

柔性机械臂关节作动的振动抑制方法和原理性验证

祝寒友¹, 吴松^{1,2}, 陈必发³, 王威¹, 唐国安¹

(1. 复旦大学 航空航天系, 上海 200433; 2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109;

3. 厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361102)

摘要: 空间机械臂具有柔性大、振动频率低等特点, 受激后振动的持续时间长、自然衰减慢。针对空间机械臂运行完成后留存的残余振动, 采用固定界面子结构方法推导出关节转动与航天器-机械臂组合体振动的动力学显式关系。从中发现了控制关节转动并使其角速度正比于组合体振动的模态坐标, 便能消耗组合体的机械能, 加速组合体振动衰减的力学机理。据此, 设计了逻辑关系简洁的机械臂关节角速度控制律, 分别通过数值仿真和试验件实测对航天器-机械臂组合体的原理性模型开展了振动抑制效果的验证。结果表明: 机械臂关节作动可以显著缩短受激后组合体残余振动的持续时间。

关键词: 空间机械臂; 动态子结构; 振动抑制; 闭环控制

中图分类号: V 11; V 19

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.06.004

Principle Verification and Joint-Actuator Method for Vibration Suppression of Flexible Manipulator

ZHU Hanyou¹, WU Song^{1,2}, CHEN Bifa³, WANG Wei¹, TANG Guoan¹

(1. Department of Aeronautics and Astronautics, Fudan University, Shanghai 200433, China;

2. Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

3. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361102, Fujian, China)

Abstract: Space manipulators have the characteristics such as large flexibility and low vibration frequency. After being stimulated, the vibration duration is long, and the natural attenuation is slow. Aiming at the residual vibration of space manipulators after operation, the fixed interface substructure method is used to derive the dynamic explicit relationship between the joint rotation and the vibration of the spacecraft-manipulator assembly. It is found that controlling the rotation of the joint so that its angular velocity is proportional to the modal coordinate displacement of the combined body vibration can consume the mechanical energy of the combined body and thus accelerate the vibration attenuation of the combined body. Based on this, a simple relationship is designed to control the angular velocity of the robotic arm joints. Numerical simulation and tests are carried out to verify the vibration suppression effect of the principle model for the spacecraft-manipulator assembly. The results show that the action of the manipulator joint can significantly shorten the duration of the residual vibration of the combined body after being stimulated.

Key words: space manipulator; dynamic substructure; vibration suppression; closed-loop control

0 引言

空间机械臂是航天器执行在轨任务的重要工

具, 基于机械臂的空间结构搬运技术在辅助交会对接、空间站建造等领域发挥着不可替代的作用。

收稿日期: 2021-03-04; 修回日期: 2021-04-07

基金项目: 上海航天科技创新基金(SAST2018-027)

作者简介: 祝寒友(1996—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为动力学与控制。

通信作者: 唐国安(1962—), 男, 教授, 主要研究方向为动力学与控制。

1981年,美国哥伦比亚号航天飞机率先在航天任务中使用空间机械臂。此后,加拿大、美国、日本、德国和欧空局合作或独立研制了一系列空间机械臂系统。我国自20世纪80年代起开始关注空间机械臂技术,并将在我国空间站上安装使用大型空间机械臂,以协助航天员完成舱外建造、维护维修以及舱外载荷操作等任务^[1-3]。

机械臂与飞行器组合体构成了大跨度、大质量的柔性系统,具有频率低、阻尼弱的动力学特征。在线性振动假设下,带黏性阻尼的结构振动幅度随时间 t 呈指数规律 $e^{-2\pi f_n \zeta_n t}$ 衰减。由此可以估算,若频率 $f_n = 0.1 \text{ Hz}$ 、阻尼比 $\zeta_n = 0.01$,那么振幅衰减到初始幅度 $\zeta = 2\%$ 所需的时间约为 622.6 s ^[4]。而实际大型空间飞行器组合体的频率可能更低,例如航天飞机操作机械臂工作三分之一的时间被用于等待振动衰减^[5],对在轨操作任务精度和效率产生重要影响。

低频振动问题已成为空间机械臂作业的难点之一,如何抑制柔性机械臂振动成为一项重要课题^[6]。常见的方法有速度/加速度反馈控制、观测器控制、鲁棒控制、自适应控制和神经网络控制等^[7-10],也包括输入整形等前馈控制方法^[11-12]。这些研究大多重点关注如何抑制柔性机械臂在运动过程中激发的振动。对于机械臂动作完成后的自由振动响应,李涛等^[13]以航天器柔性附件的驱动机构为作动器对其振动抑制的控制算法和原理性验证开展了研究。本文以此为鉴,采用固定界面动态子结构方法对航天器-机械臂组合体进行模型缩聚,建立了组合体界面位移和低阶模态坐标与机械臂关节转动的动力学关系。由此提出了利用关节作动抑制柔性机械臂弹性振动的主动控制方法,清晰地诠释了关节作动消耗系统机械能,从而加速振动衰减的力学原理。

1 航天器-机械臂组合体的子结构模型及其振动抑制的控制设计

将航天器和机械臂的组合体划分成2个子结构:子结构1由主体航天器及其一段臂杆组成,子结构2由被捕获的目标航天器及其另一段臂杆组成,如图1所示。分别建立2个子结构的有限元模型,用 $u_i^{(p)}$ 和 $u_j^{(p)}$ ($p=1,2$)为子结构的内部和界面位移向量。

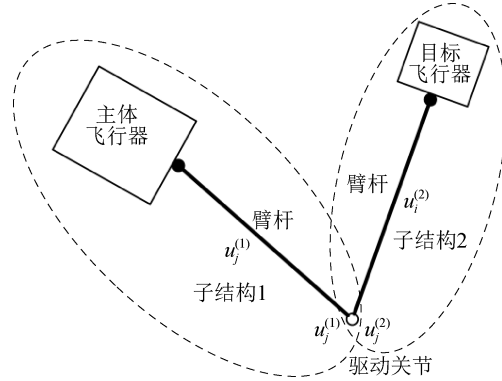


图1 航天器-机械臂组合体模型

Fig. 1 Model of the aircraft-manipulator assembly

采用Craig-Bampton固定界面子结构方法对这2个子结构进行缩聚,用固定界面主模态和约束模态将子结构的位移向量表示为^[14]

$$u^{(p)} = \begin{Bmatrix} u_i^{(p)} \\ u_j^{(p)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \Phi_{ik}^{(p)} \xi_k^{(p)} + \Psi_{ij}^{(p)} u_j^{(p)} \\ u_j^{(p)} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{ik}^{(p)} & \Psi_{ij}^{(p)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_k^{(p)} \\ u_j^{(p)} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\xi_k^{(p)}$ 为模态坐标,对应第 k 阶固定界面主模态; $\Phi_{ik}^{(p)}$ 为固定界面主模态; $\Psi_{ij}^{(p)}$ 为约束模态。

在广义位移向量 $q^{(p)} = [\xi_k^{(p)T} u_j^{(p)T}]^T$ 表示下的振动方程中,子结构的质量和刚度矩阵将被缩聚为

$$\mu^{(p)} = \begin{bmatrix} \mu_{kk}^{(p)} & \mu_{kj}^{(p)} \\ \mu_{jk}^{(p)} & \mu_{jj}^{(p)} \end{bmatrix}, \kappa^{(p)} = \begin{bmatrix} \kappa_{kk}^{(p)} & 0 \\ 0 & \kappa_{jj}^{(p)} \end{bmatrix} \quad (2)$$

应用到空间机械臂组合体时,关节约束通常是静定状态。此时与界面位移相关的刚度矩阵 $\kappa_{jj}^{(p)} = 0$,而 $\mu_{jj}^{(p)}$ 就是子结构关于界面的惯量矩阵。静定连接关节中只有一个位移(或转角)分量活动,其余的位移(或转角)分量均相对固定。因此,2个子结构的界面位移可表示为

$$u_j^{(1)} = u_0, u_j^{(2)} = u_0 + \begin{Bmatrix} 0 \\ 1 \end{Bmatrix} u = u_0 + e_0 u \quad (3)$$

式中: u_0 为关节定子的位移向量(包括平动和转动分量); u 为关节的相对位移(或转角)。

假设关节的活动自由度是界面位移向量中的最后一个分量。2个子结构的广义位移分别可以由 $\xi_k^{(1)}$ 、 $\xi_k^{(2)}$ 、 u_0 和 u 表示为

$$q^{(1)} = \begin{bmatrix} I_{kk}^{(1)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{jj} & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_k^{(1)} \\ u_0 \\ u \end{Bmatrix} \\ q^{(2)} = \begin{bmatrix} 0 & I_{kk}^{(2)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{jj} & e_0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_k^{(2)} \\ u_0 \\ u \end{Bmatrix} \quad (4)$$

于是组合体的动能和势能可表示为

$$V = \frac{1}{2} (q^{(1)T} \kappa^{(1)} q^{(1)} + q^{(2)T} \kappa^{(2)} q^{(2)}) = \frac{1}{2} \{ q^T \quad u \} \begin{bmatrix} \kappa & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q \\ u \end{Bmatrix} \quad (5)$$

$$T = \frac{1}{2} (\dot{q}^{(1)T} \mu^{(1)} \dot{q}^{(1)} + \dot{q}^{(2)T} \mu^{(2)} \dot{q}^{(2)}) = \frac{1}{2} \{ \dot{q}^T \quad \dot{u} \} \begin{bmatrix} \mu & \sigma \\ \sigma^T & e_0^T \sigma \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q} \\ \dot{u} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

式中:

$$\mu = \begin{bmatrix} \mu_{kk}^{(1)} & 0 & \mu_{kj}^{(1)} \\ 0 & \mu_{kk}^{(2)} & \mu_{kj}^{(2)} \\ \mu_{jk}^{(1)} & \mu_{jk}^{(2)} & \mu_{jj}^{(1)} + \mu_{jj}^{(2)} \end{bmatrix}, \kappa = \begin{bmatrix} \kappa_{kk}^{(1)} & 0 & 0 \\ 0 & \kappa_{kk}^{(2)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$q = \begin{Bmatrix} \xi_k^{(1)} \\ \xi_k^{(2)} \\ u_0 \end{Bmatrix}, \sigma = \begin{Bmatrix} 0 \\ \mu_{kj}^{(2)} e_0 \\ \mu_{jj}^{(2)} e_0 \end{Bmatrix} \quad (7)$$

利用 Lagrange 方程^[15-16],可以推导出系统关于独立位移分量 q 的方程为

$$\mu \ddot{q} + \kappa q = -\ddot{u} \sigma \quad (8)$$

当 $u = 0$ 时,式(8)就是关节锁定状态下系统自由振动的方程。记关节锁定后组合体缩聚模型的第 1 阶弹性模态为 φ ,考虑低频振动时将广义位移近似表示为 $q \approx \varphi \xi$,将其代入式(8),由固有模态的正交性可以得到

$$\ddot{\xi} + \omega_0^2 \xi = -\ddot{u} \varphi^T \sigma \quad (9)$$

式中: ω_0 为第 1 阶弹性固有频率。

根据广义坐标 ξ 所满足的式(9)可知,如果控制相对位移 u 使之满足:

$$\ddot{u} = \frac{2\zeta\omega_0}{\varphi^T \sigma} \dot{\xi} \quad (10)$$

式中: ζ 为人工阻尼比,可以人为设定。

那么,方程(9)便成为

$$\ddot{\xi} + 2\zeta\omega_0 \dot{\xi} + \omega_0^2 \xi = 0 \quad (11)$$

由此可见,关节的相对运动作用增加了系统的人工阻尼,将加速振动的衰减。此外,对式(10)进行积分,还能将关节相对运动控制律表示为

$$\dot{u} = \frac{2\zeta\omega_0}{\varphi^T \sigma} \xi \quad (12)$$

即关节的相对速度(或角速度) $\dot{u}$ 应当正比于模态坐标 ξ 。但是, ξ 是广义坐标,不便于直接测量,控制律还需要进一步设计。对于作小幅振动的弹性结构,弹性构件的应变 ϵ 可假设正比于位移,而只考虑第 1

阶弹性振动情况下的位移又是模态坐标 ξ 的线性函数,因此存在常数 φ_ϵ ,使得应变 ϵ 和模态坐标 ξ 的关系表示为

$$\epsilon = \varphi_\epsilon \xi \quad (13)$$

利用式(13),控制律式(12)就能改写成

$$\dot{u} = \frac{2\zeta\omega_0}{\varphi^T \sigma} \frac{1}{\varphi_\epsilon} \epsilon = G \epsilon \quad (14)$$

式(14)表明,若在应变较大的弹性臂杆上布置应变传感器,在组合体振动过程中实时测量应变信号 ϵ ,便可通过简单的增益系数 $G = \frac{2\zeta\omega_0}{\varphi^T \sigma} \frac{1}{\varphi_\epsilon}$ 计算出关节的相对角速度(或者角速度) $\dot{u}$,从而实现对组合体的振动进行抑制。

2 多自由度弹簧振子模型振动抑制的数值仿真实验

以一维纵向振动的质量-弹簧模型为例,如图 2 所示。弹簧 k_1 和 k_2 分别为柔性机械臂的两节臂杆,其中臂杆 k_1 与主体航天器 M_1 连接,主体的位移记为 u_1 ;臂杆 k_2 与被抓捕的目标飞行器 M_2 连接, M_2 的位移记为 u_2 ;两段臂杆之间的驱动关节的质量记为 m_1 和 m_2 ,关节定子部分的位移是 u_0 ,相对位移为 u 。相对位移 u 或者速度 $\dot{u}$ 可控,假设臂杆 k_1 原始长度为单位长度。

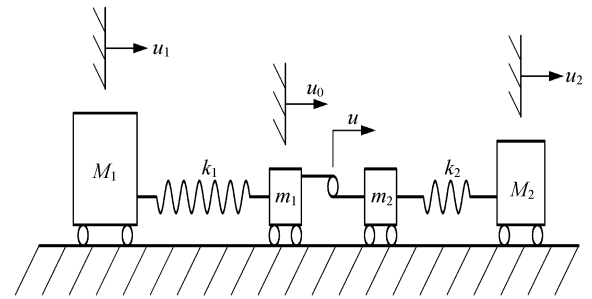


图 2 空间柔性机械臂的一维纵向振动力学模型

Fig. 2 1-D longitudinal vibration mechanical model of a space flexible manipulator

为了抑制多自由度弹簧振子受激励后的振动,应当根据控制律式(14)的要求,实时测量臂杆 1 的应变(此处为弹簧 k_1 的伸长量 $(u_0 - u_1)$),将伸长量用增益系数 G 放大,然后对相对位移 u 实施控制,公式如下:

$$\dot{u} = G(u_0 - u_1) \quad (15)$$

在进行数值仿真时,需要建立如图 2 所示的弹

簧振子模型在相对位移 u 激励下的振动方程。该模型属于多自由度,首先建立振动方程为

$$\begin{bmatrix} M_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_1 \\ \ddot{u}_0 \\ \ddot{u}_2 \\ \ddot{u}_0 + \ddot{u} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 & 0 & 0 \\ -k_1 & k_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_2 & -k_2 \\ 0 & 0 & -k_2 & k_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_0 \\ u_2 \\ u_0 + u \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ f \\ 0 \\ -f \end{Bmatrix} \quad (16)$$

式中: f 、 $-f$ 为施加在驱动关节上的一对作用力与反作用力。

对式(16)作适当的处理,消去作用与反作用力 $\pm f$,可写出矩阵形式的方程如下:

$$M\ddot{u} + Ku = -b_m\ddot{u} - b_k u \quad (17)$$

式中:

$$M = \begin{bmatrix} M_1 & 0 & 0 \\ 0 & M_2 & 0 \\ 0 & 0 & m_1 + m_2 \end{bmatrix}, \quad K = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & -k_1 \\ 0 & k_2 & -k_2 \\ -k_1 & -k_2 & k_1 + k_2 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$u = \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_0 \end{Bmatrix}, b_m = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -m_2 \end{Bmatrix}, b_k = \begin{Bmatrix} 0 \\ k_2 \\ -k_2 \end{Bmatrix}$$

根据控制律式(15)和多自由度系统的振动方程式(17),建立 Simulink 仿真模型如图 3 所示。仿真模型中补充了系统的阻尼矩阵 C ,其中 inv 为矩阵求逆运算, $\frac{1}{s}$ 为时间积分模块。

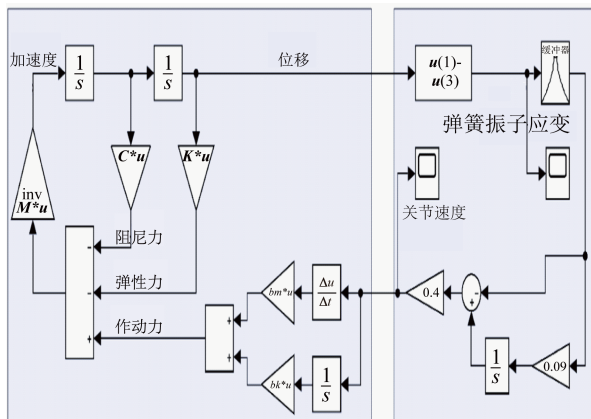


图 3 抑制弹簧振子振动的 Simulink 仿真模型

Fig. 3 Simulink model of the vibration suppression for the spring vibrator

在图 3 中,左侧灰色背景部分是多自由度弹簧振子的振动模型,输入量是关节的相对速度 $\dot{u}$,由此计算作动力 $b_m\ddot{u} + b_k u$,再根据式(17)得到输出量,即系统的位移向量 u 。

右侧灰色背景部分是用于抑制振动的控制流程,就是由弹簧 k_1 的伸长量经过增益系数变换得到关节的相对速度 $\dot{u}$ 。为了使振动抑制完成后,关节能回复到零位,因此加入了积分模块,关节转速实际上是采用了比例-积分(Proportional Integral, PI)控制。

考虑到根据弹簧伸长量(也就是弹性臂杆的应变)计算第 1 阶弹性模态的式(13)存在近似性,直接计算结果会受到少量其他阶次模态的影响,因此采用数字滤波器进行滤波。

数值仿真所采用的弹簧振子模型参数为 $M_1 = 5 \text{ kg}$, $M_2 = 2 \text{ kg}$, $m_1 = 1 \text{ kg}$, $m_2 = \frac{1}{2} m_1$, $k_2 = k_1 = 100 \text{ N/m}$,并在模型中补充了系统的阻尼矩阵 $C = \frac{0.01}{\omega_0} K$,此处 ω_0 是振子模型的第 1 阶弹性固有圆频率,约为 5.7735 rad/s 。

仿真的初始状态系统处于平衡位置,主体航天器的初始速度 $\dot{u}_1 = 0.2 \text{ m/s}$,目标航天器的初始速度 $\dot{u}_2 = -0.5 \text{ m/s}$,恰能使得系统的质心速度为 0。积分步长设置为 0.001 s ,求解器选择 Ode8。

在图 3 所示的 Simulink 流程图中,增益系数 G 可以调节,用于考察不同控制增益下的振动抑制效果。首先设置 $G = 0$,此时系统只有自身的阻尼 C ,所得的模态坐标响应如图 4 所示,由图中可知振动衰减率很低。

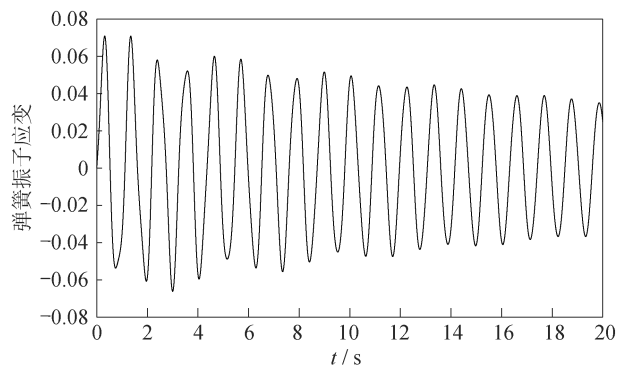


图 4 未加主动控制的弹簧振子振动衰减

Fig. 4 Vibration attenuation of the spring vibrator without active control

再将增益系数 G 分别设置为 0.2 和 0.4, 仿真得到的弹簧振子应变响应如图 5 所示, 表明介入主动控制后柔性机械臂的振动衰减明显加速。由图 5 (b) 可知, 当增益系数取 0.4 时, 振动已经略微失去了正弦特征。这是由于式 (13) 只考虑了第 1 阶弹性振动。当增益系数进一步增大时, 振动失去正弦特征, 不再能用第 1 阶弹性振动近似, 因此式 (14) 就不再适用。当增益系数为 0.4 时, 关节相对速度 $\dot{u}$ 如图 6 所示。由图 6 可知, 即使增益系数取 0.4, 振动抑制起到明显的效果, 驱动关节的相对速度最大值也不足 0.03 m/s, 便于在实际应用中实现。

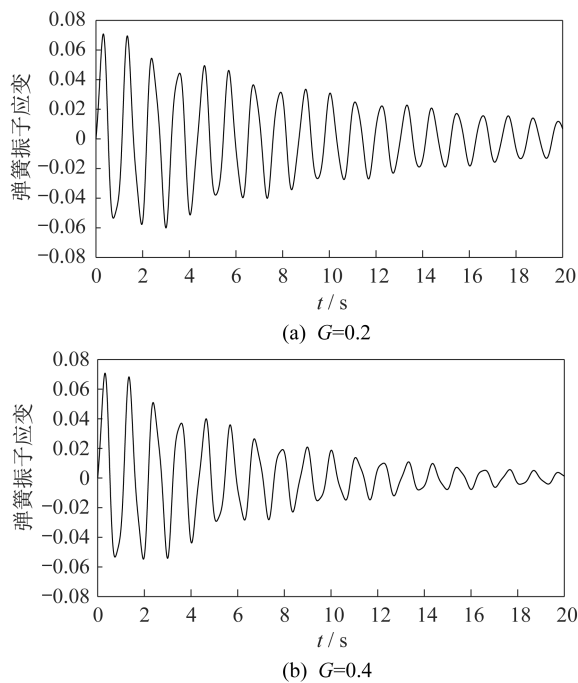


图 5 介入主动控制后弹簧振子的振动衰减
Fig. 5 Vibration attenuation of the spring vibrator with active control

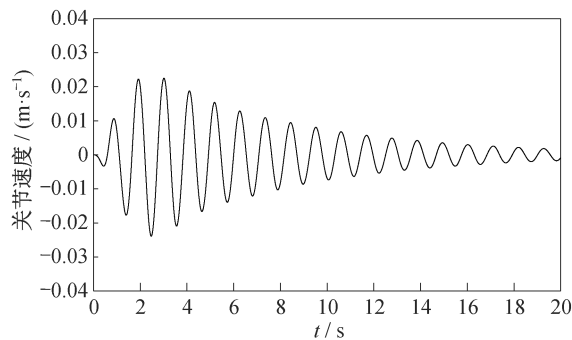


图 6 增益系数为 0.4 时主动控制中关节的相对速度
Fig. 6 Relative speed of the joint with active control when $G=0.4$

3 小尺寸模型振动抑制实验验证

将航天器-机械臂组合体的关键结构简化, 以图 1 的模型为样本, 搭建出航天器-机械臂组合体的小尺寸模型, 如图 7 所示。主体航天器和目标飞行器均由 2 块铝质多孔平板和 4 根支撑杆装配而成的方形结构等效表示。2 个方形结构用 2 段弹簧钢制作的钢条连接, 用于等效柔性机械臂。钢条与方形结构的连接关系近似为刚性约束, 模拟机械臂与主体航天器和目标飞行器的锁定关系。2 段钢条之间由减速电机连接, 作为机械臂的驱动关节。减速电机的速度可控, 用于抑制结构的振动。2 个方形结构置于光滑的水平台面上, 底部装有气浮块, 通入压缩空气后形成气垫, 用于消除摩擦力, 实现航天器-机械臂组合体的在轨工况模拟。实验模型参数见表 1。

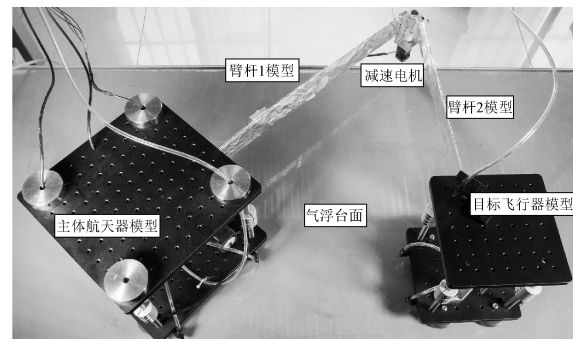


图 7 航天器-机械臂组合体小尺寸模型照片

Fig. 7 Photograph of a low-scaled model of the spacecraft-manipulator assembly

表 1 航天器-机械臂组合体实验模型主要部件参数

Tab.1 Parameters of the main components of the spacecraft-manipulator assembly

部件	尺寸/mm	材质
主体飞行器模型多孔板	300 × 300 × 13(长/宽/厚)	铝
目标飞行器模型多孔板	200 × 200 × 13(长/宽/厚)	铝
支撑杆	100 × $\phi 12$ (长度/直径)	不锈钢
机械臂模型弹簧钢条	600 × 55 × 2(长/宽/厚)	弹簧钢

模拟机械臂的钢条在减速电机附近的两侧贴有 4 片电阻应变片, 阻值均为 350 Ω , 灵敏度为 2。应变片使用全桥方式连接, 应变电路的输入电压为 5 V。应变电路的输出信号电压经信号放大仪 3 000 倍增益放大后进行 AD 转换, 记为 V_e 。考虑到控制律设计时将振动近似为第 1 阶弹性模态振动, 因此对 AD 转换后的信号电压进行了数字滤

波,以获得第 1 阶弹性模态振动的近似值作为控制器的输入。滤波后的信号电压记为 $\tilde{V}_e$ 。控制器循环和 AD 采样频率设置为 25 Hz,数字滤波器使用 2 阶带通 Butterworth 滤波器,通过频率为 0.25 ~ 1.25 Hz。

减速电机的转速由自研调速器实施调节。调速器能够根据控制器的输出电压,按照线性关系将减速电机调整到指定的转速。控制器的输出电压记为 V_d ,在实验中根据控制律式(14)将其设定为

$$V_d = k\tilde{V}_e \quad (19)$$

式中: k 为电压增益,与增益系数 G 成正比。

组合体实验的初始状态是两段机械臂呈 90° 交叉。实验开始后,减速电机以匀角速度、耗时 10 s 从静止开始收拢两段机械臂(控制器输出电压 $V_d = 8$ V),以此激励组合体产生振动。第 1 组实验取 $k = 0$,表示减速电机锁定,模拟组合体振动在未加控制状态下作自由衰减。第 2 组实验取 $k = 15$,模拟组合体振动在关节驱动下加速衰减。

实验中测得的应变桥路信号电压 $\tilde{V}_e$ 如图 8、图 9 所示。图中,蓝色曲线是自由衰减过程中的电压变化,红色曲线是启用振动抑制后的电压变化,绿色垂线表示减速电机 10 s 匀速收拢结束时刻的时间线。从图 8 可见,前 10 s 蓝色曲线和红色曲线基本重合,表明机械臂收拢阶段组合体在两组不同实验中的状态基本一致,实验具有可重复性;后 10 s 红色曲线快速趋于 0,说明启用振动抑制后减速电机的作用能够显著加速组合体振动的衰减。对图中的曲线作简单的估测可以看出:自由衰减时组合体的振动结束时间约在 37 s(蓝色垂线),持续约 27 s;采用振动抑制后结束时间提前到 22 s,持续缩短至 12 s。

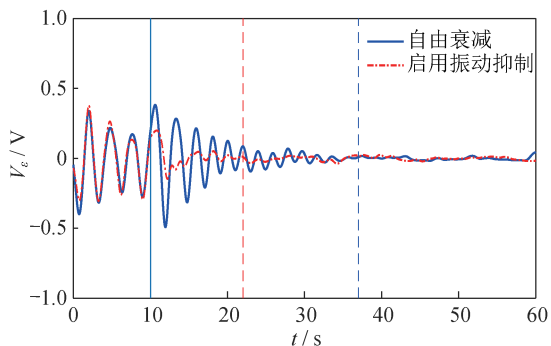


图 8 自由衰减与启用振动抑制结果比较

Fig. 8 Comparison of the results of free attenuation and vibration suppression enabled

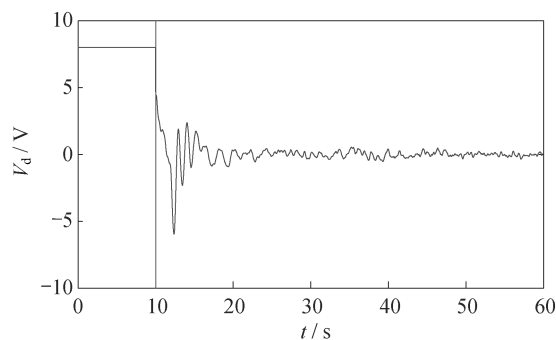


图 9 控制器输出电压曲线

Fig. 9 Controller output voltage curve

图 9 是实验中启用振动抑制时的控制器输出电压曲线。从图中可见,减速电机在振动抑制阶段的输出电压远低于在机械臂收拢过程的输出电压,说明操控机械臂的关节电机有足够输出能力用于振动抑制,完全能在额定工作条件内运行。上述针对航天器-机械臂组合体的小尺寸实验模型实测数据,在一定程度上已经能够验证使用关节作动加速柔性机械臂振动衰减的方法有效。

4 结束语

采用固定界面子结构方法建模,能够清晰地建立关节转动与组合体振动的动力学关系。据此,可以简洁地设计以加速振动衰减为目标的关节转速控制律,即关节转速正比于机械臂弹性变形的线性反馈关系,而且还能对关节所起到的人工阻尼作用做出直接的力学解释。航天器-机械臂组合体小尺寸模型的数值仿真和实验结果验证了振动抑制原理和方法的正确及有效。

虽然原理和方法推导以及仿真分析和实验测试都限于平面内单轴运动的航天器-机械臂组合体,现有工作存在的局限,需要进一步深入研究和细化,但在单轴作动模式下,该方法对抑制复杂航天器-机械臂组合体的基频振动依然适用。

参考文献

- [1] 于登云,孙京,马兴瑞.空间机械臂技术及发展建议[J].航天器工程,2007,7:1-8.
- [2] 周建平.我国空间站工程总体构想[J].载人航天,2013,19:1-10.
- [3] 刘宏,蒋再男,刘业超.空间机械臂技术发展综述[J].载人航天,2015,21(5):435-443.
- [4] 陈必发.航天器电池翼振动抑制的反作用飞轮有源控制方法研究[D].上海:复旦大学,2020.

(下转第 74 页)