

在轨服务航天器对失控目标的姿态同步控制

耿云海, 卢伟, 陈雪芹

(哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 150080 哈尔滨, luwei_hit@yeah.net)

摘要: 研究在轨服务航天器逼近与捕获失控目标过程中姿态同步的控制问题, 设计了一种基于姿态四元数的姿态跟踪控制算法. 通过建立服务航天器相对失控目标姿态运动学与动力学, 将服务航天器跟踪失控目标航天器姿态的控制问题转化为相对姿态的控制问题. 考虑未知干扰和控制力矩受限的因素, 并以相对姿态四元数的二阶形式描述相对姿态动力学, 利用反馈线性化原理和自适应算法的思想, 设计姿态同步的非线性反馈控制律. 数学仿真的结果表明, 设计的控制算法是有效的, 具有较好的跟踪性能.

关键词: 在轨服务; 逼近与捕获; 失控目标; 姿态同步; 非线性控制

中图分类号: V448.22

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2012)01-0001-06

Attitude synchronization control of on-orbit servicing spacecraft with respect to out-of-control target

GENG Yun-hai, LU Wei, CHEN Xue-qin

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, 150080 Harbin, China, luwei_hit@yeah.net)

Abstract: An attitude tracking control algorithm was designed for the problem of attitude synchronization control during on-orbit servicing spacecraft approaching and capturing out-of-control target. The control problem of servicing spacecraft tracking out-of-control target spacecraft's attitude was converted to the relative attitude control problem by establishing the relative attitude kinematics and dynamics of servicing spacecraft with respect to out-of-control target. Considering the factor of unknown disturbances and limited control torque, and the relative attitude dynamics was expressed as two-order equation of relative attitude quaternion, utilizing the feedback linearization theory and the thought of adaptive algorithm, a nonlinear feedback control law for attitude synchronization was designed. Numerical simulations have demonstrated the effectiveness and good tracking performance of the designed control algorithm.

Key words: on-orbit servicing; approaching and capturing; out-of-control target; attitude synchronization; nonlinear control

在轨服务航天器捕获目标的传统方式是控制服务航天器的位置和姿态,使其保持在距离目标的1个安全位置处,姿态指向固定方向,然后通过操纵机械臂运动来抓取目标.这种捕获方式约束了目标的运动范围和转动角速度,仅适用于捕获空间中合作目标和失控的低速翻滚目标.而对于失控的高速翻滚目标则很难实现直接捕获,需要先降低服务航天器与目标之间的相对速度,然后

再操纵机械臂抓取目标.对高速翻滚目标的捕获策略主要有以下两种方式:一是在保持服务航天器的位置和姿态的同时,通过机械臂对目标航天器施加阻力,从而降低其转动角速度,进而再进行捕获;二是控制服务航天器的姿态,使其实现与目标的姿态同步,然后再进行捕获.

通过机械臂施加阻力方式的研究,主要集中在两个方面,一是从冲力的角度出发,研究接触动力学建模以及施加阻力后的动力学特性^[1-4];二是从角动量的角度出发,研究角动量的控制问题^[5-6].由于施加阻力的方法需要服务航天器通

收稿日期: 2010-09-20.

基金项目: 中国博士后科学基金资助项目(20090450126).

作者简介: 耿云海(1970—),男,教授,博士生导师.

过机械臂与目标直接接触,对于高速转动或是翻滚目标存在较大困难和风险.然而,姿态同步的方法则通过与目标的姿态同步,以达到降低服务航天器与目标之间的相对运动速度的目的,然后再捕获目标,该方法具有较高的安全性.因而,姿态同步的方法具有更加广阔的应用前景. Nagamatsu 等^[7]针对空间机器人的机械臂抓取翻滚卫星的问题,提出了使空间机器人实现与目标姿态同步的捕获策略. Tsuda 等^[8]通过反馈和前馈的控制技术,实现服务航天器对目标的姿态运动同步. Nakasuka 和 Fujiwara^[9]通过设计反馈控制和最优控制,实现服务航天器与目标的姿态同步,以利于机械臂抓取目标.但这些研究并没有将在线计算和最大控制力矩受限同时实现,而 Tsuda 和 Nakasuka^[10]利用保守系统的特性,提出了 FMPM (free motion path method) 控制算法,从而能够完全避免动力学中非线性的影响,这种算法不仅能够在线计算,而且对最大控制力矩进行了限制. Welsh 和 Subbarao^[11]针对自由飞行空间机器人捕获自由漂浮航天器的同步运动问题,设计了相对位置和姿态的自适应同步控制算法.文献[12]在此基础上,研究近距离交会卫星的运动同步问题时,基于反馈线性化原理,设计了相对位置和姿态的非线性同步控制律. Ma Zhanhua 等^[13]研究了服务航天器与翻滚卫星近距离交会的最优控制策略,但其局限于交会平面内, Boyarko 等^[14]则研究了空间中追踪航天器与自由翻滚的目标器近距离交会的最优控制问题.

有关姿态跟踪或是姿态同步的研究,一般是基于小姿态角假设设计姿态控制律,其中忽略了姿态运动的非线性,很难获得高精度的姿态跟踪精度.由于采用修正的罗德里格参数来描述姿态运动学或是动力学又没有明确的物理含义.然而,采用姿态四元数描述姿态运动则避免了上述的缺陷.本文针对在轨服务航天器逼近与捕获失控目标时的姿态同步控制问题,通过建立以相对姿态四元数的二阶形式描述的相对姿态动力学,并考虑未知干扰与力矩受限的因素,设计了一种基于姿态四元数的姿态跟踪控制算法,该算法不仅简单实用,而且具有较高的可靠性,对于实际工程应用具有一定的参考价值.

1 问题描述

假设目标在空间中处于失控状态(例如执行机构故障),但其姿态信息已知,即姿态角、姿态角速度可以通过目标航天器的姿态敏感器或是服

务航天器的测量装置观测估计得到.控制服务航天器的姿态实现与目标姿态同步,进而以利于服务航天器捕获目标、与目标对接等后续工作的安全进行.

为了描述航天器的姿态运动,定义如下坐标系.地心惯性坐标系($Ox_Iy_Iz_I$):原点在地心 O , Ox_I 轴指向春分点, Oz_I 轴与地球自转轴一致, Oy_I 轴与 Ox_I 、 Oz_I 满足右手定则. $O_Tx_{bt}y_{bt}z_{bt}$ 、 $O_Sx_{bs}y_{bs}z_{bs}$ 分别为目标航天器本体坐标系和服务航天器本体坐标系.不失一般性,假设服务航天器的 x_{bs} 轴与目标航天器的 $-x_{bt}$ 轴分别沿各自的对接端口向外.因此,服务航天器逼近与捕获目标的过程中,姿态控制的目标为控制服务航天器的瞬时姿态指向与目标航天器的瞬时姿态指向一致,即姿态同步.

目标在空间中自由翻滚的姿态运动学与动力学模型为

$$\dot{\mathbf{q}}_t = \frac{1}{2}\mathbf{q}_t \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_t \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$\mathbf{I}_t \dot{\boldsymbol{\omega}}_t + \boldsymbol{\omega}_t \times \mathbf{I}_t \boldsymbol{\omega}_t = 0. \quad (2)$$

其中 $\mathbf{q}_t = [q_{t0} \quad \mathbf{q}_{tV}^T]^T$ 、 $\boldsymbol{\omega}_t$ 分别为目标的姿态四元数和姿态角速度, \otimes 为四元数乘法, \mathbf{I}_t 为目标的转动惯量阵.

服务航天器的姿态动力学模型为

$$\dot{\mathbf{q}}_s = \frac{1}{2}\mathbf{q}_s \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_s \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\mathbf{I}_s \dot{\boldsymbol{\omega}}_s + \boldsymbol{\omega}_s \times \mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega}_s = \mathbf{T}_c + \boldsymbol{\delta}_s. \quad (4)$$

其中 $\mathbf{q}_s = [q_{s0} \quad \mathbf{q}_{sV}^T]^T$ 、 $\boldsymbol{\omega}_s$ 分别为服务航天器的姿态四元数和姿态角速度, \mathbf{I}_s 为服务航天器的转动惯量矩阵, \mathbf{T}_c 、 $\boldsymbol{\delta}_s$ 分别为服务航天器的控制力矩和干扰力矩.

假设干扰力矩具有如下的形式:

$$\boldsymbol{\delta}_s = \boldsymbol{\delta}_{s0} + \boldsymbol{\delta}_{sc} \cos(\omega_o t) + \boldsymbol{\delta}_{ss} \sin(\omega_o t). \quad (5)$$

其中 $\boldsymbol{\delta}_{s0}$ 、 $\boldsymbol{\delta}_{sc}$ 和 $\boldsymbol{\delta}_{ss}$ 为未知的干扰幅值, ω_o 为轨道角速度.

服务航天器对目标姿态同步问题,也就是姿态跟踪问题,即为设计服务航天器的姿态控制律,当 $t \rightarrow \infty$ 时,使 $\mathbf{q}_s \rightarrow \mathbf{q}_t$, $\boldsymbol{\omega}_s \rightarrow \boldsymbol{\omega}_t$. 定义服务航天器本体相对目标本体的姿态四元数 \mathbf{q}_e 和姿态角速度 $\boldsymbol{\omega}_e$ 分别为

$$\mathbf{q}_e = \mathbf{q}_t^{-1} \otimes \mathbf{q}_s, \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega}_s - \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t. \quad (7)$$

其中 \mathbf{A}_{st} 为目标本体系到服务航天器本体系的转换矩阵.

从而,服务航天器对目标姿态同步控制问题,转化为设计服务航天器的姿态控制律,当 $t \rightarrow$

∞ 时,使 $\mathbf{q}_e \rightarrow [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, $\boldsymbol{\omega}_e \rightarrow 0$.

2 相对姿态运动学与动力学

服务航天器相对目标的姿态运动学方程为

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \mathbf{q}_e \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_e \end{bmatrix}. \quad (8)$$

根据式(7)可得

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_e = \dot{\boldsymbol{\omega}}_s - \mathbf{A}_{st} \dot{\boldsymbol{\omega}}_t + \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t. \quad (9)$$

将式(2)和式(4)代入式(9),可得服务航天器相对目标的姿态动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e = & -\mathbf{I}_s^{-1}((\boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t) \times \mathbf{I}_s(\boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t)) + \\ & \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{A}_{st} \mathbf{I}_t^{-1}(\boldsymbol{\omega}_t \times \mathbf{I}_t \boldsymbol{\omega}_t) + \mathbf{I}_s^{-1}(\mathbf{T}_c + \\ & \boldsymbol{\delta}_s). \end{aligned} \quad (10)$$

将式(8)可进一步描述为

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \mathbf{Q}_e \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_e \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}_e \mathbf{q}_e. \quad (11)$$

其中

$$\mathbf{Q}_e = \begin{bmatrix} q_{e0} & -q_{e1} & -q_{e2} & -q_{e3} \\ q_{e1} & q_{e0} & -q_{e3} & q_{e2} \\ q_{e2} & q_{e3} & q_{e0} & -q_{e1} \\ q_{e3} & -q_{e2} & q_{e1} & q_{e0} \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{\Omega}_e = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{ex} & -\omega_{ey} & -\omega_{ez} \\ \omega_{ex} & 0 & \omega_{ez} & -\omega_{ey} \\ \omega_{ey} & -\omega_{ez} & 0 & \omega_{ex} \\ \omega_{ez} & \omega_{ey} & -\omega_{ex} & 0 \end{bmatrix}.$$

由于 \mathbf{Q}_e 、 $\boldsymbol{\Omega}_e$ 都为正交矩阵,所以

$$\mathbf{Q}_e^{-1} = \mathbf{Q}_e^T, \quad \boldsymbol{\Omega}_e^{-1} = \boldsymbol{\Omega}_e^T / \|\boldsymbol{\omega}_e\|^2.$$

对式(11)求导,可得

$$\ddot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}_e \dot{\mathbf{q}}_e + \frac{1}{2} \mathbf{Q}_e \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_e \end{bmatrix}.$$

将式(8)和式(10)代入上式,可得

$$\ddot{\mathbf{q}}_e = -\frac{1}{4} \|\boldsymbol{\omega}_e\|^2 \mathbf{q}_e + \frac{1}{2} \mathbf{Q}_e \begin{bmatrix} 0 \\ f(\boldsymbol{\omega}_e, \boldsymbol{\omega}_t) + \mathbf{I}_s^{-1}(\mathbf{T}_c + \boldsymbol{\delta}_s) \end{bmatrix}. \quad (12)$$

其中

$$f(\boldsymbol{\omega}_e, \boldsymbol{\omega}_t) = -\mathbf{I}_s^{-1}((\boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t) \times \mathbf{I}_s(\boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t)) + \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{A}_{st} \mathbf{I}_t^{-1}(\boldsymbol{\omega}_t \times \mathbf{I}_t \boldsymbol{\omega}_t).$$

由式(11)可得

$$\boldsymbol{\omega}_e(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{ex} \\ \boldsymbol{\omega}_{ey} \\ \boldsymbol{\omega}_{ez} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 2(q_{e0} \dot{q}_{e1} + q_{e3} \dot{q}_{e2} - q_{e2} \dot{q}_{e3} - q_{e1} \dot{q}_{e0}) \\ 2(q_{e0} \dot{q}_{e2} + q_{e1} \dot{q}_{e3} - q_{e3} \dot{q}_{e1} - q_{e2} \dot{q}_{e0}) \\ 2(q_{e0} \dot{q}_{e3} + q_{e2} \dot{q}_{e1} - q_{e1} \dot{q}_{e2} - q_{e3} \dot{q}_{e0}) \end{bmatrix}.$$

进而,式(12)可表示为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}}_{e0} \\ \ddot{\mathbf{q}}_{ev} \end{bmatrix} = & \begin{bmatrix} -0.25(\boldsymbol{\omega}_e^T(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e) \boldsymbol{\omega}_e(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e)) \mathbf{q}_{e0} - 0.5 \mathbf{Q}_{ev}^T f(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e, \boldsymbol{\omega}_t) \\ -0.25(\boldsymbol{\omega}_e^T(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e) \boldsymbol{\omega}_e(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e)) \mathbf{q}_{ev} + 0.5 \mathbf{Q}_{ev} f(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e, \boldsymbol{\omega}_t) \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} -0.5 \mathbf{Q}_{ev}^T \mathbf{I}_s^{-1}(\mathbf{T}_c + \boldsymbol{\delta}_s) \\ 0.5 \mathbf{Q}_{ev} \mathbf{I}_s^{-1}(\mathbf{T}_c + \boldsymbol{\delta}_s) \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (13)$$

其中

$$\mathbf{Q}_{ev} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{e0} & -\mathbf{q}_{e3} & \mathbf{q}_{e2} \\ \mathbf{q}_{e3} & \mathbf{q}_{e0} & -\mathbf{q}_{e1} \\ -\mathbf{q}_{e2} & \mathbf{q}_{e1} & \mathbf{q}_{e0} \end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned} f(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e, \boldsymbol{\omega}_t) = & \boldsymbol{\omega}_e(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e) \times \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{A}_{st} \mathbf{I}_t^{-1}(\boldsymbol{\omega}_t \times \\ & \mathbf{I}_t \boldsymbol{\omega}_t) - \mathbf{I}_s^{-1}((\boldsymbol{\omega}_e(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e) + \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t) \times \\ & \mathbf{I}_s(\boldsymbol{\omega}_e(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e) + \mathbf{A}_{st} \boldsymbol{\omega}_t)). \end{aligned}$$

式(13)以相对姿态四元数的二阶形式描述了服务航天器相对目标的姿态动力学,对于相对姿态四元数的矢部有

$$\ddot{\mathbf{q}}_{ev} = \mathbf{f}_{ev} + \mathbf{G}(\mathbf{T}_c + \boldsymbol{\delta}_s). \quad (14)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{ev} = & -0.25(\boldsymbol{\omega}_e^T(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e) \boldsymbol{\omega}_e(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e)) \mathbf{q}_{ev} + \\ & 0.5 \mathbf{Q}_{ev} f(\mathbf{q}_e, \dot{\mathbf{q}}_e, \boldsymbol{\omega}_t), \end{aligned} \quad (15)$$

$$\mathbf{G} = 0.5 \mathbf{Q}_{ev} \mathbf{I}_s^{-1}. \quad (16)$$

式(14)~(16)描述了服务航天器相对目标的姿态四元数矢部的二阶形式,实质上也是服务航天器与目标姿态同步的姿态误差系统的二阶形式。

3 姿态同步控制律设计

实现服务航天器对目标的姿态同步问题,即为设计服务航天器的姿态控制律,当 $t \rightarrow \infty$ 时,使 $\mathbf{q}_e \rightarrow [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, $\boldsymbol{\omega}_e \rightarrow 0$. 由于姿态四元数存在1个约束,从而控制目标转化为,当 $t \rightarrow \infty$ 时,使 \mathbf{q}_e 的矢部 $\mathbf{q}_{ev} \rightarrow 0$, $\boldsymbol{\omega}_e \rightarrow 0$.

由于四元数存在归一化约束,分析式(16)可知 \mathbf{G}^{-1} 存在. 基于式(14),当不考虑干扰时,设计如下的非线性反馈控制律:

$$\mathbf{T}_c = -\mathbf{G}^{-1}(\mathbf{K}_P \mathbf{q}_{ev} + 0.5 \mathbf{K}_D \mathbf{Q}_{ev} \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{f}_{ev}). \quad (17)$$

其中 \mathbf{K}_P 、 $\mathbf{K}_D \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为正定对角矩阵.

由于

$$\dot{\mathbf{q}}_{ev} = 0.5 \mathbf{Q}_{ev} \boldsymbol{\omega}_e. \quad (18)$$

将式(18)代入式(17),再将式(17)代入式(14),经整理可得

$$\ddot{\mathbf{q}}_{ev} + \mathbf{K}_D \dot{\mathbf{q}}_{ev} + \mathbf{K}_P \mathbf{q}_{ev} = 0. \quad (19)$$

显然,式(19)是关于偏差四元数的指数稳定系统.

由于干扰的存在,为了获得较好的控制性能,在线估计干扰并进行补偿,于是改进式(17)描述的控制律

$$\mathbf{T}_c = -\mathbf{G}^{-1}(\mathbf{K}_p \mathbf{q}_{ev} + 0.5\mathbf{K}_D \mathbf{Q}_{ev} \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{f}_{ev}) - \hat{\boldsymbol{\delta}}_s. \quad (20)$$

其中 $\hat{\boldsymbol{\delta}}_s$ 为干扰力矩的估计值.

将式(5)描述的干扰力矩写成如下形式:

$$\boldsymbol{\delta}_s = \mathbf{D} \boldsymbol{\delta}_{sm}. \quad (21)$$

其中

$$\mathbf{D} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \cos(\omega_o t) \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \sin(\omega_o t) \mathbf{I}_{3 \times 3}],$$

$$\boldsymbol{\delta}_{sm} = [\boldsymbol{\delta}_{s0}^T \quad \boldsymbol{\delta}_{sc}^T \quad \boldsymbol{\delta}_{ss}^T]^T.$$

$\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为3维单位阵.

式(20)可进一步描述为

$$\mathbf{T}_c = -\mathbf{G}^{-1}(\mathbf{K}_p \mathbf{q}_{ev} + 0.5\mathbf{K}_D \mathbf{Q}_{ev} \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{f}_{ev}) - \mathbf{D} \hat{\boldsymbol{\delta}}_{sm}. \quad (22)$$

将式(22)代入式(14),并利用式(18)和式(21),可得

$$\ddot{\mathbf{q}}_{ev} + \mathbf{K}_D \dot{\mathbf{q}}_{ev} + \mathbf{K}_p \mathbf{q}_{ev} = \mathbf{G} \mathbf{D} \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}. \quad (23)$$

其中 $\tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm} = \boldsymbol{\delta}_{sm} - \hat{\boldsymbol{\delta}}_{sm}$.

取 $\mathbf{z} = [\mathbf{q}_{ev}^T \quad \dot{\mathbf{q}}_{ev}^T]^T$, 则式(23)可转换为

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A} \mathbf{z} + \mathbf{B} \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}.$$

其中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ -\mathbf{K}_p & -\mathbf{K}_D \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \mathbf{G} \mathbf{D} \end{bmatrix}.$$

由于 \mathbf{A} 是 Hurwitz 矩阵,所以,对于任意给定的正定对称矩阵 \mathbf{Q}_T , 存在唯一的正定对称矩阵 \mathbf{P}_T , 满足李亚普洛夫方程,即

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P}_T + \mathbf{P}_T \mathbf{A} = -\mathbf{Q}_T.$$

选取如下的李亚普洛夫函数:

$$\mathbf{V} = 0.5 \mathbf{z}^T \mathbf{P}_T \mathbf{z} + 0.5 \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}^T \mathbf{\Gamma}_T^{-1} \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}. \quad (24)$$

其中 $\mathbf{\Gamma}_T$ 为正定对称矩阵.

对式(24)求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} &= 0.5 \dot{\mathbf{z}}^T \mathbf{P}_T \mathbf{z} + 0.5 \mathbf{z}^T \mathbf{P}_T \dot{\mathbf{z}} + \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}^T \mathbf{\Gamma}_T^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\delta}}}_{sm} = \\ &= 0.5 \mathbf{z}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{P}_T + \mathbf{P}_T \mathbf{A}) \mathbf{z} + \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}^T \mathbf{B}^T \mathbf{P}_T \mathbf{z} + \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}^T \mathbf{\Gamma}_T^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\delta}}}_{sm} = \\ &= -0.5 \mathbf{z}^T \mathbf{Q}_T \mathbf{z} + \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}^T (\mathbf{B}^T \mathbf{P}_T \mathbf{z} + \mathbf{\Gamma}_T^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\delta}}}_{sm}). \end{aligned} \quad (25)$$

选取干扰的自适应律为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\delta}}}_{sm} = -\mathbf{\Gamma}_T \mathbf{B}^T \mathbf{P}_T \mathbf{z}. \quad (26)$$

从而可得

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{\delta}}}_{sm} = \mathbf{\Gamma}_T \mathbf{B}^T \mathbf{P}_T \mathbf{z}.$$

将式(26)代入式(25),可得

$$\dot{\mathbf{V}} = -0.5 \mathbf{z}^T \mathbf{Q}_T \mathbf{z} \leq 0. \quad (27)$$

由于 $\dot{\mathbf{V}} \leq 0, \mathbf{V} > 0$, 所以 $\mathbf{z}, \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm} \in L_\infty$, 对式(27)在区间 $[0, \infty]$ 积分,可知 $\mathbf{z} \in L_2$, 从而 $\mathbf{z} \in L_2 \cap L_\infty$, 由 Barbalat 引理,可得当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\mathbf{z} \rightarrow 0$. 即当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\mathbf{q}_{ev} \rightarrow 0, \dot{\mathbf{q}}_{ev} \rightarrow 0$.

对式(23)进行拉氏变换可得

$$\mathbf{q}_{ev}(s) = (\mathbf{I}_3 s^2 + \mathbf{K}_D s + \mathbf{K}_p)^{-1} \mathbf{G} \tilde{\boldsymbol{\delta}}_s(s).$$

其中 \mathbf{I}_3 为三维单位阵,

$$\tilde{\boldsymbol{\delta}}_s = \mathbf{D}(\boldsymbol{\delta}_{sm} - \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sm}),$$

$$\tilde{\boldsymbol{\delta}}_s(s) = \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{s0} \frac{1}{s} + \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sc} \frac{s}{s^2 + \omega_o^2} + \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{ss} \frac{\omega_o}{s^2 + \omega_o^2}.$$

式中 $\tilde{\boldsymbol{\delta}}_{s0}, \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{sc}$ 和 $\tilde{\boldsymbol{\delta}}_{ss}$ 均为三维列向量,并且

$$\|\tilde{\boldsymbol{\delta}}_{s0}\| \leq \delta_0.$$

其中 δ_0 为干扰力矩的常值项的最大值.

因此,可得相对姿态四元数的稳态误差为

$$\mathbf{e}_{ss} = \lim_{s \rightarrow 0} (\mathbf{I}_3 s^2 + \mathbf{K}_D s + \mathbf{K}_p)^{-1} \mathbf{G} \tilde{\boldsymbol{\delta}}_s(s) = \mathbf{K}_p^{-1} \mathbf{G} \tilde{\boldsymbol{\delta}}_{s0}.$$

所以,这里设计的控制方法使在轨服务航天器对失控目标的跟踪精度为

$$-\mathbf{K}_p^{-1} \|\mathbf{G}\| \delta_0 \leq \mathbf{e}_{ss} \leq \mathbf{K}_p^{-1} \|\mathbf{G}\| \delta_0.$$

为保证姿态控制系统的跟踪特性,并使控制输出不超出实际可用的执行机构的最大输出力矩,对控制输出进行向量限幅^[15],定义 $\text{sat}(\mathbf{T}_c)$ 为

$$\text{sat}(\mathbf{T}_c) = \begin{cases} \mathbf{T}_c, & \|\mathbf{T}_c\|_\infty / T_{\max} < 1; \\ \mathbf{T}_c T_{\max} / \|\mathbf{T}_c\|_\infty, & \|\mathbf{T}_c\|_\infty / T_{\max} \geq 1. \end{cases}$$

其中 $\|\mathbf{T}_c\|_\infty = \max_i (|\mathbf{T}_{ci}|)$, T_{\max} 为执行机构可供利用的最大输出力矩.

从而可得,控制力矩饱和的姿态同步控制律为

$$\text{sat}(\mathbf{T}_c) = -\text{sat}[\mathbf{G}^{-1}(\mathbf{K}_p \mathbf{q}_{ev} + 0.5\mathbf{K}_D \mathbf{Q}_{ev} \boldsymbol{\omega}_e + \mathbf{f}_{ev}) + \mathbf{D} \hat{\boldsymbol{\delta}}_{sm}].$$

4 仿真实验

利用 Matlab/Simulink 建立服务航天器对失控目标姿态同步的仿真环境,设置干扰系数的初始估值为0,相对姿态的测量精度为 0.01° , 相对姿态角速度的测量精度为 $0.0005 ((^\circ)/s)$, 其它仿真参数见表1.

仿真时采用定步长的4阶 Runge-Kutta 法进行解算,设置步长为0.05 s,利用表1中的参数进行仿真,得到仿真结果见图1~图6.由图2和图3可知,在失控目标具有较高的转动角速度,并且初始的相对姿态和相对姿态角速度较大时,文中设计的非线性反馈控制算法可使服务航天器对目标的相对姿态和相对姿态角速度在60 s左右到达

期望的状态, 即实现服务航天器对目标的姿态同步. 相对姿态四元数的精度优于 $\pm 5 \times 10^{-5}$, 对应的欧拉角为 $\pm 0.001^\circ$, 相对姿态角速度的精度优

于 ± 0.001 ($^\circ$)/s. 由图 4 和图 5 可得, 干扰系数的估计值在 40 s 左右趋近于干扰系数的真值.

表 1 仿真参数

变量	$I_s / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$I_t / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	q_t	q_e	$\omega_t / ((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$
数值	$\text{diag}([160 \ 190 \ 200])$	$\text{diag}([150 \ 180 \ 210])$	$[0.591 \ 6 \ 0.6 \ -0.5 \ 0.2]^T$	$[0.591 \ 6 \ 0.6 \ -0.5 \ 0.2]^T$	$[-6 \ 8 \ 3]^T$
变量	$\omega_e / ((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	$\delta_{d0} / (\text{N} \cdot \text{m})$	$\delta_{sc} / (\text{N} \cdot \text{m})$	$\delta_{ss} / (\text{N} \cdot \text{m})$	$\omega_e / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$
参数	$[-6 \ 8 \ 3]^T$	$[0.006 \ 0.002 \ 0.004]^T$	$[0.000 \ 5 \ 0.000 \ 8 \ 0.000 \ 3]^T$	$[0.000 \ 9 \ 0.000 \ 2 \ 0.000 \ 7]^T$	0.001
变量	$T_{\max} / (\text{N} \cdot \text{m})$	K_p	K_D		
参数	2	$\text{diag}([0.04 \ 0.04 \ 0.04])$	$\text{diag}([0.32 \ 0.32 \ 0.32])$		

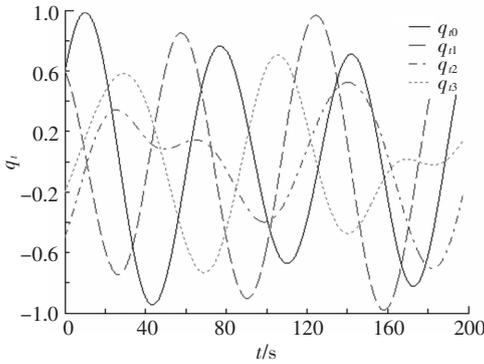


图 1 目标的姿态四元数

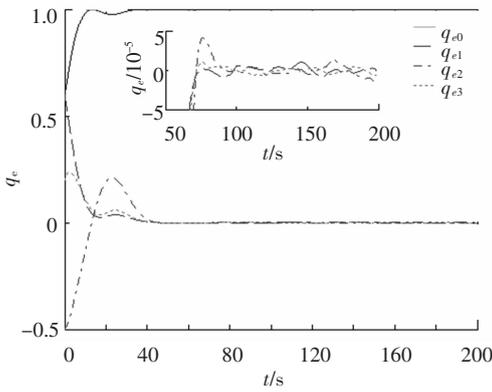


图 2 相对姿态四元数

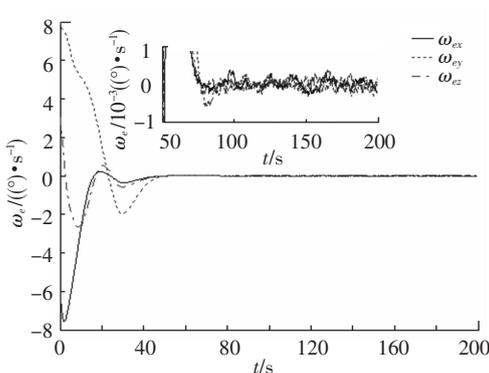


图 3 相对姿态角速度

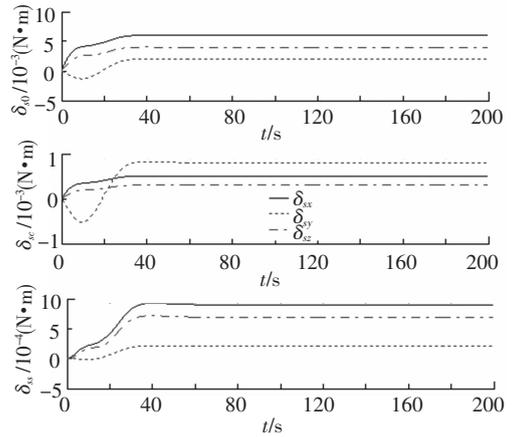


图 4 干扰力矩系数的估计值

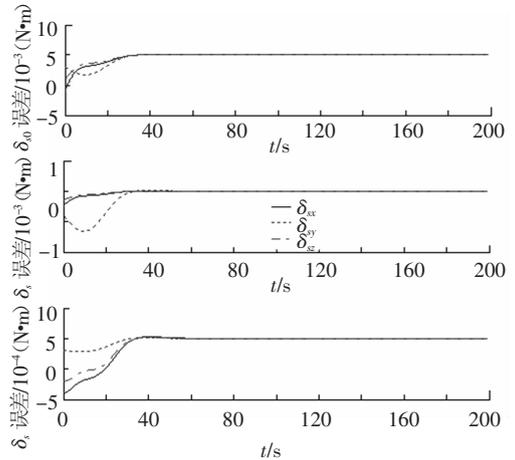


图 5 干扰力矩系数的估计误差

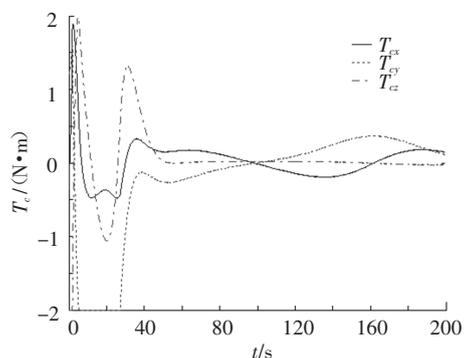


图 6 控制力矩

以上结果表明,存在外界干扰和测量噪声的情况下,文中设计的姿态控制算法能使服务航天器的姿态跟踪上失控目标的姿态,且具有较好的姿态跟踪精度.因而这里设计的控制算法是有效的,并对外界干扰具有一定的抑制作用.

5 结 论

研究了在轨服务航天器逼近与捕获失控目标过程中姿态同步的控制问题,得到如下结论:

1) 建立了服务航天器对目标的相对姿态运动学与动力学模型,并以相对姿态四元数的二阶形式描述相对姿态动力学系统,有利于设计非线性反馈控制律.

2) 基于相对姿态四元数二阶形式的动力学系统,设计的非线性反馈控制律,能够使服务航天器的姿态有效地跟踪失控目标的姿态,即使失控目标具有较大的转动角速度,并且初始的相对姿态偏差和相对姿态角速度偏差较大时,该控制算法依然具有较好的跟踪性能和较高的跟踪精度.

3) 通过对干扰进行估计与补偿,并且对控制力矩进行向量限幅,文中设计的姿态同步控制算法,具有一定的抗干扰能力,而且在执行机构输出力矩受限时,仍具有较好的控制性能.

参考文献:

- [1] WEE L B, WALKER M W. On the dynamics of contact between space robots and configuration control for impact minimization[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1993, 9(5): 581 - 591.
- [2] YOSHIDA K, SASHIDA N. Modeling of impact dynamics and impulse minimization for space robots[C]//Proceedings of the 1993 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE, 1993; 2064 - 2069.
- [3] CYRIL X, JAAR G J, MISRA A K. The effect of payload impact on the dynamics of a space robot[C]//Proceedings of the 1993 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE, 1993; 2070 - 2075.
- [4] NENCHEV D N, YOSHIDA K. Impact analysis and post-impact motion control issues of a free-floating space robot subject to a force impulse[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1999, 15(3): 548 - 557.
- [5] YOSHIKAWA S, YAMADA K. Impulsive control for angular momentum management of tumbling spacecraft [J]. Acta Astronautica, 2007, 60: 810 - 819.

- [6] DIMITROV D N, YOSHIDA K. Utilization of the bias momentum approach for capturing a tumbling satellite [C]//Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE, 2004; 3333 - 3338.
- [7] NAGAMATSU H, KUBOTA T, NAKATANI I. Capture strategy for retrieval of a tumbling satellite by a space robotic manipulator [C]//Proceedings of the 1996 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE, 1996; 70 - 75.
- [8] TSUDA Y, FUJIWARA T, NAKAMURA T, *et al.* The attitude control for motion synchronization to capture free-flying object [C]//Proceedings of the 8th ISAS Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics. Tokyo: [s. n.], 1998; 348 - 354.
- [9] NAKASUKA S, FUJIWARA T. New method of capturing tumbling object in space and its control aspects [C]//Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications. Piscataway: IEEE, 1999; 973 - 978.
- [10] TSUDA Y, NAKASUKA S. New attitude motion following control algorithm for capturing tumbling object in space[J]. Acta Astronautica, 2003, 53: 847 - 861.
- [11] WELSH S J, SUBBARAO K. Adaptive synchronization and control of free flying robots for capture of dynamic free-floating spacecrafts [C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004 - 5298.
- [12] SUBBARAO K, WELSH S. Nonlinear control of motion synchronization for satellite proximity operations [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31(5): 1284 - 1294.
- [13] MA Z H, MA O, SHASHIKANTH B N. Optimal control for spacecraft to rendezvous with a tumbling satellite in a close range [C]//Proceedings of the 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE, 2006; 4109 - 4114.
- [14] BOYARKO G, YAKIMENKO O, ROMANO M. Formulation and analysis of matching points of interest in two-spacecraft for optimal rendezvous [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009 - 5669.
- [15] WIE B, LU J. Feedback control logic for spacecraft eigenaxis rotations under slew rate and control constraints[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1995, 18(6): 1372 - 1379.

(编辑 张 宏)