

机器人组装超大型结构的姿-轨-柔耦合动力学仿真

王启生, 蒋建平, 李庆军, 江国期, 周铃松
(中山大学 航空航天学院, 广东 广州 563100)

摘 要: 机器人空间组装是建造超大型航天器的重要方式。当前针对空间组装的研究大多集中于小型结构, 没有考虑万有引力梯度和姿-轨-柔耦合效应的影响。本文针对主结构-空间机器人-待组装结构组成的系统, 建立姿-轨-柔耦合动力学模型, 研究万有引力梯度和姿-轨-柔耦合效应对组装过程的影响。首先, 将空间机器人看作刚体, 将主结构和待组装结构看作柔性体, 分别采用自然坐标法和绝对节点坐标法进行运动学描述; 然后, 考虑刚体和柔性体的动能、万有引力势能和弹性势能推导系统的 Hamilton 方程, 计入万有引力和万有引力梯度的影响; 最后, 通过轨迹规划和轨迹跟踪控制实现空间机器人空间组装超大型结构的姿-轨-柔耦合动力学仿真, 给出组装过程中系统的轨道运动、姿态运动、空间机器人关节空间和笛卡尔空间、结构振动等动力学响应。研究发现: 万有引力梯度和姿-轨-柔耦合效应对空间机器人的控制力矩和组装精度产生显著影响, 在组装方案设计和控制系统设计中必须予以考虑。

关键词: 空间组装; 超大型结构; 万有引力梯度; 姿-轨-柔耦合; 空间机械臂

中图分类号: TP 242

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.02.005

Orbit-Attitude-Structure Coupled Dynamic Simulation for Ultra-large Structure Assembled by Robot

WANG Qisheng, JIANG Jianping, LI Qingjun, JIANG Guoqi, ZHOU Lingsong
(School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Guangzhou 563100, Guangdong, China)

Abstract: Using robot to assemble spatial components is an essential way to build ultra-large spacecraft. Available studies on space assembly mostly focus on small structures, without considering the effects of gravity gradient and orbit-attitude-structure coupling. In this paper, an orbit-attitude-structure coupled dynamic model is established for the space assembly system including space robot and flexible structure to study the effects of gravity gradient and orbit-attitude-structure coupling on the assembly process. First, the space robot is regarded as rigid, and the main structure and the structure to be assembled are regarded as flexible. Moreover, natural coordinates are used to model the rigid space robot, and absolute nodal coordinates are adopted to model the flexible structures. Then, the Hamilton equation of the system is derived with the consideration of the kinetic energy, the gravitational potential energy, and the elastic energy of the rigid and flexible bodies, taking the effects of gravitational force and gravity gradient into account. Finally, orbit-attitude-structure coupled dynamic simulations are conducted by trajectory planning and trajectory tracking control, and the dynamic responses of the system are studied, including the orbital motion, attitude motion, control results in both the joint space and the Cartesian space of the robot, and structural vibrations of the flexible structures. The results show that the effects of gravity gradient and orbit-attitude-structure coupling are vital to the control moment of the space robot and the assembling precision, which must be considered in the assembly process design and control system design.

Key words: space assembly; ultra-large space structure; gravity gradient; orbit-attitude-structure coupling; space manipulator

收稿日期: 2021-08-30; 修回日期: 2022-02-09

基金项目: 广东省基础与应用基础研究基金(2019A1515110730)

作者简介: 王启生(1997—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为超大型航天结构空间组装动力学与控制。

通信作者: 蒋建平(1979—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为柔性航天器动力学与智能控制、智能结构动力学及其振动控制

0 引言

随着航天科技的发展,世界各国都认识到空间组装技术对未来航天器设计与建造模式的重要性,纷纷对空间组装进行了大量的工程实践、方案论证和学术研究。超大型航天器的结构尺寸达到数百米甚至数千米,包括空间太阳能电站、超大口径卫星天线、人工重力场航天器等^[1]。受限于现有运载工具的运送能力,这些构造复杂、尺寸巨大的空间结构往往无法通过地面装配、整体发射的方式升空^[2]。空间组装技术成为建造超大型航天器的关键技术^[3-4]。

建立空间组装过程的动力学模型,研究组装过程航天器姿态与结构的动力学特性,是实现超大型航天器空间组装的基础^[5]。史纪鑫等^[6]针对大型复杂航天器组装过程小变形情况,采用模态综合法建立了非线性动力学模型,并通过动力学仿真验证了其有效性。WANG等^[7]研究了太阳能卫星在轨装配过程中的分布式自适应振动控制,并通过控制单元和整个SPS结构之间的关系建立了控制单元的动态模型。荣吉利等^[8]采用自然坐标法与绝对节点坐标法对空间太阳能电站的刚性与柔性构件建立了动力学模型,研究了组装时间、组装机构的阻尼和刚度系数对组装过程的影响。然而,上述研究聚焦于组装过程的结构动力学问题,未涉及空间机器人的组装控制。

利用空间机器人协助或替代宇航员在太空中执行超大型航天结构空间组装、空间站的建造等操作,一方面可以确保良好的操作精确度,提高自主性和灵巧性;另一方面能够克服在轨应用的经济与技术障碍^[9]。文献[6-7]推导了具有柔性附件的空间机器人系统的刚柔耦合动力学模型,基于动态耦合模型设计了闭环控制系统,空间机械臂在抑制结构振动的同时成功捕获运动目标。CHEN等^[10]将柔性附件和刚性飞行器主体组成的柔性航天器合理地简化为自由浮动的靱梁系统,针对组装过程中航天器之间的碰撞以及挠性部件的振动问题,提出了一种复合控制方法。时月天等^[11]基于仿生理论,设计了一种适用于空间太阳能电站空间组装的足型机器人,安装过程中空间机器人可在薄膜和桁架之间自由爬行。张瀚博等^[12]针对复杂条件下空间桁架组装具有局限性的问题,创新设计了一种适用于空间桁架空间组装的空间机器人,提高了组装效率。程靖等^[13]针对漂浮基空间双臂机器人在轨服务时易于航天器发生碰撞的问题,建立了空间机器人捕捉大型航天器动力学方程,并研究了捕捉过程镇定运动

最优控制方法。朱安等^[14]设计了一种旋转型串联弹性执行器,有效避免了空间机器人捕捉卫星过程中关节之间相互碰撞冲击。然而,上述研究并未考虑万有引力梯度和姿-轨-柔耦合效应的影响。

机器人空间组装超大型结构的动力学与控制涉及机器人多体系统动力学建模与轨迹规划、大柔性结构刚柔耦合建模、航天器轨道和姿态动力学、自动控制,以及万有引力及其梯度等空间环境多个学科领域,给精确动力学建模、耦合动力学分析、控制系统设计带来极大困难。CAO等^[3]针对OMEGA空间太阳能电站圆形反射镜支撑结构的组装问题,通过传统“车-桥耦合”模型研究了组装过程的结构动力学响应。然而,上述研究并没有考虑机器人的操控过程,也没有考虑组装过程的姿-轨-柔耦合效应。

综上所述,超大型空间结构由于超大的尺寸和超低的固有频率,在复杂空间环境和机器人操控干扰下会产生结构振动、姿态摆动、轨道漂移等复杂动力学行为,对机器人控制精度、控制执行机构、组装精度等造成影响。然而,当前研究或是没有考虑机器人对大柔性结构的控制,或是没有考虑复杂空间环境和姿-轨-柔耦合效应,无法完全模拟机器人空间组装超大型结构的过程。本文考虑万有引力梯度力矩、结构的几何非线性,建立组装过程中主结构-空间机器人-待组装结构的姿-轨-柔耦合动力学模型,通过机器人的轨迹规划和轨迹跟踪控制,实现超大型结构的组装过程动力学仿真。与现有文献不同的是,本文的动力学仿真能同时给出组装过程的轨道动力学响应、姿态动力学响应、结构振动响应、机器人控制力矩与关节误差、笛卡尔空间的组装误差等丰富的动力学响应,为组装过程研究提供有价值的参考。

1 动力学建模

本章以主结构-空间机器人-待组装结构组成的系统为研究对象,建立姿-轨-柔耦合的动力学方程。组装系统如图1所示,其中1~7为机械臂连杆, $B \sim G$ 为机械臂关节点, A 点与 H 点为机械臂末端抓取点。主结构和待组装结构是空间太阳能电站的支撑桁架结构,在此简化为欧拉-伯努利梁。由于结构尺寸较大,在组装过程中可能出现较大的变形,所以采用绝对节点坐标法描述。相比而言,空间机器人的尺寸较小、刚度较大,因此将其简化为多刚体系统,

采用自然坐标法描述。组装系统的质量和几何参数见表 1~表 2。

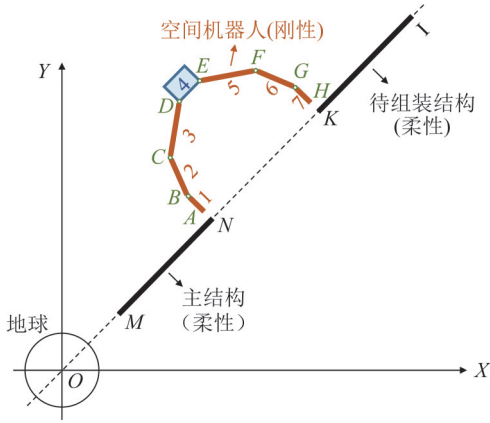


图 1 空间组装系统

Fig.1 Space assembly system

表 1 空间机器人的参数

Tab.1 Parameters of the space robot

参数	机械臂 1、4、7	机械臂 2、3、5、6
长度/m	2	7
密度/(kg·m ⁻³)	1 000	1 000
半径/m	0.175	0.175

表 2 结构参数

Tab.2 Parameters of the structures

参数	梁 MN	梁 KI
长度/m	100	100
横截面积/m ²	0.011 6	0.011 6
截面二次矩/m ⁴	1.627 9×10 ⁻⁴	1.627 9×10 ⁻⁴
密度/(kg·m ⁻³)	2 700	2 700
质量/kg	3.132×10 ³	3.132×10 ³
弹性模量/GPa	70	70

为了研究组装过程中主要的动力学特性,在本文中作以下几点假设:1) 只研究系统在轨道平面的运动,从而大幅降低模型复杂度,节省动力学仿真时间;2) 仅考虑万有引力和引力梯度,忽略其他空间摄动力/力矩的影响;3) 假设空间机器人已经实现了对主结构和待组装结构的抓捕,只研究主结构和待组装结构在空间机器人控制作用下相互靠近的过程,忽略关节柔性、摩擦等非线性因素。

空间机器人由 7 个刚体构成,采用自然坐标法进行刚体的动力学建模。平面刚体的自然坐标法采用刚体上 2 个点的位置矢量和固连于刚体上的单位矢量来描述刚体^[15]。本文选取的空间机器人广

义坐标为

$$\mathbf{q}_{\text{robot}} = [\mathbf{r}_A^T, \mathbf{r}_B^T, \mathbf{v}_1^T, \mathbf{r}_C^T, \mathbf{v}_2^T, \mathbf{r}_D^T, \mathbf{v}_3^T, \mathbf{r}_E^T, \mathbf{v}_4^T, \mathbf{r}_F^T, \mathbf{v}_5^T, \mathbf{r}_G^T, \mathbf{v}_6^T, \mathbf{r}_H^T, \mathbf{v}_7^T]^T \in \mathbb{R}^{30} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{v}_i$ 为刚体 i 上与轴线垂直的单位矢量,如图 2 所示。

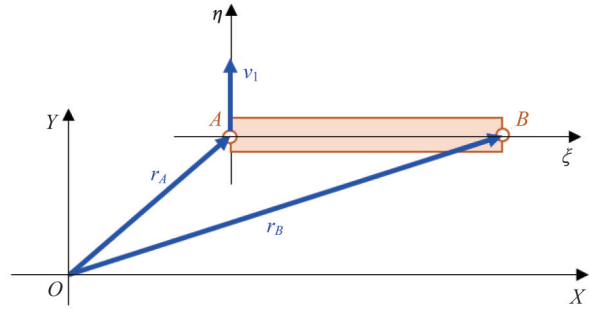


图 2 刚体 AB 的自然坐标描述

Fig.2 Natural coordinates of the rigid body AB

由于空间机器人只有 9 个自由度,式(1)拥有 30 个广义坐标,因此有 21 个约束:

$$\begin{cases} (\mathbf{r}_{i1} - \mathbf{r}_{i2})^T (\mathbf{r}_{i1} - \mathbf{r}_{i2}) = l_i \\ \mathbf{v}_i^T \mathbf{v}_i = 1 \\ (\mathbf{r}_{i1} - \mathbf{r}_{i2})^T \mathbf{v}_i = 0 \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, 7 \quad (2)$$

式中: $\mathbf{r}_{i1}$ 和 $\mathbf{r}_{i2}$ 为刚体 i 的左端点和右端点的位置矢量,例如 $\mathbf{r}_{11}$ 和 $\mathbf{r}_{12}$ 分别为 $\mathbf{r}_A$ 和 $\mathbf{r}_B$; l 为各刚体的长度。

式(2)也可以缩写为

$$\mathbf{g}(\mathbf{q}_{\text{robot}}) = \mathbf{0} \in \mathbb{R}^{21} \quad (3)$$

主结构 AM 和待组装结构 HI 均采用绝对节点坐标法进行建模,采用一维二节点欧拉-伯努利梁单元进行离散^[16]。这种绝对节点坐标法单元具有 2 个节点,每个节点具有 4 个广义坐标,因此单元具有 8 个广义坐标:

$$\mathbf{e} = [e_1, e_2, e_3, e_4, e_5, e_6, e_7, e_8]^T \quad (4)$$

广义坐标中的元素具体定义为

$$\begin{cases} e_1 = X(x_e = 0), e_2 = Y(x_e = 0), \\ e_5 = X(x_e = l_e), e_6 = Y(x_e = l_e), \\ e_3 = \frac{\partial X(x_e = 0)}{\partial x_e}, e_4 = \frac{\partial Y(x_e = 0)}{\partial x_e}, \\ e_7 = \frac{\partial X(x_e = l_e)}{\partial x_e}, e_8 = \frac{\partial Y(x_e = l_e)}{\partial x_e}, \end{cases} \quad (5)$$

式中: x_e 为单元内的局部坐标; l_e 为单元的长度。

对于主结构-空间机器人-待组装结构组成的系统,广义坐标为

$$\mathbf{q} = [\mathbf{q}_{\text{robot}}^T, \mathbf{q}_{\text{NM}}^T, \mathbf{q}_{\text{HI}}^T]^T \quad (6)$$

式中: $\mathbf{q}_{\text{NM}} \in \mathbb{R}^{4 \times n_{\text{NM}} + 4}$ 和 $\mathbf{q}_{\text{HI}} \in \mathbb{R}^{4 \times n_{\text{HI}} + 4}$ 分别为主结构 NM 和待组装结构 HI 的广义坐标; n_{NM} 和 n_{HI} 分别为 NM 和 HI 的单元数。

根据约束 Hamilton 变分原理,系统的动力学方程为^[17]

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}} = \mathbf{M}^{-1} \mathbf{p} \\ \dot{\mathbf{p}} = -\frac{\partial U(\mathbf{q})}{\partial \mathbf{q}} - \frac{\partial \mathbf{g}^T(\mathbf{q})}{\partial \mathbf{q}} \boldsymbol{\lambda} + \mathbf{Q} \\ \mathbf{g}(\mathbf{q}) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{M}$ 为质量矩阵; $\mathbf{p}$ 为广义动量; U 为势能; $\mathbf{Q}$ 为广义外力向量; $\boldsymbol{\lambda}$ 为 Lagrange 乘子。

系统的 U 又可以表示为

$U = U_{\text{gra, robot}} + U_{\text{gra, AM}} + U_{\text{gra, HI}} + U_{\text{ela, AM}} + U_{\text{ela, HI}}$ (8)
式中: $U_{\text{gra, robot}}$ 、 $U_{\text{gra, AM}}$ 、 $U_{\text{gra, HI}}$ 分别为机器人、主结构 AM 和待组装结构 HI 的万有引力势能; $U_{\text{ela, AM}}$ 和 $U_{\text{ela, HI}}$ 分别为主结构 AM 和待组装结构 HI 的弹性势能。

系统的质量矩阵 $\mathbf{M}$ 可由机器人、主结构 AM 和待组装结构 HI 的质量矩阵组装而成。由于自然坐标法和绝对节点坐标法在现有文献[18]中已有较多研究,本文主要给出自然坐标法和绝对节点坐标法的万有引力及其梯度表达式。

基于微元法的思想,刚体或柔性体单元上任意一个质量元(位置矢量为 $\mathbf{r}$) 的万有引力势能为

$$dU_{\text{gra}} = -\frac{\mu dm}{(\mathbf{r}^T \mathbf{r})^{1/2}} \quad (9)$$

式中: $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 为地球的引力常数。

因此,刚体或柔性体的万有引力势能可通过体积积分表示为

$$U_{\text{gra, AB}} = -\int_V \frac{\mu \rho dV}{(\mathbf{r}^T \mathbf{r})^{1/2}} \quad (10)$$

式(10)中的被积函数是非线性函数,无法直接获得体积积分的解析表达式。为此,将被积函数在刚体或单元的质心 $\mathbf{r}_0$ 处作二阶 Taylor 级数展开,得

$$U_{\text{gra}} = -\mu \int_V \rho \left\{ \frac{1}{(\mathbf{r}_0^T \mathbf{r}_0)^{1/2}} - \frac{(\mathbf{r} - \mathbf{r}_0)^T \mathbf{r}_0}{(\mathbf{r}_0^T \mathbf{r}_0)^{3/2}} + \frac{1}{2} (\mathbf{r} - \mathbf{r}_0)^T \left[\frac{3\mathbf{r}_0 \mathbf{r}_0^T - \mathbf{r}_0^T \mathbf{r}_0 \mathbf{I}_2}{(\mathbf{r}_0^T \mathbf{r}_0)^{5/2}} \right] (\mathbf{r} - \mathbf{r}_0) \right\} dV \quad (11)$$

整理得

$$U_{\text{gra}} = -\mu \int_V \rho \left\{ \frac{3}{(\mathbf{r}_0^T \mathbf{r}_0)^{1/2}} - \frac{3\mathbf{r}_0^T \mathbf{r}}{(\mathbf{r}_0^T \mathbf{r}_0)^{3/2}} + \frac{\mathbf{r}^T \mathbf{D} \mathbf{r}}{2(\mathbf{r}_0^T \mathbf{r}_0)^{5/2}} \right\} dV \quad (12)$$

式中:被积函数为位置矢量 $\mathbf{r}$ 的二次函数,可分为 3 部分分别积分。第 1 部分的被积函数是常数,体积积分是刚体或单元质量的表达式;第 2 部分的被积函数是 $\mathbf{r}$ 的线性函数,体积积分是刚体或单元质心的表达式;第 3 部分是 $\mathbf{r}$ 的二次型,体积积分可得到惯性矩阵的表达式。

由于式(12)保留了 Taylor 展开的 2 阶项,所以最终的动力学方程中不仅包含刚体或柔性体单元的万有引力,还包含万有引力梯度。

为了描述空间机器人与主结构/待组装结构之间的抓捕关系,本文将位置重合、相互垂直的抓捕关系等效为直线与扭转的线性弹簧-阻尼系统,弹性系数取为 10^6 ,阻尼系数取为 10^3 。

2 组装过程的轨迹规划

本章给出空间机器人的轨迹规划和轨迹跟踪控制方法,使主结构和待组装结构相互靠近,直至对接。为了描述空间机器人的轨迹,建立局部坐标系 Axy , Ax 轴指向初始时刻点 H ,姿态角为 α ,如图 3 所示。组装过程中坐标系的 α 保持不变,而不总是指向点 H 。 $\theta_1 \sim \theta_3$ 、 $\theta_5 \sim \theta_7$ 为关节角度, θ_4 为从 Ax 轴到直线 DE 的角度。

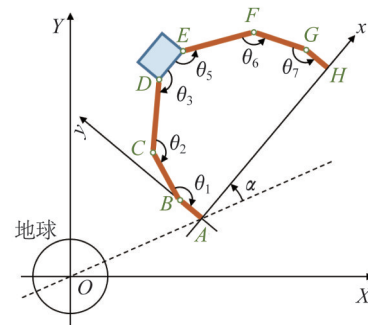


图 3 空间机器人关节角度

Fig.3 Joint angle of the space robot

对点 H 在坐标系 Axy 的轨迹进行规划。点 H 始终在 Ax 轴上沿 Ax 轴负方向运动,且 AB 和 GH

始终垂直于 Ax 轴。为满足初末时刻的相对速度和加速度要求,采用五次多项式对 H 点的 x 坐标进行如下规划:

$$x(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 + a_4 t^4 + a_5 t^5 \quad (13)$$

本文考虑初末时刻的相对速度和相对加速度均为 0 的情形,则初末时刻的条件为

$$\begin{cases} x(0) = x_{H0}, \dot{x}(0) = 0, \ddot{x}(0) = 0 \\ x(t_1) = 0, \dot{x}(t_1) = 0, \ddot{x}(t_1) = 0 \end{cases} \quad (14)$$

式中: t_1 为组装末时刻。

将式(13)代入式(14)得

$$\begin{cases} a_0 = x_{H0}, a_1 = 0, a_2 = 0, \\ a_3 = -\frac{10x_{H0}}{t_1^3}, a_4 = \frac{15x_{H0}}{t_1^4}, a_5 = -\frac{6x_{H0}}{t_1^5} \end{cases} \quad (15)$$

通过上述轨迹规划已经得到 H 点的轨迹,根据几何关系可得到机械臂系统关节角度 $\theta_1 \sim \theta_7$ 的轨迹规划曲线。

几何关系包括 3 方面:1) 空间机器人在组装过程中始终保持对称构型;2) H 点的 x 坐标 x_H 由式(13)计算;3) 空间机器人的质心的 y 坐标 y_p 在组装过程中保持不变(本文选为 $y_p = 6$ m)。

于是有

$$\theta_1 + \theta_2 + \theta_3 = \frac{5\pi}{2}, \theta_1 = \theta_7, \theta_2 = \theta_6, \theta_3 = \theta_5 \quad (16)$$

$$l_4 + 2l_2 \sin \theta_{1i} - 2l_3 \sin(\theta_{1i} + \theta_{2i}) - x_H = 0 \quad (17)$$

$$\begin{aligned} & \left\{ -\frac{m_2 l_2}{2} \cos \theta_1 + m_3 \left[-l_2 \cos \theta_1 + \frac{l_3}{2} \cos(\theta_1 + \theta_2) \right] + \right. \\ & \quad \left. \frac{1}{2} m_4 \left[-l_2 \cos \theta_1 + l_3 \cos(\theta_1 + \theta_2) \right] \right\} / \\ & \quad \left(m_2 + m_3 + \frac{1}{2} m_4 \right) - y_p = 0 \end{aligned} \quad (18)$$

式中: l_2, l_3, l_4 为机械臂 2、3、4 的长度。

得到关节空间的轨迹后,采用 PD 控制方法对轨迹进行跟踪控制。

在本文的数值仿真中,假设安装阶段的时间为 $t_3 = 300$ s,给定 $x_{H0} = 18$ m、 $y_p = 6$ m,从而得到安装阶段的轨迹规划结果,如图 4 所示(θ_4 始终为 0, $\theta_5, \theta_6, \theta_7$ 分别与 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 重合)。

3 仿真分析

本章对空间组装过程进行动力学仿真。为研究万有引力与引力梯度对组装过程的影响,数值仿真分为 4 种情形,见表 3。

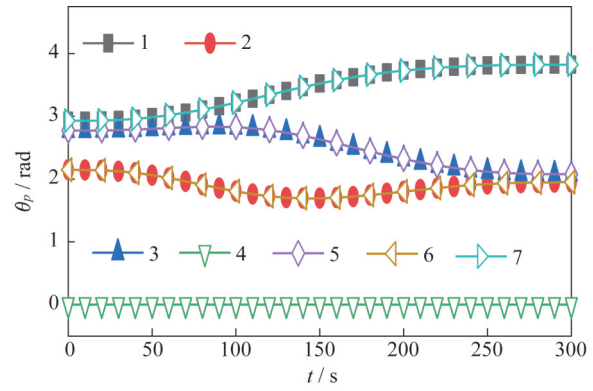


图 4 空间机器人关节角度变化

Fig.4 Variations of the joint angles θ_p ($p=1, 2, 3, 4, 5, 6, 7$) of the space robot

表 3 数值仿真的三种情形

Tab.3 Three cases for the numerical simulations

情形	是否考虑引力及梯度	组装过程姿态角/(°)
情形 1	否	—
情形 2	是	0
情形 3	是	45

情形 2 和情形 3 系统初始位于半径为 7 137 km 的圆形轨道,轨道周期为 6 000 s,组装系统的初始姿态角 α 分别为 0° 和 45° 。情形 2 和情形 3 考虑了万有引力的影响,因此考虑了轨道-姿态-结构耦合效应。由于情形 2 的姿态角为 0° ,所以基本上不受万有引力梯度力矩的影响。作为对比,情形 1 不考虑万有引力、万有引力梯度与轨道-姿态-结构耦合效应的影响,是现有文献普遍采用的方式。3 种情形主结构与待组装模块初始未变形,仿真分析时间步长为 0.001 s。

如图 5~图 6 所示,情形 2 和情形 3 由于没有考虑轨道摄动的影响,系统的轨道离心率和长半轴的变化量非常小,符合轨道动力学特性,验证了动力学仿真的有效性。由于情形 1 没有考虑轨道与姿态,所以不存在离心率与半长轴。

主结构和待组装结构的姿态角变化曲线如图 7 所示。由图可知,情形 1 的组装过程由于没有考虑万有引力与引力梯度的影响,主结构与待组装结构姿态角变化极小,最大值仅为 $(1.24 \times 10^{-5})^\circ$ 。虽然情形 2 选择了稳定的姿态角 0° 进行组装,但由于组装过程整个组装系统在绕地球转动,因此组装过程结构受柯氏力的影响,在姿态控制系统作用下仍然

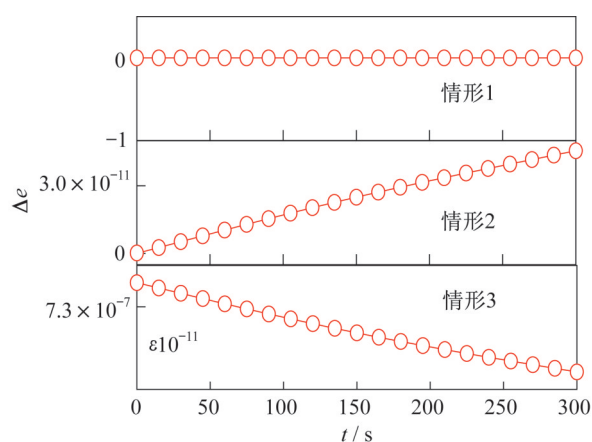


图 5 离心率变化

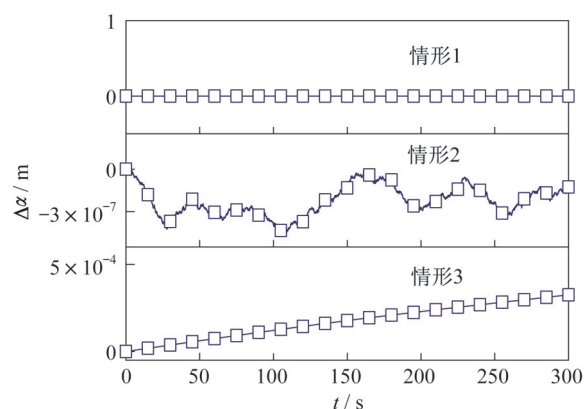
Fig.5 Variations of the eccentricity e 

图 6 长半轴变化

Fig.6 Variations of the semi-major axis a

出现了 $(5.18 \times 10^{-4})^\circ$ 的小幅姿态运动。情形 3 的初始姿态角为 45° , 在万有引力梯度和科氏力的共同影响下, 姿态角出现了明显的变化, 达到了 0.01° , 对组装精度造成显著影响。

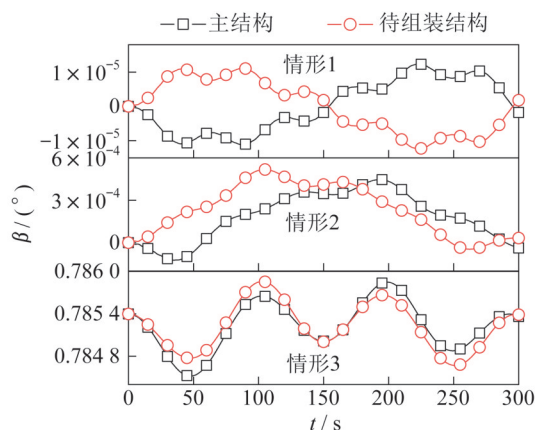


图 7 姿态角变化

Fig.7 Variations of the attitude angle β

空间机器人关节角度误差曲线和控制力矩曲线如图 8~图 9 所示。由图可知, 情形 1 到情形 3 的关节角度误差依次增加, 情形 1 的关节角度误差最大为 $(6.31 \times 10^{-6})^\circ$, 情形 2 为 $(1.02 \times 10^{-4})^\circ$, 情形 3 为 $(1.21 \times 10^{-4})^\circ$ 。在考虑万有引力梯度与轨道-姿态-结构耦合效应以后, 情形 2 和情形 3 的关节角度误差不再像情形 1 那样呈现对称变化。在控制力矩方面, 由于不受万有引力梯度和科氏力的影响, 情形 1 的空间机器人控制力矩最大值为 $29.0 \text{ N}\cdot\text{m}$, 且 M_4 始终为 0。在考虑万有引力梯度与科氏力的影响后, 情形 2 的最大控制力矩为 $47.6 \text{ N}\cdot\text{m}$, 情形 3 的最大控制力矩为 $57.7 \text{ N}\cdot\text{m}$, 且在空间组装过程中, 不同关节的控制力矩曲线随时间的变化趋势不同。由此可见, 万有引力梯度和科氏力对组装过程控制力矩的影响非常大。

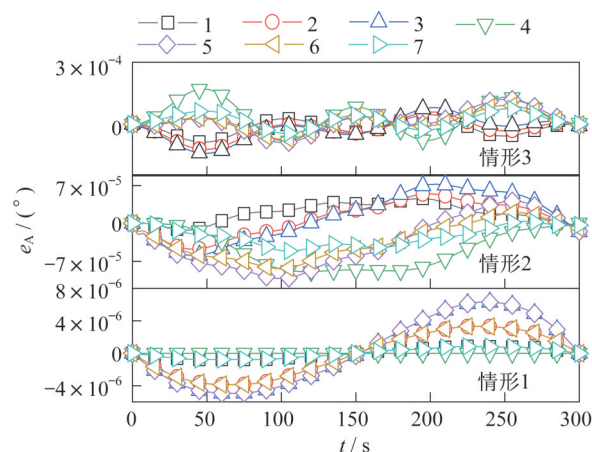


图 8 空间机器人关节角度误差

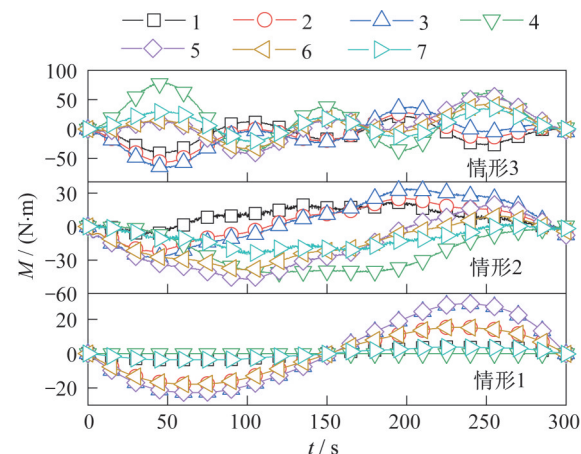
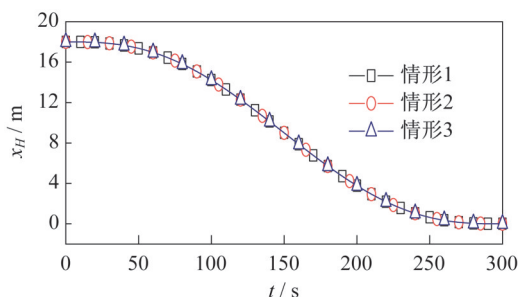
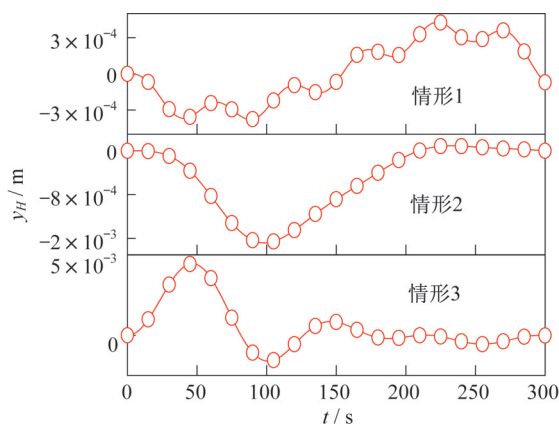
Fig.8 Joint angle error of the space robot e_A 

图 9 空间机器人控制力矩

Fig.9 Control moment of the space robot M

点 H 在坐标系 Axy 的坐标,如图 10~图 11 所示。由图可知,组装过程主结构和待组装结构在 x 方向按轨迹规划的五次函数平滑靠近,最终对接时相对速度几乎为 0,能较好地避免组装过程的碰撞。对于点 H 的 y 坐标,本文在轨迹规划时要求空间机器人质心在 y 方向保持不变。由图可知,情形 1 的 y_H 变化量小于 4.29×10^{-4} m。对于情形 2 和情形 3,由于万有引力梯度和轨道-姿态-结构耦合效应的作用, y_H 的变化量分别为 0.001 7 m 和 0.004 4 m。由于 y_H 基本可以反映组装精度,因此万有引力梯度和轨道-姿态-结构耦合效应对组装精度造成显著影响。

图 10 点 H 的 x 坐标Fig.10 The x coordinates of Point H 图 11 点 H 的 y 坐标Fig.11 The y coordinates of Point H

组装过程主结构和待组装结构的振动如图 12 所示。由图可知,情形 1 组装过程中的最大结构振动幅值仅为 6.81×10^{-5} m。对于情形 2,虽然姿态角为 0° ,万有引力梯度的影响可以忽略,科氏力仍然引起小幅结构振动,最大幅值为 0.004 6 m。对于情形 3,在万有引力梯度和科氏力的影响下,结构振动为 0.008 8 m。

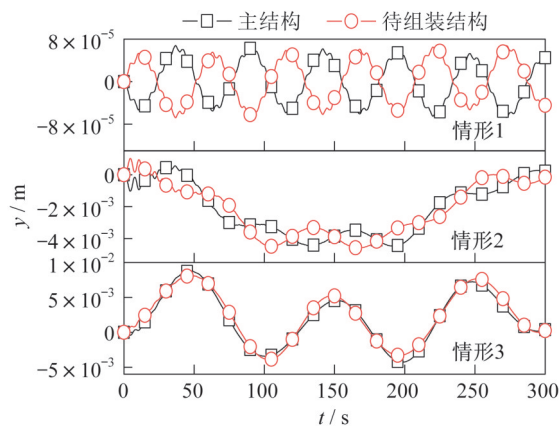


图 12 组装模块结构振动

Fig.12 Structural vibrations of the assembled modules

4 结束语

本文针对空间机器人组装超大型结构的动力学与控制问题,基于自然坐标法和绝对节点坐标法,建立了主结构-空间机器人-待组装结构复合系统的姿-轨-柔耦合动力学模型,研究了万有引力梯度和姿-轨-柔耦合效应对组装过程的影响。由于系统绕地球进行轨道运动,组装过程会产生科氏力。通过数值仿真发现,对于超大型结构,万有引力梯度和组装过程的科氏力使空间机器人的控制力矩大幅增加,且对组装精度产生显著影响。因此,在超大型结构的组装过程中,必须考虑万有引力梯度等空间摄动和轨道-姿态-结构耦合效应的影响。

参考文献

- [1] 叶立恒. 超大空间结构体姿态确定方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2018.
- [2] 余瑶. 柔性航天器部件自主运送动力学及控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [3] CAO K, LI S, SHE Y C, et al. Dynamics and on-orbit assembly strategies for an orb-shaped solar array [J]. Acta Astronautica, 2021, 178: 881-893.
- [4] 关宁, 双小川, 彭娜, 等. 在轨任务规划的新型开发方法 [J]. 上海航天, 2021, 38(4): 75-83.
- [5] 张飞, 陈小前, 于帅, 等. 基于天基边缘计算的在轨智能技术 [J]. 上海航天, 2021, 38(4): 19-24.
- [6] 史纪鑫, 葛东明, 范晶岩, 等. 大型复杂航天器组装动力学建模方法与应用 [J]. 航天器环境工程, 2019, 36(4): 318-322.

(下转第 44 页)