

文章编号 1004-924X(2024)24-3566-14

集群航天器自主拼接控制地面实验系统设计

许传晓, 康国华*, 武俊峰, 陶新勇, 吴佳奇, 周佳艺, 吴 阳
(南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 211100)

摘要:针对地面三自由度气浮平台模拟集群航天器自主拼接实验精度不高和实验系统过于复杂的问题,基于嵌入式系统和串级PID旋翼推进控制设计了一套连续小推力高精度全物理仿真系统。首先根据集群航天器在轨相对动力学,结合地面仿真环境扰动分析,建立了带扰动修正的地面全物理仿真系统动力学模型;设计了一套位姿解耦旋翼式推进系统,结合运动捕捉系统和主控上位机与底层下位机平台,设计了基于 μ COS操作系统的仿真航天器单体和基于串级PID算法的三自由度运动控制系统。后续的双航天器自主拼接气浮实验表明,本文建立的全物理仿真系统动力学模型仿真数据与实验数据吻合,地面仿真航天器的实测姿态指向控制精度不低于 0.1° ,位置控制精度不低于1 mm,达到了集群航天器自主拼接半物理仿真的高精度需求,为大规模卫星集群仿真实验系统的搭建提供了借鉴方案。

关键词:集群航天器;自主拼接;全物理仿真系统;PID控制;旋翼推进

中图分类号:TP394.1;TH691.9 **文献标识码:**A **doi:**10.37188/OPE.20243224.3566

Key technology research on autonomous docking control simulation system for clustered spacecraft

XU Chuanxiao, KANG Guohua*, WU Junfeng, TAO Xinyong, WU Jiaqi, ZHOU Jiayi, WU Yang

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China)

* Corresponding author, E-mail: kanggh@nuaa.edu.cn

Abstract: To address the issues of low accuracy and excessive complexity in ground-based three-degree-of-freedom air-floating platform simulations for autonomous spacecraft cluster docking experiments, we designed a continuous small-thrust, high-precision full-physical simulation system. This system was based on an embedded architecture and employed cascaded PID rotor propulsion control. Initially, a dynamic model for the ground-based full-physical simulation system, incorporating disturbance correction, was established. This model was developed based on the relative on-orbit dynamics of spacecraft clusters and the analysis of disturbances present in the ground simulation environment. A decoupled rotor propulsion system was then designed, which was integrated with a motion capture system, a master control host computer, and a lower control platform. The simulation spacecraft unit was developed using the μ COS operating system, and a three-degree-of-freedom motion control system was implemented based on a cascaded PID algorithm. Subsequent dual-spacecraft autonomous docking air-floating experiments were conducted to validate the system. The experimental results demonstrated that the simulation data generated by the dynamic model of the full-physical simulation system closely matched the experimental data. Specifically, the

收稿日期:2024-08-15;修订日期:2024-10-12.

基金项目:江苏省双创人才项目(No. JSSCBS20210181)

measured attitude pointing control accuracy of the ground simulation spacecraft was found to be no less than 0.1° , while the position control accuracy was no less than 1 mm. These results indicate that the developed system meets the high-precision requirements necessary for semi-physical simulation of autonomous spacecraft cluster docking. Furthermore, the successful implementation of this system provides a reference framework for the development of large-scale satellite cluster simulation systems. The approach described in this paper offers a practical solution for overcoming the challenges associated with ground-based simulations of spacecraft docking, ensuring both accuracy and system simplicity, which are crucial for advancing the study and development of spacecraft cluster operations.

Key words: clustered spacecraft; autonomous docking; full physical simulation system; PID; rotor propulsion control

1 引 言

航天器在轨组装技术是将长时运行大型空间系统设想变为现实的技术基础^[1]。以目前在研的大型望远镜为例,其尺寸多在百米,质量多在十几吨以内,通常采用折叠发射-在轨展开的方法进行部署^[2],而用于长时运行的大型空间系统,如长基线望远镜、太阳能电站等,其尺寸可达公里级,受发射火箭直径及运载能力的限制,传统的折叠发射-在轨展开的方式已无法解决此类系统的部署问题,模块化发射-在轨组装成为目前理论上可实施的最优技术路径,而随着在轨模块化组装技术的不断深入,工作范围更广、运动更灵活、负载能力更大的空间机器人航天器被优先考虑使用^[3-5]。

利用自由飞行卫星实现大型空间系统的在轨自主拼接可分为三个环节:卫星自主抓取^[6]、卫星模块搬运^[7]和卫星拼接^[8]。而为了满足空间任务的需求,对大型空间系统自主拼接的地面模拟技术的研究已经成为一项至关重要的工作,为简化卫星系统的开发和部署提供了一条潜在的途径,为降低开发成本和技术风险提供了可靠的技术手段,从而提高微纳卫星在太空中执行复杂任务的能力^[9]。

由于自主拼接技术涉及两个及以上航天器在轨多个自由度的姿轨耦合控制问题^[10],过程复杂,因此该类仿真以平面气浮台为主,实验结果具有较高可信度^[11],国内外有关学者对此进行了深入研究。2011年,美国劳伦斯理工大学研究设计了一款新型六自由度气浮实验台,其实现原理是利用十二个冷气推进器实现六自由度动态运

动,用来验证纳米卫星的导航制导控制算法^[12];Josep Virgili-Llop 等人在进行航天器接近和对接机动的模型预测控制和逆动力学控制实验评估中^[13]也采用了气浮台全物理仿真验证,但其重点还是在于传统的追逐者与目标点的交会对接方式;Daniel P. Scharf 等人研发了航天器编队精确机动的地面演示系统^[14],单个航天器具有自主控制,并使用喷气式推进系统作为执行机构,精度很高,而 NASA 的分布式航天器技术计划和星光项目^[15]的技术融合提供了一些编队飞行算法和软件构建模块^[16],其实验机构为 5 自由度(两平动,三转动)气浮台,组成结构复杂,成本高昂。约克大学的 Lucas Santaguida^[17]等人设计了一种基于 PD 控制器的微重力气浮平台,其配备有伪恒星跟踪器定位系统与路径规划算法,使用三气足气浮结构与八个单向的喷气式推进器,开展目标追逐与对接算法研究;Chuanguo Chi 等采用分布式滑模云预测编队控制算法对气浮平台的运动控制展开了一系列研究^[18]。

我国关于气浮台实验设备的研究起步较晚,最早的气浮台是由北京控制工程研究所研制的,主要用于三轴稳定卫星的仿真研究;卢晓东、崔涛等人研究了非线性时变相似性理论下的空间拦截仿真,对大理石平台上的高速空间拦截物理仿真在数学上给出了可行性证明^[19];徐兴念、文浩等人进行了航天器交会对接地面实验研究^[20],提出了一种基于势函数法的交会对接控制方法,并在花岗岩平台搭建了二维交会对接地面实验系统。哈尔滨工业大学设计的五自由度气浮平台包含了水平移动、姿态运动等功能,实现了卫星在任意方向上的位姿机动,

功能丰富^[21]。

从上述国内外研究现状中不难看出,用于模拟卫星在轨自主拼接的地面实验系统虽然经过了充分的理论验证和设计时间,但上述系统有的本身集成度过高,软硬件过于复杂,不同任务复用性差,有的虽然结构简单,但在控制精度上却有损失,且功能单一,很难满足复杂拼接任务的需求。实验系统在系统功能性、复杂性与试验精度之间很难取得平衡。

因此针对上述问题,本文在深入分析了平面气浮台的摩擦和倾斜等干扰因素的前提下,对比分析了航天器在轨动力学模型差异,使得仿真与实际模型接近。设计了一套基于旋翼推进的集群航天器自主拼接控制地面实验系统,模拟实现在轨高精度的拼接过程。本文提出的试验模型和方法,不仅充分考虑了地面仿真因素,并且尽可能与在轨模型一致,模块化的设计具有结构简单但功能丰富,任务复用性强的特点,搭建的仿真和实验环境完全可以模拟实际系统,并可利用此系统研究更多的控制算法,具有良好的工程价值和参考价值,可以为此类试验提供借鉴。

2 自拼接集群航天器动力学建模

由于本文研究的拼接场景为低轨航天器的平面自主拼接,且地面试验以平面大理石为仿真平台,因此首先通过 CW 方程将在轨三维问题转化为二维平面问题,随后对二维平面问题的扰动性分析与模型修正。

2.1 集群航天器在轨相对位姿动力学模型

如图 1 所示,在此场景下,航天器相对距离远小于地心距,即 $\|\delta \mathbf{r}\|/\|\mathbf{r}_0\| \ll 1$,其中 $\delta \mathbf{r}$ 为追踪航天器在目标航天器 A 坐标系下的相对位置矢量, $\mathbf{r}_0$ 为目标航天器在地心惯性系下的绝对位置矢量,满足 CW 方程(Clohessy-Wiltshire 方程)成立条件,在地心惯性系下两两航天器之间:

$$\begin{cases} \delta \ddot{x} - 3n^2 \delta x - 2n \delta \dot{y} = \frac{F_x}{m} \\ \delta \ddot{y} + 2n \delta \dot{x} = \frac{F_y}{m} \\ \delta \ddot{z} + n^2 \delta z = \frac{F_z}{m} \end{cases}, \quad (1)$$

其中: n 表示的是目标航天器在地心惯性系下的平均角速度。 F 为追踪航天器的推进力, m 表示追踪航天器的质量, $\delta x, \delta y, \delta z$ 表示的是追踪航天器在目标航天器下的位置坐标。

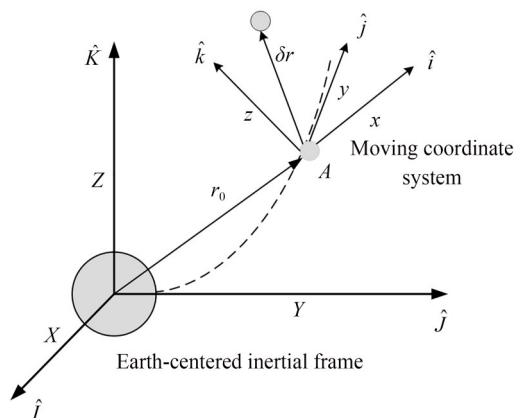


图 1 CW 运动坐标系

Fig. 1 CW frame

式(1)的方程给出了航天器的位置关系;对于姿态模型,不失一般性假设航天器为刚体,其转动动力学可用欧拉方程表示为:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{M_x + \omega_z \omega_y (I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y + \omega_z \omega_x (I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z + \omega_x \omega_y (I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \end{cases}, \quad (2)$$

其中: ω 表示的是追踪航天器在地心赤道坐标系下的三轴角速度, I 为追踪航天器的转动惯量, M 表示追踪航天器的推进力矩。

2.2 地面仿真系统的扰动分析与建模

地面实验系统的目标是为了尽可能真实地反映卫星在空间中的运动状态,因此其复杂度与真实卫星复杂度要相匹配,为了实现这一要求,模拟星的软硬件系统应尽可能与空间卫星保持一致,但受到地面实验环境的限制,卫星的运动状态进行了一定简化,保留了 x 和 y 方向的平移自由度和 z 方向上的旋转自由度。简化后的模型在一定程度上能够反映真实卫星的运动状态同时可以验证运动控制算法的正确性和任务规划的合理性。其位姿动力学方程为:

$$\begin{cases} \delta \ddot{x} = \frac{F_x}{m} \\ \delta \ddot{y} = \frac{F_y}{m} \\ \delta \ddot{z} = \frac{F_z}{m} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{I_{zz}} \end{cases} \quad (3)$$

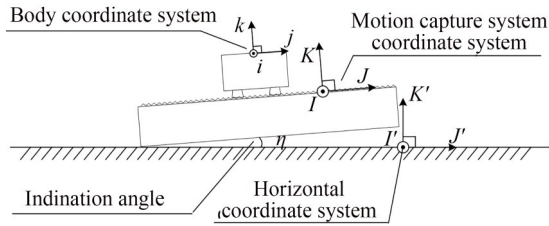


图2 地面场景坐标系表示

Fig. 2 Ground scene coordinate system representation

定义仿真航天器本体坐标系为 ijk , 当地水平参考系为 $I'J'K'$, 动捕坐标系为 IJK 。大理石平台平面度为 00 级, 但受限于水平调整精度, 其存在着一定的倾斜, 假定坐标系 $I'J'K'$ 与坐标系 IJK 在 I 轴方向存在倾斜角 η , 将动力学模型建立动捕坐标系下, 则动力学模型可写为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F_x}{m} - f_x \\ \ddot{y} = \frac{F_y}{m} - f_y - g \sin \eta \\ \ddot{\theta} = \frac{M_z + M_0}{I_{zz}} \end{cases} \quad (4)$$

其中: f_x, f_y 分别为 X 方向和 Y 方向的摩擦加速度, I_{zz} 为航天器与气浮台在 Z 方向的合转动惯量, M_0 为气浮台受到的摩擦力矩, 组合体质心的位置矢量为 $x = [x, y, 0]^T$, 组合体质心的速度矢量为 $v = [\dot{x}, \dot{y}, 0]^T$, 组合体 Z 轴方向姿态角为 θ , 本文所使用的气浮台有三个气足, 定义气足的线速度为 $v_1 = [v_{1x}, v_{1y}, 0]^T$, $v_2 = [v_{2x}, v_{2y}, 0]^T$ 和 $v_3 = [v_{3x}, v_{3y}, 0]^T$, 三气足的摩擦力加速度可表示为:

$$\begin{cases} f_1 = \frac{v_1}{3\|v_1\|} \mu g \cos \eta \\ f_2 = \frac{v_2}{3\|v_2\|} \mu g \cos \eta \\ f_3 = \frac{v_3}{3\|v_3\|} \mu g \cos \eta \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} v_1 = v + \omega \times r_{1\text{相对}} = v + \omega \times [Q \cdot r_{1\text{相对}}]_{\text{相对}} \\ v_2 = v + \omega \times r_{2\text{相对}} = v + \omega \times [Q \cdot r_{2\text{相对}}]_{\text{相对}} \\ v_3 = v + \omega \times r_{3\text{相对}} = v + \omega \times [Q \cdot r_{3\text{相对}}]_{\text{相对}} \end{cases} \quad (6)$$

其中: $r_{n\text{相对}}$ 表示的是气足 n 相对于星体质心的矢量在动捕坐标系下的坐标表示, $[r_{n\text{相对}}]_{\text{相对}}$ 表示的是气足 n 相对于星体质心的矢量在本体系下的坐标表示, ω 表示星体绕 Z 轴旋转的角速度, 式中 $f_1 = [f_{11}, f_{12}, 0]^T$, $f_2 = [f_{21}, f_{22}, 0]^T$, $f_3 = [f_{31}, f_{32}, 0]^T$, $v_1 = [v_{11}, v_{12}, 0]^T$, $v_2 = [v_{21}, v_{22}, 0]^T$, $v_3 = [v_{31}, v_{32}, 0]^T$, Q 表示的是本体系和动捕坐标系间的位姿转换矩阵。

$$Q = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & x \\ \sin \theta & \cos \theta & y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = Q(\theta, x). \quad (7)$$

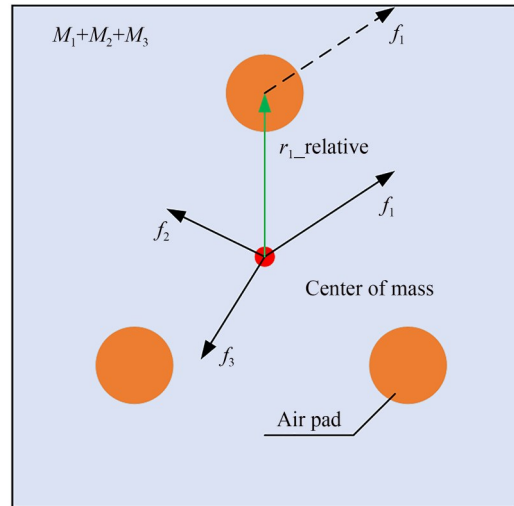


图3 惯性力系转换

Fig. 3 Inertial force system transformation

根据图3所示的惯性力矩的转换关系, 进而可得到摩擦力矩和摩擦力加速度为:

$$\begin{aligned} M_0 &= M_1 + M_2 + M_3 = \\ & r_{1\text{相对}} \times f_1 + r_{2\text{相对}} \times f_2 + r_{3\text{相对}} \times f_3 \\ f &= f_1 + f_2 + f_3. \end{aligned} \quad (8)$$

则地面仿真系统的动力学模型为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F_x}{m} + (f_1 + f_2 + f_3)_x \\ \ddot{y} = \frac{F_y}{m} + (f_1 + f_2 + f_3)_y - g \sin \eta \\ \ddot{\theta} = \frac{M_z + (M_0)_K}{I_{zz}} \end{cases} \quad (9)$$

3 航天器自主对接地面实验仿真路径规划

在建立了仿真环境下的动力学模型后,需对自拼接航天器进行路径规划。以双卫星为例,拼接过程主要分为两个阶段,对接准备段和对接进行段,如图 4 所示。

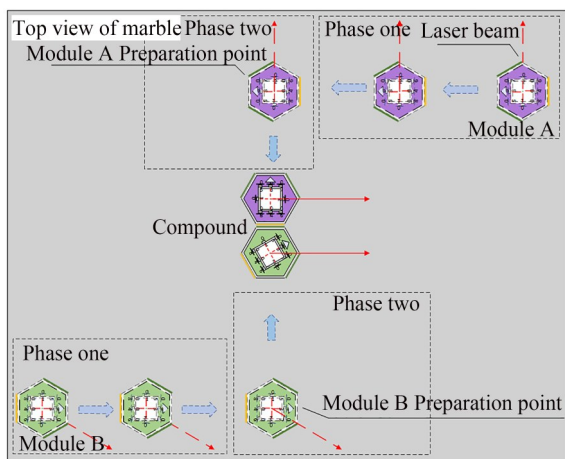


图 4 航天器自主拼接过程

Fig. 4 Spacecraft autonomous stitching process

图 4 展示的是双模块对接的任务流程,紫色六边形为航天器 A,绿色六边形为航天器 B,模块上安装了三自由度推进器系统,红色箭头表示的是模块上安装的指示性激光射线,用于帮助读者更直观看到任务规划阶段模块的调姿过程(彩图见期刊电子版)。

开始前首先根据任务场景设定组合体对接完成点,设定完成后航天器 A 与航天器 B 将结合自身对接起始点计算出自身对接准备点,并计算出对接准备点的位姿。随后,双模块首先完成第一阶段(对接准备段)轨迹跟踪到达对接准备点,在对接准备点处进行姿态修正和位姿保持,随后第二阶段(对接进行段)完成双模块

$$X_{SB}(1) = X_{TB}(1) + L \sin \theta$$

$$X_{SB}(2) = X_{TB}(2) + (X_{TB}(1) - X_{TA}(1)) \frac{(X_{TB}(1) - X_{SB}(1))}{(X_{TB}(2) - X_{TA}(2))}$$

$$X_{SA}(1) = X_{TA}(1) + L \sin \theta$$

$$X_{SA}(2) = X_{TA}(2) + (X_{TB}(1) - X_{TA}(1)) \frac{(X_{TA}(1) - X_{SA}(1))}{(X_{TB}(2) - X_{TA}(2))}$$

根据 C 点在本体系和当地水平坐标系的位

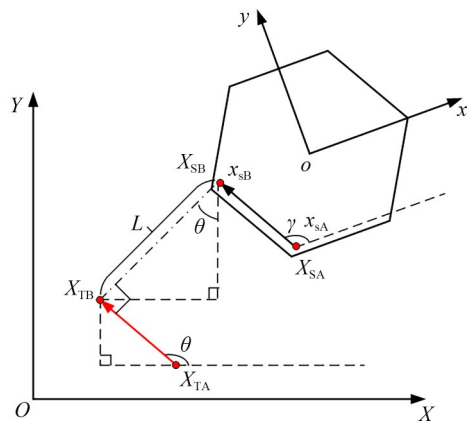


图 5 对接准备点计算

Fig. 5 Docking readiness point calculation

组合体对接。

以航天器 B 为例,计算对接准备点的位置坐标和航天器姿态,如图 5 所示, X_{TA} X_{TB} 为对接目标矢量, X_{SA} X_{SB} 为与航天器对接面固连的矢量。 X_S , X_T 为各点在动捕坐标系下的坐标, x_s 为各点在航天器本体系下的坐标, L 为对接准备点的对接面到对接目标点对接面的直线距离。其中 X_{TA} X_{TB} , X_{SA} X_{SB} , x_{sA} x_{sB} 和 L 已知。

对接准备点计算如下:

首先可求得图中两个角度的值:

$$\begin{cases} \theta = \arctan \left(\frac{X_{TB}(2) - X_{TA}(2)}{X_{TB}(1) - X_{TA}(1)} \right) \\ \gamma = \arctan \left(\frac{x_{sB}(2) - x_{sA}(2)}{x_{sB}(1) - x_{sA}(1)} \right) \end{cases} \quad (10)$$

进而可求得航天器 B 在对接准备点处的姿态角和其本体系到当地水平坐标系的姿态旋转矩阵:

$$\begin{aligned} \eta &= \theta - \gamma \\ R &= R(\eta) \end{aligned} \quad (11)$$

根据图中几何关系求得:

姿转换关系:

$$\begin{bmatrix} X_{SB}(1) \\ X_{SB}(2) \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{2 \times 2}(\eta) & T_{2 \times 1}(X_0, Y_0) \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{SB}(1) \\ x_{SB}(2) \\ 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

可得到 $T_{2 \times 1}(X_0, Y_0)$, 即航天器 B 本体系原点在本地水平坐标系下的坐标, 即为航天器 B 的在对接准备点处的质心坐标。随后将对接准备点到对接面的距离等分为步长 $1 \sim 2 \text{ mm}$ 的区间, 将对接准备点到航天器 B 初始点的距离同样等分为步长 $1 \sim 2 \text{ mm}$ 的区间, 综合形成微小路径点即为航天器 B 的对接轨迹。航天器 A 的对接点计算同航天器 B。其对接过程路径仿真结果如下图所示。

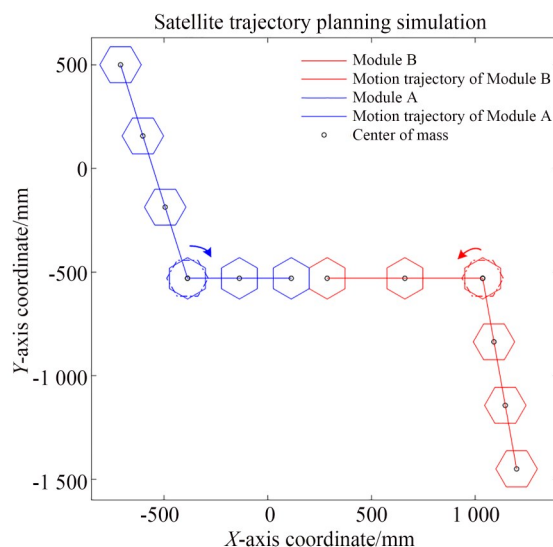


图 6 地面实验路径规划仿真

Fig. 6 Simulation of path planning for ground experiments

4 控制器设计

4.1 控制系统设计

在控制算法的选择上, 选择带有速度环和位置环串级 PID 算法, 这类算法已经在许多论文和工程实践中得到了广泛应用, 其具有快速性和稳定性特征, 本文中模拟航天器单体控制系统框图如图 7 所示

外环 PID 的输入参数为 x, y 方向位置和 z 轴角度, 其输入参数由轨迹规划程序确定, 位姿测量设备为其提供位置信息和姿态信息, 两者数据

更新频率分别为 120 Hz 和 50 Hz , 负反馈调节, 外环 PID 的运行频率为 12.5 Hz , 其输出作为内环 PID 的输入的一部分。

内环 PID 的输入由外环 PID 输出及轨迹规划程序中的速度规划组成, 经过控制器, 坐标变换后输出为推力器推力大小, 内环角速度测量设计为其提供角速度及 x 轴和 y 轴的线速度, 数据更新频率分别为 50 Hz 和 120 Hz , 负反馈调节, 内环 PID 的运行频率为 25 Hz 。

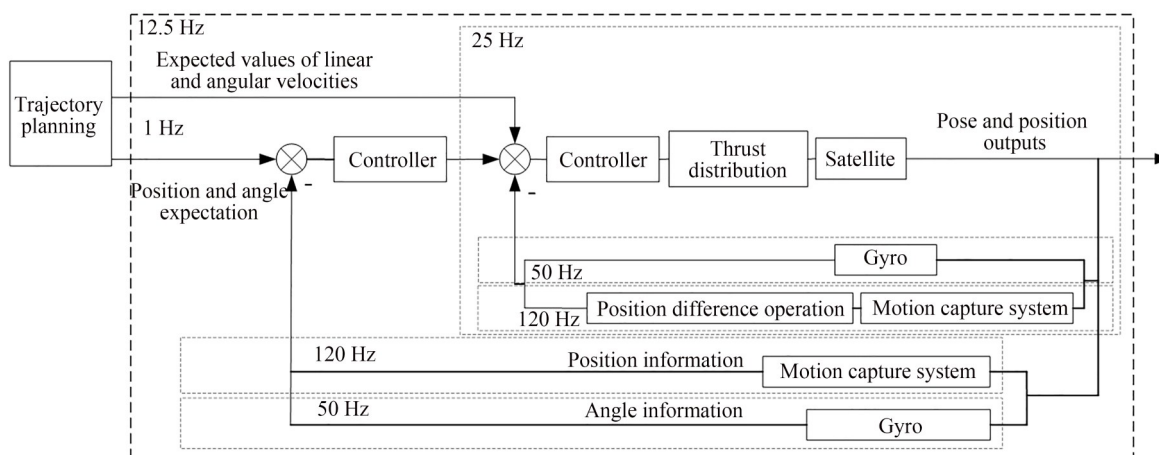


图 7 控制器设计

Fig. 7 Controller design

控制器设计前通过实验,测得电机 x 方向和 y 方向的推力,结合电机到星体中心的力臂同样可计算出推力器可提供的输出力矩。通过简单的系统辨识测得单体航天器及大理石平面的主要参数如表1所示。

表 1 航天器及大理石平面参数

Tab. 1 Spacecraft and marble plane parameters

Parameters	Value
Coefficient of sliding friction μ	0.001
Acceleration of gravity $g/(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	9.8
Inclination of marble platform $\eta/(^{\circ})$	0.01
Total mass m/kg	40
The principal inertia of the Z axis $I_{zz}/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	1.77

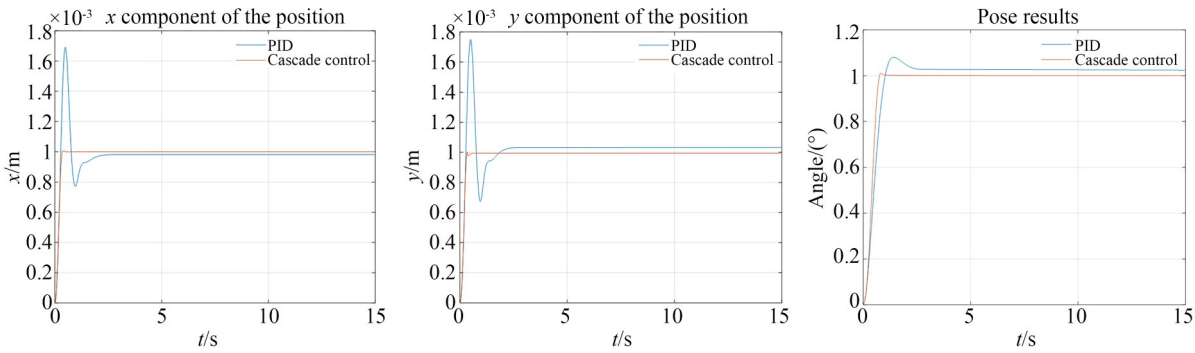


图 8 阶跃信号响应

Fig. 8 Step signal accordingly

5 地面全物理仿真系统设计与实验

5.1 硬件系统设计

集群仿真航天器单体主要包括仿真航天器结构件、气浮台气路及对接面、单模块嵌入式系统电子学模块、推进系统等,其单模块总体结构如图9所示。

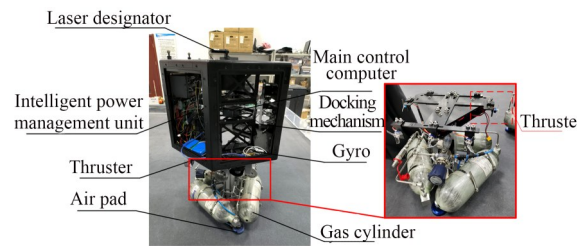


图 9 仿真航天器单体

Fig. 9 Simulated spacecraft

4.2 阶跃信号下动力学控制仿真

首先对其施加期望的阶跃信号,此阶跃信号作为对接路径的平均步长,其调节时间将直接影响对接控制效果。传统PID控制器与串级PID控制器对阶跃信号的仿真结果对比如图8所示。

可以看出相比于传统PID控制算法,串级PID控制的超调量显著降低,且稳态误差更小, x 方向与 y 方向控制调节时间可以控制在1s以内,可以满足路径点更新周期为1s的需求。 z 方向角度控制不涉及更新周期限制,因此其调节时间不做严格要求,其收敛速度满足后续实验需求。

推进系统作为执行机构为航天器的地面对接半物理仿真实验提供动力。

8台电机为其提供 X,Y 方向的推力和 Z 方向的转动力矩,图10表示的是自拼接集群航天器推进系统的俯视图,其中2号、6号、4号和8号电机

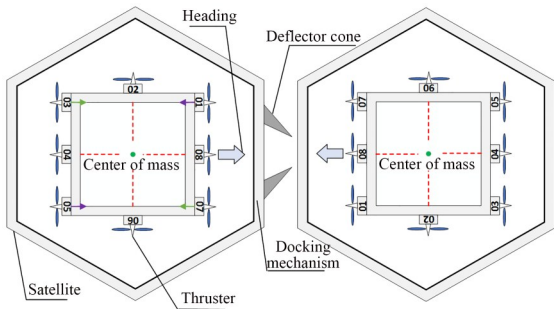


图 10 推进系统

Fig. 10 Propelling system

为推力输出电机,2号和6号电机为 $\pm Y$ 方向推力电机,4号和8号电机为 $\pm X$ 方向推力电机。1号、3号、5号和7号为力矩输出电机,采用差分控制,逆时针方向的力矩由1号和5号电机形成的力偶实现,顺时针方向的力矩由3号和7号电机形成的力偶实现,上述推力器布局能够最大程度地实现位置控制与姿态控制解耦。

位姿测量系统主要部件为基于红外的多目视觉动作捕捉系统,经由仿真航天器单体上的特殊靶点,其可以直接解算目标区域内多个刚体的相对位姿。内环角速度测量元件为陀螺仪,其固连在星体内部,使用前需进行初步校准,整个实验系统的通信架构如图 11 所示。

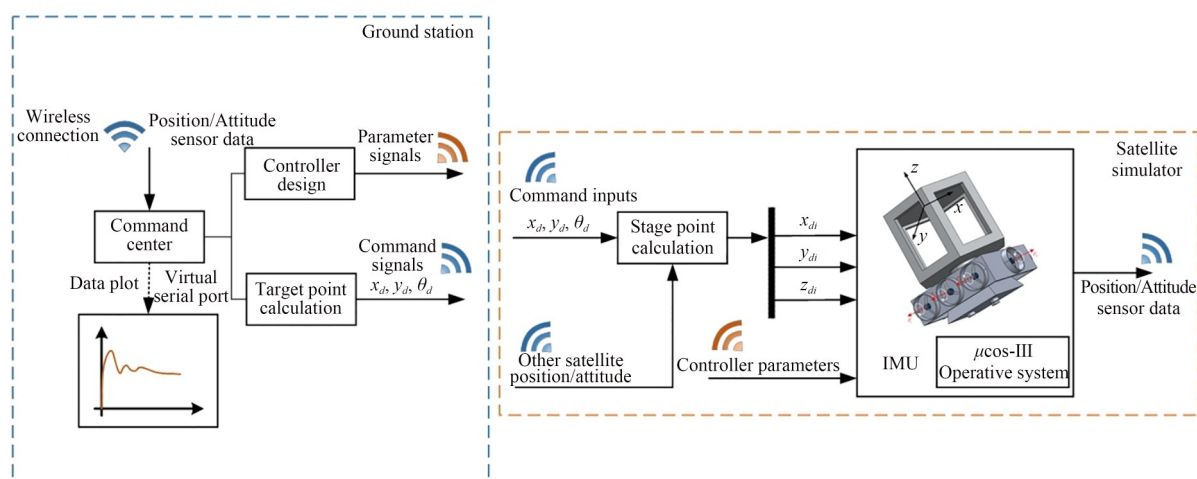


图 11 实验系统通信架构

Fig. 11 Experimental system communication architecture

为了平衡系统复杂度与精度之间的关系,本文在设计实验系统时遵循以下原则:①模块化设计。实验系统的控制单元,测量传感器,执行结构,电源分系统均为单一模块,不同模块间可单独拆解和快速升级迭代;②接口统一化设计。外设经通信接口板底层调度后均被转换为通用串行接口,其他串口外设也可以直连主控计算机,方便统一管理;③任务分级。通信接口板中运行的 $\mu\text{COS-III}$ 实时任务操作系统内置任务优先级分配,此设计能够直接保证CPU优先获取并传输主要数据,提高测量值的更新速度;④多线程并行处理。为提高系统的响应速度,主控计算机采用多线程并行处理,对测量、控制、指令接收等重要任务使用单独线程,数据帧采用双帧头+尾校验的方式,使其在速率提升的同时降低误码率。

5.2 实验验证

为了验证本实验系统的功能的完整性与

控制的精确性,本文依照空间交会对接的主流方式设计了与仿真一致的轨迹跟踪实验,两个气浮台卫星分别具有机动能力,按照设计轨迹进行对接,实验环境如图 12 所示,两模块的 X 、 Y 方向位置随时间的变化曲线、 Z 方向角度随时间的变化曲线如图 13、图 15 所示。两模块 X 、 Y 方向速度随时间的变化曲线如图 14、图 16 所示。

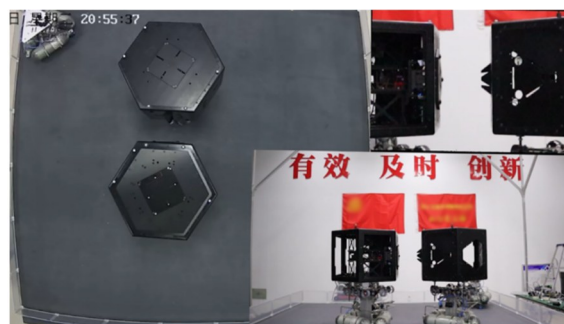
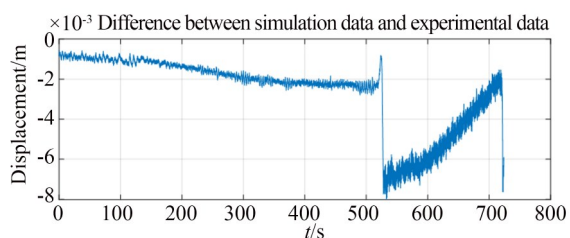
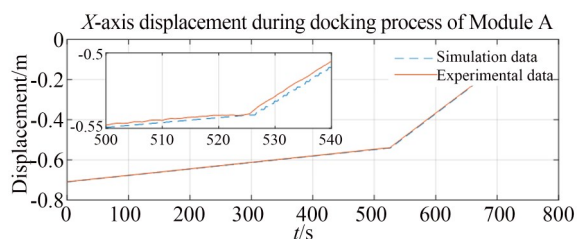
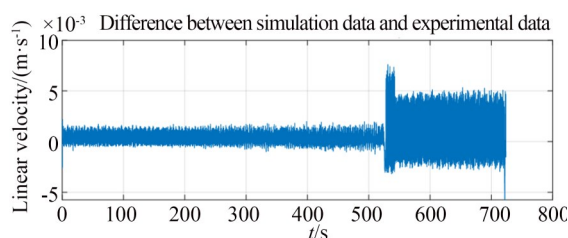
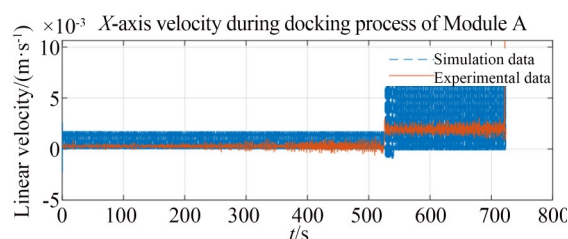


图 12 地面实验

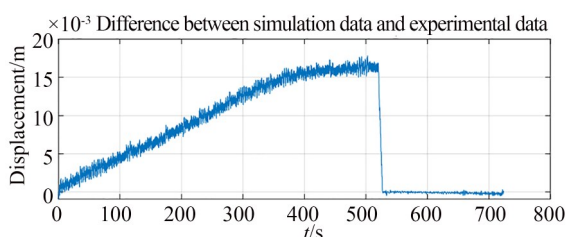
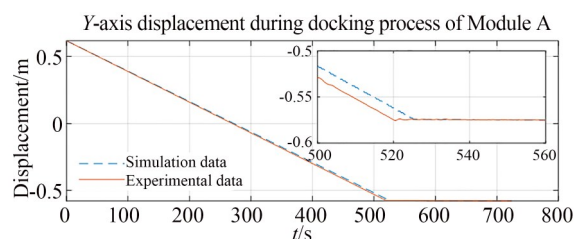
Fig. 12 Ground test



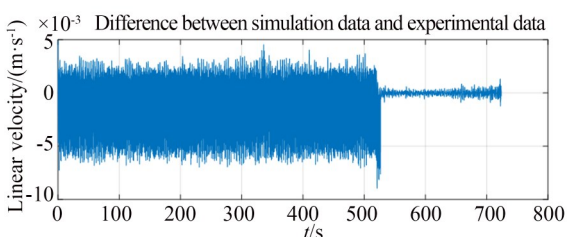
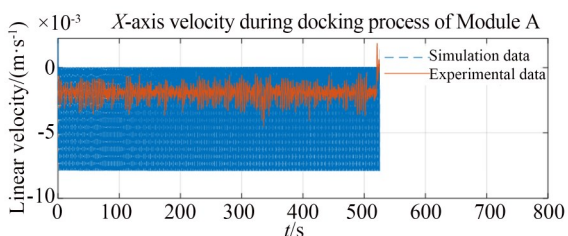
(a) x方向位置
(a) Position in x direction



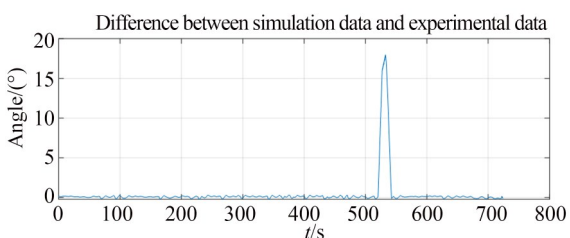
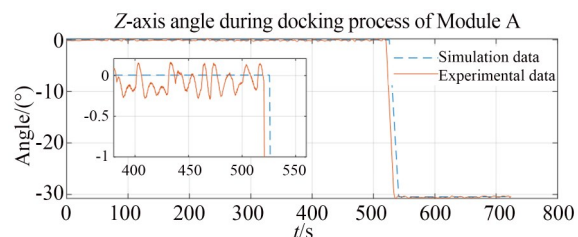
(a) x方向速度
(a) Velocity in x direction



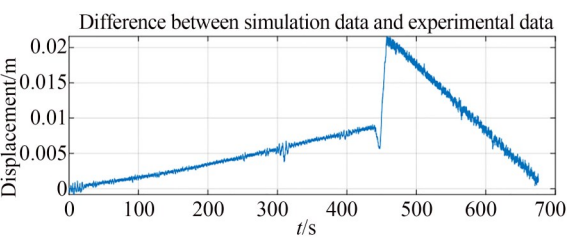
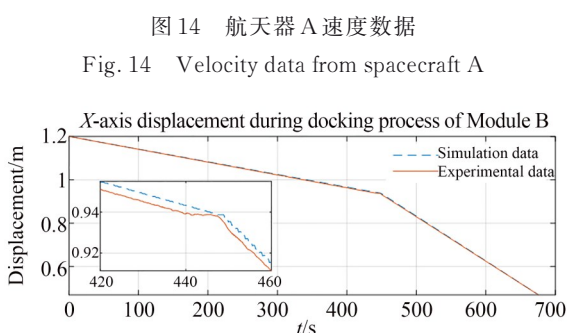
(b) y方向位置
(b) Position in y direction



(b) y方向速度
(b) Velocity in y direction



(c) z方向姿态
(c) Attitude in z direction



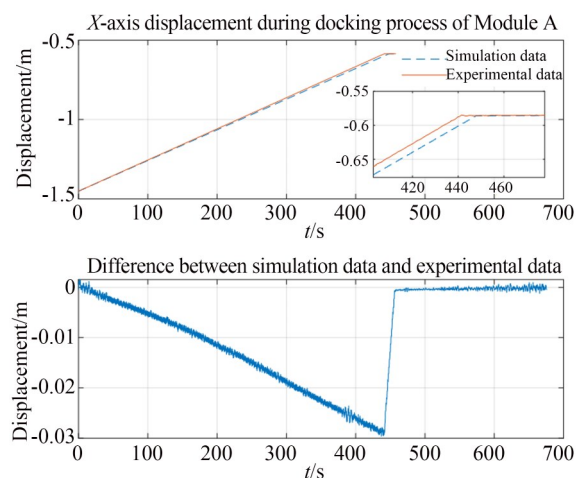
(a) x方向位置
(a) Position in x direction

图 14 航天器 A 速度数据

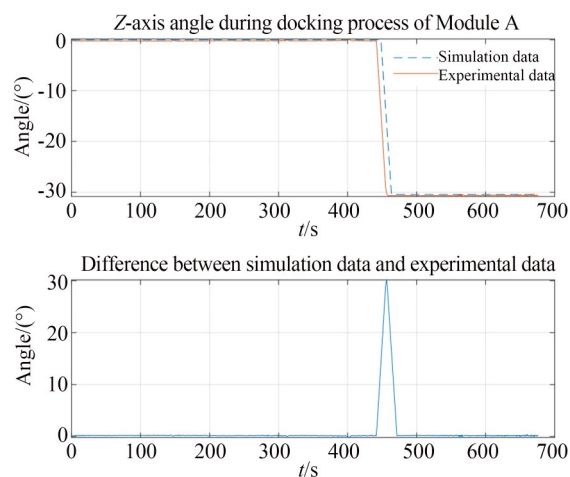
Fig. 14 Velocity data from spacecraft A

图 13 航天器 A 位姿数据

Fig. 13 Position and attitude data of spacecraft A



(b) y方向位置
(b) Position in y direction



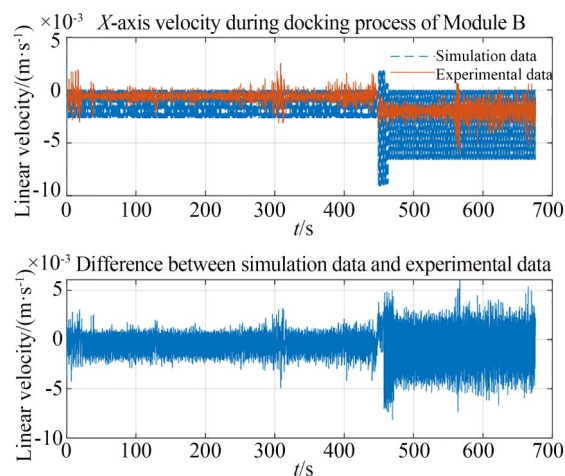
(c) z方向姿态
(c) Attitude in z direction

图 15 航天器 B 位姿数据

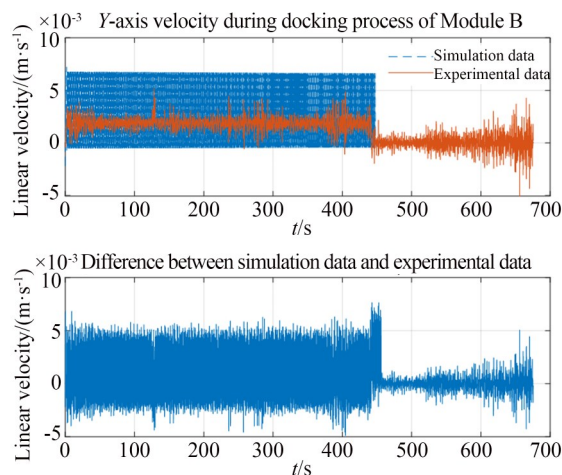
Fig. 15 Position and attitude data of spacecraft B

图 16 同时给出了对接过程实验实测数据与仿真数据的结果差值,位置差值小于 0.03 m、速度差值小于 0.05 m/s,角度差值小于 0.2°,图中可以看出,实验结果与仿真结果在位置速度上的趋势基本一致,但由于外部扰动环境的不确定性,使得实验结果与仿真结果存在一定的差异,主要差异表现为两点:

一是轨迹跟踪精度差异。原因是:①外扰动组成较为复杂。大理石平面存在倾角且卫星三个气足摩擦力存在差异;②动捕系统与陀螺仪存在测量时延和噪声。在本实验系统中,动



(a) x方向速度
(a) Velocity in x direction



(b) y方向速度
(b) Velocity in y direction

图 16 航天器 B 速度数据

Fig. 16 Velocity data from spacecraft B

作捕捉系统的位置测量精度为 ± 1 mm,姿态测量精度为 $\pm 0.1^\circ$,陀螺仪角速度零偏为 $2^\circ/\text{h}$,角速度抖动为 $\pm 0.06^\circ/\text{s}$,角度测量精度为 0.1° ,在此过程中受到 $\mu\text{COS-III}$ 实时操作系统任务调度机制的影响,陀螺仪读取周期不固定。动作捕捉系统通过UDP组播的方式由主控计算机直接从局域网中获取,受路由器带宽限制,数据获取频率不稳定。③系统的固有参数标定存在内扰误差。气浮台质量,转动惯量,质心,推力器安装矩阵均需要进行参数标定,会引入标定误差。④执行机构存在执行误差。在本实验中执行机

构通过差分力偶的方式输出控制力矩,通过对向差分的方式输出控制力,但在实物中推力器的输出力仍然受到例如电池电压等其他因素影响,从而引入误差。

二是在 530 s 处仿真结果与实验结果的误差较大。此处的误差变动恰好发生在轨迹跟踪的拐点处,由于此处 x 和 y 方向的期望值发生突变,外环的突变使得内环的期望突变,使得上一段路径的“匀速”的平衡态被突然打破,其效果与图 8 所示的位置速度在针对不同的期望突变后响应结果相吻合,可以认为等价于控制器在此处受到了较大干扰,可以看到 530 s 后控制器迅速削弱期望突变的影响,系统重新收敛并跟踪新的期望值,且误差随时间逐步逼近于第一段轨迹的控制误差,这也体现出本系统的鲁棒性强的优点。

上述问题可通过其他方式进一步优化:①采用自适应内外环控制器参数,使得内外环更

好地处理期望突变的影响;②在进行路径规划时,避免出现路径突变点,选择合适的路径规划步长或平滑路径曲线可以在降低系统噪声的同时减少出现位姿突变的概率。③测量结构的噪声可通过滤波的方式进行预处理,在测量值平滑与相位延迟之间寻找合适的滤波参数。

5.3 实验数据分析

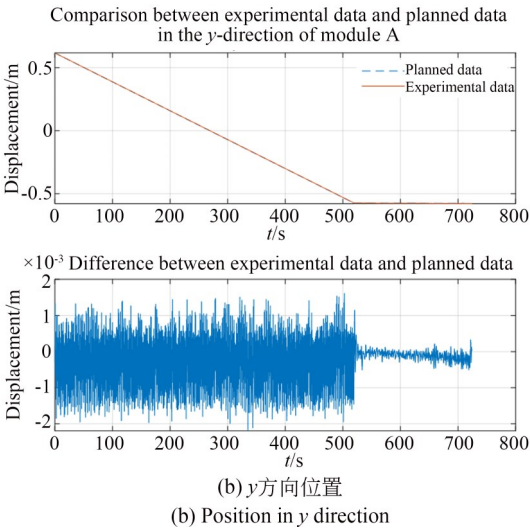
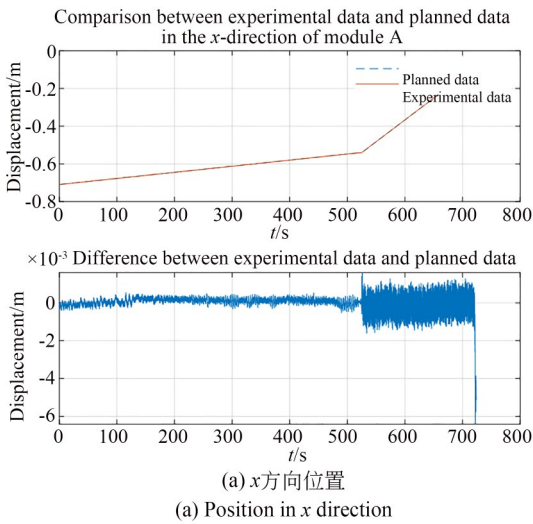
评估拼接过程中串联 PID 控制器的控制精度,需研究主控系统规划结果与实验结果的误差,图 17 和图 18 分别给出了模块 A 和模块 B 的控制精度曲线。

以规划结果与实测结果差值的标准差作为控制精度评估依据,精度结果统计在表 2 中。 X 、 Y 方向的位置控制精度小于 1 mm, z 方向的角度控制精度为 0.1° ,总体来看,本控制器的设计满足多卫星主动对接需求且具有一定的抗干扰性。

表 2 位姿控制精度

Tab. 2 Pose control accuracy

Name of the spacecraft	Spacecraft A	Spacecraft B
The position control accuracy in the X direction $(10^{-4})/\text{m}$	4.628	5.838
The position control accuracy in the Y direction $(10^{-4})/\text{m}$	4.580	5.745
The angular control accuracy in the Z direction $(^{\circ})$	0.105 1	0.053 1



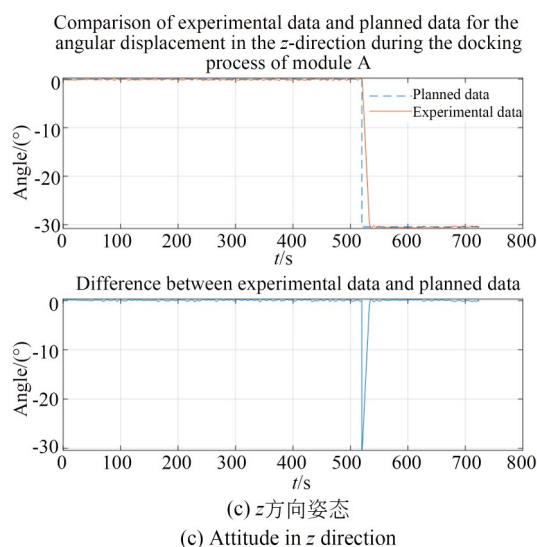


图 17 航天器 A 规划数据与实测对比

Fig. 17 Comparison of spacecraft A planning data and measured data

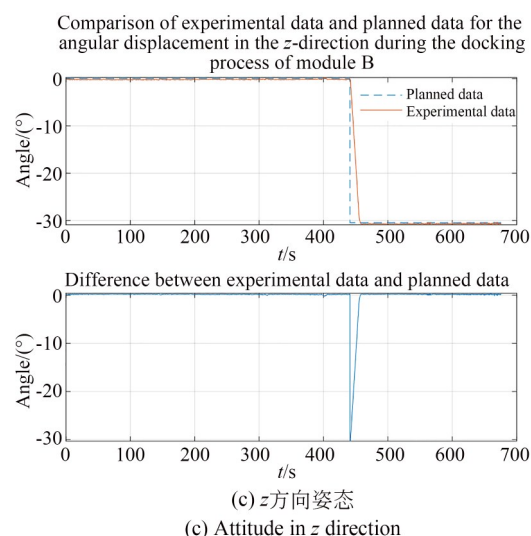
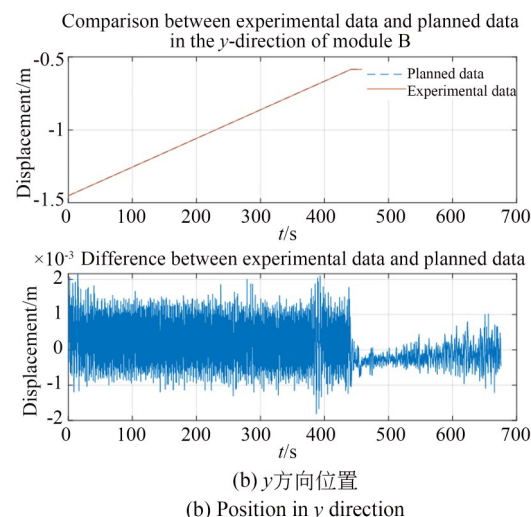
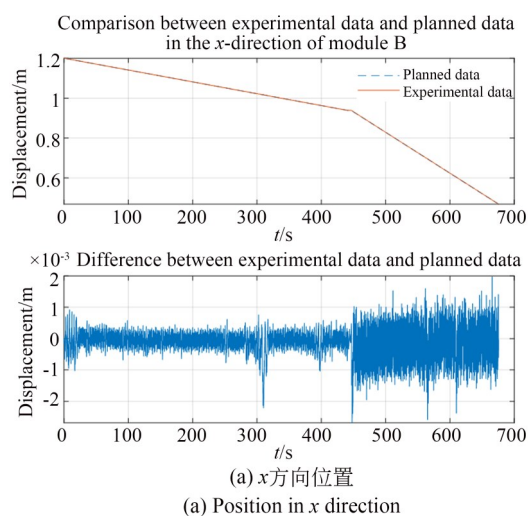


图 18 航天器 B 规划数据与实测对比

Fig. 18 Comparison of spacecraft B planning data and measured data



6 结 论

本文针对地面气浮平台模拟集群航天器自主拼接实验精度不高的问题,基于嵌入式系统和串级PID旋翼控制设计了一套高精度全物理仿真系统。

本文创新点在于结合了航天器在轨相对运动动力学与地面仿真环境扰动,建立了一套较为完善的三自由度气浮式地面全物理仿真系统的动力学模型并进行了仿真分析,给出了一套位姿解耦的连续小推力旋翼式推进系统软硬件平台设计方案,给出了适用于硬件环境的串级PID控制算法,从数字仿真和地面实验的角度完成了双航天器自主拼接实验验证,实验结果表明,地面气浮式航天器的姿态指向控制精度不低于 0.1° ,位置控制精度不低于1 mm,解决了集群航天器自主拼接仿真系统动力学建模不准、活动范围小、试验精度低的问题,此外,模块化的系统设计使得后续更容易添加其他的测量单元与执行机构,本系统的价值在于:①其仿真程度高度逼近于实际系统,具有一定的工程应用价值;②利用此实验系统可对星上其他高阶控制算法展开研究,仿真结果对于实际卫星控制系统设计具有很高的参考价值。此外,本系统还为后续大规模集群卫星地面全物理仿真实验和多气浮轴承的大型航天器单体地面仿真实验,提供了研究基础。

参考文献:

- [1] 张宪亮. 在轨组装航天器近距离交叉耦合相对动力学建模、分析与地面试验[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2022.
ZHANG X L. *Modeling, Analysis and Ground Test of Close-Range Cross-Coupling Relative Dynamics of On-Orbit Assembled Spacecraft*[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2022. (in Chinese)
- [2] FOUST R C, LUPU E S, NAKKA Y K, *et al.* Autonomous in-orbit satellite assembly from a modular heterogeneous swarm [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 169: 191-205.
- [3] 沈晓凤, 曾令斌, 靳永强, 等. 在轨组装技术研究现状与发展趋势[J]. 载人航天, 2017, 23(2): 228-235, 244.
SHEN X F, ZENG L B, JIN Y Q, *et al.* Status and prospect of on-orbit assembly technology[J]. *Manned Spaceflight*, 2017, 23(2): 228-235, 244. (in Chinese)
- [4] ZHANG J L, ZHOU J. A modular cubesat concept for on-orbit assembly on the space station[C]. 2019 IEEE 4th Advanced Information Technology, Electronic and Automation Control Conference (IAEAC). Chengdu, China. IEEE, 2019: 1195-1199.
- [5] LIU J G, TONG Y C, LIU Y J, *et al.* Development of a novel end-effector for an on-orbit robotic refueling mission [J]. *IEEE Access*, 2019, 8: 17762-17778.
- [6] TORISAKA A, HASEGAWA S, MIURA S, *et al.* Optimization and demonstration of 3d self-assembly system of hierarchical modular space structure using electromagnet [C]. *Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum*. Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 2020: AIAA2020-1671.
- [7] CAO Y C, YU W W, REN W, *et al.* An overview of recent progress in the study of distributed multi-agent coordination[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2013, 9(1): 427-438.
- [8] WOFFINDEN D C, GELLER D K. Navigating the road to autonomous orbital rendezvous[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(4): 898-909.
- [9] XU L F, CHEN D H, WANG C G, *et al.* Research on space operation control of air float satellite simulator based on constraints aware particle filtering-nonlinear model predictive control[J]. *Electronics*, 2024, 13(17): 3571.
- [10] ASRI E G, ZHU Z H. An introductory review of swarm technology for spacecraft on-orbit servicing [J]. *International Journal of Mechanical System Dynamics*, 2024, 4(1): 3-21.
- [11] 石磊, 管乐鑫, 王京海, 等. 交会对接地面验证技术[J]. 中国科学(技术科学), 2014, 44(1): 27-33.
SHI L, GUAN L /Y X, WANG J H, *et al.* Ground test technology of rendezvous and docking [J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2014, 44(1): 27-33. (in Chinese)
- [12] GALLARDO D, BEVILACQUA R, RASMUSSEN R. Advances on a 6 degrees of freedom testbed for autonomous satellites operations[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. 08 August 2011 - 11 August 2011, Portland, Oregon. Reston, Virginia: AIAA, 2011: 6591.
- [13] VIRGILI-LLOP J, ZAGARIS C, PARK H, *et al.* Experimental evaluation of model predictive control and inverse dynamics control for spacecraft proximity and docking maneuvers [J]. *CEAS Space Journal*, 2018, 10(1): 37-49.
- [14] SCHARF D P, KEIM J A, HADAEGH F Y. Flight-like ground demonstrations of precision maneuvers for spacecraft formations: Part II [J]. *IEEE Systems Journal*, 2010, 4(1): 96-106.
- [15] BLACKWOOD G H, LAY O P, DEININGER W D, *et al.* StarLight mission: a formation-flying stellar interferometer[C]. *SPIE Proceedings Interferometry in Space*. Waikoloa, Hawai'i, USA. SPIE, 2003.
- [16] SCHARF D, HADAEGH F, RAHMAN Z, *et al.* An overview of the formation and attitude control system for the terrestrial planet finder interferometer[C]. *Proc. 2nd Int. Symp. on Formation Flying Missions & Technologies*, Washington, DC, 2004.
- [17] SANTAGUIDA L, ZHU Z H. Development of air-bearing microgravity testbed for autonomous spacecraft rendezvous and robotic capture control of a free-floating target [J]. *Acta Astronautica*, 2023, 203: 319-328.
- [18] CHIC G, LIN D, IONESCU C M, *et al.* Distrib-

- uted sliding-mode cloud predictive formation control of networked multi-agent systems with application to air-bearing spacecraft simulators[J]. *Control Engineering Practice*, 2023, 137: 105580.
- [19] 卢晓东,崔涛,顾嘉耀. 非线性时变相似性理论下的空间拦截仿真研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(4): 715~722.
Lu Xiaodong, Cui Tao, Gu Jiayao. Research for space interception simulation under nonlinear time-varied similarity[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(4): 715-722.
- [20] 徐兴念,文浩,韦正涛. 基于超二次曲线障碍描述的航天器交会对接地面实验研究[J]. 动力学与控制学报, 2020, 18(2): 42-49.
XU X N, WEN H, WEI Z T. Ground-based experiment on spacecraft rendezvous and docking using superquadric curve for obstacle representation[J]. *Journal of Dynamics and Control*, 2020, 18(2): 42-49. (in Chinese)
- [21] 林晓冬. 基于XPC的五自由度气浮平台控制系统设计及仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
LIN X D. *Design and Simulation of Control System for Five-Dof Air-Bearing Platform Based on Xpc*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)

作者简介:



许传晓(1999—),男,山东日照人,博士研究生,2021年于南京航空航天大学获得学士学位,从事航天器集群控制,姿态控制等方面的研究。E-mail: xcx@nuaa.edu.cn

通讯作者:



康国华(1978—),男,教授,博士生导师,2006年于南京航空航天大学获得博士学位,研究方向为微小卫星总体设计、姿轨控系统。E-mail: kanggh@nuaa.edu.cn