

DOI:10.20033/j.1003-7241.(2026)03-0058-05

空间指向机构扫频与机电参数辨识地测装置设计与实现

蒋范明^{1,2}, 张洋², 周伟幸², 蒋凌海²

(1. 宇航空间机构全国重点实验室, 上海 201108; 2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘要:空间指向机构产品的功能是为星载天线、遥感相机、激光通信等载荷提供一个运动平台, 实现在轨特定角度位置的指向停留、稳定速度扫描以及目标快速捕获与随动跟踪, 其伺服性能决定了星上载荷能否满足任务要求。空间指向机构在地面研制阶段与入轨后空间环境存在较大的差异性, 可能导致空间指向机构产品伺服性能的下降, 造成型号失败。为了确保空间指向机构在轨工作时段伺服控制性能的稳定性满足指标要求, 开展在地面研制阶段对空间指向机构控制系统鲁棒性及伺服精度指标进行复核的可行性研究, 通过研制一套空间指向机构产品专用扫频及机电参数辨识地测装置, 实现对空间指向机构产品鲁棒性指标进行覆盖性测试的目标, 作为产品交付依据之一, 以规避入轨后产品伺服性能下降甚至控制系统发散导致功能失效的风险。

关键词:空间; 指向机构; 扫频; 地测装置; 参数辨识

中图分类号: TP274; V442

文献标志码: A

文章编号: 1003-7241(2026)03-0058-05

Design and implementation of testing device for scanning frequency and electromechanical parameter identification of space pointing mechanism

JIANG Fanming¹, ZHANG Yang², ZHOU Weixing², JIANG Linghai²

(1. National Key Laboratory of Aerospace Mechanism, Shanghai 201108, China;

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

Abstract: The function of space pointing mechanism products is to provide a motion platform for payloads such as satellite antennas, remote sensing cameras, laser communication, etc., to achieve angle pointing and maintain, stable speed scanning, and rapid target capture and tracking. The servo performance determines whether the payload on the satellite can meet the mission requirements. There are significant differences between the ground development stage and the in orbit space environment of space pointing mechanisms, which may lead to a decrease in the servo performance of space pointing mechanism products and result in mission failure. In order to ensure that the stability of servo control performance of the space pointing mechanism during in orbit operation meets the requirements of the indicators, a feasibility study is needed to review the robustness and servo accuracy indicators of the space pointing mechanism control system during the ground development phase. A set of frequency scanning and electromechanical parameter identification measurement devices was developed to conduct coverage testing on space product robustness indicators, as one of the criteria for product delivery. This can avoid the risk of decreased servo performance or even control system divergence leading to failure after entering orbit.

Keywords: aerospace; pointing mechanism; frequency scanning; test equipment; parameter identification

空间高精度指向机构通常包含 U 型架、驱动单元、压紧释放装置以及载荷安装法兰等结构组件^[1], 典型构型的驱动单元通常采用永磁同步电机直驱形式^[2], 配合宇航级高分辨率光电编码器^[3]、感应同步器等精密测角组件^[4], 以达到角秒级的指向精度。

空间高精度指向机构主要功能为遥感相机、激光通信等星上载荷提供一个运动平台^[5], 以实现在轨运行时对特定空间角度位置的指向、扫描以及目标捕获和随动跟踪。

与地面应用类指向伺服产品不同的是, 空间指向机构产品存在较大的天地环境差异^[6], 对控制系统稳定性及性

能有较大的影响^[7], 天地环境差异主要来源包括。

1) 地面重力环境与空间零重力或微重力环境的区别。重力环境的差异不会改变指向机构负载惯量特性, 但会影响转动轴系间阻尼^[8], 进而影响机构控制系统性能;

2) 地面实验温度环境与空间光照/阴影温度环境的区别。空间指向机构在轨运行时的温度梯度受轨道、卫星姿态、太阳入射角等多个复杂因素影响^[9], 机构产品各组件上存在的温度梯度会进一步导致材料热胀冷缩, 进而影响活动部件间摩擦力或者电缆阻力矩^[10]。通常, 星上空间指向机构采用主动控温方式^[11], 但相比地面实验室温

收稿日期: 2024-09-23; 录用日期: 2024-11-08

基金项目: 上海市自然科学基金(23ZR1462600)

作者简介: 蒋范明(1983—), 男, 博士研究生, 研究方向: 空间机构伺服控制产品设计。

引用本文: 蒋范明, 张洋, 周伟幸, 等. 空间指向机构扫频与机电参数辨识地测装置设计与实现[J]. 自动化技术与应用, 2026, 45(3): 58-61, 72. (JIANG Fanming, ZHANG Yang, ZHOU Weixing, et al. Design and implementation of testing device for scanning frequency and electromechanical parameter identification of space pointing mechanism[J]. Techniques of Automation and Applications, 2026, 45(3): 58-61, 72.)

度环境,对控制系统的影响不可忽略。

3) 地面试验隔振环境与星上其他活动部件如飞轮、姿轨控发动机扰动环境的区别。机构产品随整星发射入轨后,由于卫星存在姿态控制,同时星上其他大功率活动载荷如制冷机开启等工况下,均会对空间高精度指向机构控制系统产生一定的扰动^[12-14],极端情况下会产生耦合共振导致控制系统震荡的风险。

4) 产品入轨后,受限于遥感通信数据传输效率^[15],难以大幅调整指向机构控制系统控制律算法和参数。

为了规避天地环境差异对空间指向机构控制系统的影响,需要配备一套扫频及机电参数辨识地测装置,以确保空间指向机构控制系统具备足够的鲁棒性及伺服精度。结合空间高精度指向机构产品研制流程,如图1所示,机构生产完成后,具备与配套载荷进行机电匹配联试条件,以获得真实带载工况下位置指向精度、速度稳定度、跟踪精度等时域数据以及机电带宽、幅值/相角裕度等频域数据,此环节作为对控制系统参数的复核确认。

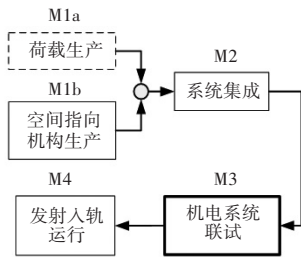


图1 典型空间高精度指向机构产品研制流程

Fig. 1 Typical development process of high precision pointing mechanism

1 硬件设计

空间指向机构地测装置主要由工控机、内置程控电源、配套板卡、通信接口电路等组成,如图2所示。地测装置具备的基础功能包括。

- 1) 为被测试产品提供直流供电,具有加断电开关、加断电状态及电压、电流显示功能;
- 2) 能够采集被测试产品多路模拟量遥测信号、温度量遥测接口等功能;
- 3) 为被测试产品提供如RS422等通信接口,实现高速总线指令发送及数字遥测信号接收功能。

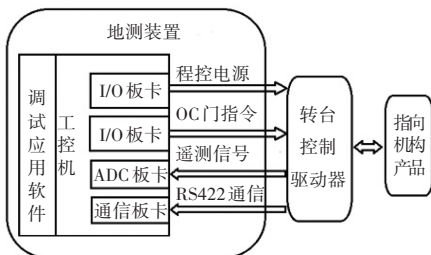


图2 空间指向机构地测装置功能示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the pointing mechanism surveying device

为了实现与空间指向机构配套控制驱动器产品接口

的兼容,地测装置按照相关宇航接口规范,设计了专用的串口通信电路。接口电路芯片选型与机构驱动单机接口保持一致,如国产化JSR26C31/JSR26C32抗辐射芯片,接口电路设计如图3所示。

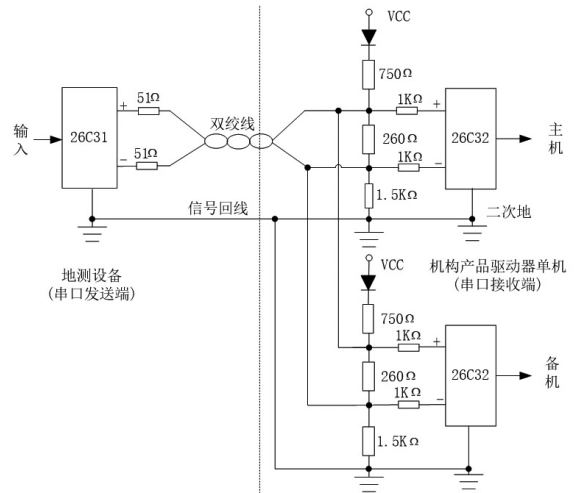


图3 典型接口电路

Fig. 3 Typical interface circuit

图4所示为实验室研制的一台空间指向机构地测装置,通过地测装置上面板接口接插件给空间指向机构及其配套控制驱动器单机供电,按照一定的频率发送指令并接收反馈的数字量遥测数据,结合软件处理功能,可以实现空间指向机构扫频与机电参数辨识。



(a) 空间指向机构地测装置正面



(b) 空间指向机构地测装置背面

图4 空间指向机构地测装置照片

Fig. 4 Physical object of spatial pointing mechanism device

2 软件设计

空间指向机构控制系统模型由机构动力学模型以及配套控制驱动器电气模型组成。为了确保空间指向机构在天地差异环境下的鲁棒性,能否正确进行机电参数辨识

从而建立准确的数学模型成为型号产品成败的关键之一。控制理论上,常用的系统建模方法分为机理分析法和测试法。其中,机理分析法是基于对系统内部各环节进行分析,运用已知的物理定理,采用数学公式进行推导,从而确定系统模型和参数;测试法建模是利用可测量的系统输入、输出数据所提供的信息建立数学模型,由于系统的动态特性必然表现在其变化的输入输出数据中,系统辨识主要针对建立的数学模型辨识其中的不确定参数。目前,线性系统的辨识技术已趋于完善,如:阶跃响应法、脉冲响应法、极大似然法、卡尔曼滤波算法、最小二乘算法等都得到了广泛的应用。

空间指向机构机电参数辨识地测装置软件设计主要分为地测装置上位机软件设计、配套控制驱动器产品测试接口功能软件设计两个部分。其中,地测装置上位机软件运行于地测设备工控机中,产生辨识对象系统特征所需的输入信号,并应尽可能覆盖系统模型的各方面特性,从而使仿真模型在工程中接近实际机电系统,即输入信号能充分激励系统的主要模态。结合工程实现难度,地测装置上位机软件设计采用线性调频信号,即扫频的方式。需要关注的是,输入信号的功率或幅度不能过大,以免内部执行单元进入饱和和非线性区;也不能过小,尤其是工程噪声较大的情况下,会直接影响辨识的精度。图 5 为设计的软件调试工作流程。

地测装置上位机软件设计中,可根据读取上位机软件界面中扫频范围、幅值等信息,自动产生连续变化的频率激励信号,通过串口通信接口以数字量指令形式传递给被测空间指向机构配套控制驱动器中。配套控制驱动器产品根据指令进入相应的控制模式,并按照约定的数据格式将控制系统中实时数据打包上传到地测装置上位机,用于后续数据解析和参数辨识。

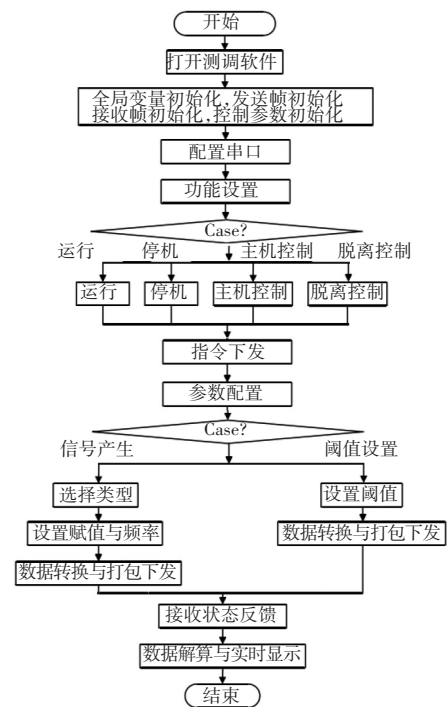


图 5 测试软件流程

Fig. 5 Testing software process

3 功能实现

以某典型空间指向机构控制系统结构为例,如图 7 所示,可以通过辨识出图中 A 点到 B 点的传递函数来得到机电系统模型。其中,电流环带宽远高于机电系统外环带宽,因此将可电流环简化为一个比例环节。

结合物理经验对空间指向机构驱动负载惯量特性的数学描述,可将图 6 中 A 点到 B 点的机电系统模型传递函数按照式(1)近似,等效为一阶惯性环节。

$$G(s) = \frac{K}{as + b} \tag{1}$$

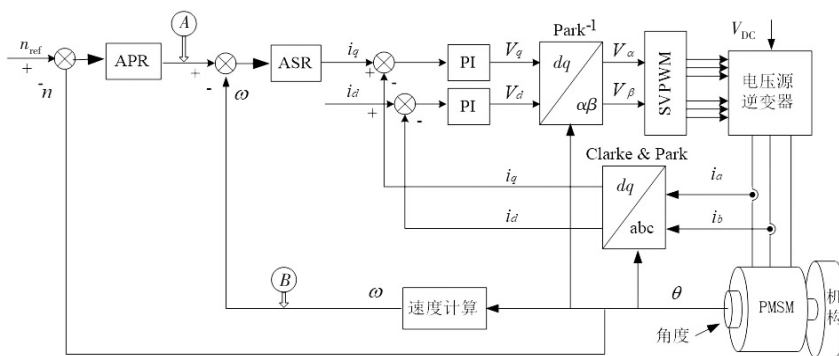


图 6 空间指向机构控制系统结构

Fig. 6 Structure of space pointing mechanism control system

通过扫频方式,在地测装置上位机获得两组变量数据(指令数组 A、测量数组 B),曲线绘制如图 7 所示。

地测装置上位机中,可以通过两种数据处理方式来进一步得到机电系统模型参数。

- 1) 利用傅里叶变换并绘制 bode 图的方法。

- 2) 利用专业软件如 MATLAB 软件 system identification 工具箱拟合传递函数的方法。

方法 1) 中,将扫频获得的指令数组 A、测量数组 B 进行傅里叶变换,如图 8 所示。根据变换的结果取其幅值,计算输入输出的幅值得到幅频特性;再根据变换的结果

取其相角,计算输入输出的相角差来得到相频特性;最后形成输入到输出的 bode 图,如图 9 所示。根据 bode 图上增益、转折频率信息来得到辨识对象的传递函数。

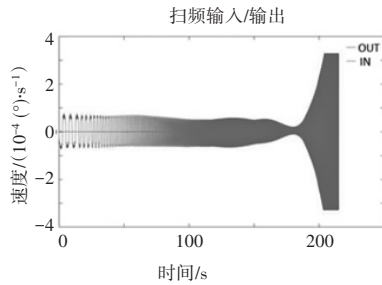
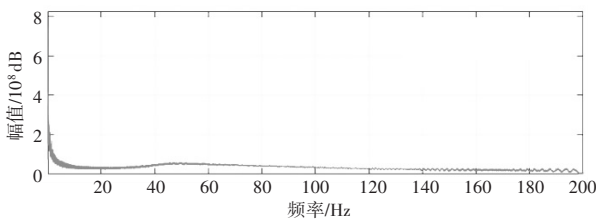
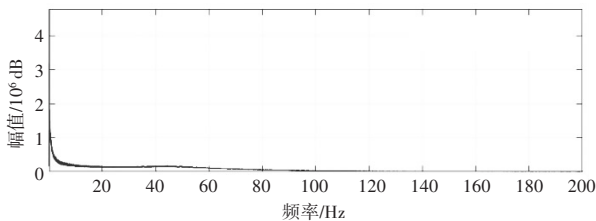


图 7 扫频获得输入/输出变量曲线

Fig. 7 Input/output variable curve obtained by frequency sweep



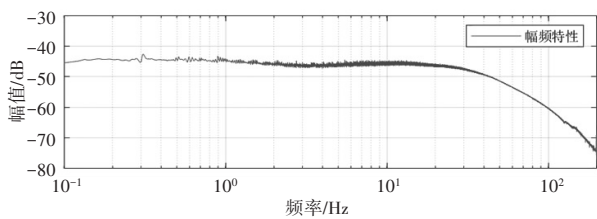
(a) 输入信号频谱曲线



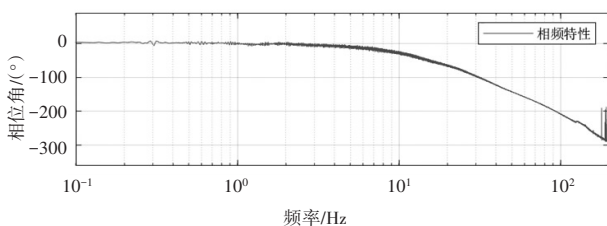
(b) 输出信号频谱曲线

图 8 信号频谱曲线

Fig. 8 Input/output signal spectrum curve



(a) 幅频特性



(b) 相频特性

图 9 输入输出信号 bode 图

Fig. 9 Bode diagram

结合数学公式中的传递函数(一阶惯性环节)。在 bode 图上可以看出其转折频率为 13 Hz,由此得到辨识被控对象传递函数为

$$G(s) = \frac{0.0056}{0.0122s + 1} \quad (2)$$

方法 2) 中,将扫频获得的指令数组 A (command_final)、测量数组 B (feedback_final) 作为时域的输入输出导入到 MATLAB 软件工具箱。结合数学公式中的传递函数,指定待拟合传递函数阶数。设置极点个数为 1,零点个数为 0。

由此获得辨识被控对象传递函数为

$$G(s) = \frac{0.0054}{0.0142s + 1} \quad (3)$$

综上所述,可以看出两种方法辨识出的传递函数近似,都较好地完成了对空间指向机构机电参数的辨别。进一步地,将工程实现中调试所得的位置环、速度环控制律及参数代入整个机电系统模型中,最终可得控制系统带宽、幅值/相角裕度等参数,并对其裕度进行复核。相比地面设备,空间指向机构控制系统设计时主要存在以下区别。

- 1) 天地差异有可能导致地面稳定的控制系统入轨后退化震荡,因此控制系统中系统带宽、幅值/相角裕度等相对地面工程经验值需进一步降额设计;在满足指标的前提下尽可能压缩控制系统带宽;预留更多的幅值/相角裕度。
- 2) 提前在产品软硬件设计中预留空间环境下控制系统震荡的自动监测和保护措施。

4 结论

综合考虑空间指向机构产品地面研制环境与空间运行环境的天地环境差异性以及控制系统在轨调试难度,通过研制一套扫频与机电参数辨识的地测装置,在产品地面测试阶段,对机构控制系统的鲁棒性进行复核确认,降低了产品入轨后外部环境变化导致指向机构伺服性能退化的风险。从地测装置原理、软硬件设计方面进行了具体描述,同时结合典型指向机构机电产品参数辨识应用,验证了地测装置的功能,具有一定的工程实用价值。

参考文献

- [1] 郝斌,王胡顺. 高精度二维指向摆镜的研制[J]. 光子学, 2001, 30(1):117-118.
- [2] 高宇. 航天用永磁同步电机直驱伺服系统低速运行控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [3] 孙莹,万秋华,余容红,等. 基于光电编码器的空间相机调焦控制系统设计[J]. 光电技术应用, 2009, 30(6):970-974.
- [4] 周力,王林波,王顺,等. 基于圆感应同步器的低速永磁同步力矩电机控制系统[J]. 微特电机, 2022, 50(6):46-48.
- [5] 王文渊,白杨扬,张立中,等. 基于线性自抗扰控制的激光通信跟踪机构机电联合仿真[J]. 机床与液压, 2022, 50(22):150-152.
- [6] 张鹏,任春珍,尚明友,等. 天地环境差异对航天器设备安装精度影响分析[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(1):89-94.
- [7] GAWRONSKI W. Modeling and control of antennas and tele scopes[M]. New York: Springer, 2008.
- [8] 魏澳博,马国政,李国禄,等. 空间环境因素对涂层型自润滑关节轴承磨损寿命影响规律及机理[J]. 表面技术, 2022, 51(11):10-12.

(下转第 72 页)