

参数未知航天器的姿态接管控制

黄攀峰^{1†}, 鲁迎波¹, 王 明², 孟中杰¹

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072; 2. 北方自动控制工程研究所, 太原 030006)

摘要: 失效航天器的参数未知给姿态接管控制带来很大挑战, 为此, 针对该控制问题提出一种基于控制系统重构的失效航天器姿态接管控制方法. 首先, 采用改进的自适应动态逆控制重构姿态接管控制律, 并利用 Lyapunov 方法分析系统稳定性; 然后, 对推力器构型矩阵进行重构, 并通过基于零空间修正伪逆的控制分配算法对推力器进行推力重分配, 实现对参数未知航天器的姿态接管控制. 最后, 通过数值仿真验证了所提出方法的有效性.

关键词: 航天器; 接管控制; 动态逆; 重构; 空间机器人

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Attitude takeover control for spacecraft with unknown parameter

HUANG Pan-feng^{1†}, LU Ying-bo¹, WANG Ming², MENG Zhong-jie¹

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. North Automatic Control Technology Institute, Taiyuan 030006, China)

Abstract: The unknown dynamics of failed spacecraft constitute a formidable technical challenge for attitude takeover control. Therefore, an attitude takeover control method is proposed for failed spacecraft with unknown parameter. Firstly, a modified adaptive dynamic inverse control is proposed to reconstitute the control law of service spacecraft, and the Lyapunov method is used to analyze the stability of the system. Then, the reconfiguration of thruster is implemented, which is to reconstitute the configuration matrix of thruster, and not to change the physical configuration of thruster. Furthermore, the thrust forces of thrusters can be redistributed by the control reallocation based on null-space pseudo-inverse, and achieve the attitude takeover control for failed spacecrafts with unknown parameter. Finally, numerical simulations validate the feasibility of the proposed method.

Keywords: spacecraft; takeover control; dynamic inverse; reconfiguration; space robot

0 引言

随着空间技术的发展, 全球每年卫星发射数量在逐步增加, 但卫星在轨失效的数目也在增加^[1]. 当航天器达到寿命末期时, 大部分情况下其有效载荷仍然能够继续工作, 但由于推进系统携带的燃料耗尽, 使其丧失了三轴姿态控制和轨道位置保持能力. 航天器接管控制技术为合理处置这些失效卫星提供了一种新思路^[2-3]. 失效航天器的姿态接管控制主要是指服务航天器通过刚性机械臂或其他辅助设备与失效航天器固连形成刚性复合体, 并利用服务航天器上自带的推力器接管其姿轨控^[4]. 由于非合作目标航天器无交会对接的明显标识点以及星箭对接环等, 目前普遍采用空间机器人对目标实施抓捕, 比如美国的 SUMO/FREND 项目采用空间机械臂抓捕目标航

天器的星箭对接环或者分离螺栓等部件后形成刚性连接, 接管目标航天器的姿态和轨道控制系统, 为其提供位置保持、姿态控制、轨道修正、拖曳离轨等服务^[5], 但目前侧重点是机械臂技术, 对目标航天器的接管控制技术还停留在概念阶段, 并未对其进行深入研究.

目前国内外关于失效航天器姿态接管控制的研究很少, 现有文献大都是针对空间站、航天器对接组合体和空间机器人抓捕组合体等不同类型组合航天器的姿态控制问题, 解决思路主要分为 4 种: 1) 可移动质量块的方法, 通过可移动质量块调整系统的质心以消除参数突变引入的姿态扰动, 如文献 [6-8]; 2) 调整推力器喷嘴的方法, 通过调整推力器的喷嘴方向, 使得推力方向时刻跟踪组合体质心位置的变化; 3)

收稿日期: 2016-05-19; 修回日期: 2016-09-05.

基金项目: 国家自然科学基金项目 (11272256, 61005062, 60805034); 中央高校基本科研业务费专项基金项目 (3102015BJ006).

作者简介: 黄攀峰 (1974—), 男, 教授, 博士生导师, 从事空间机器人、空间遥操作等研究; 鲁迎波 (1987—), 男, 博士生, 从事航天器姿态接管控制的研究.

†通讯作者. E-mail: pfhuang@nwpu.edu.cn

空间系绳拉力或空间机械臂运动等协调控制的方法,如文献[9-13];4)参数估计结合控制系统重构的方法,如文献[14-16].

本文研究的失效航天器姿态接管控制问题与传统组合航天器控制不同,主要体现在两方面:1)失效航天器参数未知.空间机器人抓捕目标后形成组合体不像空间站这类大型组合体一样可以通过地面实验方法事先获得参数,只能进行参数在轨辨识或估计;2)失效航天器燃料耗尽或控制系统失效.服务航天器抓捕目标后形成组合航天器,复合体的惯性参数特性和推力器布局会发生改变,改变了原有航天器的控制特性.因此,在推力器构型突变和控制输入受限的情况下,如何利用服务航天器的推力器实现参数未知失效航天器的姿态接管控制,是一个有待解决的难题.

本文针对参数未知失效航天器的姿态接管控制问题,提出一种基于推力器控制系统重构的失效航天器姿态接管控制方法,采用改进自适应动态逆控制重构服务航天器的姿态接管控制律,并考虑到控制输入受限问题,采用基于零空间修正伪逆的控制分配算法将姿态控制律给出的期望控制量在服务航天器各推力器之间进行推力重分配,实现参数未知失效航天器的姿态接管控制.

1 组合航天器姿态动力学

1.1 问题提出

本文研究利用服务航天器的推力器姿态控制系统实现对失效航天器的姿态接管控制.组合航天器主要包括1个服务航天器、2个空间机械臂和1个目标航天器^[4].

为了便于对抓捕后复合体的姿态控制问题进行研究,预先给出如下基本假设:1)失效航天器燃料耗尽或者控制系统失效,自身无法实现三轴姿态控制;2)在服务航天器姿态控制期间,空间机械臂抓捕到目标航天器的火箭对接环后锁定在固定构型,不再运动;3)失效航天器惯量参数未知,即复合体的动力学特性未知.

本文研究参数未知失效航天器的姿态接管控制技术,需要解决以下4个问题:1)惯量未知模型姿态动力学线性化;2)改进自适应动态逆控制律重构;3)推力器的构型重构;4)基于零空间修正伪逆法的推力重分配.

1.2 Lagrange姿态动力学

采用修正罗德里格参数(MRP)描述组合航天器姿态运动学^[4]:

$$\dot{\sigma} = G(\sigma) [\omega + \omega_0 C_2(\sigma)]. \quad (1)$$

其中: $G(\sigma) = \frac{1}{4} [(1 - \sigma^T \sigma) E_3 + 2\sigma^\times + 2\sigma\sigma^T]$ 为姿态旋转矩阵 $C(\sigma)$ 的第2列,其表达式见文献[4].采用MRP描述的组合同航天器姿态Lagrange动力学方程表示为

$$H(\sigma)\ddot{\sigma} + C(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma} + g(\sigma) = T. \quad (2)$$

其中

$$H(\sigma) = G^{-T}(\sigma)IG^{-1}(\sigma),$$

$$C(\sigma, \dot{\sigma}) =$$

$$G^{-T}(\sigma)(-IG^{-1}(\sigma)\dot{G}(\sigma)G^{-1}(\sigma) - \omega_0 IC_2^\times(\sigma)G^{-1}(\sigma) + (G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma})^\times IG^{-1}(\sigma) + (I\omega_0 C_2(\sigma))^\times G^{-1}(\sigma) - (\omega_0 C_2(\sigma))^\times IG^{-1}(\sigma)),$$

$$g(\sigma) =$$

$$G^{-T}(\sigma)(\omega_0^2(C_2(\sigma))^\times IC_2(\sigma) - 3\omega_0^2 C_3^\times(\sigma)IC_3(\sigma)),$$

$$C_3(\sigma) =$$

$$\frac{1}{(1 + \sigma^T \sigma)^2} \begin{bmatrix} 8\sigma_1\sigma_3 - 4\sigma_2(1 - \sigma^T \sigma) \\ 8\sigma_2\sigma_3 + 4\sigma_1(1 - \sigma^T \sigma) \\ 4(\sigma_3^2 - \sigma_1^2 - \sigma_2^2) + (1 - \sigma^T \sigma)^2 \end{bmatrix},$$

$$T = G^{-T}(\sigma)T_c.$$

Lagrange形式动力学模型具有3个基本特性:1) $H(\sigma)$ 对称一致正定特性;2) $\dot{H}(\sigma) - 2C(\sigma, \dot{\sigma})$ 反对称特性,即对于任意 $s \in R^n$,存在 $s^T[\dot{H}(\sigma) - 2C(\sigma, \dot{\sigma})]s = 0$;3)关于转动惯量的线性结构特性.

假设服务航天器、目标航天器和组合航天器系统本体坐标系为 $O_s x_s y_s z_s, O_T x_T y_T z_T, O_c x_c y_c z_c$,组合航天器系统空间机械臂模型如图1所示.

1.3 动力学方程线性化

由于目标航天器的惯量参数未知,空间机器人抓捕目标航天器后形成的复合体的惯量参数也未知,需要设计相应的自适应控制算法对组合航天器进行姿态接管控制,而组合体自适应控制的关键问题之一就是未知惯量参数的线性化.为解决此问题定义一个线性算子 $L: R^3 \rightarrow R^{3 \times 6}$ 作用在向量 $\xi = [\xi_1 \ \xi_2 \ \xi_3]^T$ 上,有

$$L(\xi) = \begin{bmatrix} \xi_1 & 0 & 0 & \xi_2 & \xi_3 & 0 \\ 0 & \xi_2 & 0 & \xi_1 & 0 & \xi_3 \\ 0 & 0 & \xi_3 & 0 & \xi_1 & \xi_2 \end{bmatrix}.$$

令 $a = [I_{xx} \ I_{yy} \ I_{zz} \ I_{xy} \ I_{xz} \ I_{yz}]^T$,可得

$$I\xi = L(\xi)a. \quad (3)$$

因此,利用式(3)对(2)左边进行参数线性化,有

$$C(\sigma, \dot{\sigma}) = G^{-T}(\sigma)[-IG^{-1}(\sigma)\dot{G}(\sigma)G^{-1}(\sigma) - A].$$

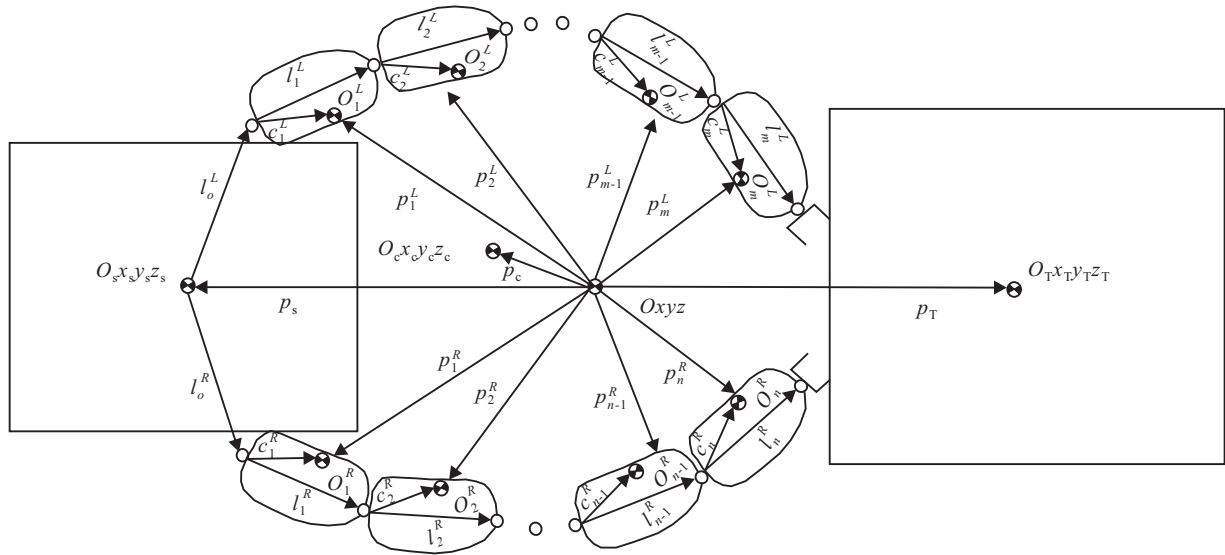


图1 空间机械臂模型

组合航天器姿态 Lagrange 动力学方程(2)的左边能够线性化为

$$H(\sigma)\ddot{\sigma} + C(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma} + g(\sigma) = W(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma})a. \quad (4)$$

其中

$$\begin{aligned} C(\sigma, \dot{\sigma}) &= \\ & G^{-T}(\sigma)[-IG^{-1}(\sigma)\dot{G}(\sigma)G^{-1}(\sigma) - A], \\ C(\sigma, \dot{\sigma}) &= \\ & G^{-T}(\sigma)(-IG^{-1}(\sigma)\dot{G}(\sigma)G^{-1}(\sigma) - \\ & \omega_0 IC_2^{\times}(\sigma)G^{-1}(\sigma) + (G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma})^{\times}IG^{-1}(\sigma) + \\ & (I\omega_0 C_2(\sigma))^{\times}G^{-1}(\sigma) - (\omega_0 C_2(\sigma))^{\times}IG^{-1}(\sigma)), \\ g(\sigma) &= G^{-T}(\sigma)(\omega_0^2(C_2(\sigma))^{\times}L(C_2(\sigma)) - \\ & 3\omega_0^2 C_3^{\times}(\sigma)L(C_3(\sigma)))a. \end{aligned}$$

因此,动力学方程(2)的左边能够线性化为

$$H(\sigma)\ddot{\sigma} + C(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma} + g(\sigma) = W(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma})a.$$

其中

$$\begin{aligned} W(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma}) &= \\ & G^{-T}(\sigma)[L[G^{-1}(\sigma)\ddot{\sigma}] - \\ & L[G^{-1}(\sigma)\dot{G}(\sigma)G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma}] - \\ & L[\omega_0 C_2^{\times}(\sigma)G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma}] + \\ & [G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma}]^{\times}L[G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma}] - \\ & [G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma}]^{\times}L[\omega_0 C_2(\sigma)] - \\ & [\omega_0 C_2(\sigma)]^{\times}L[G^{-1}(\sigma)\dot{\sigma}] + \omega_0^2(C_2(\sigma))^{\times}L(C_2(\sigma)) - \\ & 3\omega_0^2 C_3^{\times}(\sigma)L(C_3(\sigma))]. \end{aligned} \quad (5)$$

由式(5)可知,通过线性算子 $L: R^3 \rightarrow R^{3 \times 6}$ 即可从 Lagrange 动力学方程中分离出组合航天器系统的未知惯量参数,便于自适应控制器设计。

2 改进自适应动态逆控制系统重构

由于失效航天器参数未知,空间机器人抓捕后形成的组合体动力学特性未知,而参数的未知性给姿态接管控制带来很大挑战。

本文借鉴航天器执行机构故障中的控制系统重构技术,提出一种基于控制系统重构的失效航天器姿态接管控制方法,以实现燃料耗尽或控制系统失效航天器的姿态接管控制,如图2所示。

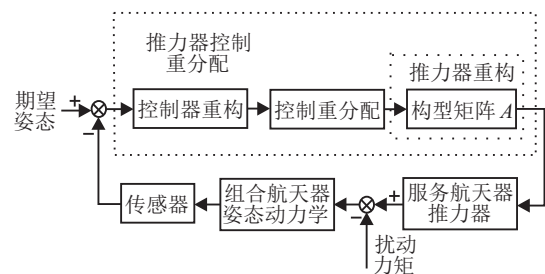


图2 失效航天器姿态接管控制

由于组合航天器动力学未知,针对存在惯量参数未知目标航天器的姿态接管控制问题,采用自适应动态逆控制对推力器控制律进行重构。首先给出一种传统的自适应动态逆控制,然后在此基础上进行改进,提出一种改进的自适应动态逆控制。设计控制律之前,先给出如下假设。

假设1 期望轨迹 $\sigma_d(t)$, $\dot{\sigma}_d(t)$ 和 $\ddot{\sigma}_d(t)$ 有界。

假设2 加速度轨迹跟踪误差 $\ddot{\epsilon} = \ddot{\sigma} - \ddot{\sigma}_d$ 存在且有界。

2.1 传统自适应动态逆控制

动态逆控制方法是非线性系统控制中应用较为广泛的一种控制方法,本质上是一种反馈线性化方法。本文首先采用传统的自适应动态逆控制^[17]方法

重构服务航天器推力器控制系统的控制律.

令 $\varepsilon = \sigma - \sigma_d$ 为跟踪误差, 则相对于时间的二阶导数 $\ddot{\varepsilon} = \ddot{\sigma} - \ddot{\sigma}_d$, 代入组合航天器姿态Lagrange动力学方程(2)中, 可得

$$\begin{aligned} & \mathbf{H}(\sigma)\ddot{\varepsilon} + \mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\varepsilon} + \mathbf{H}(\sigma)\ddot{\sigma}_d + \\ & \mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma}_d + \mathbf{g}(\sigma) = \mathbf{G}^{-\text{T}}(\sigma)\mathbf{T}_c \end{aligned}$$

自适应动态逆控制律 \mathbf{T}_c 为

$$\mathbf{T}_c = \mathbf{G}^{\text{T}}(\sigma)[\mathbf{W}_d(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma}_d)\mathbf{a} - \mathbf{K}_D\dot{\varepsilon} - \mathbf{K}_P\varepsilon], \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{W}_d(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma}_d)\mathbf{a} = \mathbf{H}(\sigma)\ddot{\sigma}_d + \mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma}_d + \mathbf{g}(\sigma).$$

设计的控制律和自适应律为

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_c = & \\ & \mathbf{G}^{\text{T}}(\sigma)[\mathbf{W}_d(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma}_d)\hat{\mathbf{a}} - \mathbf{K}_D\dot{\varepsilon} - \mathbf{K}_P\varepsilon], \quad (7) \end{aligned}$$

$$\dot{\hat{\mathbf{a}}} = -\Gamma\mathbf{W}_d(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma}_d)^{\text{T}}\dot{\varepsilon}. \quad (8)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{W}_d(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma}_d)\hat{\mathbf{a}} = \\ \hat{\mathbf{H}}(\sigma)\ddot{\sigma}_d + \hat{\mathbf{C}}(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma}_d + \hat{\mathbf{g}}(\sigma), \\ \mathbf{K}_P = \mathbf{K}_P^{\text{T}} > 0, \mathbf{K}_D = \mathbf{K}_D^{\text{T}} > 0, \Gamma = \Gamma^{\text{T}} > 0. \end{cases}$$

控制律(7)和自适应更新律(8)为一个全局稳定的自适应控制器, 但该控制器仅能保证稳定状态的误差速度为零, 而不能保证稳定状态的位置误差为零, 因此需要对以上自适应动态逆控制器进行改进.

2.2 改进自适应动态逆控制

本节考虑结合积分控制和滑模控制对传统自适应动态逆控制进行改进, 以消除系统稳定状态的位置误差. 滑模控制的优点是具有快速响应特性, 对模型不确定性和扰动具有很强的鲁棒性, 无需系统在线辨识, 物理实现简单, 尤其是对非线性系统具有良好的控制效果, 而缺点是存在抖振现象^[20-22]. 自适应动态逆^[23-24]综合了自适应控制和动态逆的优点, 具有算法简单、物理意义明确的特点^[25], 但是在克服数学模型不准确、系统参数摄动与外界扰动方面的鲁棒性有限. 因此本文考虑采用滑模控制和自适应动态逆控制克服滑模控制的抖振和自适应动态逆的鲁棒性受限问题.

2.2.1 控制器设计

如果能够限制在如下滑模面, 则能够消除不期望的稳定状态位置误差

$$\dot{\varepsilon} + \Lambda_P\varepsilon + \Lambda_I \int \varepsilon dt = 0,$$

其中 Λ_P 和 Λ_I 均为常值矩阵. 定义虚拟参考速度轨迹和加速度轨迹为 $\dot{\sigma}_r = \dot{\sigma}_d - \Lambda_P\varepsilon - \Lambda_I \int \varepsilon dt$ 和 $\ddot{\sigma}_r = \ddot{\sigma}_d - \Lambda_P\dot{\varepsilon} - \Lambda_I\varepsilon$.

定义滑模面 \mathbf{s} 为

$$\mathbf{s} = \dot{\sigma} - \dot{\sigma}_r = \dot{\varepsilon} + \Lambda_P\varepsilon + \Lambda_I \int \varepsilon dt. \quad (9)$$

当 $\mathbf{s} = 0$ 时, 有如下方程:

$$\dot{\varepsilon} + \Lambda_P\varepsilon + \Lambda_I \int \varepsilon dt = 0. \quad (10)$$

式(10)稳定的条件是 $\Lambda_P > 0$ 和 $\Lambda_I > 0$. 虚拟参考轨迹为

$$\begin{aligned} & \mathbf{H}(\sigma)\ddot{\sigma}_r + \mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma}_r + \mathbf{g}(\sigma) = \\ & \mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \ddot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)\mathbf{a}. \quad (11) \end{aligned}$$

因此, 将式(9)代入(11)可得

$$\begin{aligned} & \mathbf{H}(\sigma)\ddot{\sigma} + \mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma} + \mathbf{g}(\sigma) = \\ & \mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \dot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)\mathbf{a} + \mathbf{H}(\sigma)\dot{\mathbf{s}} + \mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})\mathbf{s}. \end{aligned}$$

进一步可得

$$\begin{aligned} & \mathbf{H}(\sigma)\dot{\mathbf{s}} = \\ & \mathbf{G}^{-\text{T}}(\sigma)\mathbf{T}_c - \mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})\mathbf{s} - \mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \dot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)\mathbf{a}. \end{aligned}$$

选择控制律 \mathbf{T}_c 为

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_c = \mathbf{G}^{\text{T}}(\sigma) & \left[\mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \dot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)\mathbf{a} - \right. \\ & \left. \mathbf{K}_D\dot{\varepsilon} - \mathbf{K}_P\varepsilon - \mathbf{K}_I \int \varepsilon dt \right]. \quad (12) \end{aligned}$$

由于惯量参数 \mathbf{a} 很难精确已知, 采用自适应评估的惯量参数 $\hat{\mathbf{a}}$ 用于计算控制, 选择的控制律 \mathbf{T}_c 为

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_c = \mathbf{G}^{\text{T}}(\sigma) & \left[\mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \dot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)\hat{\mathbf{a}} - \right. \\ & \left. \mathbf{K}_D\dot{\varepsilon} - \mathbf{K}_P\varepsilon - \mathbf{K}_I \int \varepsilon dt \right], \quad (13) \end{aligned}$$

$$\dot{\hat{\mathbf{a}}} = -\Gamma\mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \dot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)^{\text{T}}\mathbf{s}. \quad (14)$$

其中

$$\begin{cases} \mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \dot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)\hat{\mathbf{a}} = \\ \hat{\mathbf{H}}(\sigma)\ddot{\sigma}_r + \hat{\mathbf{C}}(\sigma, \dot{\sigma})\dot{\sigma}_r + \hat{\mathbf{g}}(\sigma), \\ \Lambda_P = \Lambda_P^{\text{T}} > 0, \Lambda_I = \mathbf{E}_3, \Gamma = \Gamma^{\text{T}} > 0, \\ \mathbf{K}_P = \mathbf{K}_P^{\text{T}} > 0, \mathbf{K}_D = \mathbf{K}_D^{\text{T}} > 0. \end{cases} \quad (15)$$

注意, 式(15)中 $\hat{\mathbf{H}}(\sigma)$ 、 $\hat{\mathbf{C}}(\sigma, \dot{\sigma})$ 和 $\hat{\mathbf{g}}(\sigma)$ 为 $\mathbf{H}(\sigma)$ 、 $\mathbf{C}(\sigma, \dot{\sigma})$ 和 $\mathbf{g}(\sigma)$ 的评估值, 根据评估的惯量参数值 $\hat{\mathbf{a}}$ 进行计算; 同时虚拟参考速度轨迹 $\dot{\sigma}_r$ 、加速度轨迹 $\ddot{\sigma}_r$ 和矩阵 $\mathbf{W}_r(\sigma, \dot{\sigma}, \dot{\sigma}_r, \ddot{\sigma}_r)$ 的计算仅需 σ 和 $\dot{\sigma}$ 被测量.

2.2.2 控制器稳定性分析

构造候选Lyapunov函数为

$$V = V_1 + V_2 + V_3 + V_4, \quad (16)$$

其中

$$\begin{cases} V_1 = \frac{1}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{H} \mathbf{s}, \\ V_2 = \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}^T (\mathbf{K}_P + \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_D) \boldsymbol{\varepsilon}, \\ V_3 = \frac{1}{2} \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right)^T (\boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_P + \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_I) \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right), \\ V_4 = \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{a}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \tilde{\mathbf{a}}. \end{cases}$$

对 V_1 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & \frac{1}{2} \mathbf{s}^T [\dot{\mathbf{H}} - 2\mathbf{C}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}})] \mathbf{s} + \\ & \mathbf{s}^T \left(\tilde{\mathbf{H}}(\boldsymbol{\sigma}) \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r + \tilde{\mathbf{C}}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) \dot{\boldsymbol{\sigma}}_r + \right. \\ & \left. \tilde{\mathbf{g}}(\boldsymbol{\sigma}) - \mathbf{K}_D \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} - \mathbf{K}_P \boldsymbol{\varepsilon} - \mathbf{K}_I \int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right). \end{aligned}$$

其中

$$\begin{cases} \tilde{\mathbf{H}}(\boldsymbol{\sigma}) = \hat{\mathbf{H}}(\boldsymbol{\sigma}) - \mathbf{H}(\boldsymbol{\sigma}), \\ \tilde{\mathbf{C}}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) = \hat{\mathbf{C}}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) - \mathbf{C}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}), \\ \tilde{\mathbf{g}}(\boldsymbol{\sigma}) = \hat{\mathbf{g}}(\boldsymbol{\sigma}) - \mathbf{g}(\boldsymbol{\sigma}). \end{cases}$$

由于 $\dot{\mathbf{H}} - 2\mathbf{C}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}})$ 为斜对称矩阵, 且有

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{H}}(\boldsymbol{\sigma}) \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r + \tilde{\mathbf{C}}(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) \dot{\boldsymbol{\sigma}}_r + \tilde{\mathbf{g}}(\boldsymbol{\sigma}) = \\ \mathbf{W}_r(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r) \tilde{\mathbf{a}}, \end{aligned} \quad (17)$$

整理可得 $\dot{V}_1, \dot{V}_2, \dot{V}_3, \dot{V}_4$, 即

$$\begin{cases} \dot{V}_1 = \\ \mathbf{s}^T \mathbf{W}_r(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r) \tilde{\mathbf{a}} - \\ \left\{ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^T \mathbf{K}_D \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} + \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{K}_P \boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{K}_I \int \boldsymbol{\varepsilon} dt + \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_D \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} + \right. \\ \left. \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_P \boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_I \int \boldsymbol{\varepsilon} dt + \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right)^T \boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_D \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} + \right. \\ \left. \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right)^T \boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_P \boldsymbol{\varepsilon} + \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right)^T \boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_I \int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right\}, \\ \dot{V}_2 = \boldsymbol{\varepsilon}^T (\mathbf{K}_P + \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_D) \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}, \\ \dot{V}_3 = \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right)^T (\boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_P + \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_I) \boldsymbol{\varepsilon}, \\ \dot{V}_4 = \tilde{\mathbf{a}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \dot{\tilde{\mathbf{a}}}. \end{cases}$$

整理式(17)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & \mathbf{s}^T \mathbf{W}_r(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r) \tilde{\mathbf{a}} + \tilde{\mathbf{a}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} \dot{\tilde{\mathbf{a}}} - \\ & \boldsymbol{\varepsilon}^T \left[\mathbf{K}_D - \frac{1}{2} (\mathbf{K}_I + \boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_D) \right] \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} - \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_P \boldsymbol{\varepsilon} - \\ & \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right)^T \left[\boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_I - \frac{1}{2} (\mathbf{K}_I + \boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_D) \right] \int \boldsymbol{\varepsilon} dt. \end{aligned}$$

由于 $\dot{\tilde{\mathbf{a}}} = \dot{\hat{\mathbf{a}}}$, 选择的参数 $\hat{\mathbf{a}}$ 自适应更新律(14)可以使得 $\mathbf{s}^T \mathbf{W}_r(\boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r, \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_r) + \dot{\tilde{\mathbf{a}}}^T \boldsymbol{\Gamma}^{-1} = 0$, 将该式代入 \dot{V} 中, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -\boldsymbol{\varepsilon}^T \left[\mathbf{K}_D - \frac{1}{2} (\mathbf{K}_I + \boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_D) \right] \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} - \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_P \boldsymbol{\varepsilon} - \\ & \left(\int \boldsymbol{\varepsilon} dt \right)^T \left[\boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_I - \frac{1}{2} (\mathbf{K}_I + \boldsymbol{\Lambda}_1^T \mathbf{K}_D) \right] \int \boldsymbol{\varepsilon} dt. \end{aligned}$$

为了使得 $\dot{V} \leq 0$, 参数需要满足如下条件: $\boldsymbol{\Lambda}_p = \boldsymbol{\Lambda}_p^T > 0, \boldsymbol{\Lambda}_1 = \mathbf{E}_3, \mathbf{K}_P = \mathbf{K}_P^T > 0, \mathbf{K}_D = \mathbf{K}_I = \mathbf{K}_I^T > 0$. 因此, \dot{V} 可以变换为

$$\dot{V} \leq -\boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\Lambda}_p^T \mathbf{K}_P \boldsymbol{\varepsilon} \leq 0. \quad (18)$$

由式(18)可以看出, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\dot{V} \rightarrow 0$, 可推导出 $\boldsymbol{\varepsilon} \rightarrow 0$, 位置跟踪误差趋于零, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\varepsilon}(t) = 0$.

由假设2可知 $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ 一致连续, 根据 Barbalat's 引理及其推论可知, 速度跟踪误差也趋于零, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t) = 0$. 因此, 改进的控制律(13)和自适应律(14)不仅能保证系统的全局稳定, 而且能保证位置跟踪误差和速度跟踪误差收敛.

3 考虑控制输入受限的推力重分配

本文研究的推力器推力重分配问题主要包括推力器构型重构和控制重分配两部分. 服务航天器捕获目标后形成复合体, 复合体的质心和惯量会发生突变, 推力器构型矩阵亦发生变化, 因此, 必须对推力器构型进行重构. 本文中推力器构型重构指的是对推力器的构型矩阵进行重构, 而不是对推力器进行物理重构.

3.1 推力器构型重构

假设服务航天器安装 n 个推力器, 第 i 个推力器相对于服务航天器质心的位置矢量为 \mathbf{d}_{S_i} , 则推力器相对于服务航天器质心的安装位置矩阵 \mathbf{d}_S 可表示为

$$\mathbf{d}_S = [\mathbf{d}_{S1}, \mathbf{d}_{S2}, \dots, \mathbf{d}_{Sn}].$$

第 i 个推力器的单位推力矢量在服务航天器本体坐标系三个轴上的分量为 \mathbf{e}_{S_i} , 则推力器产生的单位推力矢量矩阵 \mathbf{e}_S 可表示为

$$\mathbf{e}_S = [\mathbf{e}_{S1}, \mathbf{e}_{S2}, \dots, \mathbf{e}_{Sn}].$$

第 i 个推力器的推力大小为 F_{S_i} , 推力连续可控, 且 $\mathbf{F}_{\min} \leq \mathbf{F}(t) \leq \mathbf{F}_{\max}$, 则推力器产生的推力矩阵 \mathbf{F}_S 可表示为

$$\mathbf{F}_S = [F_{S1}, F_{S2}, \dots, F_{Sn}]^T.$$

其中 \mathbf{F}_{\min} 和 \mathbf{F}_{\max} 分别为推力器推力的最小值和最大值. 第 i 个推力器对服务航天器质心产生的力矩 \mathbf{u}_{S_i} 为 $\mathbf{u}_{S_i} = (\mathbf{d}_{S_i} \times \mathbf{e}_{S_i}) F_{S_i}$.

所有推力器对服务航天器质心所产生的力矩为

$$\mathbf{u}_S = \sum_{i=1}^n \mathbf{u}_{S_i} = \sum_{i=1}^n (\mathbf{d}_{S_i} \times \mathbf{e}_{S_i}) F_{S_i} = \mathbf{A}_S \mathbf{F}_S. \quad (19)$$

其是: \mathbf{A}_S 为所有推力器在服务航天器本体坐标系下的构型矩阵表达式, 即

$$\mathbf{A}_S = [\mathbf{d}_{S1} \times \mathbf{e}_{S1}, \mathbf{d}_{S2} \times \mathbf{e}_{S2}, \dots, \mathbf{d}_{Sn} \times \mathbf{e}_{Sn}]. \quad (20)$$

式(20)构成了推力器在服务航天器本体坐标系下推

力分配问题的数学模型. 但是组合体质心位置突变会导致推力器构型矩阵 \mathbf{A}_S 发生变化, 因此, 要实现推力的重分配, 必须重构推力器在组合航天器本体坐标系下构型矩阵. 第 i 个推力器相对于组合航天器质心的位置矢量 \mathbf{d}_i 为

$$\mathbf{d}_i = \mathbf{d}_{Si} + \Delta\mathbf{d}, \quad (21)$$

其中 $\Delta\mathbf{d}$ 为组合航天器质心和服务航天器质心的位置偏移矢量. 假设服务航天器本体与组合航天器本体间的姿态转换矩阵为 R_S , 第 i 个推力器对组合航天器质心产生的力矩 \mathbf{u}_i 为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_k &= (\mathbf{d}_k \times \mathbf{e}_k) F_k = \\ &R_S(\mathbf{d}_{Sk} \times \mathbf{e}_{Sk}) F_{Sk} + R_S(\Delta\mathbf{d}_S \times \mathbf{e}_{Sk}) F_{Sk}. \end{aligned} \quad (22)$$

所有推力器对服务航天器质心的力矩为

$$\mathbf{u} = \sum_{i=1}^n (\mathbf{d}_{Si} \times \mathbf{e}_{Si}) F_{Si} + (\Delta\mathbf{d} \times \mathbf{e}_{Si}) F_{Si} = \mathbf{A}\mathbf{F}. \quad (23)$$

其中: $n = n_S$, $\mathbf{F} = \mathbf{F}_S$ 为组合航天器推力器推力矩阵, \mathbf{A} 为所有推力器在组合航天器质心变化后构型重构矩阵, 即 $\mathbf{A} = R_S\mathbf{A}_S + R_S\Delta\mathbf{A}_S$, 其中有

$$\begin{cases} \mathbf{A}_S = [\mathbf{d}_{S1} \times \mathbf{e}_{S1}, \mathbf{d}_{S2} \times \mathbf{e}_{S2}, \dots, \mathbf{d}_{Sn} \times \mathbf{e}_{Sn}], \\ \Delta\mathbf{A} = [\Delta\mathbf{d} \times \mathbf{e}_{S1}, \Delta\mathbf{d} \times \mathbf{e}_{S2}, \dots, \Delta\mathbf{d} \times \mathbf{e}_{Sn}]. \end{cases}$$

3.2 基于零空间修正伪逆的推力重分配

传统伪逆法具有运算效率高的特性, 但难以考虑控制输入受限问题. 同时, 伪逆法所求的解是唯一的, 没有提供其他可选择的余地, 而且所求的解也不一定是在推力器可执行范围内, 可能导致推力器无法执行. 因此, 考虑采用零空间方法^[26]对传统伪逆法的解进行改进, 充分利用传统伪逆法的优点并克服其缺点, 解决控制输入受限问题, 同时保证所求的解在推力器可执行范围内^[4]. 结合工程实际, 定义推力器推力可行域为

$$\Omega = \{\mathbf{F} \in \mathbf{R}^m | \mathbf{F}_{\min} \leq \mathbf{F}(t) \leq \mathbf{F}_{\max}\}.$$

推力器构型矩阵 \mathbf{A} 的零空间矩阵为 $\mathbf{AN} = 0$, $\mathbf{N} \in \mathbf{R}^{m \times (m-n)}$, 因此可以将解写成^[26]

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_A + \mathbf{N}\mathbf{K}. \quad (24)$$

其中: $\mathbf{K} \in \mathbf{R}^{m-n}$ 为调节因子; 对于 \mathbf{F}_A , $\mathbf{A}\mathbf{F}_A = \mathbf{v}$ 成立; 对于零空间矩阵 \mathbf{N} , 满足 $\mathbf{AN} = 0$. 式(23)可写成如下形式:

$$\mathbf{A}\mathbf{F} = \mathbf{A}(\mathbf{F}_A + \mathbf{N}\mathbf{K}) = \mathbf{A}\mathbf{F}_A + 0\mathbf{K} = \mathbf{u}.$$

因此, 控制分配问题能够转换为给定控制量 \mathbf{F}_A , 满足 $\mathbf{A}\mathbf{F}_A = \mathbf{u}$, 且在 $\mathbf{F}_A \notin \Omega$ 的情况下, 寻找参数 \mathbf{K} , 使得

$\mathbf{F} = \mathbf{F}_A + \mathbf{N}\mathbf{K} \in \Omega$ 成立, 即通过参数 \mathbf{K} 将计算的伪逆解推力 \mathbf{F}_A 调节到推力器所能提供的推力范围内.

对于推力器构型矩阵 $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times m}$, 满足条件 $\mathbf{A}\mathbf{F}_A = \mathbf{u}$ 的通解^[26] 为

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_K. \quad (25)$$

其中: $\mathbf{F}_A = \mathbf{A}^\dagger \mathbf{u}$, $\mathbf{F}_K = \mathbf{N}\mathbf{K}$, $\mathbf{A}\mathbf{N}\mathbf{K} = 0$, $\mathbf{A}^\dagger = \mathbf{A}^T(\mathbf{A}\mathbf{A}^T)^{-1}$. 将零空间矩阵 \mathbf{N} 和向量 \mathbf{F}_A 进行分块^[26], 可得

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} \mathbf{N}_{K1} \\ \mathbf{N}_{K2} \end{bmatrix}, \mathbf{F}_A = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{A1} \\ \mathbf{F}_{A2} \end{bmatrix}.$$

其中: \mathbf{N}_{K1} 为无效的零空间矩阵行分量, \mathbf{N}_{K2} 为待求量, \mathbf{F}_{A1} 和 \mathbf{F}_{A2} 为相应的控制量.

类似地, 将 \mathbf{F} 分块为 $\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_1 \\ \mathbf{F}_2 \end{bmatrix}$, 因此, 式(24)可以变为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N}_{K1} \\ \mathbf{N}_{K2} \end{bmatrix} \mathbf{K} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_1 \\ \mathbf{F}_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{A1} \\ \mathbf{F}_{A2} \end{bmatrix}.$$

将 \mathbf{F}_1 置于极限位置, 则容易得到^[19]:

$$\begin{cases} \mathbf{K} = \mathbf{N}_{K1}^\dagger (\mathbf{F}_1 - \mathbf{F}_{A1}), \\ \mathbf{F}_2 = \mathbf{N}_{K2}\mathbf{K} + \mathbf{F}_{A2}. \end{cases}$$

其中: 如果 \mathbf{N}_{K1} 列满秩, 则 \mathbf{N}_{K1}^\dagger 为矩阵 \mathbf{N}_{K1} 的最小二乘伪逆; 如果 \mathbf{N}_{K1} 行满秩, 则 \mathbf{N}_{K1}^\dagger 为矩阵 \mathbf{N}_{K1} 的最小二范数伪逆; 如果 \mathbf{N}_{K1} 是方阵, 则 \mathbf{N}_{K1}^\dagger 为矩阵 \mathbf{N}_{K1} 的逆. 至此可利用零空间修正伪逆推力重分配方法得到期望的推力 \mathbf{F} .

4 仿真分析

为了验证所提出方法的可行性和有效性, 采用图1所示的空间机械臂模型对失效目标进行接管控制仿真, 完整的仿真模型包括服务航天器、失效航天器和两个空间机械臂. 其中, 左机械臂和右机械臂分别为单DOF旋转关节连接的3连杆机械臂, 空间机械臂抓捕到目标航天器星箭对接环后锁定在固定构型, 左机械臂构型为 $\theta_L = [-10^\circ, -35^\circ, 45^\circ]$, 右机械臂构型为 $\theta_R = [10^\circ, 35^\circ, -45^\circ]$. 组合航天器系统的动力学参数如表1所示.

服务航天器的推力器姿态控制系统采用美国UoSAT-12卫星的姿态推力器系统布局, 如表2所示, 配置了8个推力器用于航天器的姿态控制, 各推力器的幅值均为3N. 其中, 推力器构型重构前, 1-3配对, 每次单开, 与 z 轴平行, 控制 x 通道; 2-4配对, 每次单开, 与 x 轴平行, 控制 z 通道; 5、6、7、8配对, 控制 y 通道, 每次成对开启, 5-7成对, 6-8成对; 由于组合体的质心发生突变, 推力器构型重构后, 不再保持上述关

表1 航天器系统动力学参数

刚性体	参数	单位	数值
服务航天器	m_S	kg	180
	I_S	kg·m ²	diag(405, 405, 405)
目标航天器	m_T	kg	1995
	I_T	kg·m ²	diag(1920, 1920, 1920)
	ΔI_T	kg·m ²	diag(300, 300, 300)
连杆1(左)	m_1^L	kg	18.56
	I_1^L	kg·m ²	diag(0.03, 0.73, 0.73)
	c_1^L	m	(0.3, 0.0, 0.0)
	l_1^L	m	(0.6, 0.0, 0.0)
连杆2(左)	m_2^L	kg	18.56
	I_2^L	kg·m ²	diag(0.03, 0.73, 0.73)
	c_2^L	m	(0.3, 0.0, 0.0)
	l_2^L	m	(0.6, 0.0, 0.0)
连杆3(左)	m_3^L	kg	18.56
	I_3^L	kg·m ²	diag(0.03, 0.73, 0.73)
	c_3^L	m	(0.3, 0.0, 0.0)
	l_3^L	m	(0.6, 0.0, 0.0)
连杆1(右)	m_1^R	kg	18.56
	I_1^R	kg·m ²	diag(0.03, 0.73, 0.73)
	c_1^R	m	(0.3, 0.0, 0.0)
	l_1^R	m	(0.6, 0.0, 0.0)
连杆2(右)	m_2^R	kg	18.56
	I_2^R	kg·m ²	diag(0.03, 0.73, 0.73)
	c_2^R	m	(0.3, 0.0, 0.0)
	l_2^R	m	(0.6, 0.0, 0.0)
连杆3(右)	m_3^R	kg	18.56
	I_3^R	kg·m ²	diag(0.03, 0.73, 0.73)
	c_3^R	m	(0.3, 0.0, 0.0)
	l_3^R	m	(0.6, 0.0, 0.0)

表2 服务航天器的推力器安装位置及推力矢量方向

推力器编号 i	安装位置 d_{Si} /mm	推力方向 e_{Si} / (°)
1#	[0, -750, 750]	[90, 90, 180]
2#	[-750, -750, 0]	[0, 90, 90]
3#	[0, -750, -750]	[90, 90, 0]
4#	[750, -750, 0]	[180, 90, 90]
5#	$[375\sqrt{2}, -750, 375\sqrt{2}]$	[180, 90, 90]
6#	$[-375\sqrt{2}, -750, 375\sqrt{2}]$	[0, 90, 90]
7#	$[-375, \sqrt{2}, -750, -375\sqrt{2}]$	[0, 90, 90]
8#	$[375\sqrt{2}, -750, -375\sqrt{2}]$	[180, 90, 90]

系. 不失一般性, 假设组合航天器初始MRP姿态为 [0.057, 0.082, 0.114], 利用5次多项式函数规划组合航天器的期望轨迹 σ_d , 令控制参数为

$$\begin{cases} \Lambda_P = \text{diag}([0.9, 0.9, 0.9]), \\ K_P = \text{diag}([600, 600, 600]), \\ K_D = K_I = \text{diag}([400, 400, 400]), \\ \Gamma = \text{diag}([100, 100, 100, 100, 100, 100]). \end{cases}$$

图3和图4为惯量估计参数 \hat{a} 的变化曲线, 经过50s后惯量估计参数趋于收敛, 且惯量主轴方向的数值远大于惯性积的数值.

图5(a)和图5(b)分别为组合航天器的期望姿态

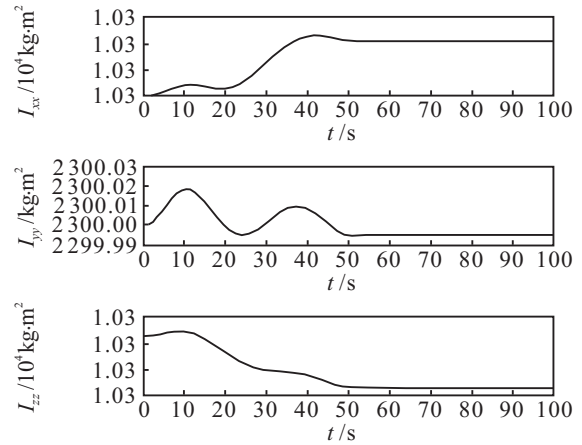


图3 惯量参数 I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 变化

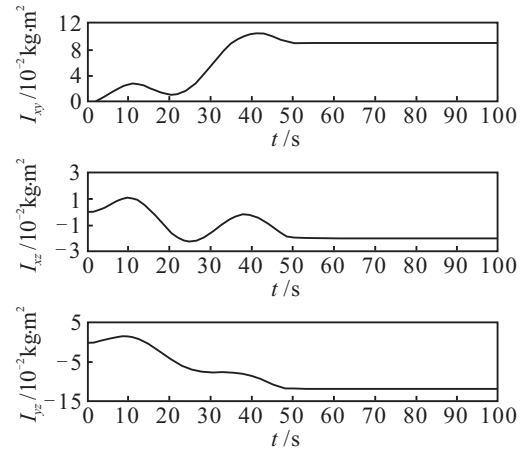
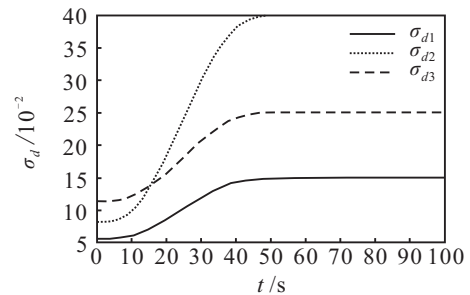
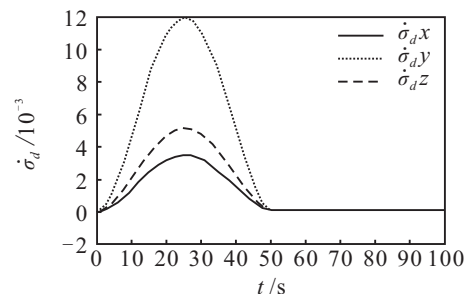


图4 惯量参数 I_{xy} 、 I_{xz} 、 I_{yz} 变化



(a) 组合航天器的期望姿态 σ_d 轨迹



(b) 组合航天器的期望速度 $\dot{\sigma}_d$ 轨迹

图5 组合航天器的期望轨迹

σ_d 轨迹和期望速度 $\dot{\sigma}_d$ 轨迹. 利用传统的自适应动态逆控制器和改进的自适应动态逆控制器控制组合航天器跟踪期望的姿态轨迹 σ_d 和速度轨迹 $\dot{\sigma}_d$.

图6和图7分别为两种控制所生成的姿态轨迹跟踪误差 ϵ 和速度轨迹跟踪误差 $\dot{\epsilon}$ 对比曲线.

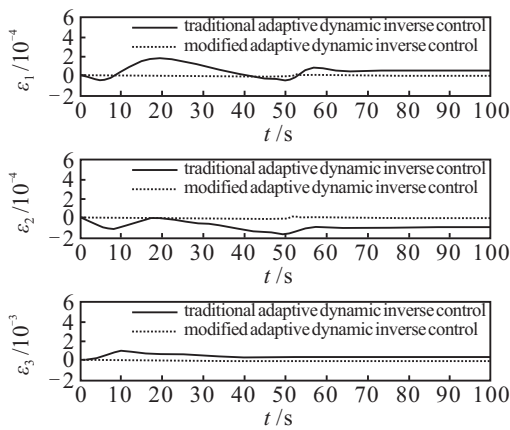


图6 姿态跟踪误差 σ_e 对比

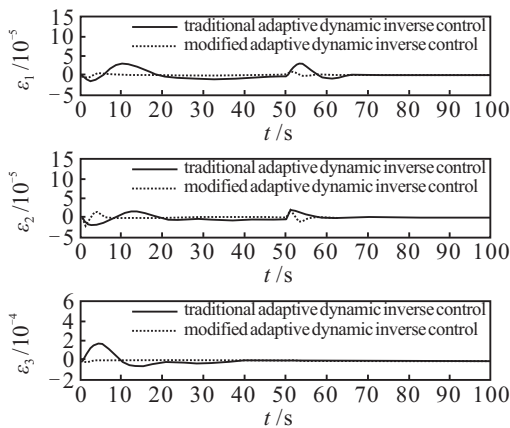
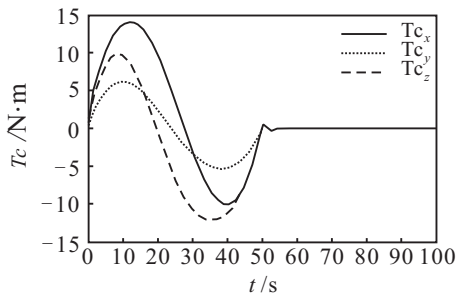
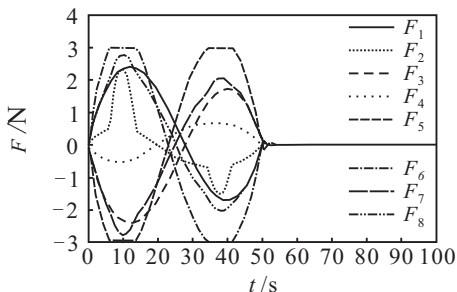


图7 姿态跟踪误差 σ_e 对比



(a) 组合航天器控制力矩 T_c



(b) 零空间修正伪逆法生成的推力器推力 F

图8 控制力矩和推力器推力

从图6、图7中可以看出,传统的自适应动态逆控制器虽然速度轨迹跟踪误差 \dot{e} 最终收敛到零,但是姿态轨迹跟踪误差 e 并未收敛到零.应用改进的自适应动态逆控制器生成的姿态轨迹跟踪误差 e 和速度轨迹跟踪误差 \dot{e} 都最终收敛,而且跟踪误差相比传统自

适应动态逆要小一个数量级,跟踪精度更高.

图8(a)为组合航天器应用改进的自适应动态逆控制所生成的控制力矩 T_c 曲线,50s控制力矩为零,航天器姿态趋于稳定状态,图8(b)为对应的零空间修正伪逆法生成的推力器推力 F 曲线.

由图8(b)可知,零空间修正伪逆法生成的5号和6号推力器推力 F 都在3N的限制范围之内.

5 结论

本文针对参数未知失效航天器的姿态接管控制问题,提出了一种基于推力器控制系统重构的失效航天器姿态接管控制方法.首先,通过参数线性化方法从Lagrange动力学方程中分离了组合航天器系统的未知惯量参数;然后,采用改进的自适应动态逆控制技术重构服务航天器的姿态接管控制律;最后,对推力器构型进行重构,并考虑到控制输入受限问题,采用基于零空间修正伪逆的控制分配算法将姿态重构控制律给出的期望控制量在服务航天器的各推力器之间进行推力重分配.最后通过仿真实验验证了所提出方法的有效性.仿真结果表明,传统的自适应动态逆控制器仅能保证稳定状态的速度跟踪误差为零,而不能保证稳定状态的位置误差为零,而改进的自适应动态逆控制器不仅能够保证系统的全局稳定,而且能够保证位置跟踪误差和速度跟踪误差收敛.此外,基于零空间修正伪逆的推力重分配方法克服了传统伪逆法难以考虑的控制输入受限问题,并且能够满足航天器的在轨实时性要求.

参考文献(References)

- [1] Angel F A, Ou M, Khanh P, et al. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 68: 1-26.
- [2] 梁斌, 杜晓东, 李成, 等. 空间机器人非合作航天器在轨服务研究进展[J]. 机器人, 2012, 34(2): 242-256. (Liang B, Du X D, Li C, et al. Advances in space robot on-orbit servicing for non-cooperative spacecraft[J]. Robot, 2012, 32(2): 242-256.)
- [3] 梁斌, 徐文福, 李成, 等. 地球静止轨道在轨服务技术研究现状与发展趋势[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 1-13. (Liang B, Xu W F, Li C, et al. The status and prospect of orbital servicing in the geostationary orbit[J]. J of Astronautics, 2010, 31(1): 1-13.)
- [4] 黄攀峰, 王明, 常海涛, 等. 空间机器人抓捕目标后姿态接管控制[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 3165-3175. (Huang P F, Wang M, Chang H T, et al. Attitude takeover control after capture of target by a space robot[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9):

- 3165-3175.)
- [5] Debus T, Dougherty S. Overview and performance of the front-end robotics enabling near-term demonstration(FREND) robotic arm[C]. AIAA Infotech@ Aerospace Conf and AIAA Unmanned. 2009: 1-12.
- [6] Childs D A. Movable mass attitude stabilization system for artificial space stations[J]. J of Spacecraft and Rockets, 1974, 8(9): 11-15.
- [7] Kunciw B. Kaplan M. Optimal space station detumbling by Internal mass motion[J]. Automatica, 1976, 12(5): 45-51.
- [8] 韦文书, 荆武兴, 高长生. 捕获非合作目标后航天器的自主稳定技术研究[J]. 航空学报, 2013, 34(7): 1520-1530.
(Wei W S, Jing W X, Gao C S. Research automatic stability technology of spacecraft assembly with captured non-cooperative targets on orbit[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7): 1520-1530.)
- [9] 徐文福, 孟得山, 徐超, 等. 自由漂浮空间机器人捕获目标的协调控制[J]. 机器人, 2013, 35(5): 559-567.
(Xu W F, Meng D S, Xu C, et al. Coordinated control of a free-floating space robot for capturing a target[J]. Robot, 2013, 35(5): 559-567.)
- [10] 刘厚德, 梁斌, 李成, 等. 航天器抓捕后复合系统稳定的协调控制研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(7): 920-929.
(Liu H D, Liang B, Li C, et al. Research on coordinated control method for stabilizing a coupling system after the spacecraft is captured[J]. J of Astronautics, 2012, 33(7): 920-929.)
- [11] 徐秀栋, 黄攀峰, 孟中杰. 空间绳系机器人抓捕目标过程协同稳定控制[J]. 机器人, 2014, 36(1): 100-110.
(Xu X D, Huang P F, Meng Z J. Coordinated stability control of tethered space robot for capturing the target[J]. Robot, 2014, 36(1): 100-110.)
- [12] 王东科, 黄攀峰, 孟中杰, 等. 空间绳系机器人抓捕后复合体姿态协调控制[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1998-2006.
(Wang D K, Huang P F, Meng Z J, et al. Coordinated attitude control of the combination system after target captured by a tethered space robot[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1998-2006.)
- [13] Huang P F, Wang D K, Meng Z J, et al. Post-capture attitude control for a tethered space robot-target combination system[J]. Robotica, 2014, 1(1): 1-22.
- [14] Chau T N H, Sharf I, Sharf I. Adaptive reactionless motion for space manipulator when capturing an unknown tumbling target[C]. IEEE Int Conf on Robotics and Automation. Shanghai: IEEE, 2011: 4202-4207.
- [15] Chau T N H, Sharf I, Sharf I. Adaptive reactionless motion and parameter identification in postcapture of space debris[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(2): 404-414.
- [16] Abiko S, Hirzinger G. On-line parameter adaptation for a momentum control in the post-grasping of a tumbling target with model uncertainty[C]. IEEE/RSJ Int Conf on Intelligent Robots and Systems. San Diego: IEEE, 2007: 847-852.
- [17] Slotine J J E, Li W. Composite adaptive control of robot manipulators[J]. Automatica, 1989, 25(4): 509-519.
- [18] Kenneth A B, Wayne C D. Null-space augmented solutions to constrained control allocation problem[C]. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Baltimore: AIAA, 1995: 328-333.
- [19] Jeb S O, Nathan J S. High-efficiency thrust vector control allocation[J]. J of Guidance, Control, and Dynamic, 2014, 37(2): 374-382.
- [20] Christopher E, Yuri B S. Adaptive continuous higher order sliding mode control[J]. Automatica, 2016, 65: 183-190.
- [21] Shyam K, Jaime A M, Asif C, et al. Continuous terminal sliding-mode controller[J]. Automatica 2016, 69: 308-314.
- [22] Yin C, Chen Y Q, Zhong S M. Fractional-order sliding mode based extremum seeking control of a class of nonlinear systems[J]. Automatica, 2014, 50(C): 3173-3181.
- [23] Huang P, Wang M, Meng Z, et al. Reconfigurable spacecraft attitude takeover control in post-capture of target by space manipulators[J]. J of the Franklin Institute, 2016, 353(9): 1985-2008.
- [24] Bian T, Jiang Z P. Value iteration and adaptive dynamic programming for data-driven adaptive optimal control design[J]. Automatica, 2016, 71: 348-360.
- [25] 王晓芳, 郑艺裕, 林海. 导弹编队飞行控制方法研究[J]. 北京理工大学学报, 2014(12): 1272-1277.
(Wang X F, Zheng Y Y, Lin H. Method of missile formation flying control[J]. J of Beijing Institute of Technology, 2014(12): 1272-1277.)
- [26] 张世杰, 赵亚飞, 陈闽, 等. 过驱动轮控卫星的动态控制分配方法[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1260-1268.
(Zhang S J, Zhao Y F, Chen M, et al. Dynamic control allocation for overactuated satellite with redundant reaction wheels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1260-1268.)