



系统工程与电子技术
Systems Engineering and Electronics
ISSN 1001-506X, CN 11-2422/TN

《系统工程与电子技术》网络首发论文

题目：悬吊式重力补偿系统随动控制技术与实验研究
作者：王旭，刘延芳，余佳宇，袁秋帆，齐乃明
收稿日期：2024-04-22
网络首发日期：2024-09-30
引用格式：王旭，刘延芳，余佳宇，袁秋帆，齐乃明. 悬吊式重力补偿系统随动控制技术与实验研究[J/OL]. 系统工程与电子技术.
<https://link.cnki.net/urlid/11.2422.tn.20240930.1403.031>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

悬吊式重力补偿系统随动控制技术与实验研究

王旭¹, 刘延芳^{1,2,*}, 余佳宇¹, 袁秋帆³, 齐乃明^{1,2}

(1. 哈尔滨工业大学航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 哈尔滨工业大学苏州研究院, 江苏 苏州 215014;

3. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘要: 针对悬吊式重力补偿系统对负载水平运动响应慢、随动偏差测量不可靠、负载运动易激起吊索谐振等问题, 提出了基于齿轮导轨驱动、正交激光倾角测量的水平位置跟随方案。为实现随动偏差的高频、精确测量, 采用正交安装的激光传感器测量出线口吊索相对距离, 通过标定转换得到吊索偏角。通过对系统各部分建模分析及实际测量结果, 设计陷波器抑制吊索谐振, 实现高动态、高精度水平随动控制。实验结果表明, 随动系统可以跟随被试人员的各种复杂运动, 最大跟随速度大于 2 m/s, 且保持吊索最大偏差不超过 1.4°, 能够满足地外微低重力环境模拟的需求。

关键词: 微低重力模拟; 主动二维随动跟踪; 动力学建模; 陷波器设计

中图分类号: V443

文献标志码: A

Dynamic control technology and experimental research of suspended gravity compensation system

WANG Xu¹, LIU Yanfang^{1,2,*}, SHE Jiayu¹, YUAN Qiufan³, QI Naiming^{1,2}

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Suzhou Research Institute, Harbin Institute of Technology, Suzhou 215104, China;

3. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

Abstract: In view of the problems of slow response to load horizontal motion, unreliable measurement of follow-up deviation, and easy resonance of suspension cables caused by load motion in suspended gravity compensation systems, a horizontal position following scheme based on gear guide drive and orthogonal laser inclination measurement is proposed. To achieve high-frequency and accurate measurement of follow-up deviation, laser sensors installed orthogonally are used to measure the relative distance of the outlet sling, and the sling angle is obtained through calibration conversion. By modeling and analyzing various parts of the system and actual measurement results, a notch filter is designed to suppress the resonance of the suspension cable, achieving high dynamic and high-precision horizontal follow-up control. Experimental results show that the following system can follow various complex movements of the subjects, with a maximum following speed greater than 2 m/s and a maximum deviation of the suspension cable not exceeding 1.4°, which can meet the requirements of simulating low gravity environments in outer space.

Keywords: microgravity simulation; active two-dimensional tracking; dynamics modeling; notch filter design

0 引言

地外较小的重力环境使得航天器可以采用轻质、弱强度的结构件以降低发射成本^[1], 但这也意味着这些航天器无法承受地球重力, 难以在

地面开展相关技术验证实验^[2]。且在微低重力环境下, 物体动力学特性与地球重力环境下存在显著差异^{[3][4]}, 地面的操作训练对地外任务执行缺少指导意义^{[5][6]}。针对上述问题, 需要研制相关微低重力模拟设备, 便于在地面开展太空任务模

收稿日期: 2024-04-22; 修回日期: 2024-08-19;

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(52272390); 黑龙江省自然科学基金优秀青年项目(YQ2022A009); 机器人技术与系统国家重点实验室“助苗计划”博士研究生创新基金项目(SKLR-2022-ZM-13)资助课题

*通讯作者。

拟实验和相关技术验证^[7]。

微低重力环境模拟的方法主要有：落塔法^[8]、抛物飞行法^[9]、水浮法^[10]、气浮法^[11]、悬吊法^[12]、外骨骼法^[13]、机械臂模拟法^[14]等。其中，落塔法和抛物飞行法模拟时间短、空间尺寸受限；外骨骼法摩擦较大、精度低；气浮法附加惯量大、适应自由度少。综合分析，悬吊法实现简单，卸载力可调，附加惯量小，综合优势较大。随着相关控制技术的发展，悬吊式重力补偿系统的动态特性和模拟精度越来越高，应用越来越广泛^[15]。

悬吊式重力补偿系统通过吊索悬挂抵消全部或部分重力实现地面的微低重力模拟，因此需要设计水平随动机构跟随负载运动，以保证吊索铅垂。按照系统中是否含有电机及相关传动结构等，随动系统可分为被动式和主动式两类。被动式模拟设备，通过定点悬吊或设计机构被动跟随负载二维运动，通常采用小范围随动滑轮配合跑步机^{[16][17]}实现宇航员微低重力环境模拟^{[18][19]}。同时也可以采用气浮、磁浮方法实现低速负载的运动跟随^{[20][21]}。此类随动机构由负载运动被动驱动，存在跟踪滞后和附加惯量较大等问题^[22]。

主动式系统通过测量负载相对位置反馈给控制器，控制系统主动跟随负载运动^{[23][24]}。主动跟随系统已有较多研究，如中国航天员科研训练中心的宇航员舱外活动模拟器^[25]，采用支撑旋转臂加滑动小车的方法，实现极坐标运动方式的负载水平运动跟随。哈尔滨工业大学研制的星球车低重力悬吊系统^[26]，采用天车粗控加小平台精调的双层位置跟随方式，实现火星车、月球车各种工况的运动跟随。但目前大多系统仅能跟随低速运动的负载，可响应负载高速运动的系统仅有 NASA 研制的宇航员主动响应微低重力模拟系统（active response gravity offload system, ARGOS）^{[27][28]}，其采用大范围天车系统结合小范围位置跟随系统，实现负载高速运动的稳定跟随。目前对于主动式位置跟随系统研制，主要存在以下两个问题：

（1）负载运动测量/吊索偏角测量。精确快速的位置跟随依赖于高频、准确、可靠的随动偏差测量，但负载的复杂运动使得可靠测量难以实现。哈尔滨工业大学^[25]采用双目相机观测光源靶标进行负载位姿采集，但图像处理速度限制了测量频率，且易出现靶标视野丢失。南开大学^[29]采用编码器测量随吊索摆动的摆杆倾角，但受正反向

间隙的影响，测量误差较大且滞后。哈尔滨理工大学^[30]采用位置敏感器（position sensitive detector, PSD）接收由负载端反射激光的方式得到负载相对于平台位置，但采集范围小，且极易受绳索横向振动影响。

（2）随动过程中负载运动激发吊索谐振问题。在位置跟随过程中，由于吊索存在柔性，具有多阶谐振频率，使得负载端的小幅运动震颤极易激起吊索抖振。且吊索谐振基频会随着吊索张力和吊索长度变化而变化，使得设计控制器实现高动态、高精度位置跟随较为困难^[31]。

针对以上问题，本文创新性的工作在于设计了基于齿轮导轨传动、正交激光偏角测量的随动方案，并结合对系统的各部分建模分析来构建陷波器和控制器，实现负载水平运动主动跟随，并开展了人体低重力环境下运动测试。

文章后续内容安排如下：第 1 节介绍微低重力模拟系统总体构成及随动系统详细工作原理及流程；第 2 节对随动系统进行详细系统动力学建模和分析，并根据建模和实际测定结果，进行陷波器及控制器设计；第 3 节描述了对被试人员微低重力环境下不同运动工况的跟随结果；第 4 节总结本文工作。

1 系统结构及测量方案设计

1.1 系统总体组成及功能

主动悬吊式重力补偿系统主要由随动分系统、恒拉力分系统、控制系统等组成，如图 1 所示。

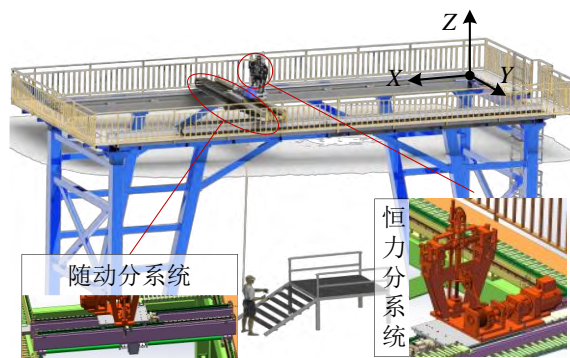


图 1 系统组成

Fig. 1 System composition

其中，随动分系统主要包括一个二维运动平台，用于承载恒力卸载机构，采用齿轮齿条驱动方式实现水平二自由度大范围运动；恒力分系统主要由被动零刚度恒力弹簧组和主动电机卷筒

机构组成,通过主动控制和被动恒力弹簧缓冲机构实现竖直方向恒力保持;控制系统实现随动分系统和恒拉力分系统的运动控制,并且采集和显示系统运动数据。

主动悬吊式微低重力模拟系统主要具备航天器和宇航员恒力卸载及水平运动主动跟随能力。控制系统根据传感器反馈,控制恒拉力收放绳及二维平台运动,追踪人体在三维空间内的运动,保持卸载力恒定同时维持吊索铅垂,实现负载运动时三维微低重力环境模拟。

本文主要针对随动系统进行设计分析,下面首先给出随动系统的组成及工作原理。

1.2 随动系统组成及工作原理

如图 2 所示,随动系统由两层运动平台组成,采用直线导轨支撑、齿轮齿条传动,电机通过联轴器、减速器、传动轴驱动齿轮在齿条上运动。电机选用伺服电机,采用速度模式进行驱动。二维平台极限位置布置有接近开关,通过 IO 将信号采集进入控制器,作为系统限位开关。

偏角测量采用激光测距传感器测量绳索距离来间接测量偏角。通过两个正交安装的激光测距传感器,测量绳索在传感器安装位置的绝对距离,通过竖直中心点标定和长度换算,得到绳索的偏角。且两个正交激光传感器安装方向与二维平台运动方向一致,实现两方向绳索偏角的解耦测量,具体测量原理见第 1.4 节。

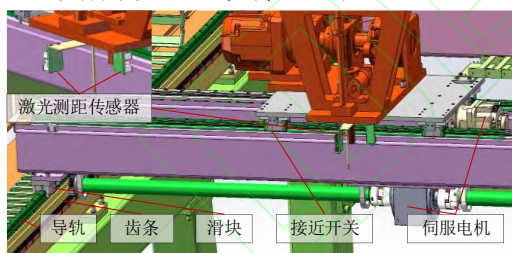


图 2 随动分系统组成

Fig. 2 Composition of follow-up subsystems

1.3 随动分系统电气连接与控制原理

系统电气拓扑结构如图 3 所示。随动分系统与地面控制台采用传输控制/网际协议 (transmission control protocol/Internet protocol, TCP/IP) 通讯方式,通过网络交换机连接。地面控制台实现人机交互、并下发控制指令。随动分系统接收地面控制台指令进入随动模式,根据激光传感器反馈的测量数据,控制二维平台跟随负载运动,保持绳索铅垂。二维分系统采用可编程逻辑控制器 (programmable logic controller, PLC)

作为主控单元,采用 485 拓展板实现与激光传感器的通讯,采用输入输出 (input output, IO) 拓展板采集编码器数据、限位开关状态等信息。最终各部件协调完成被试航天器或宇航员的运动跟随。

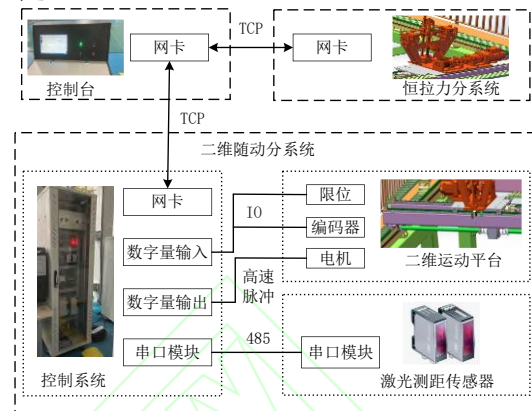


图 3 电气连接拓扑图

Fig. 3 Electrical connection topology diagram

如图 2 所示,二维随动控制方案主要采用两个正交安装的激光测距传感器测量绳索偏角,将测量得到的钢丝绳倾角偏差反馈给控制器进行计算,输出指令速度发送给电机,电机以给定的速度运动对二维平台位置进行调整,实现实验过程中绳索铅垂保持,控制原理如图 4 所示。

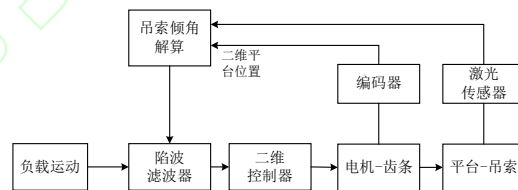


图 4 随动分系统控制逻辑

Fig. 4 Control logic of follow-up subsystem

1.4 系统测量原理

系统模型简化为如图 5 所示的系统。

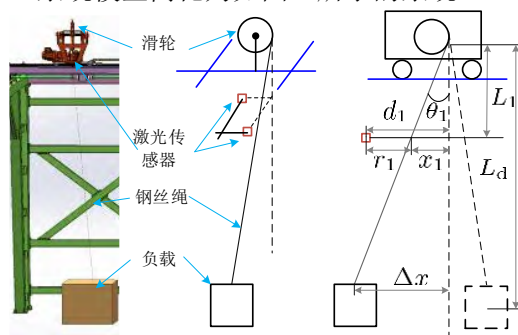


图 5 随动分系统简化模型与测量原理

Fig. 5 Simplified model and measurement principle of follow-up subsystem

系统都描述在基准坐标系下,坐标系定义如

下。

基准坐标系：如图 1 所示，坐标原点 O 为二维平台导轨的基座参考点， X 轴沿长导轨，方向与电机运动正方向一致， Y 轴沿短导轨方向。 Z 轴为垂直于 XY 平面方向，与 XY 构成右手坐标系。

系统通过激光测距传感器测量绳索距离，首先将测量距离量转化为绳索偏角。考虑到二维平台运动及激光传感器测量都为正交方式，因此可将 XY 方向解耦进行分析。

以 X 方向为例，测量原理如图 5 所示。传感器安装位置与钢丝绳出绳点的 Z 向距离为 L_1 ， θ_1 为吊索偏角， L_d 为吊索长度， r_1 为激光传感器测量值。通过竖直标定，得到激光传感器安装位置距吊索铅垂位置的距离 d_1 。

则测量点吊索与铅垂位置的偏离距离有

$$x_1 = d_1 - r_1 \quad (1)$$

从而绳索偏角有

$$\theta_1 = \arctan \frac{x_1}{L_1} \quad (2)$$

则系统的跟踪误差偏差可表示为

$$\Delta x = \frac{x_1 L_d}{L_1} \quad (3)$$

Y 方向同理。

2 系统分析与控制器设计

2.1 系统建模

系统主要包括：①电机传动环节；②绳索摆动环节；③绳索弦振动环节；④传感器测量环节。各部分分析建模如下：

(1) 电机传动环节建模

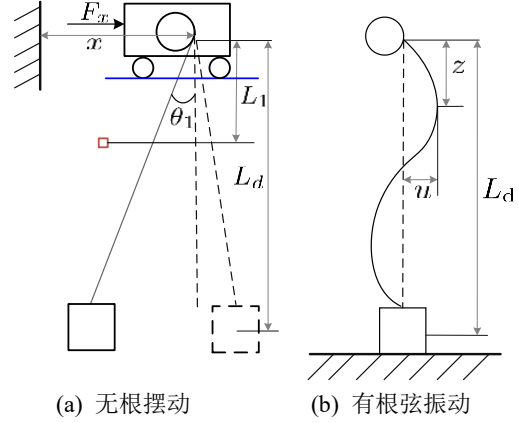
系统所使用的电机为伺服电机，采用速度模式进行控制。电机内部自带精确的速度环比比例-增益控制器，因此将电机系统从指令速度到实际速度传递环节视为一阶惯性环节：

$$\frac{V(s)}{V_d(s)} = \frac{1}{T_m s + 1} \quad (4)$$

其中，时间常数 T_m 包括电机的加减速时间和电机的指令滤波响应时间，实验中设置 $T_m = 0.01$ s。

(2) 绳索摆动环节建模

负载在运动过程中，系统在有根和无根之间切换。在航天员跳跃时，处于近似悬浮状态，系统可视为无根系统，即简化为图 6(a)所示的单摆系统。



(a) Swing without roots (b) String vibration with roots

图 6 无根绳索摆动和有根弦振动

Fig. 6 Rootless rope oscillation and rooted string vibration

根据力平衡和力矩平衡，对系统进行动力学建模，有

$$\begin{bmatrix} 0 \\ F_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mL_d^2 & -mL_d \cos \theta_1 \\ -mL_d \cos \theta_1 & m + M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{x} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -m\mu & 0 \\ mL_d \sin \theta_1 \dot{\theta}_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{x} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} mgL_d \sin \theta_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中： x 为平台 X 方向位置； M 为平台质量； m 为负载质量。

考虑到平台由伺服电机驱动，伺服电机内部具有精确的闭环速度控制器，可以输出稳定速度。因此可将平台动力学忽略。因此将(5)中的第二式忽略，可认为平台加速度为平台位置二阶微分，得到绳索偏角的微分方程：

$$mL_d \cos \theta_1 \ddot{x} = mL_d^2 \ddot{\theta}_1 - \mu m \dot{\theta}_1 - mgL_d \sin \theta_1 \quad (6)$$

其中， μ 为吊索等效摩擦系数，包括出绳点附近与滑轮的摩擦和吊索与空气的摩擦。

考虑到在系统运动过程中，绳索偏角为较小的量，因此近似有 $\sin \theta_1 \approx \theta_1$ 和 $\cos \theta_1 \approx 1$ 。则系统从输入平台加速度到绳索偏角的传递函数可以简化为一个二阶震荡环节。则系统传递函数可表示为

$$\frac{\Theta_1(s)}{X(s)} = \frac{mL_d s^2}{mL_d^2 s^2 + \mu m s + mgL_d} \quad (7)$$

实际系统中负载质量 m 在 40 kg 到 200 kg 之间，绳长 L_d 在 4 m 到 6 m 之间，根据实验工况有所不同。系统总体摩擦系数约有 $\mu = 0.01$ 。

(3) 吊索弦振动建模

在航天员或航天器触地行走时，吊索可视为

两端固定的弦振动模型,如图 6(b)所示。绳索发生弦振动时,即使随动平台没有跟踪误差,激光传感器依旧会有位移输出,这一误差需要在弦振动建模的基础上,通过陷波滤波器进行处理。

将吊索振动视为小幅值线性振动模型,波动方程满足:

$$\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - \frac{T}{\rho} \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} = 0 \quad (8)$$

其中, u 为绳索横向位移,为绳索纵向位置 z 和时间的函数。端点条件 $u(0) = 0, u(L_d) = 0$, 其中绳上张力为 T , 线密度为 ρ 。

其稳态解为

$$u = \sum_{i=1}^{\infty} A_i \sin\left(\frac{i\pi}{L_d} z\right) \sin\left(\frac{i\pi}{L_d} \sqrt{\frac{T}{\rho}} t\right) \quad (9)$$

其中, $i = 1, 2, 3, \dots$ 为谐振阶数。从而可得其各阶振动圆频率为

$$\omega_i = \frac{i\pi}{L_d} \sqrt{\frac{T}{\rho}} \text{ (rad/s)} \quad (10)$$

纯理论的弦振动如式(9)所示,但实际过程中弦振动为受负载端和平台位移同时输入的一个受迫振动,且带有衰减阻尼。其引起的谐振影响系统稳定性的因素有两个,振动频率位置和振动阻尼比。因此,可以将谐振建模为多个阻尼极低的极点为谐振频率位置附近的二阶振荡环节。即有从负载位移到钢丝绳测量点绳索位移 x_1 的传递函数为

$$\frac{X_1(s)}{X_p(s)} = \frac{\omega_1^2}{s^2 + 2\xi_1\omega_1 s + \omega_1^2} \cdots \frac{\omega_i^2}{s^2 + 2\xi_i\omega_i s + \omega_i^2} \quad (11)$$

其中, $i = 1, 2, 3, \dots$ 为系统谐振阶数, ξ_i 为系统各阶阻尼比,满足 $\xi_i \ll 1$ 。

(4) 传感器建模

传感器测量频率可达到 100 Hz, 可以视为实时测距。在使用传感器数据时,使用低通滤波器对传感器测量原始数据进行处理以滤除高频噪声干扰。对于传感器原始测量数据 $x(n)$, 低通滤波器有:

$$Y(n) = (1 - \alpha)X(n) + \alpha Y(n) \quad (12)$$

式中: $a = T_s \cdot 2\pi f_c$, $T_s = 0.01\text{s}$ 为系统采样周期, f_c 为滤波截止频率。

因此,传感器测量模型可以视为一个一阶惯性环节。由吊索实际偏角到传感器测量偏角的传

递函数有:

$$\frac{\Theta_m(s)}{\Theta(s)} = \frac{1}{\tau s + 1} \quad (13)$$

其中, τ 为滤波时间常数。实际使用中,根据传感器安装和测量的实际情况,两方向传感器略有区别。对于 X 方向有 $\tau_x = 0.2\text{s}$, 对于 Y 方向有 $\tau_y = 0.1\text{s}$ 。

2.2 吊索谐振频率测量与陷波器设计

钢丝绳摆动和弦振动导致的系统谐振会极大影响系统稳定性,若不进行处理,极易引起系统共振导致系统控制不稳定。

第 2.1 节中所述的因钢丝绳弦振动引入的系统谐振点可以通过式(9)带入钢丝绳线密度和负载质量计算得到,但理论计算与实际系统略有差别,因此采用激振器实测系统振动基频。

在悬挂 1 000 N 重物、吊索长度 5 m 工况下,使用激振器在负载端进行规律振动以模拟扫频,对钢丝绳谐振频率进行测量,激光测距传感器测量数据如图 7(a)所示。对数据进行快速傅里叶变换,如图 7(b)所示,可以看出系统明显存在 2 Hz、4 Hz、8.8 Hz 3 个谐振点。

采用陷波器对测量数据进行处理以降低系统对谐振点的响应,从而增加系统稳定性避免共振。通过增加陷波器,配置靠近欠阻尼极点的零点,增加闭环极点的阻尼,从而降低谐振点对系统稳定性的影响。

陷波器的传递函数有:

$$Y(s) = \frac{s^2 + 2k_2\omega_n + \omega_n^2}{s^2 + 2k_1\omega_n + \omega_n^2} X(s) \quad (14)$$

式中: ω_n 为陷波频率; k_1, k_2 分别为两个陷波因子。对其进行离散化有

$$Y(n) = \frac{1}{a_1} [b_1 X(n) + b_2 X(n-1) + b_3 X(n-2) - a_2 Y(n-1) - a_3 Y(n-2)] \quad (15)$$

其中, a, b 为滤波器参数,由传感器测量周期 T_s 、陷波宽度、陷波深度以及陷波频率 ω_c 决定。

因此,设计三个陷波位置分别为 2 Hz、4 Hz、8.8 Hz 的陷波器,陷波深度 0.01,陷波宽度 20%。陷波器具体参数如表 1 所示。

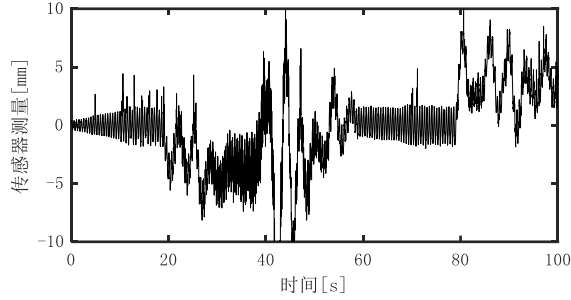
表 1 陷波器参数设置

Table 1 Parameter settings for notch filters

陷波频率/Hz	2 Hz	4 Hz	8.8 Hz
a_1	4.078 1	4.260 3	4.739 2

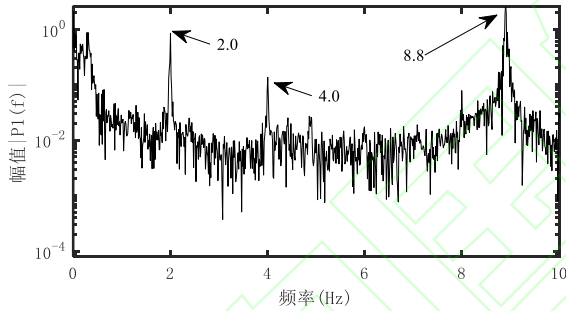
a_2	0.031 6	0.126 2	0.610 8
a_3	2.953 5	3.865 9	3.871 6
b_1	4.020 8	4.073 1	4.327 5
b_2	-7.968 4	-7.873 8	-7.389 2
b_3	4.010 8	4.053 1	4.283 3

加入上述频率陷波器后, 陷波效果如图 7(c) 所示, 曲线明显平滑。图 7(d) 所示的傅里叶变换后的结果证明上述陷波器能很好滤除对应谐振频率点钢丝绳的抖振。



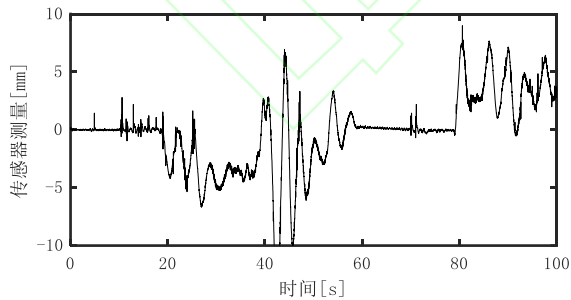
(a) 陷波前绳索抖振时域图

(a) Time domain diagram of rope vibration before notches



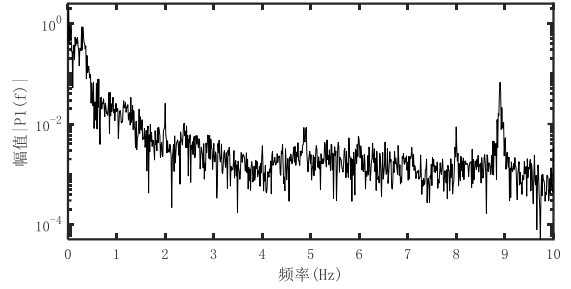
(b) 陷波前绳索抖振频域图

(b) Frequency domain diagram before notches



(c) 陷波后绳索抖振时域图

(c) Time domain diagram of rope vibration after notches



(d) 陷波后绳索抖振频域图

(d) Frequency domain diagram vibration after notches

图 7 陷波前后对比

Fig. 7 Comparison before and after trap wave

2.3 系统仿真构建及控制器增益确定

根据上述系统分析, 采用比例-积分-微分 (proportional integral derivative, PID) 算法设计系统控制器。控制器输入量为激光传感器测量值 $x_1(n)$, 输出为电机的指令速度 $v(n)$ 。

对于系统控制量, 其离散化表示为

$$v(n) = K_p x_1(n) + K_I \sum_{n-30}^n x_1(n) \quad (16)$$

其中, 积分环节为前 30 步累积误差之和, 积分记录时间间隔 $T_I = 0.05$ s。

为适应负载快速运动, 设计了分段 PID 控制器:

$$\begin{cases} K_p = 20, & |x_1(n)| < 5 \text{ m} \\ K_p = 4x_1(n), & 5 \leq |x_1(n)| < 10 \text{ m} \\ K_p = 40, & |x_1(n)| \geq 10 \text{ m} \end{cases} \quad (17)$$

而积分系数一直保持不变, 有 $K_i = 2$ 。

综上, 随动控制策略总体采用分段 PID 控制器, 并在传感器测量数据上加入陷波滤波器进行钢丝绳谐振频率滤除, 抑制随动控制过程中的钢丝绳抖振, 完整的控制逻辑如图 8 所示。

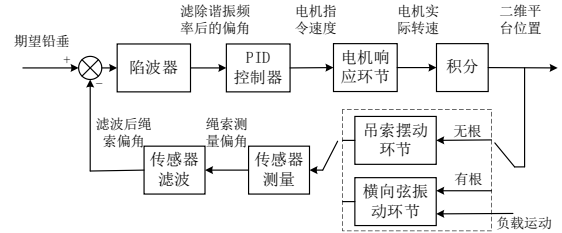


图 8 系统闭环控制框图

Fig. 8 System closed-loop control block diagram

第 2.2 节中实测谐振点为质量和钢丝绳长度都居中的情况, 依据式 (10) 中绳长对谐振频率影响规律, 拉力值 200 kg、绳长 4 m 工况下对应各阶谐振频率最高, 谐振频率为测试工况的 1.6 倍; 拉力值 40 kg、绳长 6 m 对应谐振频率最低, 谐振频率约为测试工况的 0.6 倍。保持陷波参数

不变,实测、最高和最低谐振频率下系统受控开环 Bode 图如图 9 所示,覆盖工况范围内系统最低幅值裕度 23.5 dB,最低相位裕度 38.6°,表明系统在实验工况范围内均稳定。

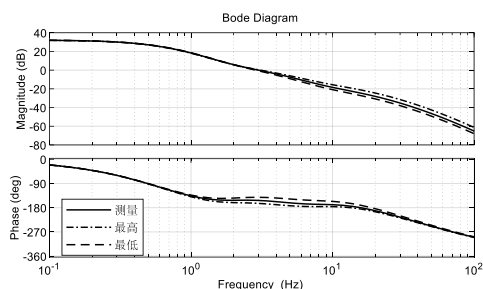
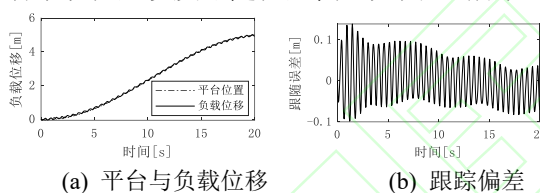


图 9 系统开环频谱特性曲线

Fig. 9 System open-loop spectrum characteristic curve

搭建仿真进行随动模拟,仿真过程中设置被试人体运动为速度为 0.5 m/s 的前向匀速运动,同时耦合频率为 2 Hz,幅值为 0.1 m 的正弦运动模拟人体行走过程中重心的前后晃动。仿真设置为人体的行走工况,因此系统为有根系统,需考虑系统横向弦振动环节,弦振动频率点设置与第 2.2 节实测结果一致。仿真过程中人员位置、随动系统位置以及跟随位置偏差如图 10 所示。



(a) Platform and load displacement (b) Tracking error

图 10 人体运动随动仿真结果

Fig. 10 Simulation results of human motion tracking

仿真结果表明,通过设置陷波器,二维系统可以在高增益控制器下稳定跟随人体复杂的行走运动,且平台控制响应稳定无振动,最大随动误差不超过 0.15 m。

3 系统测试与实验

3.1 实验条件

系统测试时,悬挂体重为 84 kg 的测试者进行实验,设定不同卸载拉力,模拟微低重力环境,进行被试人员行走、跳跃等工况的运动测试。

3.2 实验结果

(1)不同重力环境人体行走速度及随动偏差
设定不同卸载力,分别模拟六分之一月面,八分之三火星等重力环境,实验中人体运动及系

统跟随效果如图 11 所示。

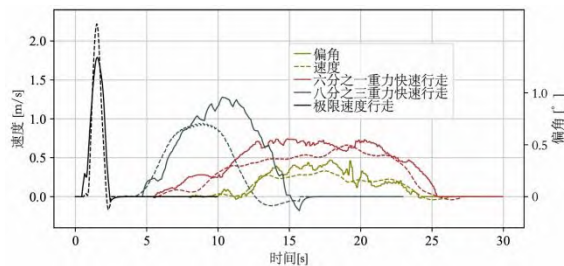


图 11 不同工况下行走速度及吊索偏差

Fig. 11 Walking speed and sling deviation under different working conditions

在设定六分之一重力环境下,测试者低速匀速行走,行走速度 0.2 m/s 时,系统稳定跟随被测者运动,吊索偏差不超过 0.3°。

根据经验公式,人体常态行走速度与重力二分之一一次方成正比,地球环境下人体常态行走速度为 1.2 m/s,则在月面环境下理论行走速度为 0.49 m/s,火星重力下理论行走速度为 0.74 m/s。图 12 中所显示人体常态行走速度实验结果与理论估算相符,表明随动系统可以满足对不同重力下人体运动模拟技术验证的需求。

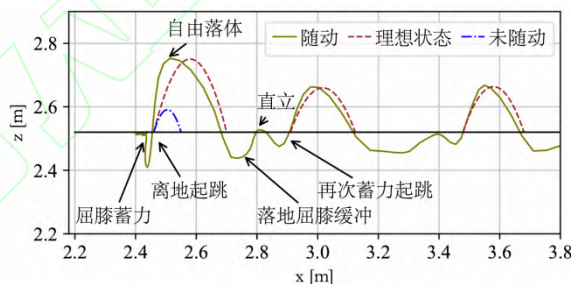


图 12 连续跳跃工况测试者位置

Fig. 12 Position of continuous jumping condition tester

上述常态行走工况中,人体水平加速度约为 0.4 m/s²,即在低重力环境下行走驱动力(与地面摩擦力)约 336 N。实验中吊索偏差不超过 0.7°,等效最大水平干扰力为 7.4 N,干扰力与驱动力比小于 2.1%,证明系统未对人体水平运动产生明显的水平干扰力。

同时,在仅减重 40 kg 工况下,测试者全行走,系统最大可跟随被测试者 2.02 m/s 的运动速度,随动中吊索最大偏角不超过 1.4°,证明所研制随动系统可以跟随大幅高速运动。

以上步态行走实验证明了所研制系统的高响应性和较好的随动精度,可以满足不同重力环境下人员步态行走的模拟技术验证需求。

(2) 人体跳跃工况随动结果分析

在重力卸载设定为模拟六分之一重力环境下,被测人员沿 X 方向连续跳跃,此过程中系统不断在有根和无根之间切换,即双脚着地时系统为有跟系统,腾空时为无根系统。该工况下,系统可以稳定跟随被测试者运动,随动效果如图12所示。

图12表明,在未进行主动位置跟随时,向前跳跃时由于吊索倾斜带来较大水平干扰力,跳跃距离被大幅限制,被测试者运动特性与理想月面重力曲线有较大差距。在进行主动位置跟随后,系统随动实现了较好的吊索铅垂保持,极大改善了吊索水平方向对被测试者的拖拽,其跳跃特性与理想月面重力接近,表明系统可以实现较好的月球重力下宇航员跳跃模拟。

在初次跳跃时,人体突然由静止向前起跳,瞬时加速度较大,因此水平跟随误差稍大,与理想抛物线最大位置偏差接近40 mm。在后两次跳跃时,系统具有一定的初速度,因此跟随效果较好,与理想抛物线最大位置偏差不超过20 mm,表明随动系统很好地模拟了月面低重力环境,在系统辅助下,高精度地实现了宇航员在月面跳跃运动的模拟。

(3) 复杂工况实验验证

在模拟六分之一重力环境下,被试人员进行下蹲站立、耸肩、下跪等各种复杂工况,测试系统在此过程中的位置跟随能力,实验结果如图13所示。

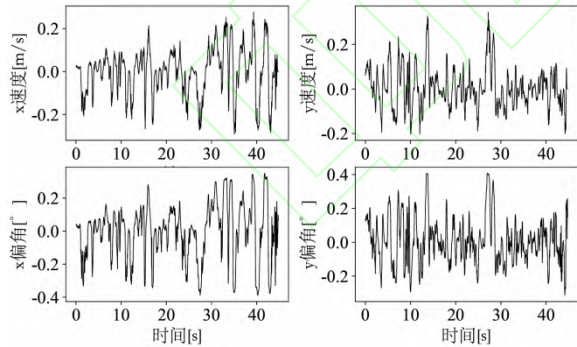


图13 下蹲站立等工况测试者速度与误差

Fig. 13 Testers' speed and error under conditions such as squatting and standing

实验结果表明,随动系统可以稳定跟随人体运动时的高频摆动,适应地外任务过程中的各种复杂工况运动,最大随动误差不超过0.4度,证明系统可以适应多种复杂工况,同时可以保持较高的跟随精度。

系统对于不同工况下人员运动跟随结果汇

总如表2所示。

表2 被试人员不同运动工况下系统跟随效果

Table 2 System follow-up effect of subjects under different exercise conditions

工况	最大速度 /(m/s)		平均误差 (1σ) / (°)		最大误差/ (°)	
	X	Y	X	Y	X	Y
下蹲站立	0.33	0.36	0.23	0.22	0.37	0.35
快速行走	2.02	0.34	0.43	0.38	1.35	0.92
跳跃行走	0.52	0.47	0.34	0.19	0.51	0.43

实验结果证明,系统对于被试人员各种复杂工况下的运动均有很好的跟随能力,能够满足宇航员微重力环境下运动模拟技术验证需求。

与目前成熟的星球车、宇航员悬吊系统的随动性能对比如表3所示,考虑到不同系统高度不同,将跟随误差都转化为吊索偏角以方便对比。由表3可知,所研制系统的最大跟随速度高于现有其他悬吊系统,且实现了较好的跟随精度。同时,对于低速运动目标,跟随精度也高于其他低重力模拟系统。

表3 不同系统的水平位置跟随精度

Table 3 Horizontal position tracking accuracy of different systems

指标	宇航员训练中心 ^[25]	哈工大星球车 ^[26]	ARGOS ^[32]	本文
最大跟随速度/(m/s)	0.1	0.1	2.0	2.02
跟踪最高速时 绳索偏角/(°)	—	—	3.1	1.4
跟踪0.1m/s 速度绳索倾角/(°)	0.2	0.15	—	0.14

4 结论

(1) 针对悬吊式重力补偿系统的随动问题,系统性设计了水平位置跟随系统。采用齿轮导轨驱动的二维天车结构,响应速度快。并提出了新的随动偏差测量方案,结合系统的整体性的分析与建模,实现高动态、高精度的随动系统研制。

(2) 针对随动偏差可靠性测量问题,设计了基于正交安装的激光测距传感器测量吊索偏角的方式,实现了高频、高精度、稳定可靠的偏角测量。

(3) 针对负载运动激发吊索谐振问题,对系统进行完备分析建模,测量了吊索多阶谐振频率,并根据圆振动特性估算实验中不同绳长和拉力下的频率变化上下限,从而设计稳定控制器实现

高响应、高精度的位置跟随。

(4)实验证明,系统能够稳定跟随人体快速行走、跳跃、下蹲等复杂运动,随动速度最大可达2.02 m/s,系统随动误差优于 1.4° ,表明所研制主动悬吊式重力补偿系统能够满足宇航员或航天器微低重力环境下运动模拟技术验证需求。

参考文献

- [1] LI W J, CHENG D Y, LIU X G, et al. On-orbit service (OOS) of spacecraft: a review of engineering developments[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 108: 32-120.
- [2] YANG G, JI J, WEI Y H X. A collision-free visual servoing method for two space manipulators capturing tumbling satellites[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C. Journal of Mechanical Engineering Science, 2024, 238(6): 2251-2266.
- [3] GUDALL C, CABRIALES J, DUNBAR B J, et al. Finite element analysis (FEA) model of the Apollo A7LB Extravehicular Activity (EVA) suit sleeve[C]// Proc. Of the IEEE Aerospace Conference, 2024: 1-14.
- [4] HARVILL L, COWLEY M, RAJULU S. Human performance in simulated reduced gravity environments: JSCCN-32456[R]. Washington, D.C.:NASA, 2014.
- [5] HOFFMANN B. Human thermal analysis of traverse and geology tasks during simulated Lunar extravehicular activity[C]// Proc. of the IEEE Aerospace Conference, 2023: 1-8.
- [6] ZHAO Z H, YIN Z, KANG Y, et al. The design and implementation of extravehicular experiments support system for manned spacecrafts[C]// Proc. of 2nd International Symposium on Aerospace Engineering and Systems (ISAES), 2023: 53-58.
- [7] STROMGREN C, LYNCH C, BURKE C, et al. Mary. evaluating extravehicular activity access options for a Lunar surface habitat[C]// Proc. of the IEEE Aerospace Conference, 2023: 1-7.
- [8] CHEN C I, CHEN Y T, WU S C. Experiment and simulation in design of the board-level drop testing tower apparatus[J]. Experiment Techniques, 2012, 36(2): 60-69.
- [9] SAWADA H, UI K, MORI M. Micro-gravity experiment of a space robotic arm using parabolic flight[J]. Advanced Robotics, 2004, 18(3): 247-267.
- [10] 姚燕生, 梅涛. 空间操作的地面模拟方法——水浮法[J]. 机械工程学报, 2008, 44(3): 182-188.
- YAO Y S, MEI T. Simulation method of space operation on the ground-buoyancy method[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2008, 44(3): 182-188.
- [11] 刘延芳, 刘兴富, 齐乃明. 超低干扰力矩微纳卫星姿控半物理仿真平台[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(8): 1808-1814.
- LIU Y F, LIU X F, QI N M. Hardware-in-loop simulation platform with super-low disturbance torque for attitude control system of micro and nano-satellites[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(8): 1808-1814.
- [12] 高海波, 牛福亮, 刘振, 等. 悬吊式微低重力环境模拟技术研究现状与展望[J]. 航空学报, 2021, 42(1): 80-99.
- GAO H B, NIU F L, LIU Z, et al. Suspended micro-low gravity environment simulation technology: Status quo and prospect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(1): 80-99.
- [13] XIU W W, RUBLE K, MA O. A reduced-gravity simulator for physically simulating human walking in microgravity or reduced-gravity environment[C]// Proc. of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2014: 4837-4843.
- [14] 宋天翔, 乔兵. 一种无源被动式人体低重力模拟系统的力学性能仿真分析[J]. 载人航天, 2023, 29(5): 569-580.
- SONG T X, QIAO B. Kinematics simulation and analysis of a passive human body reduced-gravity simulation system[J]. Manned Spaceflight, 2023, 29(5): 569-580.
- [15] JIA J, JIA Y M, SUN S H. Preliminary design and development of an active suspension gravity compensation system for ground verification[J]. Mechanism and Machine Theory, 2018, 128: 492-507.
- [16] HE J P, KRAM R, MCMACHON T A. Mechanics of sunning under simulated low gravity [J]. Journal of Applied Physiology, 1991, 71(3): 863-870.
- [17] GRIFFIN T M, TOLANI N A, KRAM R. Walking in simulated reduced gravity: Mechanical energy fluctuations and exchange[J]. Journal of Applied Physiology, 1999, 86(1): 383-390.
- [18] LETKO W, SPADY A A. Walking in simulated lunar gravity[C]// Proc. of the 4th Symposium on the role of the Vestibular Organs in Space Exploration, 1970: 347-351.
- [19] PERUSEK G P, DEWITT J K, CAVANAGH P

- R. Zero-gravity locomotion simulators: New ground-based analogs for microgravity exercise simulation[EB/OL]. [2020-02-27]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20080006841>.
- [20] NORCROSS J R, CHAPPELL S P, CLOWERS K G. Characterization of partial-gravity analog environments for extravehicular activity suit testing: NASA-TM-2020-216139[R]. Washington: NASA, 2020.
- [21] 刘荣强, 郭宏伟, 邓宗全. 空间索杆铰接式伸展臂设计与试验研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 315-320.
LIU R Q, GUO H W, DENG Z Q. Space cable-strut deployable articulated mast design and experiment study[J]. Journal of Astronauts, 2009, 30(1): 315-320.
- [22] YUAN F, CHEN D S, PAN C H, et al. Application of optimal-jerk trajectory planning in gait-balance training robot[C]//Proc. of the Chinese Journal of Mechanical Engineering. 2022, 35(2): 1-12.
- [23] KIM M G, CHO S, TRAN T Q. Scaled jump in gravity-reduced virtual environments[J]. IEEE Trans. on Visualization and Computer Graphics, 2017, 23(4): 1360-1368.
- [24] YI W M, ZHENG Y, WANG W F, et al. Optimal Design and Force Control of a Nine-Cable-Driven Parallel Mechanism for Lunar Takeoff Simulation[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering. 2019, 32(73): 1-12.
- [25] HUAN S, DENG H. Research on gravity compensation technology for extravehicular activity training facility[C]//Proc. of the 15th international Conference on Man-Machine-Environment System Engineering, 2015: 355-363.
- [26] 刘振, 高海波, 邓宗全. 星球车地面低重力模拟系统设计[J]. 机器人, 2013, 35(6): 750-756.
LIU Z, GAO H B, DENG Z Q. Design of the low gravity simulation system for planetary rovers[J]. Robot, 2013, 35(6): 750-756.
- [27] VALLE P. Reduce gravity testing of robots (and humans) using active response gravity offload system: JSC-CN-40487[R]. Washington: NASA, 2017.
- [28] SCHLOTMAN T E. A preliminary assessment of physical demand during simulated Lunar surface extravehicular activities[C]// Proc. of the IEEE Aerospace Conference, 2023:1-10.
- [29] YANG Z, SUN Y B, LEI Y Q, et al. Realization and experimental test of a body wright support unit for simultaneous position tracking and gravity offloading[C]// Proc. of 2016 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1064-1068.
- [30] 高扬. 悬吊法机水平随动控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2017: 16-50.
GAO Y. Design of horizontal servo control system by suspension method[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2017: 16-50.
- [31] JIA J, JIA Y M, SUN S H. Adaptive sliding mode control for an active gravity offload system[C]// Proc. of the Chinese Intelligent Automation Conference, 2017, 461-569.
- [32] SOPHIE O, JAMES C, JESSE R, et al. Effects of walking, running, and skipping under simulated reduced gravity using the NASA active response gravity offload system (ARGOS)[J]. Acta Astronautica, 2022, 197: 115-125.

作者简介

王旭 (1998—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为数据驱动动力学建模、智能控制、地面运动模拟系统。

刘延芳 (1986—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为飞行器机电一体化、航天器智能化装配与测试和航天器智能自主技术。

余佳宇 (1997—), 男, 博士研究生, 主要研究方向智能视觉目标检测、地面运动模拟系统。

袁秋帆 (1992—), 男, 高级工程师, 博士, 主要研究方向为复杂航天器动力学与控制、新型航天器全物理地面试验技术。

齐乃明 (1962—), 男, 教授, 博士, 主要研究方向为飞行器动力学与控制、机电一体化、航天器地面模拟试验系统。