

新型星载天线指向机构结构优化设计与力学鉴定

郑扬¹ 易文韬¹ 苏醒¹ 朱展芸¹ 冯彦军²

(1. 上海航天电子技术研究所, 上海 201109; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 随着商业航天的蓬勃发展, 商业卫星发展趋于微小化、低成本、多功能的趋势。其中星载数传天线系统的优劣直接决定了卫星测控能力和通信水平。针对商业航天小卫星的设计需求, 设计了一款单臂框架、单压紧点的新型天线指向机构, 并基于有限元模态分析结果进行了优化改进, 将机构仿真基频由 63.2 Hz 提高至 86.1 Hz, 增大了 36.2%, 使得该指向机构具有轻量化、小型化、低成本、高刚度、高强度和高可靠性等一系列特点。为验证该机构的力学性能对指向机构样机开展了鉴定级振动试验。结果表明: 机构基频约为 85 Hz, 与仿真结果误差仅为 1.29%。同时, 样机预复振响应曲线重复性良好, 经目视检查, 机构未出现损伤, 证明了机构的稳定性和可靠性。

关键词: 天线指向机构; 设计优化; 模态仿真; 力学试验

中图分类号: V19 **文献标识码:** A

Structural Optimization Design and Mechanical Identification of A New Satellite Antenna Pointing Mechanism

Zheng Yang¹ Yi Wentao¹ Su Xing¹ Zhu Zhanyun¹ Feng Yanjun²

(1. Shanghai Aerospace Electronic Technology Institute, Shanghai 201109;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109)

Abstract: With the remarkable development of commercial aerospace industry, the commercial satellites tend to be small, low-cost and multi-function. The quality of satellite-borne data transmission antenna system directly determines the measurement, control and communication capability of a satellite. Aiming at the design requirements of commercial small satellites, a new antenna pointing mechanism with single arm frame and single compression point is designed. Further, based on the results of finite element modal analysis, the optimization design is carried out. After the optimization, the fundamental frequency of the mechanism is increased by 36.2%, from 63.2 Hz to 86.1 Hz. The pointing mechanism has a series of characteristics such as lightweight, miniaturization, low cost, high stiffness, high strength and high reliability. In order to verify the mechanical properties of the mechanism, the identification level vibration tests were carried out on the prototype of the pointing mechanism. The test results show that the fundamental frequency of the mechanism is about 85 Hz, the error is only 1.29% compared with the simulation results. At the same time, the response curve of the prototype in the before and after vibration tests have good repeatability, while the mechanism has no damage after visual inspection, which proves the stability and reliability of the mechanism.

Key words: satellite antenna pointing mechanism; optimization design; modal analysis; mechanical test

1 引言

近年来, 借助航天技术的不断完善进步和国家出台的多项扶持政策, 我国的商业航天迎来了蓬勃的发展^[1]。在此过程中, 借助轻量化、小型化、低成本和性

价比等优势, 小卫星已经逐渐成为了商业航天的主赛道^[2]。但随着小卫星性能的不断应用领域的不断扩大, 小卫星的使用需求也逐渐趋向复杂化、严苛化和组网化^[3-4]。另外, 航天器在进入太空前, 在发射和飞行中会经历一系列严酷的力学环境条件, 包括起飞

阶段瞬态载荷和噪声、一级火箭熄火产生的瞬态轴向载荷以及星箭解锁分离等振动冲击环境^[5]。综上所述,在针对小卫星中的结构机构进行设计时,在满足轻量化、小型化、低成本和复杂化等要求的同时,也要具备高刚度、高强度和高可靠性等特点^[6-7]。

作为天地通信的核心,数传天线是一颗卫星的重要组成部分^[8],为了实现精确指向、扫描定位和实时跟踪等功能,大多数数传天线均带有星载天线指向机构。目前航天领域应用的星载天线指向机构大多为二维指向机构,该机构普遍采用串联的机构形式^[9-10],按照机构型可大致分为方位-俯仰型和 X-Y 型^[11],如图 1 所示。前者的结构质量小、结构精度高,天顶附近存在过顶盲区,后者不存在盲区,但在具有相同运动范围的前提下相比前者而言结构不够紧凑且质量较大^[12]。国内对于星载天线指向机构的研究起步较晚,且受到国外的技术封锁,在该领域的研究过程较为艰难。但是国内各科研机构先后开展了针对该领域的研究,使得我国在星载天线指向机构领域取得了进步,代表性工作如嫦娥一号上的天线指向机构^[13]、高分五号卫星中数传天线的指向机构等^[14]。

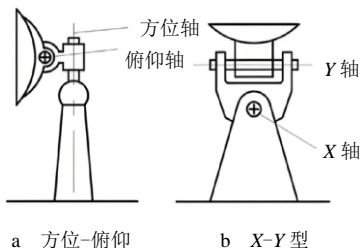


图 1 串联形式的星载天线指向机构

相比于串联形式的指向机构,并联形式的指向机构通常具备高刚度、高精度、高承载能力、结构紧凑等一系列优点,因此愈发受到国内外学者的关注,其应用也逐渐扩展到多个领域^[15-16]。其中,杨百翰大学基于球面五杆机构的原理设计了一款带有柔性关节的二维指向机构^[17],借助 3D 打印技术制作了钛合金样机;哈尔滨工业大学基于 6-SPS 并联机构的原理设计了一款用于星间通信的高精度并联二维指向机构^[18],其中每条支链由两个柔性铰链和一个压电驱动器组成(见图 2);另外,以加州理工州立大学、斯坦福大学为代表的国外高校对用于微型卫星(通常整星质量在 10 kg 以内)上的微型指向机构的研究进展迅速,其中 CubeSat 系列^[19-20]的指向机构由标准立方单元组成(每个单元的尺寸为 10 cm×10 cm×10 cm,质量为 1.33 kg),可提供毫弧度级(μrad)的指向精度。基于 CubeSat 系列指向机构设

计思路,帕多瓦大学设计了一款跟踪误差在 10 μrad 以内的具有双层架构的高精度指向机构^[21],其由下层的用于粗调的并联指向机构和上层的用于微调的快速转向镜组成,其包含电气系统在內总重 1.8 kg,可以设置在 2U 尺寸(20 cm×10 cm×10 cm)的空间包络内部。

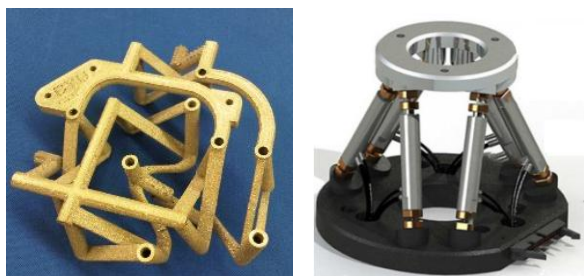


图 2 并联形式的星载天线指向机构

尽管我国在星载天线指向机构的研究上已经取得了长足进步,研制出的指向机构在指向精度、结构刚度、结构强度和可靠性等方面均达到了较高水准,但是却无法满足商业航天小卫星对于指向机构轻量化、小型化和低成本等设计要求。因此,为适应商业航天小卫星的应用需求,本文设计了一款单臂框架、单压紧点、X-Y 型的新型星载天线二维指向机构。在基于有限元进行结构优化设计后,该指向机构同时具备了质量轻、指向精度高、可靠性高和成本低等特点。基于该设计制作出的指向机构样机也在一系列力学鉴定试验中表现出了优异的力学性能。

2 新型星载天线指向机构结构设计

2.1 性能指标要求

表 1 新型星载天线指向机构性能指标要求

名称	性能指标
收拢状态包络尺寸/mm	310×310×300
机构运动范围/(°)	X 轴: -90~70; Y 轴: -90~70
跟踪角速度/(°/s)	0~10
跟踪角加速度/(°/s ²)	0~0.1
跟踪部分转动惯量/kg·m ²	<1.1
结构基频/Hz	>70
指向精度/(°)	优于 0.05
环境温度/°C	-90~+90
质量/kg	机构质量≤7.5
	天线总重≤10
供电电压/V	28±0.6
可靠度	寿命末期≥0.992
工作寿命/a	8

本文中设计的新型星载天线指向机构的各项性能指标要求如表 1 所示, 各项指标均满足商业航天小卫星的应用需求。

2.2 结构设计

如图 3 所示, 一套完整的星载数传天线由指向机构组件、馈网组件、反射面组件、火工品组件、底座及其他附件等组成, 天线采用右手坐标系, 天线反射面指向为 X 轴正向。

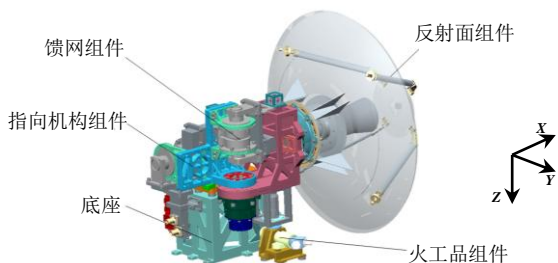


图 3 星载数传天线示意图

为适应商业航天小卫星的应用需求, 本文中设计的新型星载天线指向机构采用双轴正交解耦转动、单臂悬挂的结构形式, 由座架 A、座架 B、座架 C、两个驱动组件以及两个旋转关节支架组成, 如图 4 所示。同时, 在座架 C 侧面安装有火工品压紧点支架, 机构借助两个驱动组件进行空间二维收拢后, 通过支架与侧面单压紧点的火工品组件连接压紧, 如图 3 所示。该指向机构采用了单臂悬挂、单压紧点的结构形式, 在满足机构本身运动功能和刚度强度要求的前提下, 保证了机构的轻量化、小型化。同时, 借助两个运动轴的合理空间布置和座架零件的差异化设计, 机构的两个运动轴的运动角度满足 $-90^{\circ} \sim 70^{\circ}$ 的设计要求。

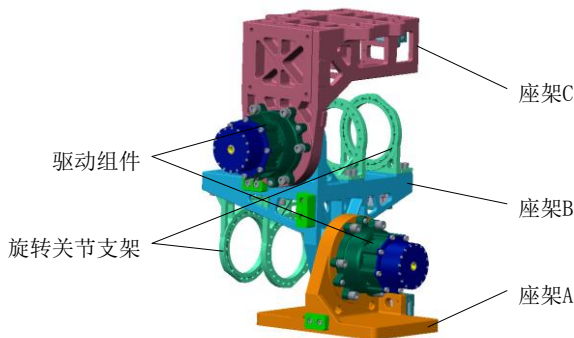


图 4 新型星载天线指向机构示意图

借助新型星载指向机构的压紧功能, 星载数传天线在火箭发射过程中处于收拢压紧状态, 以减少发射过程中冲击和振动载荷对机构的影响。当卫星入轨后, 压紧点的火工品起爆, 压紧杆被切断, 压紧点释放后, 综合电子处理器发出机构展开指令, 收到指令的指向机构驱动器控制两个驱动组件将天线指向调整至零位, 具体过程如图 5 所示。之后, 指向机构驱动器继续接收综合电子处理器指令, 控制指向机构在预设的运动范围内运动, 进而实现天线的精确指向、扫描定位和实时跟踪等功能。

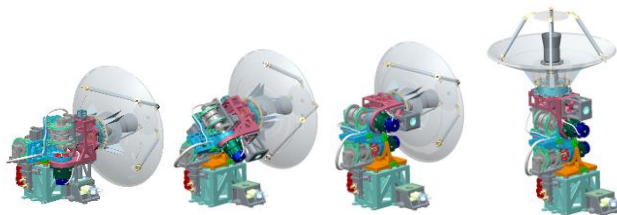


图 5 指向机构展开示意图

3 力学性能仿真与结构优化

3.1 力学性能仿真

针对新型星载指向机构进行结构优化, 使用 MSC Patran/Nastran 软件对机构模型进行了模态分析。为方便计算, 对天线机构的三维模型进行了简化, 去除了零件的倒角以及其他不重要的特征, 划分好的网格模型如图 6 所示。

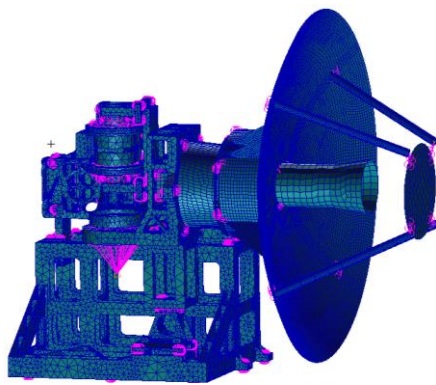


图 6 结构有限元模型

模态仿真得到的指向机构前三阶固有频率分别为 63.2 Hz、85.5 Hz 和 142.65 Hz。其振型均为反射面边缘振动, 如图 7 所示。

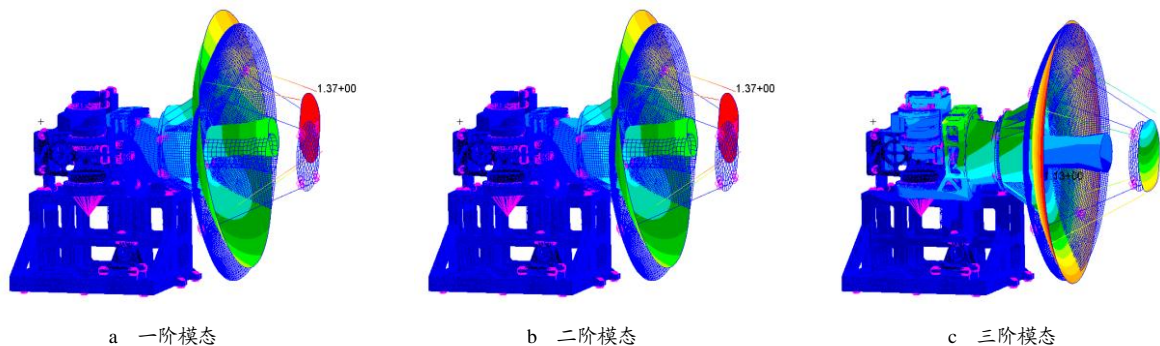


图7 压紧状态机构前三阶模态振型

仿真结果表明,新型星载指向机构的结构基频仅为 63.2 Hz,无法满足结构基频大于 70 Hz 的设计指标,需要对现有结构设计方案进行优化。

3.2 结构优化

结合仿真结果中的振型分析可得,当前的结构设计方案中存在以下问题:

a. 机构的整体结构形式是一个双悬臂梁结构,本身结构稳定性差,整体刚度较小;

b. 反射面组件和馈网组件与座架 C 固连,两组件的质量大,导致机构重心偏高,且反射面组件在 X 和 Y 方向基频偏低;

c. 为了实现轻量化、小型化的设计目标,采用了单压紧点的方式,相比于多压紧点的设计,机构约束偏弱。

为解决以上问题,对新型星载天线指向机构的结构设计方案进行了以下改进:

a. 针对悬臂梁稳定性差的问题,将座架 C 的悬臂长度由原来的 180 mm 缩短至 150 mm。同时,将反射面组件和馈网组件下移了 30 mm,降低天线机构的整体重心。为防止馈网组件在振动中发生损坏,反射面组件下调后,在座架 C 末端增加了一个支架,用于限制馈网波导的振动变形。改进方案具体如图 8 所示。

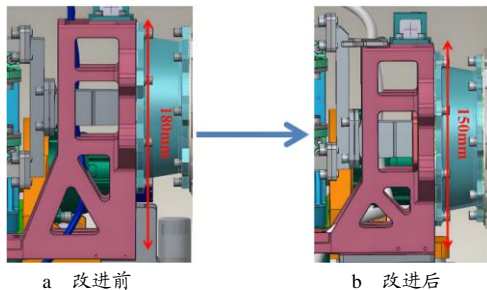


图8 座架 C 设计方案改进

b. 针对压紧点约束效果差的问题,通过调整压紧点的接触面积,增强约束效果来进行改善。原设计中,压紧点采用传统的连接形式,火工品与机构之间的接触面为圆台面,压紧的接触面积小,连接固定效果差。改进后,将火工品与机构的接触面改为大平面,极大增加了两者的压紧接触面积。同时对压紧点位置进行了调整,使得紧固力能向上垂直传递到座架 C 上,减小了之前由于压紧点偏置而产生的偏心力矩。改进方案具体如图 9 所示。

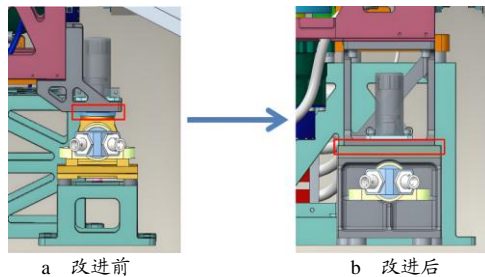


图9 火工品压紧点方案改进

3.3 改进后力学性能仿真

改进后的新型星载天线指向机构的结构形式如图 10 所示。

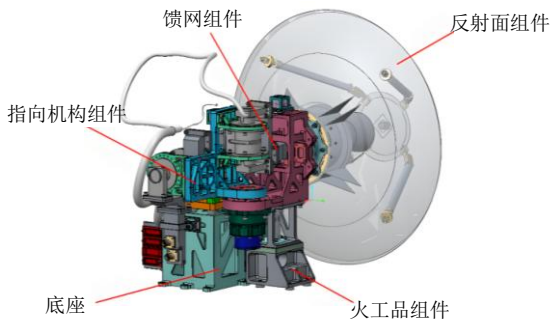


图10 改进后的新型星载天线指向机构示意图

对改进后的模型再次进行了模态仿真分析,仿真得到的前三阶固有频率为 86.1 Hz、102.8 Hz 和 134.2 Hz。一阶和二阶振型均为反射面组件边缘变形,三阶振型为

反射面组件和馈网组件整体向 Y 向振动。仿真结果如图 11 所示。

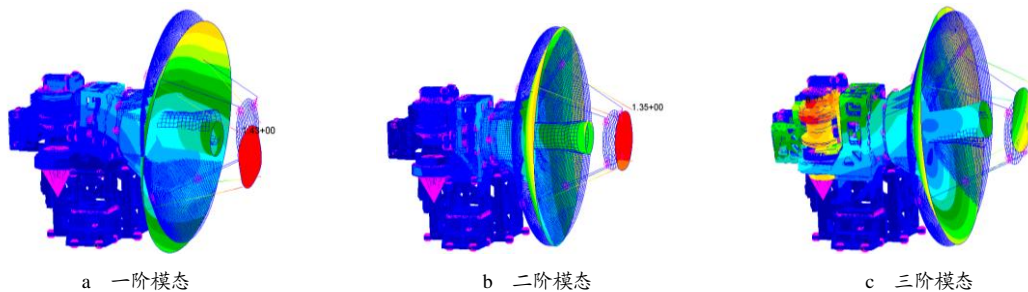


图 11 改进后压紧状态机构前三阶模态振型

经过仿真分析得到结构的基频为 $86.1 \text{ Hz} > 70 \text{ Hz}$, 满足设计指标。天线机构经过改进后基频由 63.2 Hz 提高到 86.1 Hz , 提高了 36.2% , 效果十分显著, 验证了改进方案的有效性。

样机的振动方向定义如图 12 所示, 采用右手坐标系, 天线反射面指向为 X 轴正向。

4 力学鉴定试验

4.1 试验方案介绍

航天器在进入太空前, 会经历一段严酷的发射和飞行环境条件, 因此需要对航天器结构和载荷进行力学鉴定试验, 对结构的适应性和可靠性进行检验。

为了验证结构性能, 对样机开展了 X 、 Y 、 Z 三个方向上的鉴定级正弦振动和随机振动试验, 正弦振动试验最大量级为 12 g 、随机振动试验最大量级为 9.06 g , 并在鉴定级试验前后开展了一次 0.2 g 的预复振试验对机构振后力学性能进行了监测。

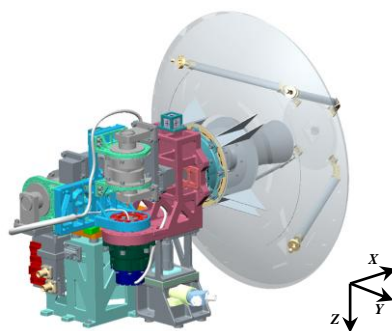


图 12 机构方向定义图

试验共选取了七个测量点和一个控制点, 控制点布置在振动台面的侧面, 测点的具体布置如图 13 所示。

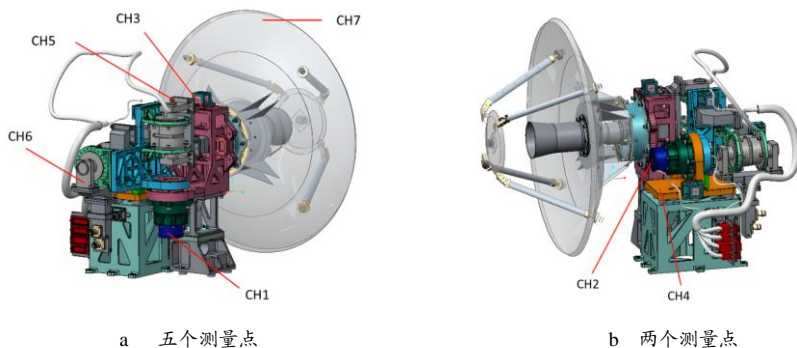


图 13 测点位置示意图

4.2 试验设备及条件

试验在苏试公司的 DCS-5000-50/SC-1212·HJ-2012-15 DNV·GL-ZD-04 电动振动试验系统上进行,

该设备可进行三个方向的振动试验, 最大负载为 1 t 。

本次试验中使用的指向机构样机为按照本文 3.3 小节中改进后的结构形式加工、生产、装配成的新型

星载指向机构。同时，由于本次试验为针对指向机构组件结构性能的摸底试验，试验量级较大，为保护电气性能件，反射面组件使用结构模拟件代替，试验样机及试验环境如图 14 所示。

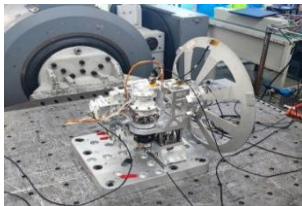


图 14 试验样机及试验环境示意图

本次力学振动试验为鉴定级，先进行 Y、X、Z 三个方向的正弦振动试验后，再进行 Z、X、Y 三个方向的随机振动试验，振动试验条件如表 2 和表 3 所示。

表 2 正弦振动条件表

鉴定级	频率范围/Hz	5~15	15~100
	振级 (0~P)	13.25 mm	12.0 g
	方向	X、Y、Z 三轴向	
	扫描速率	2 oct/min	

表 3 随机振动条件表

鉴定级	频率范围/Hz	20~100	100~600	600~2000
	功率谱密度	+3 dB/oct	0.1 g ² /Hz	-9 dB/oct
	总均方根加速度	9.06 g _{r.m.s}		
	试验方向	X、Y、Z 三轴向		
	试验时间	2 min/轴向		

4.3 试验结果

在本次试验中，正弦和随机振动试验中试验样机上七个测点的振动响应如图 15 所示。

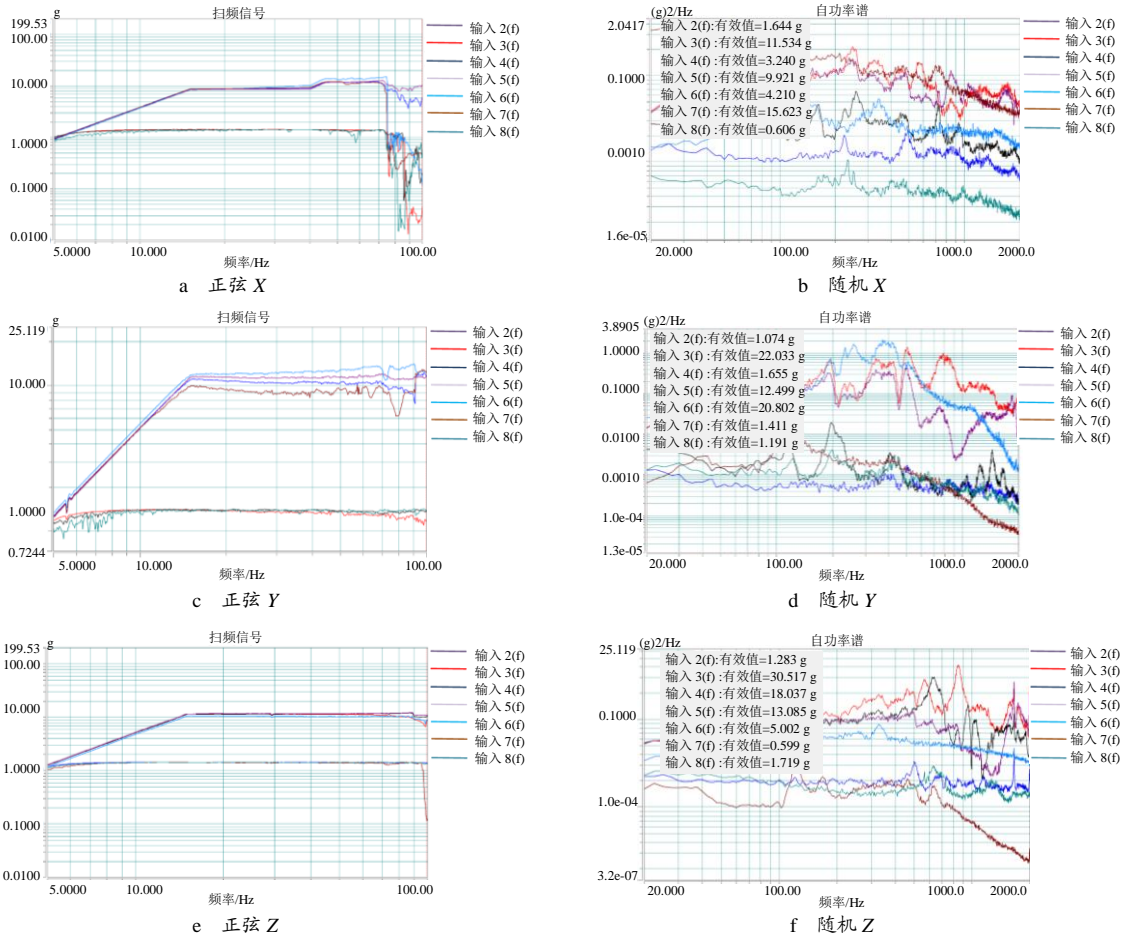


图 15 振动响应结果

试验样机在 X、Y、Z 三个方向的基频分别约为 85 Hz、85 Hz 和 110 Hz。另外，为了验证指向机构的稳定性和可靠性，在每次鉴定级振动试验前后均进行了一次 0.2 g 扫频振动试验，对机构的响应曲线进行

对比，检查其结构在鉴定级振动试验后是否出现损伤和变化。为简化叙述，此处仅以 X 向随机振动试验为典型预复振工况对试验结果进行分析，见图 16，预振和复振曲线两者高度重合，说明机构在经历鉴定级

振动试验后,未出现结构损伤和变化。同时,机构的一阶频率大约为 85 Hz,二阶频率在 104 Hz 附近。仿真结果与试验的一阶频率误差仅 1.29%、二阶频率误差仅为 1.17%,说明仿真模型是有效、可靠的。

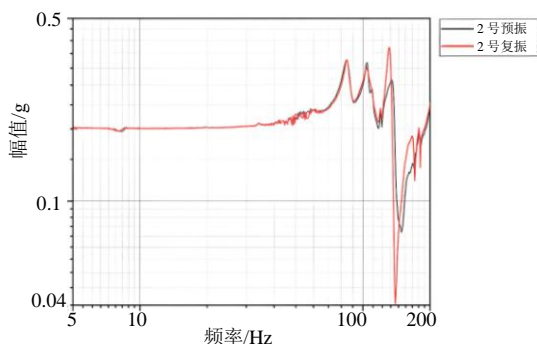


图 16 2号测点预报复振响应曲线对比

综上所述,本文设计的星载天线指向机构结构设计合理,具备足够高的刚度、强度与可靠性,加工制作的机构样机也顺利通过了力学鉴定试验。

5 结束语

本文针对商业航天小卫星应用领域设计了一款新型星载天线指向机构,其可为卫星上的数传天线提供精确指向、扫描定位和实时跟踪等功能。为了满足小卫星轻量化、小型化和低成本等要求,该指向机构采用双轴正交解耦转动、单臂悬挂、单压紧点、空间二维收拢的结构形式。另一方面,为了提高机构的刚度、强度和可靠性,根据有限元模态分析的结果对指向机构的设计方案进行了优化改进,通过一系列优化措施成功将结构基频由 63.2 Hz 提高到 86.1 Hz,增大了 36.2%。为验证该机构的力学性能,针对指向机构样机开展了力学鉴定试验,试验测得结构基频约为 85 Hz,与仿真结果的误差仅为 1.29%。另外,在每次鉴定级振动试验前后均进行的扫频振动试验中,机构的振动响应基本保持一致,验证了该机构的稳定性和可靠性。综上所述,本文设计的新型星载天线指向机构同时具备了轻量化、小型化、低成本、高刚度、高强度和高可靠性等一系列优点,是一款针对商业航天小卫星应用领域设计的合格产品。

参考文献

[1] 孙剑锋,牛旻. 2021年中国商业航天产业进展[J]. 国际太空, 2022(3): 36-39.

[2] 张名毅,邱增帅,马双庆,等. 小卫星总装技术发展历程与展望[J]. 航天器工程, 2021, 30(6): 106-112.

[3] 刘质加,张立华,韩冬. 小卫星机械总体设计技术发展及展望[J]. 航天器工程, 2021, 30(6): 120-127.

[4] 戴润峰,陈逢田,李培华,等. 我国小卫星综合测试技术发展及展望[J]. 航天器工程, 2021, 30(6): 145-152.

[5] 韩增尧,邹元杰,朱卫红,等. 航天器力学环境分析与试验技术研究进展[J]. 中国科学:物理学、力学、天文学, 2019, 49(2): 1-18.

[6] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2008.

[7] 叶壮,张述卿,刘雪鹏,等. 激光通信粗指向机构轴系精度测量方法[J]. 航天制造技术, 2020(1): 22-26.

[8] 苏醒,张宇环,匡全进,等. 一种新型星间链路天线结构与仿真[J]. 航天制造技术, 2021(4): 24-29.

[9] 杨鹏,李晓,赵鑫,等. 高精度二维指向光电跟踪平台设计[J]. 航天返回与遥感, 2020, 41(4): 83-91.

[10] 李向华,许黎明,钱志源. 星载天线指向机构指向精度及速度稳定度的测量[J]. 机械与电子, 2011(10): 37-40.

[11] 殷康程,永强,霍银龙,等. 星载双反射面偏置天线可展开双轴指向机构设计[J]. 光学精密工程, 2021, 29(3): 582-591.

[12] 李建荣. 轻型过顶跟踪天线结构系统的研制[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2010.

[13] 孙大媛. 嫦娥一号卫星定向天线专题论证报告[R]. 中国科学技术研究院总体部, 2002.

[14] 董毅,陈伟,李臣政,等. 高分五号卫星数传天线指向机构系统技术研究[J]. 上海航天, 2019, 36(S2): 73-78+98.

[15] Daneshmand M, Saadatzi M H, Kaloerazi M H F, et al. Optimal design of a spherical parallel manipulator based on kinetostatic performance using evolutionary techniques[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2016, 30(3): 1323-1331.

[16] 杨健,周鑫,柳伟兵,等. 3-RRR 球面并联机构优化设计研究[J]. 机械设计与制造, 2018(7): 119-122.

[17] Magleby S P, Merriam E G, Jones J E, et al. Monolithic 2 DOF fully compliant space pointing mechanism[J]. Mechanical Sciences, 2013, 4(2): 381-390.

[18] Du Zhijing, Shi Ruochong, Dong Wei. A piezo-actuated high-precision flexible parallel pointing mechanism: conceptual design, development, and experiments[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2014(1): 131-137.

[19] Toorian A, Blundell E, Graduate Student, et al. Cubesats as responsive satellites[J]. 2005.

[20] Brummitt M. Development of cubesat vibration testing capabilities for the naval postgraduate school and cal poly san luis obispo[J]. Applied Mechanics & Materials, 2010.

[21] Antonello R, Branz F, Sansone F, et al. High precision dual-stage pointing mechanism for miniature satellite laser communication terminals[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020(99): 1-1.