

控制与决策

Control and Decision

空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺复合自抗扰控制

艾海平, 陈力

引用本文:

艾海平, 陈力. 空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺复合自抗扰控制[J]. *控制与决策*, 2021, 36(2): 355–362.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0507>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[气动人工肌肉驱动的机器人控制方法研究现状概述](#)

Overview of control methods for pneumatic artificial muscle-actuated robots
控制与决策. 2021, 36(1): 27–41 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0793>

[基于免疫优化的平面Acrobot线性自抗扰鲁棒镇定](#)

Robust stabilization of planar Acrobot using linear active disturbance rejection control with immune optimization
控制与决策. 2020, 35(12): 3053–3058 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0289>

[凸优化与A*算法结合的路径避障算法](#)

Convex optimization and A-star algorithm combined path planning and obstacle avoidance algorithm
控制与决策. 2020, 35(12): 2907–2914 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0351>

[微小卫星集群在有界空间表面的均匀分布策略](#)

Uniform distribution strategy of microsatellite swarm on bounded space surface
控制与决策. 2020, 35(12): 2931–2938 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.1761>

[考虑气动效应不确定性的气动辅助变轨制导算法](#)

Aeroassisted orbital transfer robust guidance method considering atmosphere effect uncertainty
控制与决策. 2020, 35(11): 2773–2779 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0333>

空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺复合自抗扰控制

艾海平, 陈力[†]

(福州大学 机械工程及自动化学院, 福建 福州 350116)

摘要: 讨论空间机器人在轨捕获非合作航天器过程避免关节受冲击力矩破坏的避撞柔顺控制问题. 在机械臂与关节电机之间配置一种弹簧类柔顺装置——旋转型串联弹性执行器 (RSEA), 其作用在于: 1) 在捕获碰撞阶段, 可通过其内置弹簧的变形吸收碰撞产生的能量; 2) 在镇定运动阶段, 结合避撞柔顺策略适时开、关电机, 以保证关节所受冲击力矩受限在安全范围. 首先, 应用拉格朗日方法和牛顿-欧拉法分别得到捕获前空间机器人及目标航天器系统动力学方程; 然后, 结合整个系统动量守恒关系, 捕获操作后速度约束关系及力的传递规律, 建立捕获后两者形成联合体系统的动力学方程; 最后, 针对失稳的联合体系统提出一种基于复合误差的避撞柔顺自抗扰控制方案以实现其镇定控制. 系统数值仿真结果表明了上述避撞柔顺策略的有效性.

关键词: 弹簧类柔顺装置; 空间机器人; 捕获航天器操作; 避撞柔顺控制; 复合误差自抗扰控制

中图分类号: TP242

文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2019.0507

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



引用格式: 艾海平, 陈力. 空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺复合自抗扰控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(2): 355-362.

Collision avoidance and compliant composite active disturbance rejection control of space robot capture spacecraft

AI Hai-ping, CHEN Li[†]

(School of Mechanical Engineering and Automation, Fuzhou University, Fuzhou 350116, China)

Abstract: The collision avoidance and compliant control for free-floating space robots on-orbit capture non-cooperative spacecraft is studied. For the reason, a spring class compliant mechanism, rotary series elastic actuator (RSEA), is mounted between the joint motor and the manipulator, its functions are: 1) The deformation of its internal spring can absorb the impact energy of the captured spacecraft on the joints of the space robot; 2) The joint impact torque can be limited to a safe range by combining with the collision avoidance compliant control scheme. First of all, the dynamic models of the space robot and the target spacecraft before capture are obtained by using the Lagrange approach and Newton-Euler method. Then based on the law of conservation of momentum, the constraints of kinematics and the law of force transfer, the integrated dynamic model of the combined system is derived; Finally, considering the post-capture unstable combined system, a collision avoidance and compliant composite error active disturbance rejection control is proposed for the stabilization control. Numerical simulation verifies the effectiveness of the proposed collision avoidance and compliant control method.

Keywords: spring class compliant mechanism; space robot; capture spacecraft operation; collision avoidance and compliant control; composite error active disturbance rejection control

0 引言

随着人类空间技术的发展及对太空探索的进一步深入, 利用空间机器人替代宇航员出舱进行如在轨装配、失效卫星回收、在轨燃料加注等高危险、复杂的操作任务已成为较佳的选择^[1-3]. 近年来, 空间机器

人在轨服务技术已受到世界各大航天强国的广泛关注^[4-7]. 为了实现空间在轨服务任务, 空间机器人的捕获操作能力是其基础性关键技术. 因此, 对空间机器人捕获航天器操作的研究逐渐引起国内外研究人员的重视^[8-11].

收稿日期: 2019-04-22; 修回日期: 2019-08-15.

基金项目: 国家自然科学基金项目 (11372073); 福建省工业机器人基础部件技术重大研发平台项目 (2014H21010011).

责任编辑: 方勇纯.

[†]通讯作者. E-mail: chnle@fzu.edu.cn.

空间机器人进行捕获操作时一般可分为如下阶段:1) 观测阶段;2) 接近阶段;3) 捕获接触、碰撞阶段;4) 镇定运动阶段. 考虑空间机器人执行捕获操作任务的目标多为非合作航天器,捕获操作的阶段不可避免地要与目标航天器产生剧烈的接触、碰撞,进而产生巨大的冲击能量^[12],并对关节执行器造成冲击破坏. 因此,在阶段3)和阶段4)采取一定措施以避免这种冲击、碰撞对关节执行器造成破坏的研究有着重要的探索价值和意义.

目前,国内外对空间机器人捕获航天器的研究主要集中在运动学分析和运动规划上. Dong等^[13]研究了航天器自主交会操作的姿态及位置综合控制问题. 刘冬雨等^[14]针对空间机械臂在轨维修的高精度要求,利用机械臂手眼相机设计了修正离线路径的策略. Lampariello等^[15]设计了一种基于非线性优化的方法,以实现有限时间内的捕获. Aghili^[16]提出了一种末端执行器与目标相对速度为零时的最优控制器. 程靖等^[17]针对空间机器人捕获航天器的镇定控制,提出了一种模糊 H_∞ 控制方案以实现失稳系统的运动镇定. Shah等^[18]基于零反应空间概念,以实现旋转航天器的捕获. Virgili-Llop等^[19]提出了一种凸规划控制方法,以实现驻留空间翻滚航天器的捕获. 值得注意的是,上述研究虽然考虑了捕获前运动规划及捕获后镇定控制,但并未考虑减小空间机器人捕获航天器碰撞过程所受冲击能量及实现镇定过程对受冲击力矩影响下关节电机的保护.

为了实现捕获操作过程对空间机器人关节电机的保护,本文尝试将RSEA(rotary series elastic actuator)装置引入到空间机器人系统中,同时设计结合适时开启、关闭关节电机的控制策略以实现避撞柔顺控制. 这是因为RSEA装置在机器人与外界环境发生碰撞时,在缓冲、保护机器人关节避免外部冲击破坏方面发挥了很好的作用^[20-22]. 因此将RSEA装置引入到空间机器人捕获操作中,不失为一种切实可行的有益尝试. 然而,由于RSEA装置存在的缓冲弹簧,也为系统带来了关节柔性,与不配置柔顺装置的空间机器人系统相比,配置柔顺装置的空间机器人在轨捕获操作过程动力学与控制问题的特点扩充为:非完整动力学约束,捕获前、后系统内部动量、动量矩及能量传递变化,以及柔顺装置引入的关节柔性问题多者共存. 以上问题都将使得空间机器人在轨捕获航天器的动力学控制研究变得更加困难.

为了实现配置RSEA装置空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺控制,本文基于奇异摄动思想,将

空间机器人及被捕获航天器的联合体系统分解为快变子系统及慢变子系统. 针对快变子系统,设计速度差值反馈控制器以实现系统关节弹性振动的主动抑制. 考虑捕获操作导致系统不可避免地存在扰动项,针对慢变子系统设计一种基于复合误差的自抗扰控制器. 该方法利用结合复合误差的扩张状态观测器对系统总扰动项进行动态估计,并对扰动项进行实时补偿,提升了系统抗扰动的能力. 相较于传统前馈自抗扰控制^[23-24],所提出基于复合误差的自抗扰控制充分结合了前馈控制和反馈控制的优点,从而实现了更高的轨迹跟踪精度. 最后对含RSEA空间机器人系统捕获航天器进行数值仿真,仿真结果验证了上述避撞柔顺控制策略的正确性.

1 柔顺装置结构及避撞柔顺策略

配置弹簧类柔顺装置空间机器人系统机械臂关节由电机通过RSEA传动装置驱动,所设计RSEA装置的驱动结构如图1所示. 其由输入圆盘(与外部电机相连)、传动弹簧组、支撑中轴和输出扫臂组成, R 为扫臂有效半径, r 为弹簧半径.

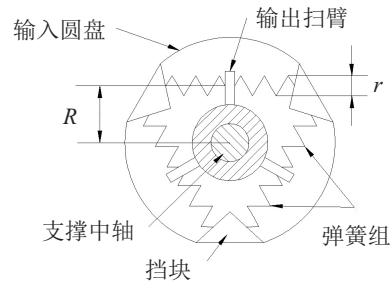


图1 RSEA装置结构

在捕获阶段,目标航天器与机械臂末端发生接触、碰撞,机械臂关节处会受到很大的冲击力矩,该力矩先作用于RSEA传动装置的输出扫臂上,然后通过输出扫臂将力矩传递到其对应的弹簧组上,通过弹簧组的拉伸或压缩将碰撞产生的冲击能量存储在弹簧里,以实现关节的保护. 在镇定运动控制阶段,受捕获阶段的碰撞冲击效应的影响,电机开启时关节也会受到冲击力矩,若所受力矩超过电机所能承受的极限而不关停电机,电机将遭受过载、破坏. 因此,需要根据关节所能承受的力矩极限设置一个关机力矩阈值使电机关停. 当检测到关节所受冲击力矩超过所设关机力矩阈值后电机关停,由于RSEA传动装置的存在,其内部弹簧组会提供弹力以减小关节所受冲击力矩. 此外,在实际操作中,若只设定关机力矩阈值,则导致电机频繁开关机,进而影响电机性能. 基于此,本文所提的柔顺控制策略设置了两个力矩阈值,一个是电机关机力矩阈值,另一个是电机开机力矩阈值. 当

关节所受力矩超过关机力矩阈值时,电机关停,当关节所受力矩低于开机力矩阈值时,电机再次开机。

2 动力学建模及冲击效应分析

以在空间某位置进行平面运动的配置柔顺装置空间机器人捕获目标航天器操作过程为例(如图2所示)建立其动力学模型。建立各分体的连体坐标系 $x_iOy_i(i=0,1,2)$,其中 O_0 为基座质心, $O_i(i=1,2)$ 为连接各关节的转动铰中心。设 l_0 为 O_0 至 O_1 的长度; $l_i(i=1,2)$ 为刚性臂长度, $d_i(i=1,2)$ 为第 i 个关节转动铰中心到机械臂 i 质心的距离。配置柔顺装置空间机器人系统自由漂浮基座质量、转动惯量分别为 m_0 、 I_0 ;刚性连杆的质量、转动惯量分别为 m_i 、 $I_i(i=1,2)$ 。被捕获航天器的质量、转动惯量为 m_t 、 I_t 。两关节电机转子转动惯量为 $I_{im}(i=1,2)$ 。RSEA传动装置中弹簧的刚度为 $k_{im}(i=1,2)$ 。建立系统惯性坐标系 XOY , θ_0 、 $\theta_i(i=1,2)$ 、 θ_t 分别为基座姿态、两刚性臂、被捕获航天器转动角, $\theta_{im}(i=1,2)$ 为电机转子转角。系统总质心以及基座、刚性两杆质心在惯性坐标系下位置矢量分别为 r_c 、 r_0 、 r_1 、 r_2 。

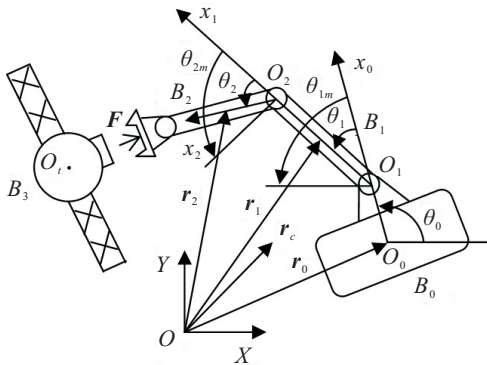


图2 配置RSEA的空间机器人系统及目标航天器系统

由图2中几何位置矢量关系可得

$$\begin{cases} r_0 = (x_a, y_a)^T, \\ r_1 = r_0 + l_0 e_0 + d_1 e_1, \\ r_2 = r_0 + l_0 e_0 + l_1 e_1 + d_2 e_2. \end{cases} \quad (1)$$

其中: x_a 、 y_a 为载体质心位置坐标, $e_i(i=1,2)$ 为各连体坐标系方向的基矢量。

对式(1)进行求导,得到配置柔顺装置空间机器人系统总动能表达式

$$T = \sum_{i=0}^2 \left(\frac{1}{2} m_i \dot{r}_i^2 + \frac{1}{2} I_i \omega_i^2 \right) + \sum_{j=1}^2 \frac{1}{2} I_{jm} \omega_{jm}^2. \quad (2)$$

其中: $\omega_i(i=0,1,2)$ 为载体及两机械臂杆相对于惯性坐标系的角速度, $\omega_{jm}(j=1,2)$ 为电机转子相对于惯性坐标系的角速度。

忽略太空微弱重力梯度,可知配置柔顺装置空间

机器人系统势能只来源于RSEA传动装置,因此总势能表达式为

$$U = \sum_{i=1}^2 \left[\frac{3}{2} k_{im} (\Delta x_{iL}^2 + \Delta x_{iR}^2) \right]. \quad (3)$$

其中: $\Delta x_{iL} = x(\alpha_i)$, $\Delta x_{iR} = -x(\alpha_i)$, $x(\alpha_i) = R \sin(\alpha_i)$ 为第 i 个RSEA传动装置的一个挡块上弹簧的变形量, α_i 为输入圆盘与扫臂之间的角度差。

基于上述动能、势能表达式,并结合第2类拉格朗日建模方法,可得到未发生捕获碰撞前载体位置不受控姿态受控的含RSEA传动装置空间机器人动力学方程为

$$\begin{cases} M(q)\ddot{q} + H(q, \dot{q})\dot{q} = \tau_c + J^T F, \\ I_m \ddot{\theta}_m + K(\theta_m - \theta) = \tau_m, \\ K(\theta_m - \theta) = \tau_\theta. \end{cases} \quad (4)$$

其中: $q = [x_a, y_a, \theta_0, \theta_1, \theta_2]^T$ 为空间机器人系统广义坐标; $\theta_m = [\theta_{1m}, \theta_{2m}]^T$, $\theta = [\theta_0, \theta_1, \theta_2]^T$; $M(q) \in \mathbf{R}^{5 \times 5}$ 为系统具有对称、正定性的惯量阵; $H(q, \dot{q})\dot{q} \in \mathbf{R}^{5 \times 1}$ 为系统包含科氏力、离心力项; $\tau_c = [\tau_a^T, \tau_0, \tau_\theta^T]^T$, $\tau_a = \mathbf{0}_{2 \times 1}$, τ_0 为载体姿态控制力矩, τ_θ 为关节输入力矩; $\tau_m = [\tau_{1m}, \tau_{2m}]^T$ 为电机输入力矩; $I_m = \text{diag}(I_{1m}, I_{2m})$ 为电机转子转动惯量; $K = \text{diag}(k_1, k_2)$ 为关节等效刚度,其具体计算公式于仿真处给出; $J \in \mathbf{R}^{3 \times 5}$ 为机械臂末端对应的运动Jacobian矩阵; $F \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为机械臂末端所受作用力。

将被捕获航天器视为均质刚体,定义 $q_t = [x_t, y_t, \theta_t]^T$ 为其广义坐标,则可通过牛顿-欧拉法获得被捕获航天器系统的动力学方程为

$$M_t \ddot{q}_t = J_t^T F'. \quad (5)$$

其中: $M_t \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为被捕获航天器具备对称、正定性的惯量矩阵, x_t 、 y_t 为被捕获航天器质心位置坐标; $J_t \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为其碰撞接触点对应的运动Jacobian矩阵; $F' \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为被捕获航天器所受到的作用力。

在捕获操作阶段,空间机器人与被捕获航天器发生接触、碰撞,其相互作用力满足牛顿第三定律,即 $F = -F'$ 。基于此并结合式(4)和(5),可得

$$M(q)\ddot{q} + H(q, \dot{q})\dot{q} = \tau_c - J^T (J_t^T)^{-1} M_t \ddot{q}_t. \quad (6)$$

由于空间机器人系统对目标航天器进行捕获操作过程未受外力作用,整个系统遵守动量守恒关系。此外,为保护关节电机不受冲击能量破坏,捕获阶段电机将处于关机状态,即 $\tau_c = \mathbf{0}_{5 \times 1}$,对式(6)积分并整理^[17]得

$$M(q)(\dot{q}(t_0 + \Delta t) - \dot{q}(t_0)) +$$

$$\mathbf{J}^T(\mathbf{J}_t^T)^{-1}\mathbf{M}_t(\dot{\mathbf{q}}_t(t_0 + \Delta t) - \dot{\mathbf{q}}_t(t_0)) = 0. \quad (7)$$

捕获完成后,空间机器人系统末端与目标航天器接触点满足速度约束,即自 $t_0 + \Delta t$ 时刻恒有

$$\mathbf{J}\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{J}_t\dot{\mathbf{q}}_t. \quad (8)$$

结合式(7)和(8),可得捕获碰撞对空间机器人运动状态的影响

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}}(t_0 + \Delta t) = \\ \mathbf{L}^{-1}[\mathbf{M}\dot{\mathbf{q}}(t_0) + \mathbf{J}^T(\mathbf{J}_t^T)^{-1}\mathbf{M}_t\dot{\mathbf{q}}_t(t_0)], \end{aligned} \quad (9)$$

其中 $\mathbf{L} = \mathbf{M} + \mathbf{J}^T(\mathbf{J}_t^T)^{-1}\mathbf{M}_t(\mathbf{J}_t)^{-1}\mathbf{J}$.

对式(4)第1项进行积分,整理得

$$\mathbf{M}(\mathbf{q})(\dot{\mathbf{q}}(t_0 + \Delta t) - \dot{\mathbf{q}}(t_0)) = \mathbf{J}^T\mathbf{P}, \quad (10)$$

其中 $\mathbf{P} = \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} \mathbf{F}dt$ 为捕获阶段的碰撞冲量.结合式(9)和(10),可计算得到碰撞冲量为

$$\begin{aligned} \mathbf{P} = (\mathbf{J}^T)^{-1}\mathbf{M}(\mathbf{q})[\mathbf{L}^{-1}(\mathbf{M}(\mathbf{q})\dot{\mathbf{q}}(t_0) + \\ \mathbf{J}^T(\mathbf{J}_t^T)^{-1}\mathbf{M}_t\dot{\mathbf{q}}_t(t_0)) - \dot{\mathbf{q}}(t_0)], \end{aligned} \quad (11)$$

其中 $(\mathbf{J}^T)^{-1}$ 为 \mathbf{J}^T 的伪逆.由于捕获碰撞时间 Δt 极小,碰撞力可以近似为

$$\mathbf{F} = \frac{\mathbf{P}}{\Delta t}. \quad (12)$$

空间机器人对目标航天器完成捕获操作后,其满足式(8)的速度约束,对式(8)进行积分,有

$$\dot{\mathbf{q}}_t = \mathbf{J}_t^{-1}[\dot{\mathbf{J}}\dot{\mathbf{q}} + (\mathbf{J} - \dot{\mathbf{J}}_t\mathbf{J}_t^{-1}\mathbf{J})\dot{\mathbf{q}}]. \quad (13)$$

结合式(4)、(5)和(13),可得联合体系统的综合系统动力学方程为

$$\begin{cases} \mathbf{M}_X(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{H}_X(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} = \boldsymbol{\tau}_c, \\ \mathbf{I}_m\ddot{\boldsymbol{\theta}}_m + \mathbf{K}(\boldsymbol{\theta}_m - \boldsymbol{\theta}) = \boldsymbol{\tau}_m, \\ \mathbf{K}(\boldsymbol{\theta}_m - \boldsymbol{\theta}) = \boldsymbol{\tau}_\theta. \end{cases} \quad (14)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_X &= \mathbf{M} + \mathbf{J}^T(\mathbf{J}_t^T)^{-1}\mathbf{M}_t\mathbf{J}_t^{-1}\mathbf{J}, \\ \mathbf{H}_X &= \mathbf{H} + \mathbf{J}^T(\mathbf{J}_t^T)^{-1}\mathbf{M}_t\mathbf{J}_t^{-1}(\mathbf{J} - \dot{\mathbf{J}}_t\mathbf{J}_t^{-1}\mathbf{J}). \end{aligned}$$

为延长空间机器人在轨服务年限,考虑使载体位置处于不受控的状态以减少液体燃料的消耗.基于此,式(14)表现为欠驱动形式,可将其改写为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{X11} & \mathbf{M}_{X12} \\ \mathbf{M}_{X21} & \mathbf{M}_{X22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}}_a \\ \ddot{\boldsymbol{\theta}} \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{X11} & \mathbf{H}_{X12} \\ \mathbf{H}_{X21} & \mathbf{H}_{X22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}}_a \\ \dot{\boldsymbol{\theta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\tau}_a \\ \boldsymbol{\tau}_b \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (15)$$

通过观察发现 \mathbf{H}_{X11} 、 \mathbf{H}_{X21} 均为零矩阵, $\mathbf{q}_a = [x_a, y_a]^T$, $\mathbf{q}_\theta = [\theta_0, \theta_1, \theta_2]^T$, $\boldsymbol{\tau}_b = [\tau_0, \tau_\theta^T]^T$.由式(15)第1行可解得 $\ddot{\mathbf{q}}_a$ 的表达式,代入第2行可得到联合体系统的

完全驱动形式动力学模型

$$\begin{cases} \mathbf{M}_a\ddot{\mathbf{q}}_a + \mathbf{H}_a\dot{\mathbf{q}}_a = \boldsymbol{\tau}_b, \\ \mathbf{I}_m\ddot{\boldsymbol{\theta}}_m + \mathbf{K}(\boldsymbol{\theta}_m - \boldsymbol{\theta}) = \boldsymbol{\tau}_m, \\ \mathbf{K}(\boldsymbol{\theta}_m - \boldsymbol{\theta}) = \boldsymbol{\tau}_\theta. \end{cases} \quad (16)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_a &= \mathbf{M}_{X22} - \mathbf{M}_{X21}\mathbf{M}_{X11}^{-1}\mathbf{M}_{X12}, \\ \mathbf{H}_a &= \mathbf{H}_{X22} - \mathbf{M}_{X21}\mathbf{M}_{X11}^{-1}\mathbf{H}_{X12}. \end{aligned}$$

3 控制器设计

考虑因RSEA装置的引入,联合体系统关节具备柔性.捕获后联合体系统控制目标为:1)抑制联合体系统关节柔性导致的振动;2)实现失稳联合体系统的镇定控制.为了达到上述控制目标,借助针对“强耦合模型”的奇异摄动技术,将系统分解为快变子系统和慢变子系统;由于所得快、慢变子系统在时间尺度上具备足够大的差异,分别设计快、慢变子控制器对其进行控制.同时,为了实现镇定过程保护关节电机不遭受过大冲击力矩破坏影响,结合慢变子系统设计一种合理开、关机策略,用于实现对关节电机所受冲击力矩的限制,进而达到保护关节电机情况下的镇定运动控制.

3.1 快变子系统控制器设计

考虑联合体系统分解为快变子系统和慢变子系统分别进行控制设计,系统的总控制律可写为

$$\boldsymbol{\tau}_m = \boldsymbol{\tau}_s + \boldsymbol{\tau}_f. \quad (17)$$

其中: $\boldsymbol{\tau}_s \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$ 为慢变子系统控制力矩, $\boldsymbol{\tau}_f \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$ 为快变子系统控制力矩.

定义“快”变量为 $\boldsymbol{\chi} = \mathbf{K}(\boldsymbol{\theta}_m - \boldsymbol{\theta})$.定义比例因子 ε 及对角矩阵 \mathbf{K}_1 ,并令其满足如下关系:

$$\mathbf{K} = \frac{\mathbf{K}_1}{\varepsilon^2}. \quad (18)$$

结合式(18),式(16)的第2式和第3式可重写为描写系统弹性振动的快变子系统方程,即

$$\varepsilon^2\ddot{\boldsymbol{\chi}} = \mathbf{I}_m^{-1}\mathbf{K}_1(\boldsymbol{\tau}_m - \mathbf{I}_m\ddot{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\chi}). \quad (19)$$

为了抑制系统弹性振动,设计如下速度差值反馈控制器对快变子系统进行控制:

$$\boldsymbol{\tau}_f = -\mathbf{K}_f(\dot{\boldsymbol{\theta}}_m - \dot{\boldsymbol{\theta}}), \quad (20)$$

其中 $\mathbf{K}_f = \mathbf{K}_2/\varepsilon$ 、 $\mathbf{K}_2 \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$ 为正定、对角矩阵.

将式(17)、(20)代入(19),可得

$$\varepsilon^2\mathbf{I}_m\ddot{\boldsymbol{\chi}} = \mathbf{K}_1(\boldsymbol{\tau}_s - \mathbf{I}_m\ddot{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\chi}) - \varepsilon\mathbf{K}_2\dot{\boldsymbol{\chi}}. \quad (21)$$

当 $\varepsilon \rightarrow 0$ 时,关节等效刚度 $\mathbf{K} \rightarrow \infty$,此时联合体系统等效为刚性模型.由式(16)、(17)可得出慢变子系统的动力学方程

$$M_{a\theta}\ddot{q}_\theta + H_{a\theta}\dot{q}_\theta = \tau_{a\theta}. \quad (22)$$

其中: $M_{a\theta} = M_a + I_a$, $H_{a\theta}$ 为 $\dot{\theta} = \dot{\theta}_m$ 时对应的新矩阵, $I_a = \text{diag}(0, I_{1m}, I_{2m})$, $\tau_{a\theta} = [\tau_0, \tau_s^T]^T$.

3.2 慢变子系统复合学习自适应控制器设计

针对所得到的慢变子系统, 定义误差矢量为

$$e = q_\theta - q_{\theta d}, \quad (23)$$

其中 $q_{\theta d} \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为载体姿态及关节轨迹期望矢量.

考虑捕获操作过程将带来扰动项, 慢变子系统动力学方程式(22)可写为

$$M_{a\theta}\ddot{q}_\theta + H_{a\theta}\dot{q}_\theta = \tau_{a\theta} + \tau_d, \quad (24)$$

其中 $\tau_d \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为有界的扰动项. 引入速度参考信号

$$\eta_r = \dot{q}_{\theta d} - K_3 e, \quad (25)$$

其中 $K_3 \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 为任取的正定、对角矩阵.

结合式(25)可知, 速度误差为 $e_\eta = \dot{q}_\theta - \eta_r$. 定义动态估计误差信号

$$\dot{e}_\eta = M_{a\theta}^{-1}(\tau_{a\theta} - H_{a\theta}\dot{q}_\theta) + f - \dot{\eta}_r, \quad (26)$$

其中 $f = M_{a\theta}^{-1}\tau_d$.

3.2.1 传统自抗扰控制

在传统自抗扰控制中, 采用扩张状态观测器对系统扰动项进行估计, 设计如下观测器:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = \tilde{x}_2 + \alpha_1 \tilde{x}_1, \\ \dot{\tilde{x}}_2 = \tilde{x}_3 + M_{a\theta}^{-1}(\tau_{a\theta} - H_{a\theta}\dot{q}_\theta) + \alpha_2 \tilde{x}_2, \\ \dot{\tilde{x}}_3 = \alpha_3 \tilde{x}_2. \end{cases} \quad (27)$$

其中: \tilde{x}_1 、 \tilde{x}_2 、 \tilde{x}_3 分别对应 q_θ 、 \dot{q}_θ 、 f 的估计值; $\tilde{x}_1 = q_\theta - \tilde{x}_1$, $\tilde{x}_2 = \dot{q}_\theta - \tilde{x}_2$ 为观测误差项; α_1 、 α_2 、 α_3 为适当选取的正常数.

基于所设计传统状态观测器, 得到如下控制器:

$$\tau_{a\theta} = M_{a\theta}\dot{\eta}_r + H_{a\theta}\dot{q}_\theta - M_{a\theta}\tilde{x}_3 - \alpha_4 M_{a\theta}e_\eta, \quad (28)$$

其中 α_4 为正常阵. 结合式(26)和(28), 可得

$$\dot{e}_\eta = -\alpha_4 e_\eta + \tilde{x}_3. \quad (29)$$

基于式(27)所设计的传统观测器信号仅根据速度、位置估计误差更新, 所设计的自抗扰控制器为前馈控制系统, 属于开环系统, 因此其抗扰动性能较差.

3.2.2 复合误差自抗扰控制

针对传统自抗扰抗扰性能较差的特点, 结合所定义动态估计误差信号对扩张状态观测器进行改进, 设计如下基于复合误差的观测器信号:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = \tilde{x}_2 + \beta_1 \tilde{x}_1, \\ \dot{\tilde{x}}_2 = \tilde{x}_3 + M_{a\theta}^{-1}(\tau_{a\theta} - H_{a\theta}\dot{q}_\theta) + \beta_2 \tilde{x}_2, \\ \dot{\tilde{x}}_3 = \beta_3 \tilde{x}_2 + \beta_4 e_\eta. \end{cases} \quad (30)$$

其中: β_1 、 β_2 、 β_3 、 β_4 为适当选取的正常数, $\tilde{x}_3 = f - \tilde{x}_3$.

联立式(22)和(30), 可得

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = \tilde{x}_2 - \beta_1 \tilde{x}_1, \\ \dot{\tilde{x}}_2 = \tilde{x}_3 - \beta_2 \tilde{x}_2, \\ \dot{\tilde{x}}_3 = \dot{f} - \beta_3 \tilde{x}_2 - \beta_4 e_\eta. \end{cases} \quad (31)$$

结合基于复合误差的观测器, 设计如下控制器:

$$\tau_{a\theta} = M_{a\theta}\dot{\eta}_r + H_{a\theta}\dot{q}_\theta - M_{a\theta}\tilde{x}_3 - \beta_5 M_{a\theta}e_\eta, \quad (32)$$

其中 β_5 为正常数. 结合式(26)和(32), 可得

$$\dot{e}_\eta = -\beta_5 e_\eta + \tilde{x}_3. \quad (33)$$

引入状态变量 $\mathbf{X} = [\tilde{x}_1^T, \tilde{x}_2^T, \tilde{x}_3^T, e_\eta^T]^T$, 则式(31)可改写为如下形式状态方程:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}. \quad (34)$$

由于 β_1 、 β_2 、 β_3 、 β_4 、 β_5 选取为正数, 根据 Routh-Hurwitz 稳定性判据, 可保证矩阵的 Hurwitz 稳定性.

定理1 所设计的扩张状态观测器(30)和控制器(32)可保证联合体系统扰动估计误差和轨迹跟踪误差最终一致有界.

证明 由于矩阵 \mathbf{A} 满足 Hurwitz 稳定性, 存在正定矩阵 \mathbf{P} 满足

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} = -\mathbf{Q}, \quad (35)$$

其中 \mathbf{Q} 为任意给定的正定常值矩阵.

选取如下形式的能量函数:

$$V = \frac{1}{2} e^T e + \mathbf{X}^T \mathbf{P} \mathbf{X}. \quad (36)$$

对式(36)求导, 并结合式(23)、(25)和(34), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & e^T (e_\eta - K_3 e) + \mathbf{X}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}) \mathbf{X} + 2 \tilde{\mathbf{X}}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \leq \\ & -K_3 e^T e + e^T e_\eta - \lambda_{\min}(\mathbf{Q}) \mathbf{X}^T \mathbf{X} + 2 \tilde{\mathbf{X}}^T \mathbf{P} \mathbf{B}. \end{aligned} \quad (37)$$

利用 Young's 不等式, 有

$$e^T e_\eta \leq \frac{1}{2} \|e\|^2 + \frac{1}{2} \|e_\eta\|^2, \quad (38)$$

$$2 \tilde{\mathbf{X}}^T \mathbf{P} \mathbf{B} \leq \gamma \mathbf{X}^T \mathbf{P} \mathbf{X} + \frac{\lambda_{\max}(\mathbf{P})}{\gamma \lambda_{\min}^2(\mathbf{M}_{a\theta})} \Gamma^2. \quad (39)$$

其中: γ 为正常数, Γ 为扰动项 τ_d 的上确界.

将式(38)和(39)代入(37)中, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -\left(K_3 - \frac{1}{2}\right) \|e\|^2 + \gamma \mathbf{X}^T \mathbf{P} \mathbf{X} - \\ & \left(\lambda_{\min}(\mathbf{Q}) - \frac{1}{2}\right) \|\mathbf{X}\|^2 + \frac{\lambda_{\max}(\mathbf{P})}{\gamma \lambda_{\min}^2(\mathbf{M}_{a\theta})} \Gamma^2 \leq \\ & -\xi V + \frac{\lambda_{\max}(\mathbf{P})}{\gamma \lambda_{\min}^2(\mathbf{M}_{a\theta})} \Gamma^2. \end{aligned} \quad (40)$$

其中

$$\xi = \min \left\{ K_3 - \frac{1}{2}, \left(\lambda_{\min}(\mathbf{Q}) - \frac{1}{2} \right) / \lambda_{\max}(\mathbf{P}) - \gamma \right\},$$

$$K_3 > \frac{1}{2}, \lambda_{\min}(\mathbf{Q}) > \frac{1}{2},$$

$$\gamma < \left(\lambda_{\min}(\mathbf{Q}) - \frac{1}{2} \right) / \lambda_{\max}(\mathbf{P}).$$

根据式(40)适当选取参数,使其满足

$$V \geq \frac{\lambda_{\max}(\mathbf{P})}{\xi \gamma \lambda_{\min}^2(\mathbf{M}_{\alpha\theta})} \Gamma^2, \quad (41)$$

可保证 \dot{V} 恒小于0.因此, \tilde{x}_1 、 \tilde{x}_2 、 \tilde{x}_3 、 e_η 及联合系统轨迹跟踪误差 e 一致最终有界.□

4 仿真算例分析

4.1 捕获碰撞过程RSEA抗冲击性能模拟

以图2所示的空间机器人系统进行数值仿真实验.模型参数选取如下: $m_0 = 50 \text{ kg}$, $I_0 = 40 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $l_0 = 1 \text{ m}$; $m_i = 4 \text{ kg}$, $I_i = 2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $l_i = 2 \text{ m}$, $d_i = 1 \text{ m}$ ($i = 1, 2$); $m_t = 20 \text{ kg}$, $I_t = 8 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $l_t = 0.5 \text{ m}$; $I_{1m} = I_{2m} = 0.05 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$. 关节等效刚度^[20]计算为

$$\mathbf{K} = 2\mathbf{K}_m(3R^2 + r^2)(2\cos^2\varphi - 1). \quad (42)$$

其中: $\mathbf{K}_m = \text{diag}(k_{1m}, k_{2m})$, $R = 0.1 \text{ m}$, $r = 0.01 \text{ m}$, φ 为空间机械臂末端施加 $\mathbf{F} = [20 \text{ N} \cdot \text{m}, 20 \text{ N} \cdot \text{m}, 0]^T$ 的载荷时扫臂的转角, $\varphi = \text{diag}(3^\circ, 2^\circ)$ 仿真时选取.

为了验证RSEA传动装置在捕获碰撞过程的抗冲击性能,采用配置/未配置RSEA传动装置空间机器人对不同初速度航天器进行捕获碰撞模拟仿真,并计算碰撞过程中关节所受冲击力矩.选取空间机器人系统碰撞前的初始构型为 $\mathbf{q} = [0, 0, 90^\circ, 45^\circ, 45^\circ]^T$,所受冲击力矩结果如表1所示.

表1 航天器不同初速度下RSEA的抗冲击性能模拟

航天器初速度	关节1所受冲击力矩	关节2所受冲击力矩	冲击力矩最大降低百分比/%
$[0.25, 0.55, 0]^T$	$[607.4, 248.2]^T$	$[181.4, 153.6]^T$	59.4
$[0, 0.55, 0.3]^T$	$[372.6, 224.6]^T$	$[153.4, 145.5]^T$	39.7
$[0.25, 0.55, 0.3]^T$	$[664.0, 240.0]^T$	$[181.9, 145.6]^T$	63.9

表1中,第1列为速度项,前两项单位为 m/s ,第3项单位为 rad/s .第2列及第3列前、后项分别为未配置与配置RSEA装置关节所受冲击力矩,所受冲击力矩单位为 $\text{N} \cdot \text{m}$.第4列为配置RSEA装置后,关节所受冲击力矩最大降低百分比.由表1可见,针对捕获不同初速度航天器的操作过程,配置RSEA装置较未配置RSEA装置都能有效减小空间机器人关节所受冲击力矩,进而实现了对关节的保护.

4.2 镇定运动过程避撞柔顺控制策略性能模拟

假设空间机器人关节电机所能承受冲击力矩极限为 $90 \text{ N} \cdot \text{m}$.为验证镇定运动过程避撞柔顺控制策

略的有效性,运用所提出算法对图2所示系统进行数值仿真实验.考虑系统因捕获过程导致的扰动项为 $\boldsymbol{\tau}_d = [\sin t, \cos t, \sin t]^T$.

模型参数选取如前,控制参数选取如下: $\mathbf{K}_2 = \text{diag}(6, 6)$, $\mathbf{K}_3 = \text{diag}(6, 6, 6)$, $\varepsilon = 0.5$, $\beta_1 = 9$, $\beta_2 = 3$, $\beta_3 = 3$, $\beta_4 = 20$, $\beta_5 = 10$.空间机器人构型选取第4.1节所用位置.假设在 $t_0 = 0$ 时对航天器进行捕获操作,此时被捕获航天器速度为 $\mathbf{v}_t = [0.25 \text{ m/s}, 0.55 \text{ m/s}, 0.3 \text{ rad/s}]^T$.捕获后联合系统期望位置选取为 $\mathbf{q}_{\theta d} = [100^\circ, 30^\circ, 60^\circ]^T$.仿真时间选取为 $t = 30 \text{ s}$.

图3给出了配置RSEA装置但未采用开关机策略的空间机器人捕获航天器镇定过程所受冲击力矩.可以发现,此时关节冲击力矩虽然较未配置柔顺装置得到降低,但依然超出关节所能承受的极限值.为了完成对关节电机的保护,采用适时开、关机策略的避撞柔顺控制.选取电机关机阈值为 $60 \text{ N} \cdot \text{m}$,开机阈值为 $6 \text{ N} \cdot \text{m}$,仿真结果如图4和图5所示.

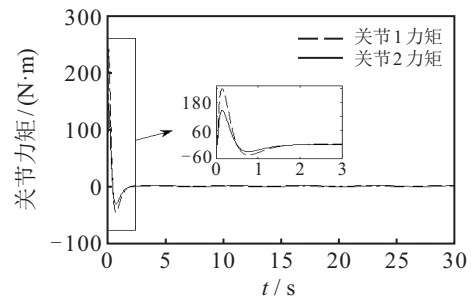


图3 未采用开、关机策略关节所受冲击力矩

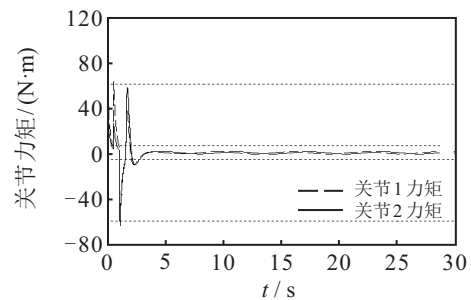


图4 采用开、关机策略关节所受冲击力矩

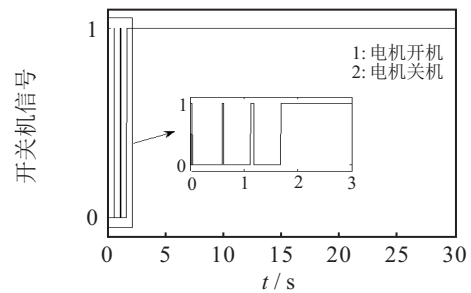


图5 关节电机开、关机信号

对比图3和图4可知,结合适时开、关机策略的避撞柔顺控制可将关节所受冲击力矩限制在安全范围,实现了对关节电机的保护.

图6~图8为采用传统自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)与复合误差自抗扰控制(composite error active disturbance rejection control, CEADRC)两种算法进行镇定控制,并结合上述开、关机策略时的镇定轨迹.可见,所提出复合误差自抗扰控制较传统自抗扰控制具有更高的轨迹跟踪精度,有效提升了联合体系统对冲击效应的抗扰动能

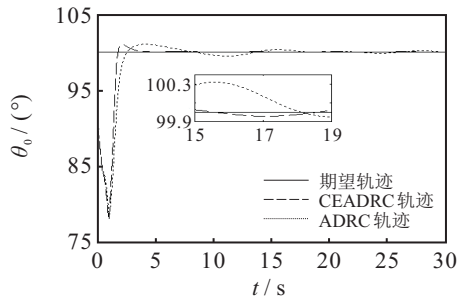


图6 姿态角跟踪情况

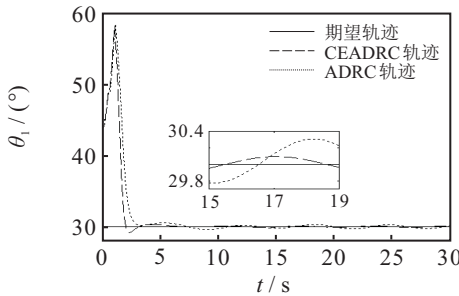


图7 关节1轨迹跟踪情况

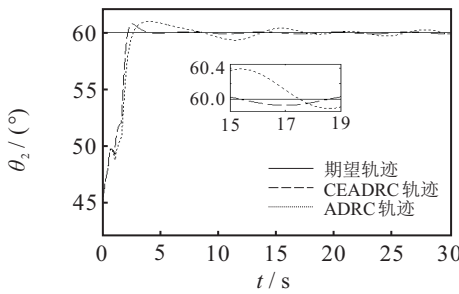


图8 关节2轨迹跟踪情况

图9~图11为采用上述避撞柔顺控制策略,但关闭快变子控制器时的镇定运动轨迹跟踪情况.比较图6~图8与图9~图11可见,若关闭快变子系统,则联合体系统将产生大幅度的弹性振动,进而导致系统

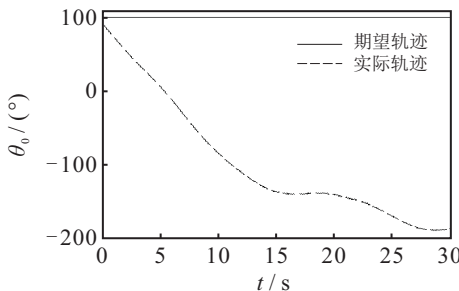


图9 关闭快变控制器姿态角轨迹跟踪情况

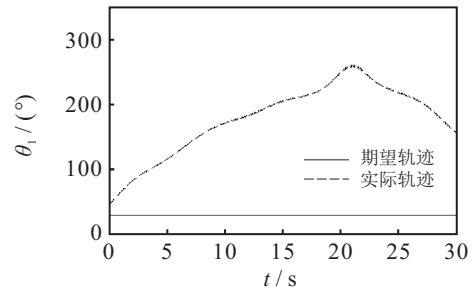


图10 关闭快变控制器关节1轨迹跟踪情况

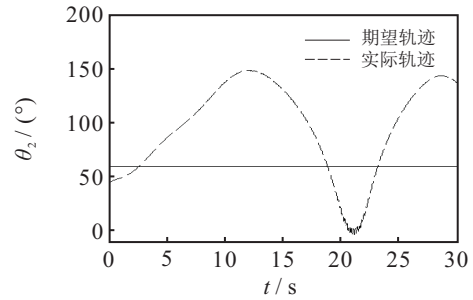


图11 关闭快变控制器关节2轨迹跟踪情况

失去稳定并使得镇定运动无法实现,故所设计速度差值反馈控制器可实现对弹性振动的抑制.

5 结论

空间机器人在轨捕获非合作航天器时,机械臂关节处不可避免地要遭受巨大的冲击能量.为了实现捕获碰撞过程受冲击力矩影响下空间机器人关节的保护,本文设计了一种含RSEA传动装置的空间机器人,并提出了结合适时开启、关闭关节电机的避撞柔顺控制策略.通过仿真实验可知:所提出方案在捕获接触阶段,可有效吸收、缓冲碰撞过程产生的冲击能量;在镇定运动阶段,借助奇异摄动技术,保证了对系统弹性振动的主动抑制,并实现了对关节所受冲击力矩的限制,从而避免了关节电机的过载、破坏.此外,所提出复合误差自抗扰控制较传统自抗扰控制具备更好的抗扰动能力,保证了系统镇定控制的精确性和稳定性.

参考文献(References)

- [1] Flores-Abad A, Ma O, Pham K, et al. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 68: 1-26.
- [2] 黄攀峰, 鲁迎波, 王明, 等. 参数未知航天器的姿态接管控制[J]. 控制与决策, 2017, 32(9): 1547-1555. (Huang P F, Lu Y B, Wang M, et al. Attitude takeover control for spacecraft with unknown parameter[J]. Control and Decision, 2017, 32(9): 1547-1555.)
- [3] Rekleitis G, Papadopoulos E. On-orbit cooperating space robotic servicers handling a passive object[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(2): 802-814.
- [4] James F, Shah S V, Singh A K, et al. Reactionless

- maneuvering of a space robot in precapture phase[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(10): 2417-2423.
- [5] 易中贵, 戈新生. 间接Legendre伪谱法的欠驱动航天器姿态运动轨迹跟踪[J]. *宇航学报*, 2018, 39(6): 648-655.
(Yi Z G, Ge X S. Attitude motion trajectory tracking for underactuated spacecraft based on indirect legendre pseudospectral method[J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(6): 648-655.)
- [6] 李京霖, 丁希仑, 张文明, 等. 一种多功能小行星采样器的设计[J]. *机械工程学报*, 2015, 51(13): 167-175.
(Li J L, Ding X L, Zhang W M, et al. Design of a multi-function minor planet soil sampler[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 51(13): 167-175.)
- [7] Qin L, Liu F C, Liang L H, et al. Fuzzy adaptive robust control for space robot considering the effect of the gravity[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(6): 1562-1570.
- [8] Bandyopadhyay S, Chung S J, Hadaegh F Y. Nonlinear attitude control of spacecraft with a large captured object[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamic*, 2016, 39(4): 754-769.
- [9] Meng D S, Lu W N, Xu W F, et al. Vibration suppression control of free-floating space robots with flexible appendages for autonomous target capturing[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 904-918.
- [10] 王从庆, 张承龙. 自由浮动柔性双臂空间机器人系统的动力学控制[J]. *机械工程学报*, 2007, 43(10): 196-200.
(Wang C Q, Zhang C L. Dynamic control of a free-floating flexible dual-arm space robotic system[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2007, 43(10): 196-200.)
- [11] Stolfi A, Gasbarri P, Sabatini M. A combined impedance-PD approach for controlling a dual-arm space manipulator in the capture of a non-cooperative target[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 139: 243-253.
- [12] 梁捷, 陈力. 漂浮基空间机器人捕获卫星过程动力学模拟及捕获后混合体运动的RBF神经网络控制[J]. *航空学报*, 2013, 34(4): 970-978.
(Liang J, Chen L. Dynamics modeling for free-floating space-based robot during satellite capture and RBF neural network control for compound body stable movement[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(4): 970-978.)
- [13] Dong H Y, Hu Q L, Akella M R. Dual-quaternion-based spacecraft autonomous rendezvous and docking under six-degree-of-freedom motion constraints[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, 41(5): 1150-1162.
- [14] 刘冬雨, 刘宏, 李志奇. 空间机械臂手系统在轨精细维修操作的标定策略[J]. *宇航学报*, 2017, 38(6): 80-87.
(Liu D Y, Liu H, Li Q Z. Calibration strategy of space manipulator system on-orbit servicing fine operation[J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(6): 80-87.)
- [15] Lampariello R, Hirzinger G. Generating feasible trajectories for autonomous on-orbit grasping of spinning debris in a useful time[C]. *IEEE/RSJ Int Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Piscataway: IEEE, 2013: 5252-5259.
- [16] Aghili F. A prediction and motion-planning scheme for visually guided robotic capturing of free-floating tumbling objects with uncertain dynamics[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2012, 28(3): 634-649.
- [17] 程靖, 陈力. 空间机器人双臂捕获卫星力学分析及镇定控制[J]. *力学学报*, 2016, 48(4): 832-842.
(Cheng J, Chen L. Mechanical analysis and calm control of dual-arm space robot for capturing a satellite[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(4): 832-842.)
- [18] Shah S V, Sharf I, Misra A. Reactionless path planning strategies for capture of tumbling objects in space using a dual-arm robotic system[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Virginia: AIAA, 2013: 4521.
- [19] Virgili-Llop J, Zagaris C, Zappulla R, et al. A convex-programming-based guidance algorithm to capture a tumbling object on orbit using a spacecraft equipped with a robotic manipulator[J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2019, 38(1): 40-72.
- [20] Gu X, Wang K, Cheng T, et al. Mechanical design of a 3-DOF humanoid soft arm based on modularized series elastic actuator[C]. *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*. Piscataway: IEEE, 2015: 1127-1131.
- [21] Wang M, Sun L, Yin W, et al. Nonlinear disturbance observer based torque control for series elastic actuator[C]. *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Piscataway: IEEE, 2016: 286-291.
- [22] Calanca A, Fiorini P. Understanding environment adaptive force control of series elastic actuators[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2018, 23(1): 413-423.
- [23] Han J Q. From PID to active disturbance rejection control[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900-906.
- [24] Zhang N, Gai W D, Zhang G L, et al. An active disturbance rejection control guidance law based collision avoidance for unmanned aerial vehicles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 77: 658-669.

作者简介

艾海平(1991—),男,博士生,从事空间机器人系统动力学与控制的研究, E-mail: ahpwuh@163.com;

陈力(1961—),男,教授,博士生导师,从事空间机器人系统动力学与控制等研究, E-mail: chnle@fzu.edu.cn.

(责任编辑: 郑晓蕾)