

文章编号: 1004-924X(2016)03-0590-10

空间机械臂锁紧机构等效线性化分析及验证

田士涛^{1,2}, 吴清文¹, 贺 帅¹, 徐振邦^{1*}, 吴 君³

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100039;

3. 哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室, 黑龙江 哈尔滨, 150080)

摘要: 空间机械臂的锁紧机构刚度特性具有非线性特征, 在开展整臂动力学分析时需要对其进行等效线性化处理, 故本文提出了一种基于六维刚度等效的线性化方法并进行了分析验证。建立了锁紧机构单机在预紧状态下的非线性模型, 通过非线性计算获取了锁紧机构各向刚度数值, 并将其提供给用于模拟锁紧释放机构的BUSH单元。对机械臂整体模型进行了模态分析以及频率响应分析。结果表明: 整臂前三阶固有频率为89 Hz、92 Hz和96 Hz, 和试验结果最大相差为3%; 各组件加速度响应分析结果与试验结果吻合较好, 最大相差为8%, 证明了提出的线性化方法的有效性。该方法考虑了各向刚度之间耦合关系, 并且不必逐一处理锁紧机构接触面, 有较强的工程实用价值。

关键词: 机械臂; 锁紧机构; 接触分析; 动力学分析; 刚度等效; BUSH单元

中图分类号: V476.1; V416.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20162403.0590

Linear analysis and practical tests of fixation mechanisms in space robotic arm

TIAN Shi-tao^{1,2}, WU Qing-wen¹, HE Shuai¹, XU Zhen-bang^{1*}, WU Jun³

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Science, Beijing 100039, China;

3. State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

* Corresponding Author, E-mail: xuzhenbang@gmail.com

Abstract: The stiffness characteristics of fixation mechanisms of a space robotic arm show nonlinear, and it should be processed in linearity by equivalence method in the dynamic analysis on the whole-system. A method based on six-dimensional stiffness equivalence for linearizing fixation mechanisms was proposed and related analysis and tests were performed as well. A nonlinear model of a single preloaded fixation mechanism was created and corresponding stiffness information of the fixation mechanism was acquired through nonlinear analyses. Then the above information was offered to BUSH elements to simulate the fixation mechanism. The modal analysis and frequency response of whole model for the robotic arm was carried out. The results indicate that the first three natural frequencies of the whole system are 89 Hz, 92 Hz, 96 Hz and the maximum relative error between analysis results and test results is 3%. Moreover, the frequency response analysis results of different components are consistent with that of the test results and maximum relative error is 8%, which verify the effectiveness of the above method. The method takes the coupling of stiffness in different directions into account and avoids processing the contact surfaces of the fixation mechanisms one by one, showing a stronger practical engineering value.

收稿日期: 2015-03-01; 修订日期: 2015-04-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No.11302222); 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所创新基金资助项目(No.Y2CX1SS125)

Key words: robotic arm; fixation mechanism; contacting analysis; dynamic analysis; stiffness equivalence; BUSH element

1 引言

空间机械臂是完成空间站组装维护、载荷部署和科学实验等任务的重要工具,能够辅助航天员出舱或者替代航天员完成各种舱外任务,确保航天员在轨操作的安全性^[1-3]。目前,国际空间站(ISS)的组装和维护依赖于在轨的加拿大臂(CANADARM2)、欧洲臂(ERA)和日本臂(JEMRMS)。加拿大臂,又称作空间站遥操作系统(Space Station Remote Manipulator System, SSRMS),于2001年发射,至今已完成了国际空间站大部分组装和维护任务。欧洲臂(European Robotic Arm, ERA)于2002年发射,主要完成俄罗斯舱段的组装和维护任务。日本臂(Remote Manipulator System of Japanese Experiment Module)分为主臂(MA)和小臂(SFA)两部分,主要完成日本舱段的维护和组装任务^[4-7]。机械臂是一个机、电、热、控一体化集成系统,各种空间任务的完成都以运动为核心^[8],因此建立准确的运动学、动力学模型并设计相关的控制系统是机械臂系统设计的前提^[9],各组件的结构设计是实现机械臂功能的基础,而相关的仿真分析和试验验证是结构设计的保障^[10-11]。本文的研究对象是我国正在研制的空间站实验舱机械臂系统,该臂具有舱外载荷照料、货物搬运、舱外设备状态检查和支持航天员出舱活动等功能,本文对其发射状态的分析方法和试验方法进行了研究。

航天产品在发射之前需要进行抗振动环境能力测试,加拿大臂、欧洲臂和日本臂在发射之前都进行了相应的环境试验,日本臂在进行振动试验时,分别对控制台、主臂和子臂3个部分进行模态试验和热平衡试验,然后对整体系统进行性能测试^[4,12]。

机械臂在发射状态下通过锁紧机构固定在舱体表面,目前国内对于机械臂类结构的分析方法和试验方法研究较少,国外的相关资料也有限。由于锁紧机构内部包含预紧接触环节,使得发射状态机械臂系统具有明显的动力学非线性特性,这也是对其进行分析的主要难点。对接触问题进行数值求解的方法包括迭代法、约束函数方法、数

学规划法等^[13],其中的某些算法在商业软件中已经取得了应用,但是迭代法在求解时需要根据接触面的情况对刚度矩阵进行反复的更新,约束函数方法和数学规划法需要引入其他的约束条件从而使数值求解的规模变大,因此在商业软件中使用上述算法计算效率较低^[14]。鉴于此,工程中适用的处理接触环节的方法是将其简化成线性环节,丁延卫等人用螺栓单元和摩擦单元对接触面进行了线性化处理^[15],谈卓君等人利用ADINA软件中接触单元和非线性算法对接触环节进行了线性模拟,并给出了接触单元刚度矩阵^[16]。上述方法均需要获取接触面接触情况并逐一设置线性接触单元,对于机械臂由于锁紧机构数目较多,锁紧机构接触情况各异,很难同时获取所有接触面接触状况,因此通常需要采取等效线性化处理。欧洲臂在发射时采用吊钩预紧方式对机械臂进行限位,在进行仿真分析时,采用数个相互独立的弹簧单元对单个锁紧机构进行模拟,这种模拟方法使得边界条件具有不确定性,而且未考虑各向刚度之间耦合关系^[17,18]。

针对以上情况,本文提出了一种基于六维刚度等效的线性化处理方法,用BUSH单元模拟了锁紧机构,建立了发射状态下机械臂的线性模型。通过对比最终机械臂整机分析结果与试验结果的一致性验证了本文所提出的线性化处理方法的可行性,这种方法考虑了各向刚度之间耦合关系,并且不必逐一处理锁紧机构接触面,具有较强的工程实用价值。

2 机械臂简介

实验舱机械臂系统(以下简称机械臂)是完成未来空间站任务的重要工具,机械臂主体部分包括关节、臂杆、肘关节和末端执行器等组件。在发射状态下,机械臂以如图1所示姿态固定在舱体表面,由于臂杆的长度较短,采用了两端固定的方式。进入轨道后,锁紧机构解锁,机械臂开始在轨运行。

发射状态下机械臂会承受各种载荷,对其开展动力学方面的研究是为了保证机械臂能够适应发射力学环境,而相应的抗振动试验是为了测试及

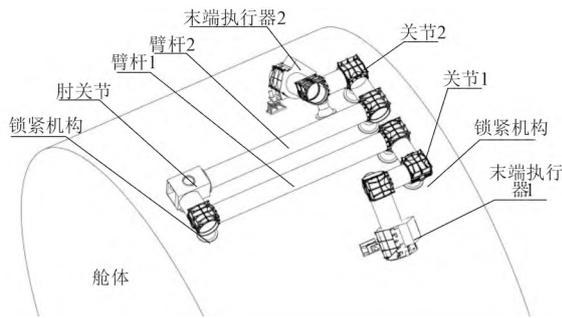


图 1 发射状态下机械臂示意图

Fig. 1 Diagram of robotic arm in launch configuration

考核机械臂的基频和响应等动力学参数，机械臂动力特性直接决定其是否能够通过抗振动试验。发射状态下，机械臂系统的主体部分被多个锁紧机构固定，具有较大的刚度，承担整体载荷，而锁紧机构由于其结构特点是整个系统关键环节，其刚度特性是影响机械臂整体动力学响应的主要因素，因此要对其刚度特性进行准确模拟，并着重考虑其刚度特性对整体系统的影响。机械臂系统的建模思路如图2所示，根据锁紧机构非线性模型获取其刚度信息，并用BUSH单元对其进行模拟，通过与试验结果进行对比证明了模型有效性。

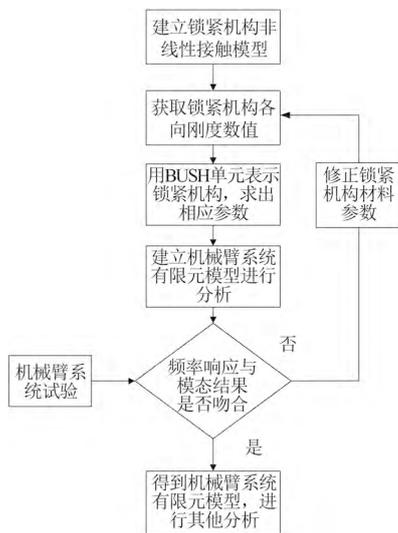


图 2 机械臂建模思路

Fig. 2 Modeling method of robotic arm

3 锁紧机构的建模

3.1 锁紧机构的非线性模型

锁紧机构的工作原理如图3所示，主要包括锁

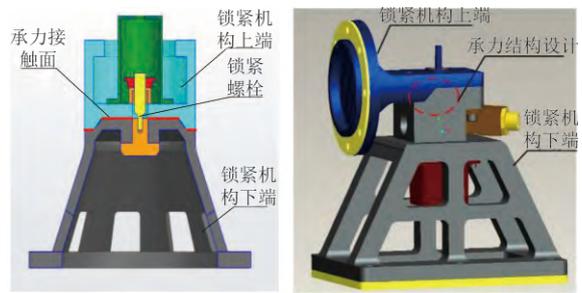


图 3 锁紧机构示意图

Fig. 3 Diagram of fixation mechanism

紧机构上端、下端及锁紧螺栓，图中线条标示区域为承力接触面。需要说明的是，承力面的加工精度要求较高，这样在锁紧螺栓预紧力的作用下，结构发生轴向变形，使得不同位置的承力接触面同时保持接触，多接触面的设计可以提高结构的接触刚度。

在预紧状态下，锁紧机构能够承受6个方向的载荷，具有6个方向的刚度，分别是轴向拉伸刚度、扭转刚度、2个侧向刚度和2个弯曲刚度。锁紧机构根据上下端形状的不同可以分为两类，分别为A类与B类锁紧机构，其工作原理相同，A类锁紧机构用于对关节进行固定，B类锁紧机构用于对末端执行器进行固定，由于末端执行器与机械臂关节之间存在柔性环节，需要限制其多个自由度，A类锁紧机构不能有效对其固定锁死，因此采用B类锁紧机构。

为了得到锁紧机构的刚度信息，建立锁紧机构非线性模型并进行预紧力状态下接触分析，图4所示为非线性模型，非线性模型和线性模型的区别在于在处理接触面节点时并不是通过节点耦合或刚性连接等方法，而是设置接触环节。如果采用迭代法进行求解，计算的每一步需要根据实时的

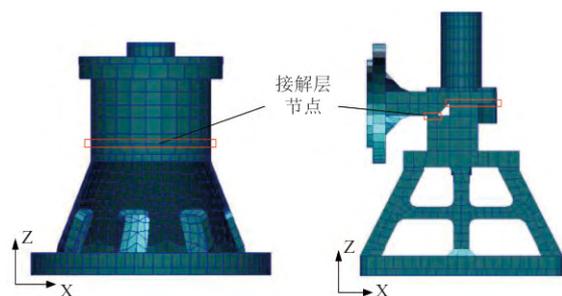


图 4 锁紧机构示意图

Fig. 4 Diagram of fixation mechanism

结果更新刚度矩阵, 因此计算过程费时。

对于线性结构, 其刚度可以认为是在约束安装端面的条件下, 在该方向产生单位位移时所需要外力(外力矩)的大小, 位移随外力变化曲线为通过原点的直线。对图4所示非线性模型进行非线性分析, 分析时固定下端面在上端施加不同轴向力, 发现锁紧螺栓中预紧力会影响锁紧机构刚度数值, 依据航天用螺钉预紧力标准取其值为3 900 N。分析得出锁紧机构轴向外力与轴向位移关系曲线如图5所示, 曲线的斜率即表示刚度数值, 可以看出当外部作用力变化时, 锁紧机构刚度特性呈现非线性。当外力在-4 000~0 N时, 锁紧机构在压力作用下, 位移线性变化, 表现为轴向压缩刚度为恒定值; 当外力在0~3 900 N时, 在拉力作用下, 轴向位移线性变化, 表现为轴向拉伸刚度为恒定值; 当外力大于3 900 N时, 此时轴向拉力大于螺栓预紧力, 接触面不再起作用, 表现为锁紧螺栓的刚度。

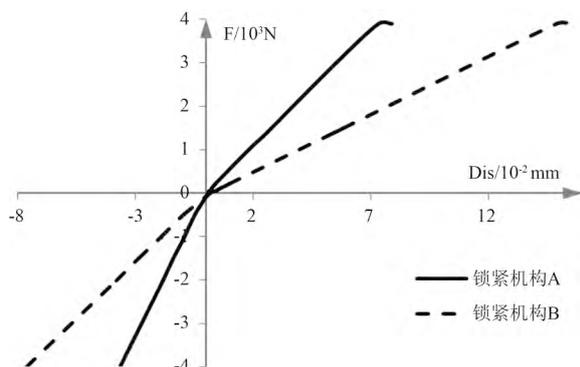


图5 锁紧机构轴向位移随作用力变化趋势

Fig. 5 Axial displacement of fixation mechanism with external loads

发射状态下, 机械臂受到的振动载荷的形式为以0为原点的交变载荷, 参考前期研究可知其峰值不会大于预紧力, 锁紧机构工作在外力-3 900~3 900 N区域, 主要是在0点附近。因此在进行线性化处理时, 取曲线在0点处的斜率作为锁紧机构轴向刚度, 可以求出A类和B类锁紧机构轴向刚度数值分别为 8.2×10^4 N/m和 4.0×10^4 N/m。

进一步约束锁紧机构下端, 在上端分别施加沿X、Y方向的外力和绕X、Y、Z轴的外力矩, 同理可以得到锁紧机构沿X、Y的侧向刚度、绕X、Y轴的弯曲刚度和绕Z轴的扭转刚度。锁紧机构的各向刚

度之间存在耦合关系, 在计算某一方向刚度数值时, 需要约束与之相耦合的其他刚度在各自方向的位移, 如侧向刚度和弯曲刚度有耦合关系, 在计算侧向刚度时需要约束上端面沿相应方向的转角。将A类锁紧机构轴向刚度、沿Y和Z方向侧向刚度、扭转刚度、绕Y和Z轴弯曲刚度分别用符号 K_{11}^* 、 K_{22}^* 、 K_{33}^* 、 K_{44}^* 、 K_{55}^* 、 K_{66}^* 表示, B类锁紧机构分别用 K_{11}^{\dagger} 、 K_{22}^{\dagger} 、 K_{33}^{\dagger} 、 K_{44}^{\dagger} 、 K_{55}^{\dagger} 、 K_{66}^{\dagger} 表示。

3.2 锁紧机构的线性化

在发射状态下, 锁紧机构主要起到连接舱体和机械臂主体部分的作用, 因此在仿真分析过程中不关心其细节特征, 并用一维单元对其建模。一维单元中只有梁单元和BUSH单元具有6个方向刚度, 如果使用梁单元建模, 需要根据刚度数值反求梁单元尺寸参数, 而BUSH单元的输入参数即为刚度数值, 且各向刚度数值可以独立调节, 便于对锁紧机构进行模拟^[19 20], A类和B类锁紧机构可以分别用如图6所示的两节点BUSH单元进行等效。

BUSH单元包含2个节点, 每个节点有6个自由度, 分别对应于沿X、Y、Z轴方向的平动自由度和绕X、Y、Z轴的转动自由度, 与梁单元类似, 在定义其属性时需要定义其单元法向。文献[20]中给出了BUSH单元的轴向沿X轴、单元法向沿Y轴时对应的刚度矩阵。

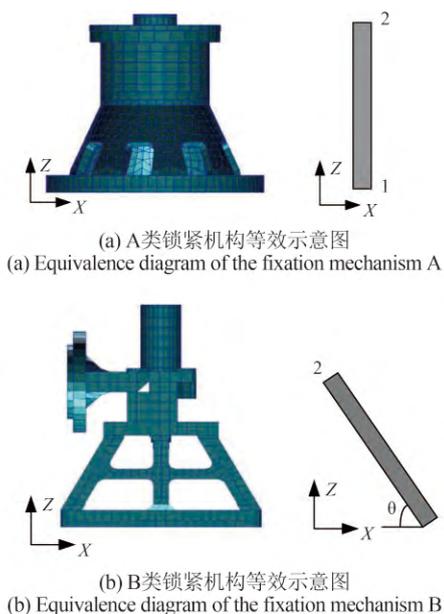


图6 锁紧机构与BUSH单元等效示意图

Fig. 6 Equivalence diagram of fixation mechanism and BUSH elements

$$\mathbf{K}_1 = \begin{bmatrix} K_{111} & K_{112} \\ K_{121} & K_{122} \end{bmatrix}. \quad (1) \quad \text{刚度矩阵为对称矩阵, 各分块矩阵为:}$$

$$\mathbf{K}_{111} = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & k_2 & 0 & 0 & 0 & \frac{k_2 L}{2} \\ & & k_3 & 0 & -\frac{k_3 L}{2} & 0 \\ & & & k_4 & 0 & 0 \\ \text{对称} & & & & k_5 + \frac{k_3 L^2}{4} & 0 \\ & & & & & k_6 + \frac{k_2 L^2}{4} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

$$\mathbf{K}_{112} = \begin{bmatrix} -k_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -k_2 & 0 & 0 & 0 & \frac{k_2 L}{2} \\ 0 & 0 & -k_3 & 0 & -\frac{k_3 L}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -k_4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{k_3 L}{2} & 0 & -k_5 + \frac{k_3 L^2}{4} & 0 \\ 0 & -\frac{k_2 L}{2} & 0 & 0 & 0 & -k_6 + \frac{k_2 L^2}{4} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

$$\mathbf{K}_{122} = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & k_2 & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_2 L}{2} \\ & & k_3 & 0 & \frac{k_3 L}{2} & 0 \\ & & & k_4 & 0 & 0 \\ & & & & k_5 + \frac{k_3 L^2}{4} & 0 \\ & & & & & k_6 + \frac{k_2 L^2}{4} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

式中: k_1 、 k_2 、 k_3 、 k_4 、 k_5 、 k_6 和 L 是BUSH单元的7个输入参数, 当BUSH单元的轴向为 X 轴方向时, k_1 、 k_2 、 k_3 、 k_4 、 $k_5 + k_3 L^2/4$ 、 $k_6 + k_2 L^2/4$ (刚度矩阵的对角线项)分别表示BUSH单元的轴向刚度、沿 Y 轴侧向刚度、沿 Z 轴的侧向刚度、扭转刚度、绕 Y 轴弯曲刚度和绕 Z 轴弯曲刚度, L 表示BUSH单元的长度, 令长度值为锁紧机构上端面和下端面的中心距离。由于等效BUSH单元的轴向与 X 轴存在夹角, 无法将上述刚度数值与3.1节中所求得的刚度数值直接对应相等求出各输入参数, 需要推导更一般形式的BUSH单元的刚度矩阵。

在图6所示坐标系下, 当BUSH单元的轴向与 $-X$ 轴方向存在夹角 θ 时(A类锁紧机构 θ 为 90° , B类锁紧机构 θ 为 60°), 可以通过坐标变换的方法求出

BUSH单元此时的刚度矩阵 \mathbf{K}_2 :

$$\mathbf{K}_2 = \mathbf{R}^T \mathbf{K}_1 \mathbf{R}, \quad (5)$$

其中 \mathbf{R} 为变换矩阵:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} [r] & 0 & 0 & 0 \\ 0 & [r] & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [r] & 0 \\ 0 & 0 & 0 & [r] \end{bmatrix}. \quad (6)$$

$$[r] = \begin{bmatrix} -\cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & -\cos \theta \end{bmatrix}. \quad (7)$$

将刚度矩阵写成分块矩阵的形式:

$$\mathbf{K}_2 = \begin{bmatrix} K_{211} & K_{212} \\ K_{221} & K_{222} \end{bmatrix}. \quad (8)$$

$$\mathbf{K}_{211} = \begin{bmatrix} k_3 \sin^2 \theta + k_1 \cos^2 \theta & 0 & (k_3 - k_1) \times \sin \theta \cos \theta & 0 & \frac{k_3 L \sin \theta}{2} & 0 \\ k_2 & 0 & 0 & -\frac{k_2 L \sin \theta}{2} & 0 & -\frac{k_2 L \cos \theta}{2} \\ k_1 \sin^2 \theta + k_2 \cos^2 \theta & 0 & 0 & \frac{k_3 L \cos \theta}{2} & 0 & 0 \\ (k_6 + \frac{k_2 L^2}{4}) \sin^2 \theta + k_4 \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & (k_6 + \frac{k_2 L^2}{4} - k_4) \times \sin \theta \cos \theta & 0 \\ \text{对称} & & & k_5 + \frac{k_3 L^2}{4} & 0 & 0 \\ & & & & (k_6 + \frac{k_2 L^2}{4}) \cos^2 \theta + k_4 \sin^2 \theta & \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{K}_{212} = \begin{bmatrix} -k_3 \sin^2 \theta - k_1 \cos^2 \theta & 0 & (k_1 - k_3) \times \sin \theta \cos \theta & 0 & \frac{k_3 L \sin \theta}{2} & 0 \\ 0 & -k_2 & 0 & -\frac{k_2 L \sin \theta}{2} & 0 & -\frac{k_2 L \cos \theta}{2} \\ (k_1 - k_3) \times \sin \theta \cos \theta & 0 & -k_1 \sin^2 \theta - k_3 \cos^2 \theta & 0 & \frac{k_3 L \cos \theta}{2} & 0 \\ 0 & \frac{k_2 L \sin \theta}{2} & 0 & (\frac{k_2 L^2}{4} - k_6) \sin^2 \theta - k_4 \cos^2 \theta & 0 & (k_4 + \frac{k_2 L^2}{4} + k_6) \times \sin \theta \cos \theta \\ -\frac{k_3 L \sin \theta}{2} & 0 & -\frac{k_3 L \cos \theta}{2} & 0 & \frac{k_3 L^2}{4} - k_5 & 0 \\ 0 & \frac{k_2 L \cos \theta}{2} & 0 & (k_4 + \frac{k_2 L^2}{4} + k_6) \times \sin \theta \cos \theta & 0 & (\frac{k_2 L^2}{4} + k_6) \cos^2 \theta - k_4 \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\mathbf{K}_{222} = \begin{bmatrix} k_3 \sin^2 \theta + k_1 \cos^2 \theta & 0 & (k_3 - k_1) \times \sin \theta \cos \theta & 0 & -\frac{k_3 L \sin \theta}{2} & 0 \\ k_2 & 0 & 0 & \frac{k_2 L \sin \theta}{2} & 0 & \frac{k_2 L \cos \theta}{2} \\ k_1 \sin^2 \theta + k_2 \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_3 L \cos \theta}{2} & 0 \\ (k_6 + \frac{k_2 L^2}{4}) \sin^2 \theta + k_4 \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & 0 & (k_6 + \frac{k_2 L^2}{4} - k_4) \times \sin \theta \cos \theta \\ \text{对称} & & & k_5 + \frac{k_3 L^2}{4} & 0 & 0 \\ & & & & (k_6 + \frac{k_2 L^2}{4}) \cos^2 \theta + k_4 \sin^2 \theta & \end{bmatrix} \quad (11)$$

刚度矩阵 K_2 的对角线表示的是在图6所示坐标系下等效BUSH单元的六向刚度, 将3.1节中得到的锁紧机构的各向刚度数值代入表达式可以求出BUSH单元的输入参数, A类锁紧机构如式(12)所示 θ 为 90° , B类锁紧机构如式(13)所示 θ 为 60° 。

$$\left\{ \begin{array}{l} k_2 \sin^2 \theta + k_1 \cos^2 \theta = K_{11}^* \\ k_3 = K_{22}^* \\ k_1 \sin^2 \theta + k_2 \cos^2 \theta = K_{33}^* \\ (k_5 + \frac{k_3 L^2}{4}) \sin^2 \theta + k_4 \cos^2 \theta = K_{44}^* \\ k_6 + \frac{k_2 L^2}{4} = K_{55}^* \\ (k_5 + \frac{k_3 L^2}{4}) \cos^2 \theta + k_4 \sin^2 \theta = K_{66}^* \end{array} \right. \quad (12)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} k_2 \sin^2 \theta + k_1 \cos^2 \theta = K'_{11} \\ k_3 = K'_{22} \\ k_1 \sin^2 \theta + k_2 \cos^2 \theta = K'_{33} \\ (k_5 + \frac{k_3 L^2}{4}) \sin^2 \theta + k_4 \cos^2 \theta = K'_{44} \\ k_6 + \frac{k_2 L^2}{4} = K'_{55} \\ (k_5 + \frac{k_3 L^2}{4}) \cos^2 \theta + k_4 \sin^2 \theta = K'_{66} \end{array} \right. \quad (13)$$

锁紧机构的质量通过质量单元平均分布到BUSH单元的两个节点上。

4 机械臂仿真分析与试验结果

4.1 机械臂系统模型

完成锁紧机构建模之后, 依据三维模型和相应建模原则完成机械臂主体部分建模, 机械臂系统有限元模型如图7所示, 模型共有209 012单元, 293 366节点。对模型进行模态分析和正弦扫频分析。

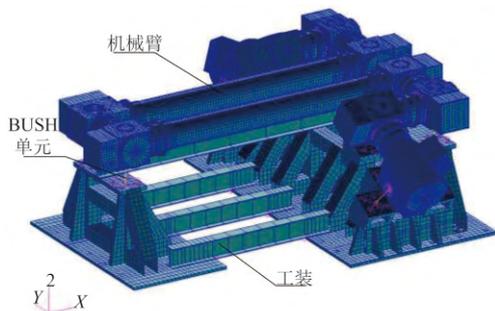


图 7 机械臂系统有限元模型图
Fig. 7 Diagram of robotic arm system

4.2 机械臂系统力学试验

为了考察机械臂系统抗力学环境性能并验证仿真模型的准确性, 对其进行模拟发射力学环境的振动试验, 图8为试验的照片。机械臂的主体部分通过锁紧机构固定在工装上, A类和B类锁紧机构分别用于固定关节和末端执行器。

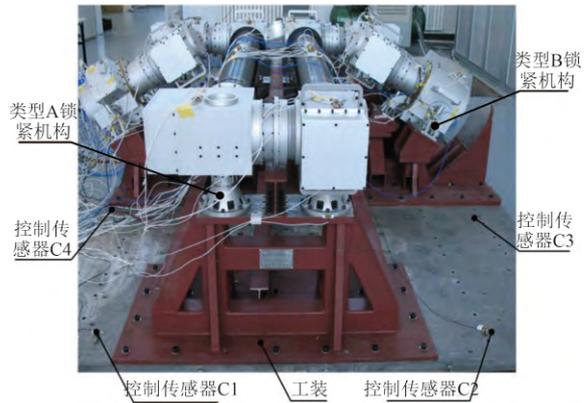


图 8 机械臂力学试验照片
Fig. 8 Diagram of robotic arm under test

试验时, 工装安装在振动台的台面上, 振动台推动台面运动给整个试验系统提供振动输入激励。控制传感器布置在水平滑台上, 采用4点平均控制。试验主要测试三向振动情况下, 机械臂工程样机各部分的响应, 进而了解机械臂的动力学特性和响应情况, 判断机械臂的抗力学环境能力。本项试验所采用的典型的振动输入条件如表1所示。

表 1 正弦振动试验条件
Tab. 1 Conditions of the swept-sine test

方向	频率/Hz	输入振动量级
	5~20	2.28/mm
X、Y、Z	20~100	3.76/g
	扫描率	4(oct/min)

4.3 机械臂试验结果与修正模型分析结果

有限元模型与实际结构之间存在3个方面的误差: 一是模型结构误差, 是由边界条件的不确定性和非线性环节的线性化引起的; 二是模型参数误差, 是指由于材料参数和几何参数的不确定性所导致的误差, 比如同一零件的不同部位由于经过不同工艺处理即会导致材料参数的差异; 三是

模型阶次误差, 是指将无限自由度的实际结构离散成有限自由度的仿真模型所带来的误差^[21]。对于模型结构误差和模型阶次误差只能通过提高仿真模型的阶次和改善建模的方法来消除, 而模型参数误差可以通过修正算法进行消除^[22-23]。工程中常用试参的方法依据试验结果对关键的材料参数进行修正, 因此在建立了机械臂的线性模型之后对材料参数作 $\pm 3\%$ 范围的修正, 使得仿真模型结果与试验结果更为吻合。通过试验获取机械臂系统的前三阶固有频率分别为 87、89 和 94 Hz, 修正前模型的前三阶固有频率分别为 90、94 和 98 Hz, 修正后系统前三阶固有频率为 89、92 和 96 Hz, 前三阶固有频率的最大相对误差为 3%。系统的基频较高, 说明机械臂具有较大刚度。系统的振型图如图 9~11 所示, 由图可见, 系统的一阶模态主要为臂杆的弹性振动, 这是因为臂杆长度较大, 导致其刚度相对较低。结构二阶模态为机械臂整体 X 向摆动, 三阶模态为机械臂整体 Y 向摆动。前三阶模态由锁紧机构刚度和机械臂自身刚度共同决定, 由结构弹性变形情况来看, 锁紧机构的刚度占主要因素。

仿真分析和试验验证都进行了 0~100 Hz 的正弦

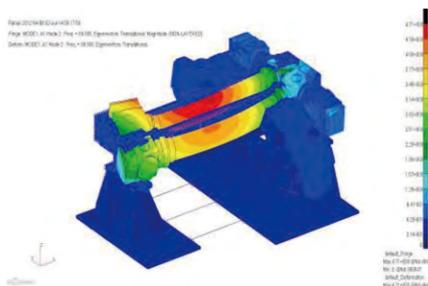


图 9 机械臂一阶模态振型图

Fig. 9 First-order mode shape of robotic arm

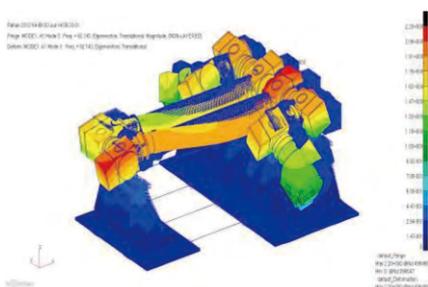


图 10 机械臂二阶模态振型图

Fig. 10 Second-order mode shape of robotic arm

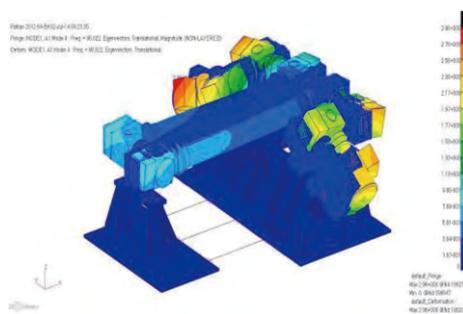


图 11 机械臂三阶模态振型图

Fig. 11 Third-order mode shape of robotic arm

扫频分析, 修正后的机械臂模型在各关键组件上部(对应于试验时贴传感器处)的加速响应结果与试验结果对比如图 12~14 所示。

图 12~14 为分别在 X、Y、Z 三个方向施加扫频激励时, 加速度响应的仿真分析与试验结果对比, 由图 12~14 可以看出机械臂各位置加速度响应峰值的试验结果与仿真结果均比较吻合, 最大相对误差

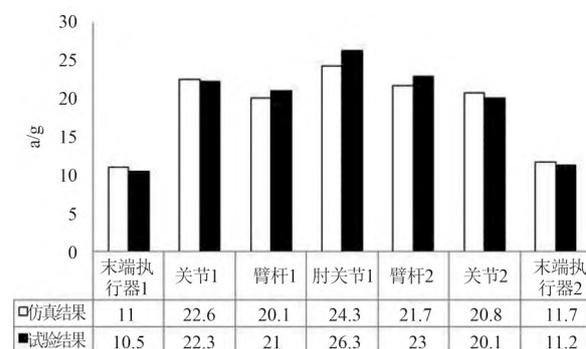


图 12 X 方向加速度响应仿真试验结果对比

Fig. 12 Comparison between acceleration response analysis results and test results in X direction

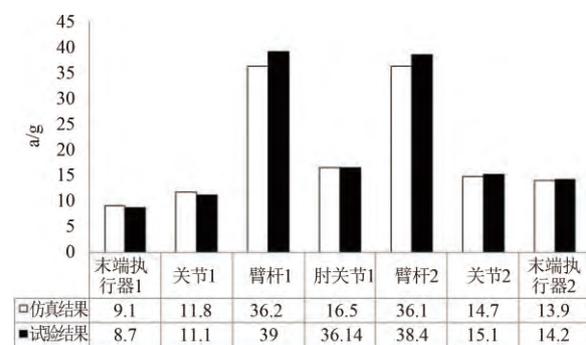


图 13 Y 方向加速度响应仿真试验结果对比

Fig. 13 Comparison between acceleration response analysis results and test results in Y direction

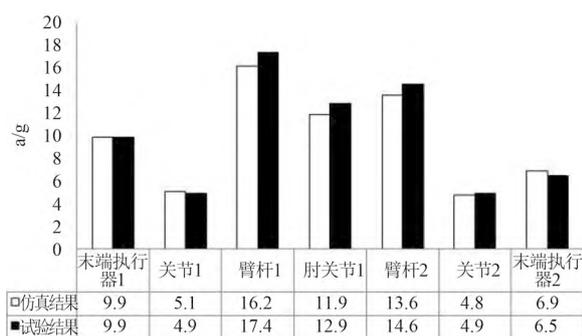


图 14 Z方向加速度响应仿真试验结果对比

Fig. 14 Comparison between acceleration response analysis results and test results in Z direction

差为8%，可以说明所建立模型能较好反映机械臂的动力学特性。

参考文献:

- [1] FLORES-ABAD A, MA O, *et al.*. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014:1-26.
- [2] XU W, LIANG B, *et al.*. Survey of modeling, planning, and ground verification of space robotic systems [J]. *Acta Astronautica*, 2011:1629-1649.
- [3] KING D. Space serving: past, present and future[C]. *Proceeding of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space*, Canada: I-SAIRAS 2001:1-8.
- [4] LARYSSA P, EVANS LINDSAY, *et al.*. International space station robotics a comparative study of ERA, JEMRMS and MSS[C]. *7th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation*, 2002:19-21.
- [5] SACHDEV S, HARVEY W, *et al.*. Canada and the international space station program overview and status since IAC 2005[C]. *7th International Aerosol Conference*, 2005:1-13.
- [6] MATSUEDA T, KURAOKA K, *et al.*. JEMRMS system design and development status[C]. *National Telesystems Conference*, Piscataway, 1991:391-395.
- [7] BOUMANS R, HEEMSKERK C. The european robotic arm for the international space station [J]. *Robotics and Autonomous System*, 1998,23(1):17-27.
- [8] 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, 16(4):1-9.
- [9] YU D Y, SUN J, MA X R. Suggestion on development of Chinese space manipulator technology[J]. *Spacecraft Engineering*, 2007,16(4):1-9. (in Chinese)
- [10] ZHAO J L, GU Y X, YAN S Z, WU J N. Dynamic analysis of flexible space manipulators with harmonic reducer[J]. *Key Engineering Materials*, 2013, 584(2014):200-207.
- [11] LIU H, TAN Y S, LIU Y W, JIE D Y, *et al.*. Development of Chinese large-scale space end-effector[J]. *J. Cent. South. Univ. Technol.* 2011, 18(2011):600-609.
- [12] 于登云, 潘博, 孙京. 空间机械臂关节动力学建模与分析的研究进展[J]. *航天器工程*, 2010, 19(2):1-10.
- [13] YU D Y, PAN B, SUN J. A literature review on dynamic modeling and analysis of the joints in space manipulator[J]. *Spacecraft Engineering*, 2010,19(2):1-10. (in Chinese)
- [14] SATO N, WAKABAYASHI Y. JEMRMS design features and topics from testing [C]. *Proceeding of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space*, Canadian Space, 2001:18-25
- [15] 温卫东, 高德平. 接触问题数值分析方法的研究现状与发展[J]. *南京航空航天大学学报*, 1994, 26 (5):664-675.
- [16] WEN W D, GAO D P. Progress and current situation of numerical analysis methods in contact problems[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 1994,26(5):664-675. (in Chinese)
- [17] 刁俊通, 梅雪松, 吴序堂. 面向对象的接触问题的有限元分析[J]. *机械强度*, 1999, 21(1):39-41.

5 结论

机械臂锁紧机构刚度特性是影响发射状态下机械臂系统力学特性的关键因素, 由于预紧接触环节的存在, 使得锁紧机构刚度特性具有非线性特性。本文对锁紧机构的线性化方法进行了研究, 建立了锁紧机构非线性模型, 获取了其各向刚度信息, 并用BUSH单元对其进行了线性模拟, 最终得到的机械臂系统模型前三阶固有频率分别为89、92、96 Hz, 和试验结果最大相差为3%, 各组件关键位置加速度响应仿真结果与试验结果基本吻合, 最大相差8%。

本文对包含接触环节的复杂结构线性化处理和复杂接触环境的仿真分析具有借鉴意义。

- XI J T, MEI X S, WU X T. The object-oriented finite element analysis for contact problems[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 1999, 21(1):39-41. (in Chinese)
- [15] 丁延卫, 吴清文, 姜晋庆. 基于接触理论的空间光学遥传感器的动力学求解[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2002, 34(5):652-655.
- DING Y W, WU Q W, JIANG J Q. Dynamic solving of a space optical sensor based on contact theory [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2002, 34(5): 652-655. (in Chinese)
- [16] 谈卓君, 廖日东, 左正兴等. 接触条件下组合结构的动力学分析[J]. 机械强度, 2006, 28(5):658-663.
- TAN Z J, LIAO R D, ZUO ZH X, et al.. Dynamic analysis of composite structure on contact condition[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2006, 28(5):658-663. (in Chinese)
- [17] GLOTH G, SINAPIUS M, et al.. Boosted Modal Survey Test on the European Robotic Arm[C]. *Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures Materials and Mechanical Testing*, 2001: 401-408.
- [18] GOGÉ D, SINAPIUS J M. Experiences with dynamics load simulation by means of modal forces in the presence of structural non-linearities [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(1):411-419.
- [19] 王春洁, 郭永. 着陆器软着陆机构的动力学分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(2):183-187.
- WANG CH J, GUO Y. Dynamic analysis of lunar lander [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009,35(2):183-187. (in Chinese)
- [20] 邹元杰. Bush有限单元原理及其在航天器结构建模中的应用[J]. 航天器工程, 2010, 19(1):99-105
- ZOU Y J. Bush finite element principle and its application in building structural models for spacecraft[J]. *Spacecraft Engineering*, 2010, 19(1):99-105. (in Chinese)
- [21] MOTTERSHEAD J E. Model updating in structural dynamics: a survey [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1993, 167(2):347-375.
- [22] 张以帅, 洪嘉振, 李伟明. 模型缩聚-模型修正迭代方法的研究[J]. 振动与冲击, 2009, 28(12):23-26
- ZHANG Y SH, HONG J ZH, LI W M. Research on the iterative method for model reduction-model updating[J]. *Journal of Vibration and shock*, 2009, 28(12):23-26. (in Chinese)
- [23] 李伟明, 洪嘉振. 基于频响函数的模型修正方法[J]. 上海交通大学学报, 2009, 35(2):1455-1459.
- LI W M, HONG J ZH. Research on model updating method based on frequency response functions[J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2011,45(10):1455-1459. (in Chinese)

作者简介:



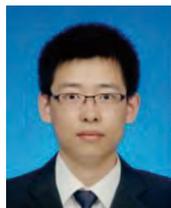
田士涛(1989-), 男, 山东临沂人, 博士研究生, 2011年于山东大学获得学士学位, 主要从事空间结构动力学分析方面的研究。
E-mail: tianst820@163.com



贺帅(1989-), 男, 湖北荆门人, 研究实习员, 2011年于中国科学技术大学获得学士学位, 2013年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得硕士学位, 主要从事力学分析方面研究。



徐振邦(1982-), 男, 内蒙古通辽市人, 副研究员, 2005年、2010年于中国科技大学分别获得学士学位、博士学位, 主要从事振动控制、空间遥传感器的力学分析研究。
E-mail: xuzhenbang@gmail.com



吴君(1989-), 男, 辽宁宽甸人, 硕士研究生, 助理工程师, 2012年于哈尔滨理工大学获得学士学位, 2014年于哈尔滨工业大学获得硕士学位, 主要从事连接与分离机构研究。
E-mail: wujun5219@163.com

导师简介:



吴清文(1968-), 男, 四川简阳人, 研究员, 1991年于哈尔滨工业大学获得学士学位, 1994年、1997年于中科院长春光学精密机械与物理研究所分别获得硕士、博士学位, 主要从事光学精密仪器CAD/CAE研究和空间光学遥感器热控技术研究。
E-mail: wuqw@ciomp.ac.cn

(本栏目编辑: 马 建)