beta^r. \quad (33)$$

对式(31)微分, 并利用方程(2), 可求得误差四元数描述的中心体姿态运动学方程

$$\dot{\Omega}_b^{(b)} = 2\mathbf{T}^{e-1} \boldsymbol{\varepsilon}^e + \mathbf{A}^e \omega_b^r + \mathbf{A}_{bl} \omega_{bl}^{(l)}, \quad (34)$$

其中 \mathbf{A}^e 是中心体坐标系 BCF 到参考姿态坐标系的坐标转换矩阵. 将式(33)代入式(3)中, 可求得天线的误差运动学方程

$$\omega_a^{(a)} = \mathbf{A}_{au} (\dot{\beta}^e + \dot{\beta}^r). \quad (35)$$

对式(34)和式(35)微分, 可求得

$$\dot{\Omega}_b^{(b)} = 2\mathbf{T}^{e-1} \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^e + \mathbf{f}_1^e, \quad (36)$$

$$\dot{\omega}_a^{(a)} = \mathbf{A}_{au} \dot{\beta}^e + \mathbf{f}_2^e, \quad (37)$$

其中

$$\mathbf{f}_1^e = \dot{\mathbf{f}}_1 + \frac{\boldsymbol{\varepsilon}^e}{2\boldsymbol{\eta}^{e2}} (\omega_b^{(b)} - \mathbf{A}^e \omega_b^r)^T (\omega_b^{(b)} - \mathbf{A}^e \omega_b^r) + \mathbf{A}^e \dot{\omega}_b^r - \omega_b^{(b) \times} \mathbf{A}^e \omega_b^r,$$

$$\mathbf{f}_2^e = \dot{\mathbf{f}}_2 + \mathbf{A}_{au} \dot{\beta}^r.$$

最后将式(31)、(33)、(36)和式(37)代到式(1), 求得误差动力学方程为

$$\mathbf{M}(\mathbf{N}_e \ddot{\boldsymbol{\varepsilon}} + \mathbf{F}_e) + \mathbf{Q} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d, \quad (38)$$

其中 $\dot{e} = [\dot{\epsilon}^{eT} \quad \beta^{eT}]^T$, $F_e = [f_1^{eT} \quad f_2^{eT}]^T$, $N_e = \begin{bmatrix} 2T^{e-1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & A_{att} \end{bmatrix}$.

3.2 期望逆系统(DIS)

逆系统方法(ISM)^[13]是1种处理非线性系统控制问题的常用方法. 对于三维空间的姿态跟踪控制问题, 姿态误差并不是简单的线性相减, 直接应用ISM比较困难. 本节借鉴了ISM的思想, 提出了期望逆系统的概念(DIS). 期望逆系统可以将三维空间的姿态跟踪问题转化为调节问题, 简化了控制器设计. DIS定义如下:

定义 考虑误差动力学方程(38), 忽略参数不确定性和外部干扰力矩, 令系统输入 $T_c(t)$ 到系统输出 $e(t)$ 的算子为 Ξ^r , 即 $e = \Xi^{r0} T_c$. 若存在另一非线性系统, 其输入 $\delta(t)$ 到输出 $T_c(t)$ 的算子为 Ξ^r , 即

$$T_c = \Xi^{r0} \delta, \tag{39}$$

如果 e 的两阶导数 \ddot{e} 存在, 且 \ddot{e} 和 Ξ^r 分别满足 $\delta(t) = \ddot{e}(t)$ 和方程(39), 则称非线性系统 Ξ^r 为原系统(9)的期望逆系统(DIS). 一般地, Ξ^r 能通过状态反馈实现. 取误差动力学为研究对象, 采用文献[13]中的方法可以求得期望逆系统.

忽略参数不确定性和外部干扰力矩, 可求得原系统(9)的期望逆系统:

$$T_c = M_0(N_e \delta + F_e) + Q_0, \tag{40}$$

其中 δ 为辅助设计变量. 将式(40)代入式(9), 可得

$$\ddot{e} = \delta. \tag{41}$$

为了实现姿态跟踪, 辅助变量 δ 设计为

$$\delta = k_1 \dot{e} + k_2 e, \tag{42}$$

其中 $e = [\epsilon^{eT} \quad \beta^{eT}]^T$, $\dot{e} = [\dot{\epsilon}^{eT} \quad \dot{\beta}^{eT}]^T$, k_1 和 k_2 为正实数. 将式(42)代入式(40), 求得ISM控制器为

$$T_c = M_0[N_e(k_1 \dot{e} + k_2 e) + F_e] + Q_0. \tag{43}$$

由式(43)和(9), 求得系统闭环方程为

$$\ddot{e} = k_1 \dot{e} + k_2 e = \mathbf{0}. \tag{44}$$

方程(44)表明系统具有良好的跟踪性能. 应用期望逆系统设计控制器, 可以成功地将三维空间的姿态跟踪问题转化为调节问题.

但是如果存在系统参数摄动或外部干扰, 则ISM控制器不能保证系统的跟踪性能. 另外, 天线的姿态角 β 通常相对中心体测量. β^r 由中心体和被跟踪目标的状态确定, 如果中心体不能实现高性能姿态快速跟踪, 则天线参考姿态 β^r 将出现振荡, 这种振荡对天线的跟踪性能影响很大. 因此, 当存在模型误差和外部干扰力矩的情况下, 如何设计鲁棒跟踪控制器实现良好的多目标姿态跟踪性能是一个重要课题.

3.3 基于DIS和SMC自适应鲁棒控制策略

滑模控制(SMC)是一种有效的非线性控制方法. 外部干扰抑制和系统参数鲁棒性是SMC的两个重要特性. SMC已成功应用于许多非线性和线性系统, 如机械臂、航天器^[14-17]等. 本文采用SMC方法设计鲁棒控制器实现多目标姿态跟踪.

选取如下滑模面: $S = \dot{e} + \lambda e$, 其中 $\lambda = \Delta \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4, \lambda_5)$, $\lambda_i > 0 (i = 1, 2, \dots, 5)$. 通常方程(9)中的 Δ 是有界的. 令 $\Delta = \Delta^* M_0^{-1} \Delta \in R^{5 \times 1}$, η^* 为 Δ 的上界, 则 $\|\Delta\| <$

η^* . η^* 通常是未知的, 采用下式估计:

$$\dot{\eta} = \|S\|/\mu, \quad (45)$$

其中 μ 是自适应增益.

基于 ISM 方法, 自适应鲁棒控制器(ARC) 设计为

$$T_c = M_Q[N_e(-\lambda \eta \operatorname{sgn}(S)) + F_e] + Q_0. \quad (46)$$

将方程(46)代入方程(9)中, 则系统闭环方程为

$$\dot{e} = \lambda \eta \operatorname{sgn}(S) - \Delta = 0. \quad (47)$$

3.4 稳定性分析

选取如下 Liapunov 函数:

$$V = S^T S/2 + \mu \eta^T \eta/2. \quad (48)$$

令估计误差为 $\eta = \eta - \eta^*$. 对式(48)进行微分, 可得

$$\dot{V} = S^T \dot{S} + \mu \eta^T \dot{\eta} = S^T(\dot{e} + \lambda \eta) + \mu \eta \dot{\eta}. \quad (49)$$

将方程(45)和方程(47)代入到方程(49)中, 则

$$\begin{aligned} \dot{V} &= S^T(-\eta \operatorname{sgn}(s(t)) + \Delta) + (\eta - \eta^*) \|S\| \leq \\ &= -\|S\|(\eta^* - \|\Delta\|) \leq 0, \end{aligned}$$

显然 V 正定, \dot{V} 负定, 根据 Liapunov 稳定性定理, S 渐近收敛于 0.

为了减小颤震的不利影响, 通常采用连续的饱和函数来替换方程(46)中的符号函数. 本文选取的饱和函数为

$$W_{\text{sat}}(S, \vartheta) = \begin{cases} S/\vartheta, & \text{当 } \|S\|_2 < \vartheta, \\ \operatorname{sgn}(S), & \text{当 } \|S\|_2 \geq \vartheta, \end{cases}$$

其中 $\vartheta > 0$ 为边界层的宽度. 最后, 自适应鲁棒控制器形式如下

$$T_c = M_Q[N_e(-\lambda \eta W_{\text{sat}}(S, \vartheta)) + F_e] + Q_0. \quad (50)$$

4 仿真结果

本节通过数值仿真验证, 存在参数不确定和外界干扰力矩情况下, 鲁棒控制器(ARC) 的有效性. 仿真以两航天器编队飞行为例, 考虑主航天器同时跟踪从航天器和地面固定目标的情况. 设航天器的位置和速度能够通过 GPS 接收器实时测量, 主航天器和从航天器的轨道参数如表 1 所示. 地面固定目标位置为: $\lambda_w = 105^\circ$, $\lambda_E = 40^\circ$. 设主航天器惯量的误差为 30%, 其它参数如表 2 所示. 由大气阻力、太阳光压及其它环境因素引起的干扰力矩为^[18-19]:

$$T_d = \begin{bmatrix} 4 \times 10^{-6} + 2 \times 10^{-5} \sin(nt) + v_1 \\ 6 \times 10^{-6} + 3 \times 10^{-5} \sin(nt) + v_2 \\ 3 \times 10^{-6} + 3 \times 10^{-5} \sin(nt) + v_3 \\ 2 \times 10^{-6} + 2 \times 10^{-5} \sin(nt) + v_4 \\ 1 \times 10^{-6} + 1 \times 10^{-5} \sin(nt) + v_5 \\ 1 \times 10^{-6} + 1 \times 10^{-5} \sin(nt) + v_6 \end{bmatrix},$$

其中 n 是轨道的平均速率, $n = 0.001 \text{ rad/s}$. v_i 为 Gauss 白噪声, 其均值和方差分别为 $m_{v_i} = 0$, $\sigma_{v_i}^2 = 5 \times 10^{-6} (i = 1, \dots, 6)$. 自适应鲁棒控制器的参数为: $\mu = 1\ 200$, $\vartheta = 0.01$, $\lambda = \operatorname{diag}([0.15, 0.15, 0.15, 0.13, 0.13])$.

表 1 轨道参数

| 航天器 S_{pc} | 半长轴 a_s/km | 偏心率 e_s | 轨道倾角 $i_s/(^\circ)$ | 升交点赤经 $\Omega_s/(^\circ)$ | 近地点辐角 $\omega_s/(^\circ)$ | 平近点角 $M_s/(^\circ)$ |
|--------------|--------------|-----------|---------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------|
| LS | 7 178.1 | 0.05 | 98.6 | 105 | 224.338 | 0 |
| FS | 7 178.1 | 0.06 | 99.6 | 106 | 226.338 | 0 |

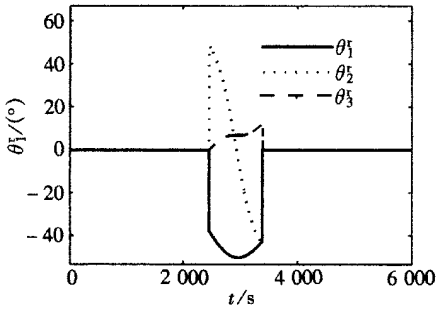


图 2 相机的参考姿态

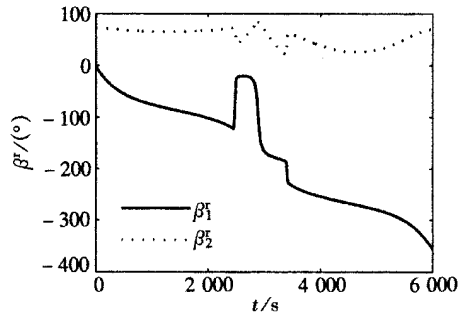


图 3 天线的参考姿态

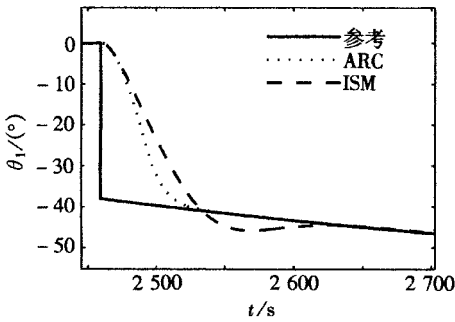


图 4 θ_1 局部放大图(2 450 s~ 2 700 s)

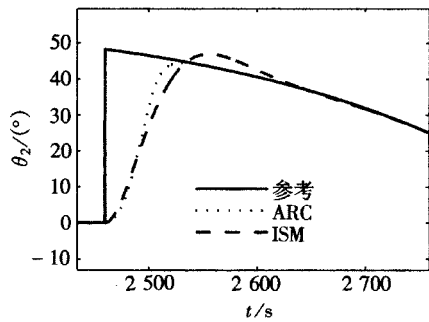


图 5 θ_2 局部放大图(2 450 s~ 2 750 s)

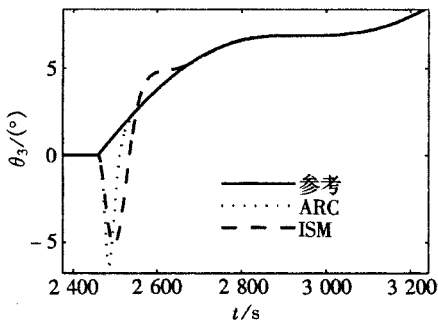


图 6 θ_3 局部放大图(2 400 s~ 3 200 s)

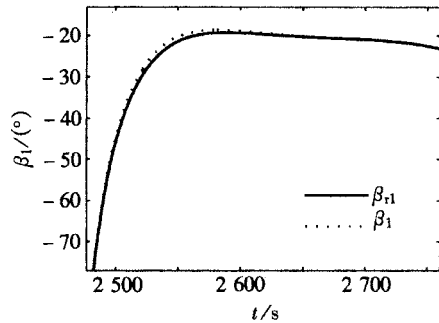


图 7 β_1 局部放大图(2 475 s~ 2 760 s)

表 2 航天器的物理参数

| 参数 | 数值 | 参数 | 数值 | 参数 | 数值 |
|----------|-----|-------------------------|----------------------|---------------|------|
| m_b/kg | 800 | $J_b/(kg \cdot m^2)$ | diag(800, 800, 800) | ρ_D/m | 2.5 |
| m_d/kg | 50 | $J_d/(kg \cdot m^2)$ | diag(53.1, 53.1, 50) | ρ_A/m | 0.25 |
| m_a/kg | 20 | $J_{bl}/(kg \cdot m^2)$ | diag(10, 155, 155) | m_{wj}/kg | 15 |
| r_A/m | 4.0 | $J_{wj}/(kg \cdot m^2)$ | diag(7.5, 7.5, 15) | ρ_{wj}/m | 0.5 |

当主航天器仰角 $E \leq 5^\circ$ 时, 星载相机视线轴 Z_b 指向天底; 当 $E > 5^\circ$ 时, 星载相机指向地

面目标. 若设初始时刻相机指向天底, 采取 1—2—3 Euler 转动(滚动—俯仰—偏航), 则主航天器的参考姿态可由式(12)、(13)和(15)计算, 仿真结果如图 2 所示. 天线的参考姿态可由式(25)和(26)计算, 仿真结果如图 3 所示. 为了比较控制器对参数不确定性和外部干扰力矩的鲁棒性, 分别对 ISM 控制器(方程(43))和 ARC 控制器(方程(50))进行仿真. 图 4~图 6 为中心体姿态跟踪局部放大图. 中心体进行姿态机动, 相机从天底指向目标; 跟踪结束前中心体姿态再次机动, 相机指向天底为下一次跟踪做好准备. 从两种控制方法的仿真结果来看, ARC 控制器具有更快的响应速度, 对参数摄动和外部干扰力矩具有更好的鲁棒性. 图 7、图 8 为 ARC 控制器作用下天线跟踪局部放大图. 在理想测量情况下, 当航天器进入稳定跟踪模式中, 相机跟踪误差小于 0.004° , 天线姿态跟踪误差小于 0.04° , 能够满足期望的性能指标和主从航天器之间的通信需求.

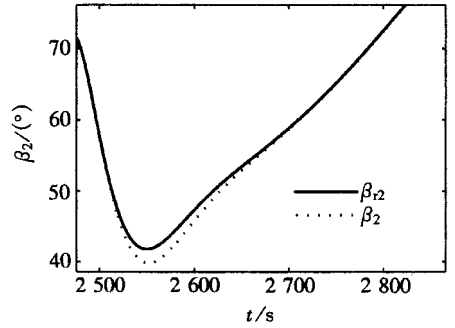


图 8 β_2 局部放大图(2 480 s~ 2 880 s)

5 结 论

本文研究了航天器编队飞行多目标姿态跟踪控制问题. 主要结果如下: 1) 通过引入 1 个角速度约束, 提出 1 种参考姿态推导方法. 由于跟踪期间 ω_b 在视线轴上投影为 0, 该方法不仅简化了中心体角速度和角加速度的推导过程, 同时提高了相机的跟踪效率; 2) 通过引入 1 个姿态角约束, 推导天线的参考姿态, 该方法适用于两自由度附件的姿态跟踪问题, 且可以实现对任意移动目标的跟踪; 3) 提出期望逆系统的概念, 将三维空间姿态跟踪问题转化为调节问题, 简化了控制器的设计; 4) 考虑参数不确定性和干扰力矩, 基于 DIS 和 SMC 设计鲁棒姿态跟踪控制器, 并应用 Liapunov 稳定性理论证明控制系统的渐近稳定性. 仿真结果表明, 存在惯量参数摄动和外部干扰力矩的情况下, 鲁棒控制器 ARC 具有良好的鲁棒性和优越的跟踪性能. 控制器采用分步设计策略, 可应用于更复杂的对象, 且参数选择具有很大的灵活性, 易于工程实现.

附 录

$$M = \begin{bmatrix} J_C^{(b)} & J_{BA}^{*(b)} A_{ln} \\ J_{AB}^{*(b)} & A_{ba} J_a^{*(a)} \end{bmatrix} \in R^{6 \times 6}, \quad Q = \begin{bmatrix} Q_{lr}^{(b)} + Q_{Dr}^{(b)} \\ Q_{lar}^{(b)} + Q_{Dar}^{(b)} \end{bmatrix} \in R^{6 \times 1}, \quad A_{ba} = \begin{bmatrix} C_2 & 0 & S_2 \\ S_1 S_2 & C_1 & -S_1 C_1 \\ -C_1 S_2 & S_1 & C_1 C_2 \end{bmatrix},$$

$$Q_{lr}^{(b)} = \Omega_b^{(b) \times} [J^{(b)} \Omega_b^{(b)} + (J_{BA}^{(b)} + A_{ln} J_a^{(a)} A_{ab}) A_{ba} \omega_a^{(a)} + J_{vj} \omega_{vj} a_j^{(b)}] + A_{ba} \omega_a^{(a) \times} A_{al} [(J_{BA}^{(b)} + A_{ba} J_a^{(a)} A_{ab}) (\Omega_b^{(b)} + A_{ln} \omega_a^{(a)})] + (J_{BA}^{(b)} + A_{ba} J_a^{(a)} A_{ab}) (\Omega_b^{(b) \times} A_{ba} \omega_a^{(a)}) + (A_{ba} \omega_a^{(a) \times} S_a) \times [(\Omega_b^{(b)} + A_{ba} \omega_a^{(a)}) \times r_A^{(b)}] + (\Omega_b^{(b) \times} A_{ba} S_a) \times (A_{ba} \omega_a^{(a) \times} A_{ab} r_A^{(b)}),$$

$$Q_{Dr}^{(b)} = A_{ba} J_a^{(a)} A_{ab} (\Omega_b^{(b) \times} + A_{ba} \omega_a^{(a)}) + \Omega_b^{(b) \times} J_{AB}^{(b)} \Omega_b^{(b)} + (\Omega_b^{(b) \times} r_A^{(b)}) \times (\Omega_b^{(b) \times} A_{ba} S_a^{(a)}) + (\Omega_b^{(b)} + A_{ba} \omega_a^{(a)}) \times A_{ba} J_a^{(a)} A_{ab} (\Omega_b^{(b)} + A_{ba} \omega_a^{(a)}),$$

$$Q_{Dr}^{(b)} = -\rho_C^{(b) \times} m [(2 \Omega_b^{(b)} + A_{ba} \omega_a^{(a)}) \times (\lambda_1 \omega_a^{(a)} \rho_A^{(a)}) + \Omega_b^{(b) \times} (\Omega_b^{(b) \times} \rho_C^{(b)})],$$

$$Q_{Dar}^{(b)} = -A_{ba} \rho_A^{(a) \times} A_{ab} m_a [(2 \Omega_b^{(b)} + A_{ba} \omega_a^{(a)}) \times (\lambda_1 \omega_a^{(a) \times} \rho_A^{(a)}) + \Omega_b^{(b) \times} (\Omega_b^{(b) \times} \rho_C^{(b)})],$$

$$J_C^{(b)} = J^{(b)} - m (\rho_C^{(b) \times})^T \rho_C^{(b) \times}, \quad J_a^{*(a)} = J_a^{(a)} - \lambda_1 m_a (\rho_A^{(a) \times})^T \rho_A^{(a) \times},$$

$$J_{BA}^{*(b)} = ((r_A^{(b)\times})^T - (\rho_C^{(b)\times})^T) A_{ba} S_a^{(a)\times} A_{ab} + A_{ba} J_a^{(b)} A_{ab},$$

$$J_{AB}^{*(b)} = A_{ba} (S_a^{(a)\times})^T A_{ab} (r_A^{(b)\times} - \rho_C^{(b)\times}) + A_{ba} J_a^{(a)} A_{ab},$$

其中

$$J = J_b + J_{bd} + J_a + J_a + J_{BA} + J_{AB} + \sum_{j=1}^4 J_{lwj}, \quad S_i \stackrel{\Delta}{=} \sin(\beta_i), \quad C_i \stackrel{\Delta}{=} \cos(\beta_i),$$

$$J_b = \int_{V_b} (r_b \cdot r_b E - r_b r_b) dm, \quad J_{bd} = \int_{V_d} r_{bd} \cdot r_{bd} E - r_{bd} r_{bd}, \quad J_a = m_a [(r_A \cdot r_A) E - r_A r_A],$$

$$J_a = \int_{V_a} (r_a \cdot r_a E - r_a r_a) dm, \quad J_{BA} = \int_{V_a} (r_A \cdot r_a E - r_a r_A) dm, \quad J_{AB} = \int_{V_a} (r_A \cdot r_a E - r_A r_a) dm,$$

$$J_{lwj} = m_{wj} (\rho_{wj} \cdot \rho_{wj} E - \rho_{wj} \rho_{wj}) + J_{wj}, \quad S = S_b + S_a + S_{ld} + m_a r_A + \sum_{j=1}^4 m_{wj} \rho_{wj},$$

$$S_b = \int_{V_b} r_b dm = m_b \rho_b, \quad S_a = \int_{V_a} r_a dm = m_a \rho_a, \quad S_{ld} = \int_{V_d} r_{bd} dm = m_d \rho_d,$$

$$\rho_C = \lambda_1 (r_A + \rho_a) + \lambda_2 \rho_d + \sum_{j=1}^4 \lambda_3 \rho_{wj}, \quad \lambda_1 = \frac{m_a}{m}, \quad \lambda_2 = \frac{m_d}{m}, \quad \lambda_3 = \frac{m_{wj}}{m},$$

$$m = m_b + m_d + m_a + \sum_{j=1}^4 m_{wj}.$$

[参 考 文 献]

[1] Gramling C J, Taesul Lee, Niklewski D J, et al. Relative navigation for autonomous formation flying of spacecraft [A]. In: Proceedings of the 1997 AAS / AIAA Astrodynamics Specialist Conference [C]. Colorado: AAS Publications Office, 1997, 435-450.

[2] DeCou A B. Orbital station-keeping for multiple spacecraft interferometry [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1991, 39(3): 283-297.

[3] David J I. A study of linear vs nonlinear control techniques for the reconfiguration of satellite formations [D]. Ph D Dissertation. Dayton: Air Force Institute of Technology, Air University, 2001.

[4] LIU Hui, LI Jun-feng. Sliding mode control for low-thrust earth orbiting spacecraft formation maneuvering [J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(6): 636-643.

[5] Hablani H B. Design of a payload pointing control system for tracking moving objects [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1989, 12(3): 365-374.

[6] Hablani H B. Multiaxis Tracking and attitude control of flexible spacecraft with reaction jets [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1994, 17(4): 831-839.

[7] 李俊峰, 徐敏, Steyn W H. 低轨道航天器姿态跟踪机动研究 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2001, 41(2): 102-104.

[8] Ren W, Beard R W. Formation feedback control for multiple spacecraft via virtual structures [J]. IEE Proc Control Theory Appl, 2004, 151(3): 357-368.

[9] Matthew C V, Christopher D H. Decentralized coordinated attitude control within a formation of spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2006, 29(5): 1101-1109.

[10] Matthew R L. Spacecraft attitude tracking control [D]. M Sc Dissertation. Blacksburg: The Virginia Polytechnic Institute and State University, 1999.

[11] Shuster M D. A survey of attitude representations [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1993, 41(4): 439-517.

[12] Unwin M J, Oldfield M K. Preliminary orbital result from the SGR space GPS receiver [A]. In: Proc ION GPS-99 [C]. Nashville, Sep, 1999, 849-856.

[13] 李春文, 冯元琨. 多变量非线性控制的逆系统方法 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1991.

- [14] CHEN Ya-ping. Sliding mode controller design for spacecraft attitude tracking maneuvers[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, **29**(4): 1328-1333.
- [15] Goeree B B, Fasse E D. Sliding mode attitude control of a small satellite for ground tracking maneuvers[A]. In: 2000 American Control Conference, Jun 28-30, Chicago, IL. Proceedings of the American Control Conference[C]. 2000, 1134-1138.
- [16] FENG Yong, YU Xing-huo. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators[J]. Automatica, 2002, **38**(12): 2159-2167.
- [17] JING Wu-xing, XU Shi-jie. Nonlinear Attitude tracking control of a spacecraft with thrusters based on error quaternions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2002, **15**(3): 129-138.
- [18] Tang C. Adaptive nonlinear attitude control of spacecraft[D]. Ph D Dissertation. Ames: Iowa State University, 1995.
- [19] LUO Wen-cheng, CHU Yun-chung. Hinf tracking control of a rigid spacecraft [A]. In: Proceedings of the American Control Conference[C]. July, 2004, 2681-2686.

Robust Attitude Control for Rapid Multi-Target Tracking in Spacecraft Formation Flying

YUAN Chang-qing, LI Jun-feng, WANG Tian-shu, BAOYIN He-xi
(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, P. R. China)

Abstract: A robust attitude tracking control scheme for spacecraft formation flying is presented. The leader spacecraft with a rapid mobile antenna and a camera was modeled. While the camera is tracking the ground target, the antenna is tracking the follower spacecraft. By an angular velocity constraint and an angular constraint, two methods were proposed to compute the reference attitude profiles of the camera and antenna, respectively. To simplify the control design problem, the desired inverse system (DIS), which can convert the attitude tracking problem of 3D space into the regulator problem, was derived. Based on DIS and sliding mode control (SMC), a robust attitude tracking controller was developed in the presence of mass parameter uncertainties and external disturbance. By Liapunov stability theory, the closed loop system stability can be achieved. The numerical simulations show that the proposed robust control scheme exhibits significant advantages for the multi-target attitude tracking of a two-spacecraft formation.

Key words: attitude control; formation flying; multi-body spacecraft; robust control; multi-target tracking