

文章编号 1004-924X(2023)22-3266-13

空间机器人在轨双臂辅助航天器对接力/位置 嵌套双层滑模阻抗控制

朱 安^{1,2*}, 陈 力²

(1. 江西理工大学 能源与机械工程学院, 江西 南昌 330013;

2. 福州大学 机械工程及自动化学院, 福建 福州 350108)

摘要:为了实现空间机器人捕获航天器及辅助对接操作的柔顺化,对航天器对接装置的输出力与位姿的精确控制进行了研究,且在关节电机与机械臂之间添加了弹簧阻尼缓冲装置,以防止接触、碰撞时产生的巨大冲击力造成关节破坏。首先,结合 Newton 第三定律、捕获点的速度约束及闭链系统的几何约束,获得了捕获航天器后的混合体系统动力学方程,通过动量守恒关系计算了碰撞冲击效应与冲击力。接着,通过航天器对接装置相对载体坐标系的运动学关系,建立了对接操作过程中的阻抗模型。然后,设计了一种鲁棒自适应双层滑模控制策略,其与阻抗控制相结合,采用力加载随动控制系统实现对接装置的位姿与输出力的精确控制,以降低接触、碰撞时的冲击力。该控制策略具有双层滑模结构,其第一层保证混合体系统在有限时间内收敛,第二层用于解决控制的高增益问题。最后,通过 Lyapunov 定理证明了系统的稳定性;利用数值仿真验证了所提控制策略的有效性。仿真结果表明,在给定的速度下缓冲装置最大可将碰撞冲击力矩降低 46.78%,输出力的控制精度优于 0.5 N,位置、姿态的控制精度优于 10^{-3} m, 0.5° 。

关键词:双臂空间机器人;缓冲装置;辅助对接操作;阻抗控制;双层滑模

中图分类号: TP241 **文献标识码:** A **doi:** 10.37188/OPE.20233122.3266

Double layer sliding mode force/position impedance control for dual-arm space robot on orbit auxiliary docking spacecraft operation

ZHU An^{1,2*}, CHEN Li²

(1. School of Energy and Mechanical Engineering, Jiangxi University of Science and Technology,
Nanchang 330013, China;

2. School of Mechanical Engineering and Automation, Fuzhou University, Fuzhou 350108, China)

* Corresponding author, E-mail: zhu_an24@sina.com

Abstract: To comply with the process of a space robot capturing a spacecraft and the subsequent auxiliary docking operation, precise control of the output force and position of the spacecraft docking device was studied herein. A spring damper buffer device was added between the joint motor and manipulator to prevent the joint from being damaged under the huge impact force generated during contact and impact. First,

收稿日期: 2023-04-03; **修订日期:** 2023-05-08.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 51741502); 福建省工业机器人基础部件技术重大研发平台资助项目 (No. 2014H21010011); 福建省机器人基础部件与系统集成创新中心专项资金项目

by combining Newton's third law, velocity constraints of the capture points, and closed-chain system geometric constraints, a dynamic model of the hybrid system after capture was obtained, and the impact effect and force were estimated based on momentum conservation. Then, the impedance model during docking was established through the kinematics of the spacecraft docking device relative to the base coordinate system. Subsequently, a robust adaptive-double-layer sliding-mode control strategy was developed. Combined with impedance control, this strategy employed a force load servo control system to accurately control the position and output force of the docking device to reduce the impact force during contact and impact. The control strategy featured a double-layer sliding-mode structure, with the first layer ensuring convergence of the hybrid system in finite time and the second layer being used to solve the high-gain problem of the controller. Finally, the stability of the system was proved using the Lyapunov theorem, and the effectiveness of the proposed strategy was verified through a numerical simulation. The simulation results indicate that the buffer device can reduce the impact force by 46.78% of the maximum at the given velocities. Moreover, the control accuracy of the output force is better than 0.5 N, while the accuracies of the position and attitude are better than 10^{-3} m and 0.5° , respectively.

Key words: dual-arm space robot; buffer device; auxiliary docking operation; impedance control; double layer sliding mode

1 引言

太空中失效的航天器占用了有限的轨道资源,将影响各国后续的太空布局,另外航天器失效的主要原因是携带的燃料耗尽或某一部件被损坏,若能加注燃料或替换部件,它们仍能继续工作,将极大地节约太空探索成本^[1-3]。因此,对空间机器人捕获航天器及辅助对接操作的研究受到了学者的广泛关注。双臂空间机器人由于具有更大的负载能力、更高的灵活性、可同时执行多任务,已成为此项研究的重点^[4-7]。然而,双臂系统在捕获操作时存在闭环接触几何学、运动学约束^[8];在对接操作时需考虑双臂的协调操作问题^[9],且为了防止剧烈的接触、碰撞导致机器人的损坏,需同时对航天器对接装置的姿态及输出力进行精确控制^[10],故对双臂系统的研究相对困难。

针对双臂系统捕获操作的问题,Liu等^[11]利用Hertz接触理论建立了空间机器人与航天器之间的接触力模型,并分析了捕获接触力对整个系统控制过程的影响。Wu等^[12]研究了空间机器人捕获快速翻滚目标的接触动力学建模和控制问题,并开发了一种通用的摩擦接触模型来描述末端执行器和目标之间的接触力,该模型可模拟复杂构型接触面间多点接触的间歇摩擦接触情况。Ge等^[13]开发了一种强制阻抗模型,其通过强制

执行参考阻抗,使得碰撞过程中末端执行器可适配任何接触力。Murad^[14]等综合考虑了接触的运动学、动力学、线动量与角动量约束,提出了一种面向统一控制的建模方法,对碰撞产生的相互作用力进行调节。通过上述成果可知,大多数研究人员对捕获操作研究的关注点在碰撞分析及接触力调节上。然而,由于捕获操作时航天器仍有一定的速度,使得碰撞过程中将在关节处产生较大的冲击力矩,若该力矩超过关节所能承受的极限值,可能造成关节的损坏。在机械臂关节处添加柔顺机构实现机械臂与外界环境发生碰撞保护关节是一种行之有效的方法^[15-17],因此本文在关节电机与机械臂之间添加了一种弹簧阻尼缓冲装置(Spring Damper Buffer Device, SDBD),其中弹簧用于冲击能量的缓冲,阻尼器则用于冲击能量的卸载及弹簧引起的柔性振动的抑制。

针对辅助对接操作的研究,为了保证航天器对接装置顺利的与载体对接,设计的控制器需同时实现对接装置的位姿与输出力的高精度控制,以减小对接装置与载体接触、碰撞时产生的冲击载荷。Hogan^[18]提出的阻抗控制可通过调整阻抗参数建立末端位姿和接触力之间的动态关系,已被广泛的应用于机器人与外界环境的接触、碰撞问题分析^[19-21]。因此,本文结合阻抗控制原理,对空间机器人辅助对接的力/力矩进行控制。在对

接装置的位姿控制方面,考虑到滑模控制(Sliding Mode Control, SMC)结构简单、鲁棒性强,对各类系统的控制已趋于成熟,而空间机器人的控制对稳定性要求较高,因此拟设计一种 SMC 用于位姿控制。然而,SMC 的滑模函数是一阶的,其需要通过高增益才能保证系统收敛到滑模面的速度和精度^[22],这将导致控制器输出力矩过大,且会带来严重的抖振问题。为此,Shtessel^[23]通过超扭算法构建了一种二阶滑模控制(Second-order Sliding Mode Control, SSMC),然后通过自适应增益在一定程度上缓解了抖振问题。但该方案在系统参数存在误差时需要提高自适应系数才能保证控制精度^[24-25],过大的系数将导致抖振问题重新出现。基于此,本文提出一种鲁棒自适应双层滑模控制(Adaptive Dual Layer Sliding Mode Control, ADLSMC)策略,该策略引入了等效控制技术保证自适应增益的最小化,然后通过两个增益的自适应调节,可同时保证控制精度与抑制抖振。

2 动力学模型与碰撞分析

2.1 动力学模型

空间机器人与航天器系统如图 1 所示。图中 $O_0, O_s, O_i (i=1, 2, \dots, 6)$ 分别为载体质心、航天器质心与各关节铰中心; P_L, P_R 分别为机械臂左、右末端执行器的捕获点; P'_L, P'_R 分别为航天器左、右把手的被捕获点; B, B' 分别为载体与航天器对接装置上的点。系统中的坐标系定义如下: XOY 为系统随轨道平动的惯性参考坐标系;

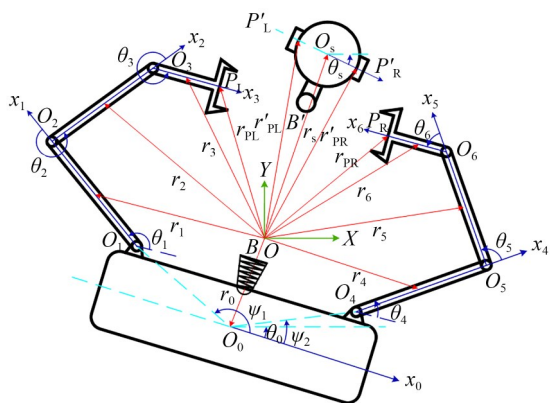


图 1 双臂空间机器人与航天器系统

Fig. 1 Dual-arm space robot and target spacecraft systems

$x_0O_0y_0, x_sO_sy_s$ 分别为固定在载体质心、航天器质心上的坐标系; $x_iO_iy_i$ 为固定在关节铰中心的坐标系。系统中的符号定义如下: m_0, I_0, θ_0 分别为载体的质量、转动惯量与姿态角, m_i, L_i, I_i, θ_i 分别为机械臂的质量、长度、转动惯量与转角, m_s, I_s, θ_s 分别为航天器的质量、转动惯量与姿态角, θ_{mi} 为关节电机转子转角, $L_0, L_s, L_{B'}$ 分别为 O_0 到 O_1, O_s 到 P'_L, O_s 到 B' 的距离, ϕ_1, ϕ_2 分别为 O_0O_1, O_0O_4 与 x_0 轴的夹角。

为了防止机器人捕获航天器与辅助对接的过程中,因碰撞产生的巨大冲击载荷造成关节的损坏,在关节电机与机械臂之间添加一种 SDBD,其结构如图 2 所示。

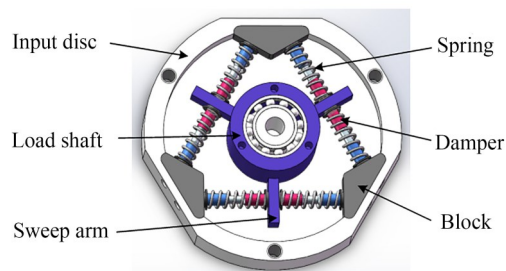


图 2 SDBD 的结构

Fig. 2 Structure of SDBD

SDBD 主要由弹簧(Spring)、阻尼器(Damper)、输入圆盘(Input disc)、负载轴(Load shaft)及挡块(Block)组成,其中输入圆盘与电机相连、负载轴与机械臂相连。碰撞时在关节处产生的冲击能量将由弹簧缓冲,随后被阻尼器卸载。但弹簧的加入会增加关节的柔性,导致机械臂在运动时发生柔性振动,不利于机械臂的稳定控制。因此将阻尼器嵌套在弹簧的内部,实现阻尼器与弹簧的同步运动以实时抑制柔性振动。SDBD 中弹簧的刚度为 k_i , 阻尼器的阻尼系数为 D_{ui} , 为了描述机械臂与电机端的阻力,将它们等效为由阻尼器产生,定义机械臂端与电机端的等效阻尼系数分别为 D_{Li}, D_{mi} 。

参考文献[26]可得捕获操作前的空间机器人与航天器动力学模型为:

$$\begin{cases} M_r \ddot{q}_r + (H_r + D_L) \dot{q}_r = \tau_r + J_r^T F_p \\ I_m \ddot{q}_m + D_{mg} \dot{q}_m + \tau_g = \tau_m \\ K_s (q_m - q_g) + D_{ig} (\dot{q}_m - \dot{q}_g) = \tau_g \end{cases}, \quad (1)$$

$$M_s \ddot{q}_s = J_s^T F_{p'}, \quad (2)$$

其中: $M_r \in R^{9 \times 9}$, $M_s \in R^{3 \times 3}$ 分别为机器人与航天器的惯量矩阵, $H_r \dot{q}_r \in R^{9 \times 1}$ 为科氏力、离心力列向量, $D_L \in R^{9 \times 9}$ 为机械臂端增广的等效阻尼系数矩阵, $D_{mg} \in R^{6 \times 6}$ 为电机端等效阻尼系数矩阵, $D_{ig} \in R^{6 \times 6}$ 为阻尼器的阻尼系数矩阵, $K_s \in R^{6 \times 6}$ 为弹簧的刚度矩阵, $I_m \in R^{6 \times 6}$ 为电机转子转动惯量矩阵; $q_r \in R^{9 \times 1}$ 为载体位姿与机械臂关节角列向量, $q_m \in R^{6 \times 1}$ 为电机转子转角列向量, $q_g \in R^{6 \times 1}$ 为机械臂转角列向量, $q_s \in R^{3 \times 1}$ 为航天器位姿列向量; $\tau_r = [\tau_B, \tau_0, \tau_g]^T$, $\tau_B \in R^{2 \times 1}$, τ_0 分别为载体位置、姿态控制力矩, $\tau_g \in R^{6 \times 1}$ 为机械臂控制力矩列向量, $\tau_m \in R^{6 \times 1}$ 为电机输出力矩列向量; $J_r \in R^{6 \times 9}$, $J_s \in R^{6 \times 3}$ 分别为捕获点与被捕获点的运动雅克比矩阵, $F_p, F_{p'} \in R^{6 \times 1}$ 分别为捕获点与被捕获点的作用力/力矩(碰撞前 $F_p, F_{p'}$ 均为零向量, 碰撞时 $F_p + F_{p'} = 0_{6 \times 1}$)。

捕获后空间机器人与航天器锁紧固连形成闭链混合体系统, 则在载体质心坐标系下, 左链的捕获点与被捕获点满足如下速度约束:

$$J_L \dot{\theta}_L = J_R \dot{\theta}_R, \quad (3)$$

其中: $\theta_L = [\theta_1, \theta_2, \theta_3]^T$, $\theta_R = [\theta_4, \theta_5, \theta_6]^T$, $J_L, J_R \in R^{2 \times 3}$ 分别为载体质心坐标系下捕获点与被捕获点对应的运动 Jacobian 矩阵。

令 $q_L = [x_0, y_0, \theta_0, \theta_L^T]^T$, 则通过式(3)可由左链的速度表示整个闭链系统的速度:

$$\dot{q}_r = U^T \dot{q}_L, \quad (4)$$

其中: $U = [\Xi_{6 \times 6}, U_1^T]$, $\Xi_{n \times n}$ 为 n 阶单位矩阵, $U_1 = [0_{3 \times 3}, J_{OR}^{-1} J_{OL}]$, $J_{OL} = [J_L^T, 0_{3 \times 1}]^T$, $J_{OR} = [J_R^T, 0_{3 \times 1}]^T$, $0_{3 \times 1}$ 为元素全为 1 的列向量。

对式(4)求导可得闭链系统的加速度为:

$$\ddot{q}_r = \dot{U}^T \dot{q}_L + U^T \ddot{q}_L. \quad (5)$$

捕获后在惯性参考坐标系下, 左链的捕获点与被捕获点满足速度约束:

$$J_{rp} \dot{q}_L = J_{sp} \dot{q}_s, \quad (6)$$

其中: $J_{rp} \in R^{3 \times 6}$, $J_{sp} \in R^{3 \times 3}$ 分别为惯性参考坐标系下捕获点与被捕获点对应的增广 Jacobian 矩阵。

由式(6)可通过左链速度表示航天器速度:

$$\dot{q}_s = J_{sp}^{-1} J_{rp} \dot{q}_L. \quad (7)$$

对式(7)求导可得航天器的加速度为:

$$\ddot{q}_s = J_{sp}^{-1} (\dot{J}_{rp} \dot{q}_L + J_{rp} \ddot{q}_L - \dot{J}_{sp} J_{sp}^{-1} J_{rp} \dot{q}_L). \quad (8)$$

将式(4)、式(5)、式(8)代入式(1)和式(2),

且结合牛顿第三定律可得闭链混合体系统的动力学模型为:

$$M_h \ddot{q}_L + (H_h + D_{Lh}) \dot{q}_L = \tau_h, \quad (9)$$

其中: $M_h = C + B J_{sp}^{-1} J_{rp}$, $D_{Lh} = U D_L U^T$, $\tau_h = U \tau_r$, $H_h = C + G + B J_{sp}^{-1} (\dot{J}_{rp} - \dot{J}_{sp} J_{sp}^{-1} J_{rp})$, $C = U M_r U^T$, $B = U J_r^T (J_s^T)^+ M_s$, $G = U H_r U^T$ 。

捕获操作完成后, 机械臂末端执行器与航天器把手锁紧, 因此内力项对闭链混合体系统运动无影响。由于 H_h, D_{Lh} 的前两列元素均为零, 且碰撞过程中系统处于无控状态, 故式(9)可转换为完全能控形式的闭链混合体系统动力学模型:

$$\begin{cases} M_c \ddot{q}_c + (H_c + D_{Lc}) \dot{q}_c = \tau_c \\ I_m \ddot{q}_m + D_{mg} \dot{q}_m + \tau_g = \tau_m \\ K_s (q_m - q_g) + D_{ig} (\dot{q}_m - \dot{q}_g) = \tau_g \end{cases}, \quad (10)$$

其中: $M_c = M_{h22} - M_{h21} M_{h11}^{-1} M_{h12}$, $H_c = H_{h22} - M_{h21} M_{h11}^{-1} H_{h12}$, $D_{Lc} = D_{Lh22} - M_{h21} M_{h11}^{-1} D_{Lh12}$, $q_c = [\theta_0, \theta_L^T]^T$, $\tau_c = [\tau_0, \tau_L^T]^T$, $\tau_L = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T$ 。

2.2 碰撞分析

若忽略空间机器人捕获航天器过程中的微重力影响, 则整个系统满足动量守恒。假设碰撞时间为 Δt , 由于 Δt 很短, 在这一时段可认为系统的广义坐标未发生突变, 仅有广义速度和广义加速度发生突变^[7]。通常为了保护电机, 碰撞过程中电机处于关机状态, 则对式(1)和式(2)在 Δt 内积分可得:

$$\begin{cases} M_r [\dot{q}_r(t_0 + \Delta t) - \dot{q}_r(t_0)] = J_r^T f_p \\ M_s [\dot{q}_s(t_0 + \Delta t) - \dot{q}_s(t_0)] = J_s^T f_{p'} \end{cases}, \quad (11)$$

其中: t_0 为碰撞时刻, $f_p = \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} F_p dt$, $f_{p'} = \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} F_{p'} dt$ 为碰撞冲量。

结合式(4)、式(7)和式(11)可解得碰撞冲击效应与冲击力分别为:

$$\begin{aligned} \dot{q}_L(t_0 + \Delta t) &= M_h^{-1} [C \dot{q}_L(t_0) + B \dot{q}_s(t_0)], \quad (12) \\ F_p &= \\ &= \frac{(J_r)^+ M_r U^T M_h^{-1} [(C - M_h) \dot{q}_L(t_0) + B \dot{q}_s(t_0)]}{\Delta t}. \end{aligned} \quad (13)$$

3 阻抗模型

捕获后空间机器人与航天器固连形成闭链

混合体系统,因此辅助对接操作只需要考虑航天器对接装置在载体质心坐标系内的轨迹运动情

$$\begin{cases} x_{B'} = L_0 \cos \psi_1 + L_1 \cos \theta_1 + L_2 \cos(\theta_1 + \theta_2) + (L_3 + L_s) \cos \theta_{B'} + L_{B'} \sin \theta_{B'} \\ y_{B'} = L_0 \sin \psi_1 + L_1 \sin \theta_1 + L_2 \sin(\theta_1 + \theta_2) + (L_3 + L_s) \sin \theta_{B'} + L_{B'} \cos \theta_{B'} \end{cases}, \quad (14)$$

式中, $\theta_{B'} = \theta_1 + \theta_2 + \theta_3$ 。

对式(14)求导可得 B' 点在载体质心坐标系下的相对运动学关系为:

$$\dot{X} = J_{B'} \dot{q}_c, \quad (15)$$

其中: $X = [\theta_0, x_{B'}, y_{B'}, \theta_{B'}]^T$, $J_{B'} \in R^{4 \times 4}$ 为增广的运动 Jacobian 矩阵。

阻抗控制可通过给定适当的阻抗参数来调节机械臂位姿和接触力之间的关系,由于空间机器人在辅助对接过程中需精确控制对接装置的位姿与输出力,因此将阻抗控制应用于辅助对接操作。根据文献[18],机器人的阻抗关系可被描述为:

$$M_{B'} \ddot{X}_e + B_{B'} \dot{X}_e + K_{B'} X_e = F_{B'} - F_e, \quad (16)$$

其中: $X_e = X - X_d$, X_d 航天器为对接装置的期望位姿; $M_{B'} \in R^{4 \times 4}$, $B_{B'} \in R^{4 \times 4}$, $K_{B'} \in R^{4 \times 4}$ 分别为惯量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵; $F_{B'} \in R^{4 \times 1}$, $F_e \in R^{4 \times 1}$ 分别为航天器对接装置的输出力/力矩、接触力/力矩。

由于对混合体系统镇定控制过程中不涉及接触、碰撞问题,故辅助对接中根据是否需要控制对接装置的输出力/力矩,可将阻抗控制分为两个阶段:自由阶段和接触阶段。在自由阶段中,对接装置的接触力/力矩为零,此时 $F_e = F_{B'} = 0_{4 \times 1}$;在接触阶段中,对接装置前部受到环境力/力矩作用,其运动状态受到限制。基于以上分析,对接过程中阻抗关系可描述为:

$$\tau_\delta = \begin{cases} 0 (\text{free space}) \\ F_{B'} - F_e (\text{contact space}) \end{cases}. \quad (17)$$

4 控制器设计

4.1 动力学模型转换

由于辅助对接过程中控制的是航天器对接装置在载体坐标系下的位姿,为了方便后续控制器的设计,将关节空间的动力学方程转换到惯性空间。通过式(15)可得:

$$\begin{cases} \dot{q}_c = J_{B'}^{-1} \dot{X} \\ \ddot{q}_c = J_{B'}^{-1} (\ddot{X} - \dot{J}_{B'} J_{B'}^{-1} \dot{X}) \end{cases}. \quad (18)$$

况。将航天器对接装置 B' 点在载体质心坐标系上投影可得:

结合式(10)和式(18)可得惯性空间的动力学方程为:

$$D_X \ddot{X} + (C_X + B_X) \dot{X} = \tau_X, \quad (19)$$

其中: $D_X = J_{B'}^{-T} M_c J_{B'}^{-1}$, $C_X = J_{B'}^{-T} (H_c - M_c J_{B'}^{-1} \dot{J}_{B'}) J_{B'}^{-1}$, $B_X = J_{B'}^{-T} D_{Lc} J_{B'}^{-1}$, $\tau_X = J_{B'}^{-T} \tau_c$ 。

考虑到空间机器人载体位姿调节将消耗燃料使载体质量不可知,且对航天器质量的估计难免存在误差,因此捕获后的混合体系统参数往往难以确定。为了精确的控制混合体系统,需将系统的不确定参数进行分离。一般的,机器人系统参数可被分解为:

$$\begin{cases} D_X = \hat{D}_X - \Delta D_X \\ C_X = \hat{C}_X - \Delta C_X \\ B_X = \hat{B}_X - \Delta B_X \end{cases}, \quad (20)$$

其中: $\hat{D}_X, \hat{C}_X, \hat{B}_X$ 与 $\Delta D_X, \Delta C_X, \Delta B_X$ 分别为 D_X, C_X, B_X 的名义值与误差值。

将式(20)代入式(19)可得:

$$\hat{D}_X \ddot{X} + (\hat{C}_X + \hat{B}_X) \dot{X} = \tau_X + \rho, \quad (21)$$

式中, $\rho = \Delta D_X \ddot{X} + (\Delta C_X + \Delta B_X) \dot{X}$ 为系统的参数不确定项。通过式(21)可解得:

$$\ddot{X} = \hat{D}_X^{-1} \tau_X + \Phi(t) + f(t), \quad (22)$$

式中, $\Phi(t) = -\hat{D}_X^{-1} (\hat{C}_X + \hat{B}_X) \dot{X}$, $f(t) = \hat{D}_X^{-1} \rho$ 。

4.2 ADLSMC 控制器

本文旨在系统参数未知下,设计一种 ADLSMC 控制器,实现辅助对接操作的高精度控制,即:

$$\lim_{t \rightarrow t_f} |X_{ej}| = 0, \quad j = 1, 2, 3, 4, \quad (23)$$

式中, t_f 为收敛时间。

基于式(23)的控制目标,设计如下形式的非线性滑模面:

$$S_2(t) = S_1(t) - S_1(0)e^{-\beta t}, \quad (24)$$

式中, $S_1(t) = \dot{X}_e + \lambda X_e$, $\lambda, \beta > 0$ 。

对式(24)求导可得:

$$\dot{S}_2(t) = \ddot{X}_e + \lambda \dot{X}_e + \beta S_1(0)e^{-\beta t}, \quad (25)$$

将式(22)代入式(25)可得:

$$\dot{S}_2(t) = h(t)\tau_X + g(t) + f(t), \quad (26)$$

式中, $g(t) = \Phi(t) - \ddot{X}_d + \lambda \dot{X}_e + \beta S_1(0)e^{-\beta t}$,
 $h(t) = \hat{D}_x^{-1}$.

基于以上分析,设计如下形式的超扭滑模策略:

$$\begin{cases} \dot{S}_2(t) = -k_1(t)\Omega(S_2(t))\text{sign}(S_2(t)) + \sigma(t) \\ \dot{\sigma}(t) = -k_2(t)\text{sign}(S_2(t)) + \eta(t) \end{cases}, \quad (27)$$

其中: $\Omega(S_2) = \text{diag}(|S_{21}|^{1/2}, |S_{22}|^{1/2}, |S_{23}|^{1/2}, |S_{24}|^{1/2})$, $k_1 = \text{diag}(k_{11}, k_{12}, k_{13}, k_{14})$, $k_2 = \text{diag}(k_{21}, k_{22}, k_{23}, k_{24})$ 为待设计的正定对角矩阵, $\eta(t)$ 是有界的不确定项,其满足 $\|\eta(t)\| \leq \omega_0$, $\|\dot{\eta}(t)\| \leq \omega_1$.

若 ω_0 已知,可根据文献[24]选取 $k_{1j} = 1.5\sqrt{\omega_0}$, $k_{2j} = 1.1\omega_0$ 使得 $S_2(t) = \dot{S}_2(t) = 0$ 在有限时间内收敛。然而在此情况下 k_1 与 k_2 均为常数矩阵,为了保证滑模切换项 $k_2(t)\text{sign}(\dot{S}_2(t))$ 能抵消不确定参数项 $\eta(t)$ 的影响,需保持 k_2 的元素均大于 ω_0 ,这意味着滑模的抖振将会被放大,不利于对接操作的高精度控制。因此,需寻找出一种更好的方法重新设计 k_1 与 k_2 的值。

在 SMC 中系统一旦到达了滑模面就会发生等效控制^[25],即: $U_{eq}(t) = k_2(t)\text{sign}(\dot{S}_2(t)) = \eta(t)$ 。等效控制可使系统在滑模面上移动,但滑模增益必须大于不确定参数项的上界,由于系统在滑模面上移动是不连续与切换的,导致滑模的抖振难以被消除。为了解决该问题,引入一个新的变量:

$$S_3(t) = K(t) - \frac{1}{\mu\vartheta} |U_{eq}(t)| - \varepsilon, \quad (28)$$

其中: $0 < \mu < 1/\vartheta < 1$, $\varepsilon > 0$ 为很小的正常数。 $K(t)$ 的自适应率可被设计为:

$$\dot{K}(t) = K(0) + k(t), \quad (29)$$

其中: $K(0)$ 为正常数矩阵, $k(t)$ 的更新率为:

$$\dot{k}(t) = -\xi(t)\text{sign}(S_3(t)), \quad (30)$$

式中, $\xi(t)$ 的自适应率为:

$$\dot{\xi}(t) = r(0) + r(t), \quad (31)$$

其中: $r(0)$ 为正常数矩阵, $r(t)$ 的更新率为:

$$\dot{r}(t) = \gamma |S_3(t)|, \quad (32)$$

式中, γ 为正常数。

4.3 稳定性分析

为保证控制器使系统稳定,需满足如下

假设:

假设 1: 航天器对接装置的位姿 X 与速度 $\dot{X}$ 可被精确测量。

假设 2: 式(21)中的参数不确定项 $f(t)$ 有界, 即: $\|f(t)\| \leq \omega_0$, $\|f'(t)\| \leq \omega_1$, $\omega_0, \omega_1 > 0$ 。

为方便后续的稳定性证明,引入引理 1^[22]:

引理 1:

对于如下时变系统:

$$\dot{z} = f(z), f(z) = 0. \quad (33)$$

考虑系统(23),若存在一个连续函数 $V(z)$: $D \rightarrow R$, 定义在邻域 $U \subseteq D$ 内满足如下条件:

(1) $f(z)$ 在 $D \subseteq R^n$ 内是正定函数;

(2) 存在实数 $\kappa > 0$, $\lambda \in (0, 1)$ 使得:

$$\dot{V}(z) + \kappa V^\lambda(z) \leq 0, z \in U \setminus \{0\}. \quad (34)$$

则系统(23)将局部有限时间内收敛;若 $D = R^n$ 且 $V(z)$ 是无界的,则系统(23)将全局有限时间内收敛。

定理 1: 对于不确定系统(21),设计如式(28)~式(32)形式的 ADLSMC 函数,可确保非线性滑模面(24)在有限时间内收敛,且收敛时间小于:

$$t_f = \frac{2V^{1/2}(0)\lambda_{\max}(P)}{\lambda_{\min}(\bar{Q})\lambda_{\min}^{1/2}(P)}. \quad (35)$$

且若增益 k_1 与 k_2 满足:

$$\begin{cases} k_{1j}(t) = 0.9K_j^{1/2}(t), k_{2j}(t) = 1.4K_j(t) \\ k_{1j}(t) > 0, k_{2j}(t) > 3\omega_0 + 2\omega_0^2/k_{1j}^2(t) \end{cases}. \quad (36)$$

则自适应率式(31)~式(34)可使增益 $K_j(t) > |\eta_j(t)|$ 。

证明: 为了后续证明的方便,将式(29)分解为如下 4 个子系统:

$$\begin{cases} \dot{S}_{2j}(t) = -k_{1j}(t)\Omega(S_{2j}(t))\text{sign}(S_{2j}(t)) + \sigma_j(t) \\ \dot{\sigma}_j(t) = -k_{2j}(t)\text{sign}(S_{2j}(t)) + \eta_j(t) \end{cases}. \quad (37)$$

第 1 步: 系统未到达滑模面时

当 $K_j(t) < \omega_0$ 时,由于 $|U_{eq}(t)| = k_{2j}(t)$,此时有:

$$S_{3j}(t) = K_j(t) - \frac{1}{\mu\vartheta} |U_{eq}(t)| - \varepsilon < 0. \quad (38)$$

结合式(32)和式(38)可知:

$$\dot{k}(t) = \xi(t) > 0. \quad (39)$$

通过式(39)可知 $K(t)$ 单调递增,因此随着

时间的累积将有 $K_j(t) > \omega_0$ 。

当 $K_j(t) > \omega_0$ 时, 可选取如下形式的 Lyapunov 函数:

$$V(t) = \boldsymbol{\Theta}^T(t) \mathbf{P} \boldsymbol{\Theta}(t), \quad (40)$$

其中: $\boldsymbol{\Theta}(t) = \left[|S_{2j}(t)|^{1/2} \operatorname{sign}(S_{2j}(t)), \sigma_j(t) \right]^T$,

$$\mathbf{P} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} k_{1j}^2 + 4k_{2j} & -k_{1j} \\ -k_{1j} & 2 \end{bmatrix}。$$

对式(40)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) = & -\frac{1}{|S_{2j}(t)|^{1/2}} \boldsymbol{\Theta}^T(t) \mathbf{Q}_1 \boldsymbol{\Theta}(t) + \eta_j(t) \mathbf{Q}_2^T \boldsymbol{\Theta}(t), \\ & (41) \end{aligned}$$

其中: $\mathbf{Q}_1 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} k_{1j}^2 + 2k_{2j} - k_{1j} \\ -k_{1j} & 1 \end{bmatrix}$, $\mathbf{Q}_2 = [-k_{1j}, 2]^T$ 。

由于 $\|\eta(t)\| \leq \omega_0$, 因此式(41)满足:

$$\dot{V}(t) \leq -\frac{1}{|S_{2j}(t)|^{1/2}} \boldsymbol{\Theta}^T(t) \bar{\mathbf{Q}} \boldsymbol{\Theta}(t), \quad (42)$$

式中, $\bar{\mathbf{Q}} = \frac{k_{1j}}{2} \begin{bmatrix} k_{1j}^2 + 2k_{2j} - 2\omega_0 & -k_{1j} - 2\omega_0/k_{1j} \\ -k_{1j} - 2\omega_0/k_{1j} & 1 \end{bmatrix}$ 。

由式(36)设计的 k_1 与 k_2 取值可知 $\bar{\mathbf{Q}}$ 为正定矩阵, 故 $\dot{V}(t) < 0$, 即系统将收敛。进一步可得:

$$\dot{V}(t) \leq -\frac{1}{|S_{2j}(t)|^{1/2}} \lambda_{\min}(\bar{\mathbf{Q}}) \|\boldsymbol{\Theta}(t)\|^2. \quad (43)$$

通过式(40)可知:

$$\lambda_{\min}(\mathbf{P}) \|\boldsymbol{\Theta}(t)\|^2 \leq V(t) \leq \lambda_{\max}(\mathbf{P}) \|\boldsymbol{\Theta}(t)\|^2. \quad (44)$$

结合式(40)与式(44)可得:

$$|S_{2j}(t)|^{1/2} \leq \|\boldsymbol{\Theta}(t)\| \leq V^{1/2}(t) / \lambda_{\min}^{1/2}(\mathbf{P}). \quad (45)$$

通过式(43)与式(45)可得:

$$\dot{V}(t) \leq -CV^{1/2}(t), \quad (46)$$

$$\dot{V}_1(t) \leq \mathbf{S}_3^T(t) \dot{\mathbf{K}}(t) + \left| \mathbf{S}_3^T(t) \left| \frac{\omega_1}{\mu\vartheta} - \boldsymbol{\Delta}^T(t) \right| \mathbf{S}_3(t) \right| =$$

$$\left[-\mathbf{r}(0) + \left(\frac{\omega_1}{\mu\vartheta} - \mathbf{r}(t) \right) - \boldsymbol{\Delta}^T(t) \right] \left| \mathbf{S}_3(t) \right| = -\mathbf{r}(0) \left| \mathbf{S}_3(t) \right|. \quad (54)$$

由式(54)可知 $\dot{V}_1(t) \leq 0$, 即 $t \rightarrow \infty$ 时, 满足 $S_{3j}(t) \rightarrow 0$, 可知 SMC 的抖振问题得到了较好的解决。进一步通过式(30)可知:

$$\text{式中, } C = \frac{\lambda_{\min}(\bar{\mathbf{Q}}) \lambda_{\min}^{1/2}(\mathbf{P})}{\lambda_{\max}(\mathbf{P})}。$$

式(46)结合引理 1 可知系统将有限时间收敛, 且收敛时间小于 $t_f = \frac{2V^{1/2}(0) \lambda_{\max}(\mathbf{P})}{\lambda_{\min}(\bar{\mathbf{Q}}) \lambda_{\min}^{1/2}(\mathbf{P})}$ 。

第 2 步: 当系统到达滑模面时

为了后续分析的方便, 引入一个新的误差变量 $\boldsymbol{\Delta}(t)$, 其表达式为:

$$\boldsymbol{\Delta}(t) = \frac{\omega_1}{\mu\vartheta} - \mathbf{r}(t). \quad (47)$$

对式(47)求导且结合式(34)可得:

$$\dot{\boldsymbol{\Delta}}(t) = -\gamma \left| \mathbf{S}_3(t) \right|. \quad (48)$$

由于系统到达了滑模面, 因此 $\mathbf{S}_2(t) = \dot{\mathbf{S}}_2(t) = 0$, 此时等效控制力矩 $U_{eq}(t)$ 等于系统的不确定项 $\eta(t)$ 。

对式(30)求导可得:

$$\dot{\mathbf{S}}_3(t) = \dot{\mathbf{K}}(t) - \frac{1}{\mu\vartheta} \frac{d}{dt} \left| \eta(t) \right|. \quad (49)$$

选取如下形式的 Lyapunov 函数:

$$V_1(t) = \frac{1}{2} \mathbf{S}_3^T(t) \mathbf{S}_3(t) + \frac{1}{2\gamma} \boldsymbol{\Delta}^T(t) \boldsymbol{\Delta}(t). \quad (50)$$

对式(50)求导可得:

$$\dot{V}_1(t) = \mathbf{S}_3^T(t) \dot{\mathbf{S}}_3(t) + \frac{1}{\gamma} \boldsymbol{\Delta}^T(t) \dot{\boldsymbol{\Delta}}(t). \quad (51)$$

由式(49)且结合 $0 < \mu < 1/\vartheta < 1$, $\|\dot{\eta}(t)\| \leq \omega_1$ 可知:

$$\begin{aligned} \mathbf{S}_3^T(t) \dot{\mathbf{S}}_3(t) &= \mathbf{S}_3^T(t) \dot{\mathbf{K}}(t) - \\ \mathbf{S}_3^T(t) \frac{1}{\mu\vartheta} \frac{d}{dt} \left| \eta(t) \right| &\leq \mathbf{S}_3^T(t) \dot{\mathbf{K}}(t) - \\ \mathbf{S}_3^T(t) \frac{\omega_1}{\mu\vartheta} &\leq \mathbf{S}_3^T(t) \dot{\mathbf{K}}(t) + \left| \mathbf{S}_3^T(t) \right| \frac{\omega_1}{\mu\vartheta}. \end{aligned} \quad (52)$$

由式(48)可知:

$$\boldsymbol{\Delta}^T(t) \dot{\boldsymbol{\Delta}}(t) = -\gamma \boldsymbol{\Delta}^T(t) \left| \mathbf{S}_3(t) \right|. \quad (53)$$

将式(52)和式(53)代入式(51)可得:

$$\mathbf{K}(t) = \left| U_{eq}(t) \right| + \varepsilon \geq \left| \eta(t) \right|. \quad (55)$$

基于以上分析, 所提的 ADLSMC 的控制率可被设计为:

$$\begin{cases} \tau_x(t) = h^{-1}(t)(-g(t) - k_1(t)|S_2(t)|^{1/2} \\ \quad \text{sign}(S_2(t)) + U(t)) \\ \dot{U}(t) = -k_2(t)\text{sign}(S_2(t)) \end{cases} \quad (56)$$

4.4 结合阻抗模型的 ADLSMC

为了同时控制对接装置的位姿与输出力,参考文献[27]设计的力/位伺服系统,本文设计了一种力加载随动控制系统,其控制框图如图3所示。

图3所示的控制系统可根据航天器对接装置输出力/力矩与末端接触力/力矩的误差,在线修正对接装置的位姿,并实现对输出力/力矩的跟踪。

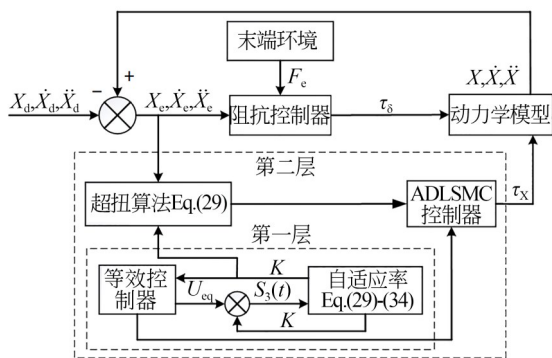


图3 力加载随动系统控制框图

Fig. 3 Control block diagram of force load servo system

5 仿真分析

5.1 SDBD的抗冲击性能

采用图1所示的空间机器人与航天器系统进行仿真分析。

空间机器人系统参数如下： $m_0 = 200 \text{ kg}$, $m_p = 10 \text{ kg}$ ($p = 1, 2, 4, 5$), $m_q = 5 \text{ kg}$ ($q = 3, 6$), $L_p = 2 \text{ m}$, $L_q = 1 \text{ m}$, $d_p = 1 \text{ m}$, $d_q = 0.5 \text{ m}$, $I_0 = 128 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_p = 15 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_q = 2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{mi} = 0.05 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $k_{si} = 1000 \text{ N/rad}$, $D_{mi} = 28.65 \text{ N} \cdot \text{s/rad}$, $D_{ti} = 1146 \text{ N} \cdot \text{s/rad}$, $D_{Li} = 28.65 \text{ N} \cdot \text{s/rad}$, $\phi_1 = 2.791 \text{ rad}$, $\phi_2 = 0.349 \text{ rad}$ 。

航天器系统参数如下： $m_s = 50 \text{ kg}$, $L_s = 0.5 \text{ m}$, $L_{B'} = 0.9 \text{ m}$, $I_s = 8.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

为了验证SDBD在碰撞时的抗冲击性能,在惯性参考系下对50组不同航天器速度进行碰撞

分析,其中航天器 x, y 方向速度取值范围为 $0 \sim 0.05 \text{ m/s}$,旋转速度取值范围为 $0 \sim 8.6 (^{\circ})/\text{s}$,且均采用蒙特卡洛模拟,结果如图4~图6所示。

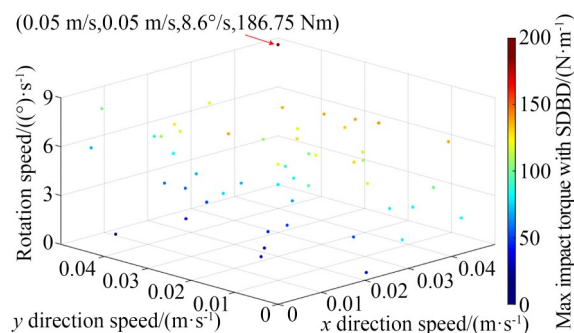


图4 未添加SDBD最大冲击力矩

Fig. 4 Max impact torque without SDBD

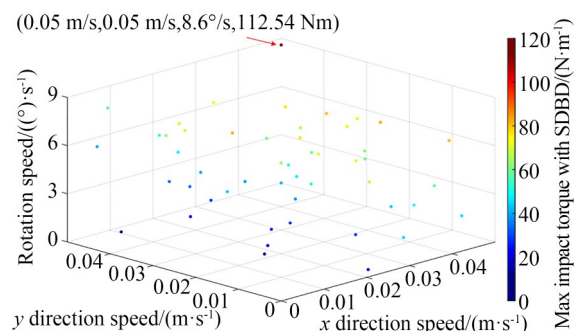


图5 添加SDBD最大冲击力矩

Fig. 5 Max impact torque with SDBD

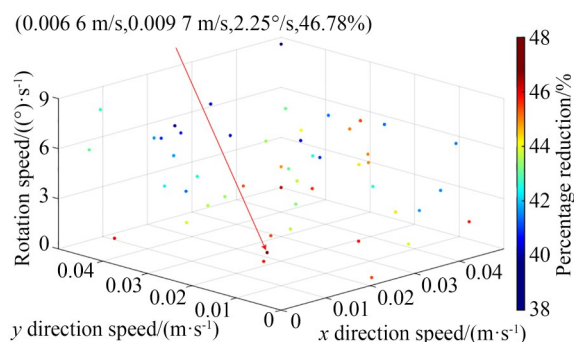


图6 最大冲击力矩降低百分比

Fig. 6 Percentage reduction in max impact torque

通过图4~图5可知,在所选取的速度中,航天器速度为 $[0.05 \text{ m/s}, 0.05 \text{ m/s}, 8.60 (^{\circ})/\text{s}]$ 时关节受到的冲击力矩最大,且有、无添加SDBD的最大值分别为 112.54 Nm , 186.75 Nm ;通过图6可知,在所选取的速度中,SDBD均能有效的降低关节受到的冲击力矩,且航天器速度为 $[0.0066 \text{ m/s}, 0.0097 \text{ m/s}, 2.25 (^{\circ})/\text{s}]$ 时最大

降低的百分比为 46.78%。因此,基于以上分析可认为 SDBD 能在碰撞时对关节起到较好的保护作用。

5.2 辅助对接操作

为了尽量减小辅助对接操作中的接触、碰撞给机器人关节带来的冲击力矩,载体对接装置通常内置有弹簧,只有当航天器对接装置输出力大于弹簧弹力时才可进行对接操作,因此设置的期望输出力应略大于弹簧的弹力。

假设空间机器人初始静止,其位姿为 $q = [10^\circ, 120^\circ, -60^\circ, -60^\circ, 60^\circ, 60^\circ, 60^\circ]^\top$ 。航天器相对空间机器人的初始速度为 $\dot{q}_s = [0.05 \text{ m/s}, 0.05 \text{ m/s}, 10^\circ/\text{s}]^\top$ 。为保护关节电机,假设碰撞 1.5 s 后开始对接操作,通过式(12)计算的冲击效应,可得闭链混合体系统的位姿、速度分别为: $q = [10.81^\circ, 114.45^\circ, -58.56^\circ, -57.32^\circ, 56.43^\circ, 58.44^\circ, 64.69^\circ]^\top$, $\dot{q} = [0.55^\circ/\text{s}, -0.38^\circ/\text{s}, -0.46^\circ/\text{s}, -0.42^\circ/\text{s}, -0.37^\circ/\text{s}, -0.40^\circ/\text{s}, -0.48^\circ/\text{s}]^\top$ 。系统的控制器参数为: $K(0) = \text{diag}(30, 30, 30, 30)$, $r(0) = \text{diag}(30, 30, 30, 30)$, $\lambda = 10$, $\beta = 4$, $\gamma = 6$, $\mu = 0.5$, $\vartheta = 1.9$, $\epsilon = 0.01$, $M_{B'} = \text{diag}(50, 50, 50, 50)$, $B_{B'} = \text{diag}(50, 50, 50, 50)$, $K_{B'} = \text{diag}(300, 300, 300, 300)$ 。

为减小辅助对接过程中碰撞产生的冲击载荷,将该过程分为细分镇定控制、预加载、对接控制 3 个阶段。文章通过与 SMC 策略进行对比,以突出所设计 ADLSMC 策略的优势,SMC 的滑模函数为:

$$S = \dot{X}_e + \Lambda X_e, \quad (57)$$

式中, $\Lambda = \text{diag}(8, 8, 8, 8)$ 。SMC 结合计算力矩法设计的控制力矩为:

$$\tau_x = \hat{D}_x(\ddot{X}_d - \Lambda \dot{X}_e - K_c \text{sign}(S)) + (\hat{C}_x + \hat{B}_x)\dot{X}, \quad (58)$$

式中, $K_c = \text{diag}(0.5, 0.5, 0.5, 0.5)$ 。

镇定控制阶段(0~5 s):关闭力/位姿阻抗控制,对混合体系统进行镇定控制,将载体姿态角与机械臂转角调整至期望状态:

$$q_d = [10^\circ, 120^\circ, -60^\circ, -60^\circ, 60^\circ, 60^\circ, 60^\circ]^\top, \quad (0 \leq t < 5).$$

预加载阶段(5~15 s):5~10 s 为自由阶段,关闭阻抗控制仅进行位姿控制,调整航天器对接装置的位姿,使其正对载体对接装置;10~15 s 为接触阶段,开启力/位姿阻抗控制进行输出力的预加载,且将航天器对接装置移动到载体对接装置的正上方:

$$\begin{cases} X_d = [10, 0, 2.94 - \frac{2.16(t-5)}{10}, 0]^\top, & (5 \leq t < 15) \\ F_{yd} = 0, & (5 \leq t < 10); F_{yd} = 6, & (10 \leq t < 15) \end{cases}$$

对接控制阶段(15~25 s):开启力/位姿阻抗控制,航天器对接装置沿期望轨迹克服载体对接装置内的弹簧弹力完成辅助对接操作:

$$\begin{cases} X_d = [10, 0, 0.78 - \frac{0.4(t-15)}{10}, 0]^\top, & (15 \leq t \leq 25) \\ F_{yd} = 80(0.78 - y_{B'}), & (15 \leq t \leq 25) \end{cases}$$

图 7 为机器人载体姿态角轨迹,图 8 和图 9 为

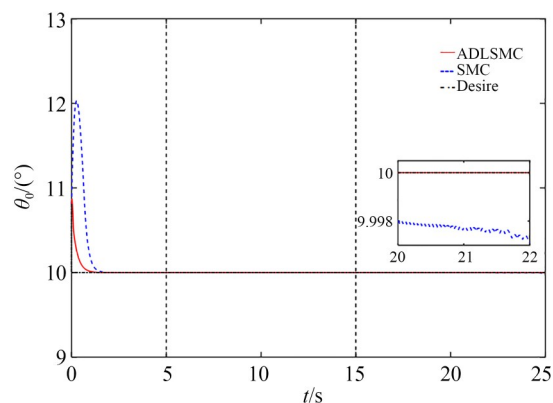


图 7 空间机器人载体姿态角轨迹

Fig. 7 Base attitude angle trajectory of space robot

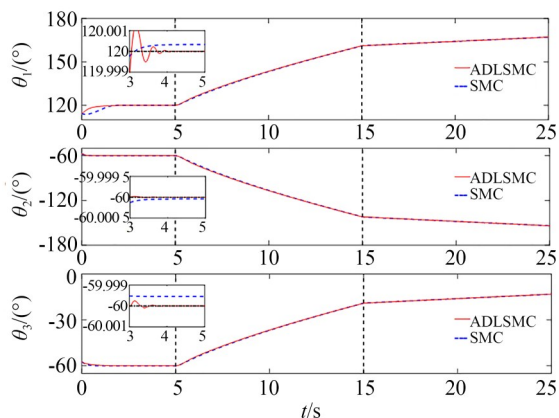


图 8 空间机器人左链关节角轨迹

Fig. 8 Left link joint angles trajectory of space robot

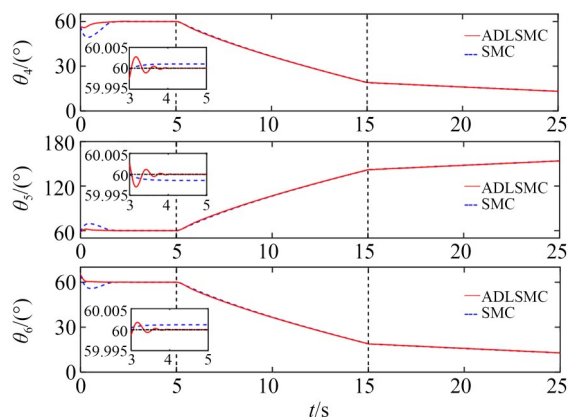


图 9 空间机器人右链关节角轨迹

Fig. 9 Right link joint angles trajectory of space robot

机器人各关节转角轨迹,由图 7~图 9 可知 ADLSMC 的收敛速度快于 SMC,且其控制精度远高于 SMC。图 10 为航天器对接装置姿态角轨迹,图 11 为航天器对接装置位置轨迹,由图 10 和图 11 可知在 ADLSMC 策略下对接装置的位姿实现了高精度控制,进一步结合图 12 的航天器对接装置输出力可知,高精度控制可有效地降低辅助对接过程中产生的冲击载荷。由于 ADLSMC 策略实现了对抖振的抑制,因此航天器对接装置的输出力较 SMC 策略更为稳定,这对辅助对接操作具有更重要的意义。图 13 为机器人载体姿态控制力矩,图 14~图 15 为机器人关节角控制力矩,通过图 13~图 15 可知 ADLSMC 策略的输出力矩较为平稳,可有效的降低对电机的性能要求,有利于控制算法的物理实现。(在实际的操作

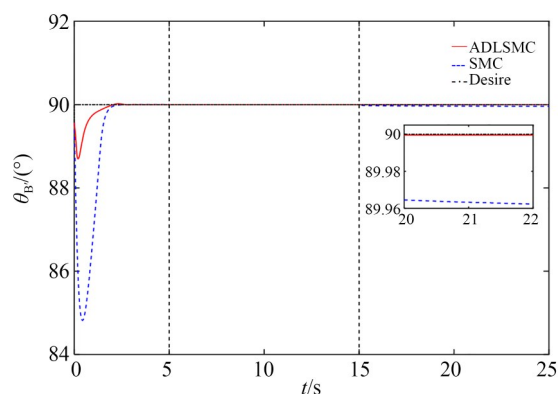


图 10 航天器对接装置姿态角轨迹

Fig. 10 Docking device attitude angle trajectory of spacecraft

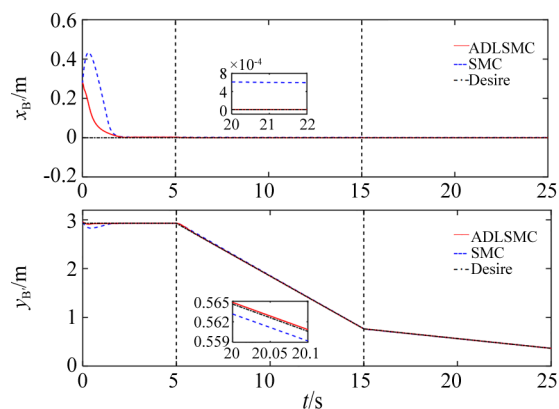


图 11 航天器对接装置位置轨迹

Fig. 11 Docking device position trajectory of spacecraft

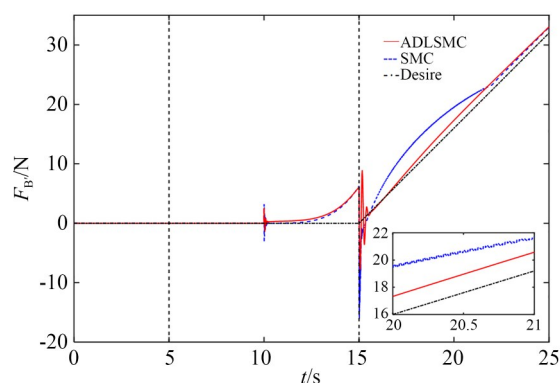


图 12 航天器对接装置输出力

Fig. 12 Docking device output force of spacecraft

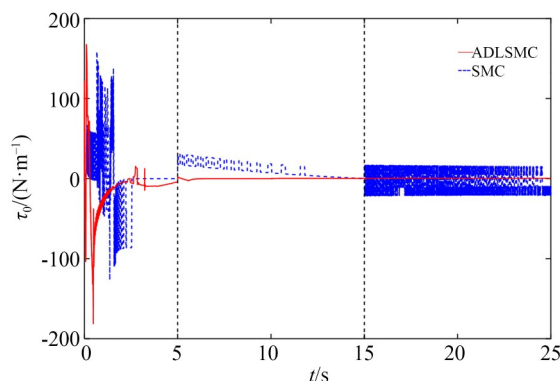


图 13 空间机器人载体姿态控制力矩

Fig. 13 Base attitude control torque of space robot

中,SMC 策略要达到仿真效果需让空间机器人的控制力矩如图 13~图 15 所示,但通常载体的动量轮与关节输出力矩难以达到如此高的切换频率)

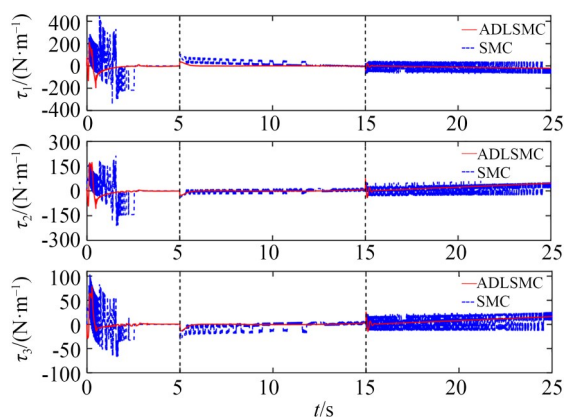


图 14 空间机器人左链关节控制力矩

Fig. 14 Left link joint control torques of space robot

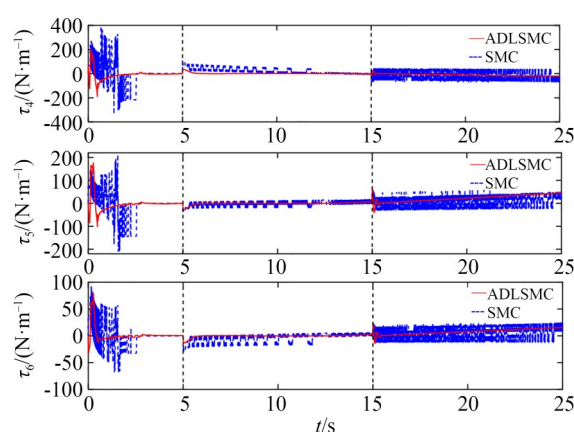


图 15 空间机器人右链关节控制力矩

Fig. 15 Right link joint control torques of space robot

6 结 论

本文研究了双臂空间机器人捕获航天器及辅助对接操作;为了防止关节受冲击破坏,在关节处添加了SDBD;建立了闭链混合系统动力学模型与机器人的阻抗模型;提出了一种ADLSMC策略实现对接装置的力/位姿控制。通过仿真结果可看出,SDBD可以实现冲击载荷的快速卸载,且最大可将冲击力矩减小46.78%;结合阻抗控制的ADLSMC策略的力控制精度优于0.5 N,位姿控制精度优于 10^{-3} m, 0.5° 。

参考文献:

- [1] 田甜, 刘海印. 美国航空航天局机器人在轨加注任务简析[J]. 中国航天, 2019(4): 42-47.
TIAN T, LIU H. A brief analysis of NASA' robotic refueling mission[J]. *Aerospace China*, 2019(4): 42-47. (in Chinese)
- [2] TAYLOR T, KISTLER W, CITRON R. On-Orbit fuel depot deployment, management and evolution focused on cost reduction[C]. *AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition. Pasadena, California. Reston, Virginia: AIAA*, 2009: 6757.
- [3] 艾海平, 陈力. 空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺无源神经网络 H^∞ 控制[J]. 光学 精密工程, 2020, 28(3): 717-726.
AI H P, CHEN L. Passivity-based neural network H^∞ avoidance compliant control of space robot capturing spacecraft[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2020,

本文在捕获、对接过程中考虑的末端执行器为结构相对简单的抓手,使得机械臂的操控能力一般。但随着捕获、对接任务的复杂化,将灵巧手加入到机械臂末端以增加操控性能是必然的趋势,因此有必要对添加了灵巧手的捕获、对接操作进行研究。另外,本文考虑的双臂机器人为小臂系统,其负载能力与工作空间有限,因此利用大臂或组合臂增加双臂机器人的工作范围,使空间机器人能在更大范围、更复杂作业环境中完成捕获、对接操作也是未来的发展趋势。

28(3): 717-726. (in Chinese)

- [4] 戈新生, 陈立群, 刘廷柱. 一类多体系统的非完整运动规划最优控制[J]. 工程力学, 2006, 23(3): 63-68.
GE X S, CHEN L Q, LIU Y Z. Optimal control of a nonholonomic motion planning for mutilbody systems[J]. *Engineering Mechanics*, 2006, 23(3): 63-68. (in Chinese)
- [5] COLESHILL E, OSHINOWO L, REMBALA R, et al. Dextre: Improving maintenance operations on the International Space Station[J]. *Acta Astronautica*, 2009, 64(9/10): 869-874.
- [6] DIFTLER M A, MEHLING J S, ABDALLAH M E, et al. Robonaut 2-the first humanoid robot in space[C]. 2011 *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. 9-13, 2011, Shanghai, China. IEEE, 2011: 2178-2183.

- [7] 郭闻昊,王天舒. 空间机器人抓捕目标星碰撞前构型优化[J]. 宇航学报, 2015, 36(4): 390-396.
- GUO W H, WANG T S. Pre-impact configuration optimization for a space robot capturing target satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(4): 390-396. (in Chinese)
- [8] JIA Y H, HU Q, XU S J. Dynamics and adaptive control of a dual-arm space robot with closed-loop constraints and uncertain inertial parameters[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2014, 30(1): 112-124.
- [9] YAN L, XU W F, HU Z H, *et al.* Virtual-base modeling and coordinated control of a dual-arm space robot for target capturing and manipulation [J]. *Multibody System Dynamics*, 2019, 45(4): 431-455.
- [10] ZHANG L, JIA QING XUAN, CHEN G, *et al.* The analysis of free-floating space manipulator when tracking desired force/position [J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, 742: 560-566.
- [11] LIU X F, LI H Q, CHEN Y J, *et al.* Dynamics and control of capture of a floating rigid body by a spacecraft robotic arm [J]. *Multibody System Dynamics*, 2015, 33(3): 315-332.
- [12] WU S, MOU F, LIU Q, *et al.* Contact dynamics and control of a space robot capturing a tumbling object [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 532-542.
- [13] GEDM, SUN G H, ZOU Y J, *et al.* Impedance control of multi-arm space robot for the capture of non-cooperative targets[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2020, 31(5): 1051-1061.
- [14] SHIBLI M. Unified modeling approach of kinematics, dynamics and control of a free-flying space robot interacting with a target satellite[J]. *Intelligent Control and Automation*, 2011, 2(1): 8-23.
- [15] SARIYILDIZ E, CHEN G, YU H Y. An acceleration-based robust motion controller design for a novel series elastic actuator [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(3): 1900-1910.
- [16] LI X, PAN Y P, CHEN G, *et al.* Continuous tracking control for a compliant actuator with two-stage stiffness[J]. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, 2018, 15(1): 57-66.
- [17] KEPPLER M, LAKATOS D, OTT C, *et al.* Elastic structure preserving (ESP) control for compliantly actuated robots[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2018, 34(2): 317-335.
- [18] HOGAN N. Stable execution of contact tasks using impedance control [C]. *Proceedings of 1987 IEEE International Conference on Robotics and Automation. March 31 - April 3, 1987, Raleigh, NC, USA.* IEEE, 2003: 1047-1054.
- [19] JIAO C, YU L, SU X, *et al.* Adaptive hybrid impedance control for dual-arm cooperative manipulation with object uncertainties [J]. *Automatica*, 2022, 140: 110232.
- [20] YU X B, LI B, HE W, *et al.* Adaptive-constrained impedance control for human-robot Co-transportation[J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2022, 52(12): 13237-13249.
- [21] ZHAO X W, HAN S B, TAO B, *et al.* Model-based Actor-Critic learning of robotic impedance control in complex interactive environment [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2021, 69(12): 13225-13235.
- [22] GUO Z Y. On a novel equivalent control-based adaptive sliding mode approach for autopilot design of BTT missiles [J]. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2018, 40(2): 578-590.
- [23] SHTESSEL Y, TALEB M, PLESTAN F. A novel adaptive-gain *supertwisting* sliding mode controller: methodology and application[J]. *Automatica*, 2012, 48(5): 759-769.
- [24] EDWARDS C, SHTESSEL Y. Adaptive dual-layer super-twisting control and observation[J]. *International Journal of Control*, 2016, 89(9): 1759-1766.
- [25] UTKIN VI, POZNYAK AS. Adaptive sliding mode control with application to super-twist algorithm: equivalent control method[J]. *Automatica*, 2013, 49(1): 39-47.
- [26] 朱安,陈力. 配置柔顺机构空间机器人双臂捕获卫星操作力学模拟及基于神经网络的全阶滑模避

撞柔顺控制[J]. 力学学报, 2019, 51(4): 1156-1169.

ZHU A, CHEN L. Mechanical simulation and full order sliding mode collision avoidance compliant control based on neural network of dual-arm space robot with compliant mechanism capturing satellite [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied*

Mechanics, 2019, 51(4): 1156-1169. (in Chinese)

[27] LI M, FENG H, ZHANG X G. Modeling and Simulation for Z-Axis Force/Position-Servo system of assembly manipulator[C]. *2017 29th Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*. 28-30, 2017, *Chongqing, China*. IEEE, 2017: 1285-1290.

作者简介:



朱 安(1994—),男,江西瑞金人,博士研究生,2023年获得福州大学博士学位,主要从事空间机器人系统动力学与控制的研究。E-mail: zhu_an24@sina.com