

文章编号 1004-924X(2019)07-1544-08

星载激光通信端机可重复锁紧/解锁机构设计

孟立新^{1,2,3}, 孟令臣^{1,3*}, 李小明^{1,2,3}, 张家齐^{1,2,3}, 迟 铁^{1,3}, 张立中^{1,2,3}

(1. 长春理工大学 空间光电技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130022;

2. 长春理工大学 空地激光通信技术国防重点学科实验室, 吉林 长春 130022;

3. 长春理工大学 机电工程学院, 吉林 长春 130022)

摘要:针对星载激光通信端机伺服转动系统在轨期间多次锁紧/解锁需求,提出了一种基于形状记忆合金(SMA)丝的可重复锁紧/解锁机构。首先,分析了重复锁紧/解锁机构利用弹簧分力实现锁紧和 SMA 丝输出回复应力实现解锁的工作原理,利用杠杆原理优化了锁紧力与锁紧位移;其次,仿真分析了锁紧力与解锁力之间的平衡关系,以及锁紧力对整机模态的影响;最后,研制了原理样机,实验验证了解锁力、解锁时间与供电电流的关系、重复锁紧/解锁功能,以及高温、振动等航天环境对锁紧机构可靠性影响等问题。实验结果显示,该机构可提供 1 000 N 锁紧力,在输入 12 V/3 A 电源时,最大解锁时间不超过 2 s,在环境温度 90 °C 以下可保证稳定可靠锁紧,并可实现多次重复锁紧/解锁。该机构具有轻小型、低冲击、可重复、低功耗优点,满足星载激光通信端机多次锁紧/解锁需求,应用潜力巨大。

关键词:解锁机构;记忆合金丝;可重复;弹簧;解锁力

中图分类号:V47; TH122 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20192707.1544

Design of repeatable locking/unlocking mechanism for spaceborne laser communication terminal

MENG Li-xin^{1,2,3}, MENG Ling-chen^{1,3*}, LI Xiao-ming^{1,2,3},

ZHANG Jia-qi^{1,2,3}, CHI Tie^{1,3}, ZHANG Li-zhong^{1,2,3}

(1. *Changchun University of Science and Technology, National and Local Joint Engineering Research Center of space Optoelectronics Technology, Changchun 130022, China;*

2. *Changchun University of Science and Technology, Fundamental Science on Space-Ground Laser Communication Technology Laboratory, Changchun 130022, China;*

3. *Changchun University of Science and Technology, Electro Mechanic Engineering College, Changchun 130022, China)*

** Corresponding author, E-mail: 785863485@qq.com*

Abstract: A repetitive locking/unlocking mechanism based on a Shape Memory Alloy (SMA) wire was proposed to meet the multiple locking/unlocking requirements of the servo system of an onboard laser communication terminal during orbit. First, the working principle of a repeated locking/unlocking mechanism that used a spring component to realize locking and that of an SMA wire output return

收稿日期:2018-10-19;修订日期:2018-12-17.

基金项目:民用航天预先研究项目基金资助(No. 2014648)

stress to unlock were analyzed. The locking principle was applied to optimize the locking force and displacement. Second, the locking force was simulated and analyzed. The balance between the unlocking force and the influence of the locking force on the modal of the whole machine was also considered. Finally, a prototype was developed, and the repeated locking/unlocking function as well as the relationships among the unlocking force, unlocking time, and supply current were verified experimentally. Problems such as high temperature, vibration, and different aerospace environments that affect the reliability of the locking mechanism were investigated. Experimental results show that the mechanism can provide a 1 000-N locking force. When a 12 V/3 A power supply is input, the maximum unlocking time does not exceed 2 s. Under an ambient temperature of 90 °C, stable and reliable locking can be ensured, and multiple repetitions of locking/unlocking can be realized. The mechanism has the advantages of being light, small, and repeatable and of having low impact and low power consumption, thus meeting the requirements of multiple locking/unlocking of an onboard laser communication terminal. The mechanism thus demonstrates great application potential.

Key words: unlocking mechanism; memory alloy wire; repeatable; spring; unlocking force

1 引言

在卫星发射过程中,运动部件需要锁紧,作为复杂的、精密的运动机构,激光通信端机抗振动、冲击能力差,更需要可靠的锁紧机构^[1]。卫星入轨后,将其进行解锁,使光端机运动部件能够正常工作,此外,在轨道非可通信时段,为降低功耗,保障系统可靠性,光端机处于收藏模式,也需要重新锁紧^[2]。

目前常用的锁紧机构有火工品、电磁锁紧机构以及电阻丝熔线机构等^[3-7]。火工品技术发展比较成熟,但爆炸产生的高冲击及污染物会对光学元件、电子设备造成损坏,且可靠性低;电磁锁紧机构是利用弹簧与电磁铁分别提供锁紧力和解锁力,通过传动机构实现锁紧/解锁功能,例如欧空局(European Space Agency, ESA)在半导体激光星间链路实验中,用于激光通信伺服系统锁紧的插销式锁紧机构,就是典型的电磁锁紧机构,其缺点是结构复杂,解锁位移小,重量大,在小型设备上不适用^[8];电阻丝熔线机构主要应用于整流罩分离以及大型太阳能帆板的展开等,其不可重复使用且机构较复杂、输出大锁紧力不稳定,存在一定局限性。

形状记忆合金(Shape Memory Alloy, SMA)是20世纪60年代起慢慢发展成熟的一种新型功能材料,其特点是具有形状记忆效应^[9]。SMA在

马氏体状态下发生塑性变形,当温度达到 SMA 相变温度时恢复其原始形态,这种可以记忆原始形态的特性称为形状记忆效应。SMA 在恢复过程中可以输出一定回复应力和回复应变,通常回复应力约为 350 MPa,回复应变约为 5%^[10]。北京航空航天大学提出一种基于 SMA 的分瓣螺母空间解锁机构,其优点在于安装体积小,解锁速度快,缺点是无法在轨重复使用^[11]。美国 NASA 提出的形状记忆合金柱驱动解锁机构,优点在于承载大、低冲击、结构简单,但解锁时间较长,解锁功耗大使其在小型设备上应用受限^[12-13]。本文针对星载激光通信端机伺服转动系统的锁紧与解锁需求,提出一种基于 SMA 丝的可重复锁紧/解锁机构。

2 方案设计要求

周扫式激光通信端机伺服系统如图 1 所示,由方位和俯仰两个正交布置轴系构成。锁紧/解锁机构需要在发射过程中锁定两套轴系,提高发射刚度,入轨后能够快速解锁,具体需要满足以下要求:(1)需要提供足够的锁紧力,保证在发射期间转动机构不会损坏,并且在非通信时段能够重复锁紧激光通信端机伺服系统,可重复锁紧次数达到 100 次以上;(2)锁紧/解锁机构能够在 2 s 内实现低冲击解锁;(3)锁紧/解锁机构要满足体积小、重量轻、功耗小等要求。

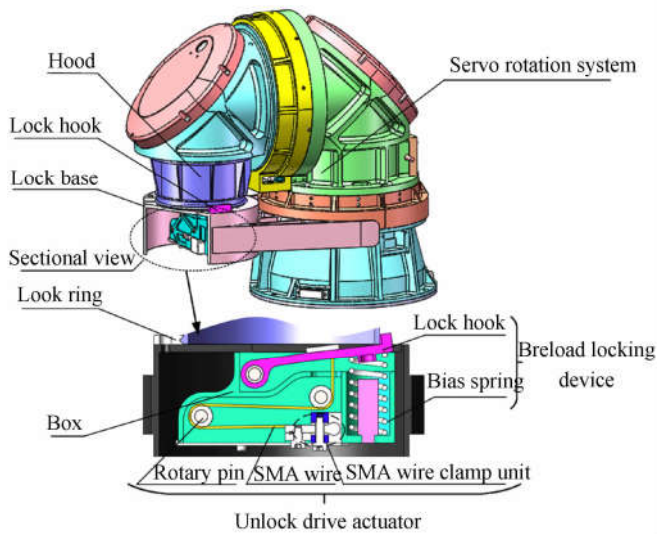


图 1 周扫式伺服转动系统与锁紧/解锁机构

Fig. 1 Sweeping servo rotation system and locking/unlocking mechanism

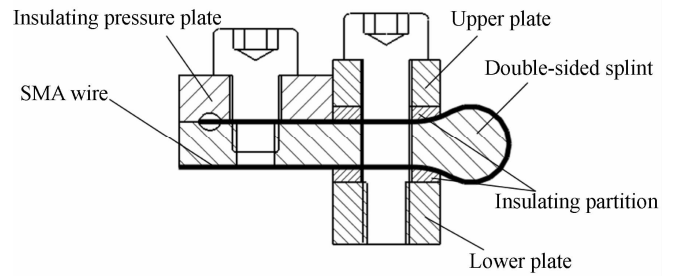


图 2 SMA 丝固定方式

Fig. 2 SMA wire fixation

紧和解锁两个状态,如图 3 所示。锁紧状态(A)时,偏置弹簧顶起锁紧钩,锁紧钩锁定转动系统上的遮光罩,偏置弹簧输出的弹力提供锁紧所需的锁紧力。接收到解锁指令,系统对 SMA 丝通电加热,达到相变温度后,SMA 丝缩短输出回复应力,拉动锁紧钩克服偏置弹簧的弹力向下移动。锁紧钩移动接近距离传感器时,传感器发送指令至总控单元,控制转动系统转动一定角度,实现解锁(B)。当需要再次锁紧时,先给 SMA 丝通电,使锁紧钩处于解锁位置,转动系统转到预装位置后,切断 SMA 丝供电,随着 SMA 丝温度降低,在弹簧力的作用下锁紧钩缓慢运动,再次锁定转动机构。

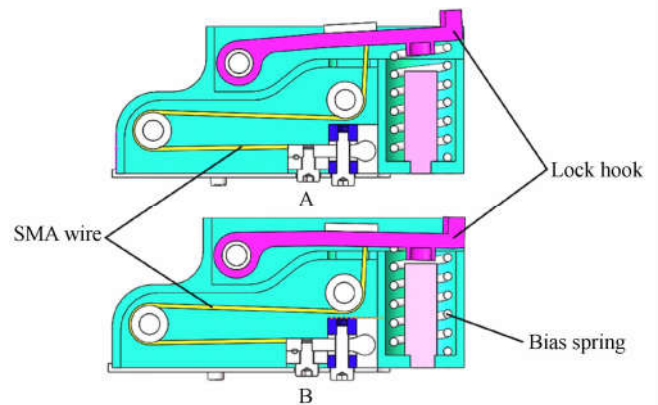


图 3 锁紧与解锁状态

Fig. 3 Locked and unlocked state

3 结构设计

3.1 方案设计

锁紧/解锁机构组成如图 1 中剖视图所示,包括预载荷锁紧装置和解锁驱动执行器两部分。其中,预载荷锁紧装置在锁紧机构的上腔体中,主要由锁紧钩和偏置弹簧组成,用来产生锁紧力锁定转动机构;解锁驱动执行器在锁紧机构的下腔体中,主要由 SMA 丝、回转销轴和 SMA 丝夹持单元构成,用来提供解锁力,实现解锁动作。

SMA 丝加热收缩的位移量与 SMA 丝长度成正比,为实现大的解锁位移,采用销轴加绝缘轴套进行往复绕丝方法,减小 SMA 丝所占用的空间,并且通过杠杆放大位移进一步减短所需 SMA 丝的总长度。为保证 SMA 丝在大拉力下不至于脱开或者滑动,采用回转双面夹持 SMA 丝的方式,结构如图 2 所示。采用直接通电方式对 SMA 丝进行加热,并在 SMA 丝缠绕和连接处全部用聚酰亚胺材料实现绝缘与隔热,这种方式 SMA 丝受热更均匀,升温速度更快,可减少解锁驱动执行器的解锁时间;为了提高解锁驱动执行器的可靠性,采用双路独立 SMA 丝同时进行驱动。

3.2 工作原理

基于 SMA 丝的可重复锁紧/解锁机构有锁

4 锁紧力与解锁力分析

4.1 模态理论分析与仿真

为模拟锁紧/解锁机构安装之后对整机刚度的影响^[14-15],对锁紧状态的整机使用 Patran 有限元软件进行模态特性仿真分析。锁紧力分别为 10 N,800 N 和完全固定时,其模态分析数据如表

1 所示,锁紧力 800 N 时整机模态结果如图 4 所示。

表 1 前四阶模态对比表

Tab.1 First four-order modal comparison table

模态	锁紧力		
	10 N	800 N	刚性固定
一阶	35.35	77.85	86.07
二阶	90.77	193.96	252.77
三阶	99.13	226.51	378.65
四阶	159.95	338.66	442.21

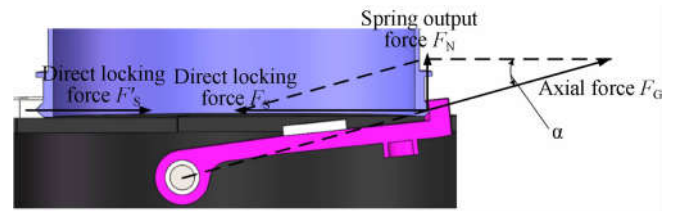


图 5 锁紧力学分析

Fig.5 Locking mechanics analysis

根据卫星平台振动冲击环境分析,星载激光通信端机在发射过程中,锁紧机构需提供 800 N 以上锁紧力才能保证伺服系统不会失锁。综合常用弹簧刚度和结构尺寸,设计角度 α 为 10° ,偏置弹簧输出力 $F_N = 176.3$ N,刚度系数 k 取为 20 N/mm,锁紧力 $F_s = 1\ 000$ N,锁紧机构安全系数为 1.25。

4.3 解锁力分析

为保证锁紧机构与被锁紧部件接触面积,锁紧钩从锁紧状态到解锁状态需要至少 4 mm 位移。机械加工与安装误差对位移影响约为 0.05 mm。触发传感器精度范围是 ± 0.25 mm,综合以上因素,完成解锁需要锁紧钩位移总量 $S_s \geq 4.55$ mm。

为适应航天温度环境要求,选择相变温度在 90°C 的 SMA 丝,通过拉伸试验测得其加热可回复应变 $\epsilon_{re} = 5\%$,取 S 为设计要求 SMA 丝的收缩量,那么,满足要求的 SMA 丝的总长度为:

$$L \geq \frac{S}{\epsilon_{re}} \quad (2)$$

在满足位移要求前提下,为实现锁紧机构的微型化和轻量化,采用往复绕丝排布方式,同时采用杠杆放大锁紧钩运动位移,减少 SMA 丝的收缩量,从而减短了 SMA 丝总长度。SMA 丝解锁力如图 6 所示。

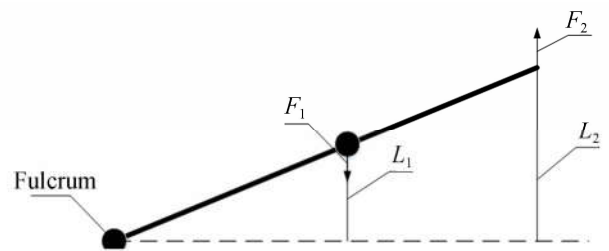


图 6 SMA 丝解锁力示意图

Fig.6 SMA wire unlocking force diagram

SMA 丝收缩量与锁紧钩位移总量关系为:

在仿真分析中,锁紧力对于遮光罩及其他结构部件造成的静力变形不会对光端机系统造成影响,且锁紧力对整机刚度贡献较大。

4.2 锁紧力分析

锁紧/解锁机构提供的锁紧力是偏置弹簧弹力的水平分力,另外一个分力是沿着锁紧钩向外的力,如图 5 所示。由于驱动单元 SMA 丝回复应力和偏置弹簧刚度的限制,需要从锁紧钩与遮光罩接触位置的受力分析来优化设计锁紧钩,确定角度 α ,满足锁紧力需求的同时降低弹簧刚度的需求。

根据图 5 中的角度关系,可知:

$$F_s^2 = F_N^2 + F_G^2 - 2F_N F_G \cos \alpha, \quad (1)$$

其中: F_s 为锁紧力, F_N 为偏置弹簧输出力, F_G 为沿锁紧钩方向的分力。在实际应用中, F_N 与 F_s 近似垂直关系,即: $\tan \alpha = F_N / F_s$ 。

$$S \geq S_s \frac{L_1}{L_2}. \quad (3)$$

计算可得 $L \geq 54.6$ mm, 根据实际空间安排, 经过反复绕丝, SMA 丝的实际安装长度为 108.3 mm, 远大于 54.6 mm 的设计要求, 有足够的位移裕量来保证解锁安全稳定。

所选 SMA 丝的回应力为 350 MPa, 根据驱动单元设计中偏置弹簧与 SMA 丝输出应力的关系, 需要 2 根 1 mm 直径的 SMA 丝并联才能满足解锁力的条件。为提高解锁力的安全系数, 采用冗余设计, 使用双路 SMA 丝驱动, 解锁驱动力最大约 1 100 N (偏置弹簧最大压紧力为 358.3 N), 安全系数达 2.2。

4.4 解锁时间分析

SMA 丝采用直接通电加热方式实现解锁, 根据 SMA 丝材料属性可知, 其电阻率远高于普通金属, 通电时产生大量热能, 并且 SMA 丝直径不变, 热量分布均匀。假设短时间通电 SMA 丝的电阻率为定值, 并考虑短时间内的热传导和辐射, 那么根据能量守恒定律和电阻率公式推导可得解锁时间与通电电流关系为:

$$t = \frac{\rho_m \pi^2 d^4 C T}{16 I^2 \rho_r - K \pi^2 d^3 \Delta T} + \frac{Q_s \pi d^2}{4 I^2 \rho_r L - K \pi^2 d^3 L \Delta T}, \quad (4)$$

其中: t 为解锁时间, ρ_m 为 SMA 丝密度, C 为 SMA 丝比热, T 为 SMA 丝上升温度, d 为 SMA 丝直径, I 为 SMA 丝通电电流, ρ_r 为 SMA 丝电阻率, L 为 SMA 丝长度, ΔT 为传导温度差, K 为热传导系数, Q_s 为对外热辐射热量。用 MATLAB 仿真出解锁时间与电流关系曲线, 如图 7 所示, 可以看出电流在 3 A 以上时解锁时间在 2 s 以内。

5 地面试验验证

5.1 锁紧装置功能试验

(1) 电流与解锁时间试验。通过改变通电电流测试解锁时间, 测试曲线如图 7 所示, 当通电电流在 3 A 及以上时, 解锁时间小于 2 s, 与仿真结果基本符合, 解锁时间能够满足工程要求^[2]。

(2) 锁紧力与重复性试验。搭建锁紧力与重复性测试试验系统, 组成如图 8 所示。采用 JH-BM-H1 型压力传感器测量锁紧/解锁机构的锁紧

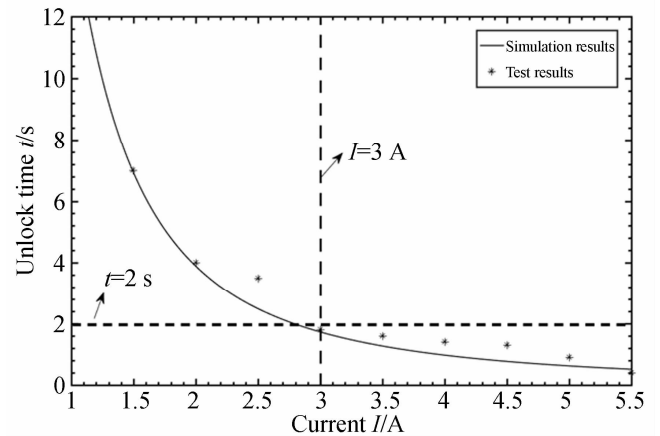


图 7 电流与解锁时间关系

Fig. 7 Unlock time relative to current

力, 给 SMA 丝通 12 V/3 A 电源, 用单片机控制通断并记录每次锁紧力与解锁时间。重复性测试 300 次, 测得锁紧力最小值为 989 N, 平均值为 1 004 N, 满足重复锁紧力需求。重复性测试结果如图 9 所示, 在满足解锁时间 2 s 以内的要求下, 锁紧/解锁机构重复解锁次数可达 200 次, 满足重复解锁需求。

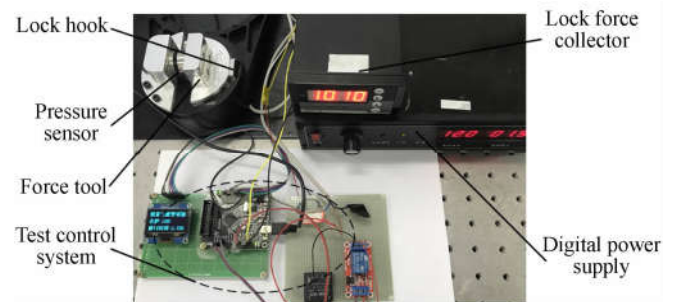


图 8 锁紧力与重复性测试试验系统

Fig. 8 Locking force and repeatability test system

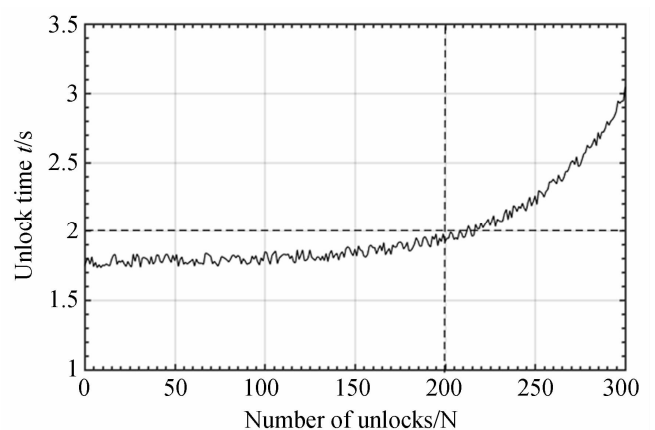


图 9 解锁重复性试验曲线

Fig. 9 Unlock repeatability test curve

(3) 解锁冲击力与锁紧力影响试验。为测试锁紧钩在解锁动作期间对整机产生瞬间冲击大小,采用压力传感器采集解锁动作 2 s 内锁紧力的变化情况,锁紧力在解锁动作期间变化平缓,无瞬时冲击。解锁机构安装到光端机整体进行锁紧力影响实验,通过模拟光端机整个运输与发射环境,反复锁紧与解锁后,光端机运行正常,精密零部件未受影响。解锁机构提供的锁紧力不会影响系统正常运行。

5.2 高温环境试验

高温环境试验主要测试锁紧/解锁机构在高温环境下锁紧可靠性。在样机上加装压力传感器实时监测锁紧力数值,采用精度为 $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度传感器实时监控 SMA 丝的温度。当压力传感器显示锁紧力低于 800 N 时即判定锁紧失效。环境温度从 $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 开始,每上升 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 保温 10 min。实验结果如图 10 所示,样机在 $90\text{ }^{\circ}\text{C}$ 及以下不会发生解锁,锁紧力稳定 $1000\pm 18\text{ N}$ 。该星载系统中最高环境温度 $70\text{ }^{\circ}\text{C}$,满足该系统环境温度要求。

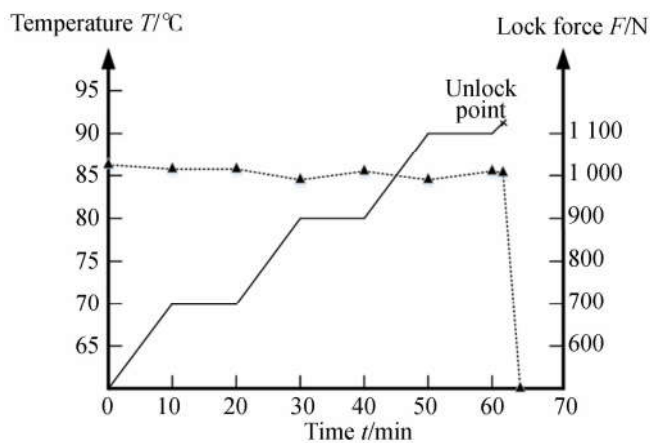


图 10 高温环境试验结果图

Fig. 10 High temperature environmental test results

5.3 振动试验

为验证 SMA 锁紧装置在发射过程振动条件下是否会发生锁紧失效,将锁紧装置安装在伺服转动系统上并通过工装固定在振动台上,在振动台和伺服转动系统上分别安装加速度传感器,通过扫频试验测量伺服转动系统谐振频率变化判断锁紧机构对整体谐振的贡献,通过随机振动试验判断锁紧机构锁紧可靠性,实验过程如图 11 所示。在锁紧状态下,采用正弦扫频方式试验,伺服

回转机构谐振频率为 75 Hz,实验结果如图 12 所示,满足发射(大于 70 Hz)要求。通过模拟整机的随机振动环境,试验量级 12 g,随机振动试验后,未发生解锁现象,通电后,解锁功能正常,满足系统锁紧/解锁要求。



图 11 振动试验图

Fig. 11 Vibration test picture

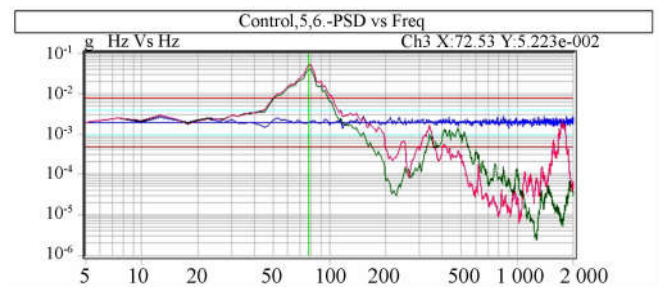


图 12 扫频试验结果图

Fig. 12 Sweep test results

6 结 论

本文针对星载转动机构锁紧与解锁问题,设计研制了基于 SMA 丝的锁紧/解锁装置,通过机械结构优化设计降低弹簧刚度需求,减少了 SMA 丝总长度,在有限的包络尺寸下提高了解锁可靠性。锁紧机构可在环境温度 $90\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下提供不小于 800 N 锁紧力,在施加 12 V/3 A 的电源,可在 2 s 内实现快速解锁,重复锁紧/解锁 200 次以上。锁紧后的转动系统一阶谐振频率为 75 Hz,满足发射要求,在随机振动试验中能够实现可靠锁紧。该锁紧机构整体包络尺寸为 $85\times 43\times 36\text{ mm}$,质量为 218 g,实现了小型化、轻量化,满足星载小型激光通信伺服转动机构的重复锁紧/解锁需求。

参考文献:

- [1] 刘志全. 航天器机构及其可靠性[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012.
LIU ZH Q. *Spacecraft Institutions and Their Reliability* [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2012. (in Chinese)
- [2] 姜会林, 安岩, 张雅琳, 等. 空间激光通信现状、发展趋势及关键技术分析[J]. 飞行器测控学报, 2015, 34(3): 207-217.
JIANG H L, AN Y, ZHANG Y L, *et al.*. Analysis of the status quo, development trend and key technologies of space laser communication [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2015, 34(3): 207-217. (in Chinese)
- [3] 王忠素, 吴清文, 郭权峰, 等. 空间光学载荷探测器组件抗冲击隔振设计[J]. 光学精密工程, 2017, 25(8): 2098-2105.
WANG Z S, WU Q W, GUO Q F, *et al.*. Design of anti-shock vibration isolation for detector module of space optics load [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(8): 2098-2105. (in Chinese)
- [4] 王书新, 李景林, 齐光, 等. 空间相机用爆炸螺栓防护装置[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12): 3318-3323.
WANG SH X, LI J L, QI G, *et al.*. Protecting device for explosive bolt in space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(12): 3318-3323. (in Chinese)
- [5] 宣明, 张道威, 谷松, 等. 微小卫星太阳帆板压紧释放机构的设计[J]. 光学精密工程, 2017, 25(4): 447-454.
XUAN M, ZHANG D W, GU S, *et al.*. Design of hold-down and release mechanism for solar panel of micro-satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(4): 447-454. (in Chinese)
- [6] 张俊龙, 周军. 立方星火箭分离机构运动系统的设计与验证[J]. 光学精密工程, 2017, 25(4): 387-395.
ZHANG J L, ZHOU J. Design and verification of kinematic system in deploying mechanism for Cube-Sats [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(4): 387-395. (in Chinese)
- [7] 王玉鹏, 王凯, 贾瑞栋, 等. 精指向自解锁星载太阳指向器设计与应用[J]. 光学精密工程, 2016, 24(1): 0065.
WANG Y P, WANG K, JIA R D, *et al.*. Design and application of accurate pointing and auto-unlocking sun tracker on satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24(1): 65-72. (in Chinese)
- [8] ERIC D MILLERA, MICHAEL DESPENZAB, IL-YA GAVRILYUKB, *et al.*. A prototype coarse pointing mechanism for laser communication [C]. *Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXIX*. 2017
- [9] 贺志荣, 周超, 刘琳, 等. 形状记忆合金及其应用研究进展[J]. 铸造技术, 2017, 38(2): 257-261.
HE Z R, ZHOU C, LIU L, *et al.*. Research progress of shape memory alloys and their applications [J]. *Foundry Technology*, 2017, 38(2): 257-261. (in Chinese)
- [10] 张明德, 李雅格, 吴艳斌, 等. 形状记忆合金驱动器动态驱动性能研究[J]. 航空制造技术, 2017(17): 49-54.
ZHANG M D, LI Y G, WU Y B, *et al.*. Research on dynamic driving characteristic of shape memory alloy actuator [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017(17): 49-54. (in Chinese)
- [11] 秦晓宇, 张小勇, 闫晓军, 等. 自锁式形状记忆合金馈源锁紧机构[J]. 宇航学报, 2016, 37(3): 357-363.
QIN X Y, ZHANG X Y, YAN X J, *et al.*. An SMA-actuated locking device for feed source structure based on self-locking principle [J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(3): 357-363. (in Chinese)
- [12] BUCKLEY S, FOSNESS E, GAMMILL W. Deployment and release devices efforts at the air force research laboratory space vehicles directorate [C]// *AIAA Space 2001 Conference and Exposition, Albuquerque, NM, USA*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [13] NAVA N, COLLADO M, CABRERA S R. REACT: resettable hold down and release actuator for space applications [J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2014, 23(7): 2704-2711.
- [14] 王轩. 飞行环境下航天器结构的模态分析技术 [D]. 上海: 复旦大学, 2008.
WANG X. *Operational modal identification of spacecraft structures* [D]. Shanghai: Fudan University, 2008. (in Chinese)
- [15] 刘晨, 朱剑涛, 刘丽红, 等. 某平台卫星发射及在轨力学环境测量与分析[J]. 航天器环境工程,

2017, 34(3): 270-276.

LIU CH, ZHU J T, LIU L H, *et al.*. Dynamics parameter measurement and analysis of certain sat-

ellite platform during the launch and in orbit[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2017, 34(3): 270-276. (in Chinese)

作者简介:



孟立新(1981—),男,河南商丘人,博士,副研究员,博士生导师,2014年于吉林大学获得博士学位,主要从事空间激光通信捕获、跟踪、精密机械设计等方面的研究。E-mail: mengcust@163.com



孟令臣(1993—),男,山东滨州人,硕士研究生,2016年于青岛理工大学获得学士学位,主要从事机电系统设计。E-mail: 785863485@qq.com