https://doi.org/10.1051/jnwpu/20254350978

一种用于空间光学载荷的可重复使用锁紧释放机构

张锦龙, 张文睿, 冯向兵, 张若凡, 朱晓程

(中国空间技术研究院西安分院, 陕西 西安 710100)

摘 要:针对空间光学载荷的锁紧释放需求,提出了一种基于形状记忆合金(shape memory alloy, SMA)丝驱动的锁紧释放机构,该机构采用滚柱对锁紧力进行多级传递,能够承载较大的锁紧力,通过 SMA 丝产生较小的驱动力即可触发解锁。为了验证该锁紧机构设计方案的可行性,开发了机构原型样机并进行了地面锁紧解锁试验及高温环境试验。试验结果表明,该锁紧机构可承载 15 kN 的锁紧力,在4~6 A的解锁电流下可实现快速解锁,对应解锁释放时间为 1.53~0.61 s,另外,机构在低于79 ℃的环境温度下能够保持锁紧状态而不发生误解锁。基于设计及地面试验结果,该机构具有承载力大、冲击小、无污染、可重复使用等优点,可广泛应用于空间光学载荷锁紧领域。

关 键 词:形状记忆合金;锁紧释放;大承载力;可重复使用;光学载荷

中图分类号:V414 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2025)05-0978-08

卫星上搭载的传统机构的运动部件多采用火工品锁紧。火工品技术成熟、可靠性高,但存在解锁冲击大、不可重复使用、多余物污染等问题[1],因此,具有低冲击、高洁净度要求的光学载荷不宜用火工品锁紧。鉴于火工品的上述不足之处,非火工品锁紧机构近几十年来在航空航天领域得到了快速发展,主要驱动方式包含形状记忆合金驱动、热丝熔断驱动、热刀切割驱动、电磁驱动等[2-8],其中形状记忆合金驱动器因响应快、无污染、可重复使用的特点被广泛应用。

SMA 具有良好的形状记忆效应,低温下呈马氏体相,在外力作用下会发生塑性变形并保持,当 SMA 通电加热到奥氏体相变转换温度时,能够快速恢复到塑性变形前的初始形状并产生较大的恢复力,因此,SMA 被广泛用于锁紧装置的解锁触发执行器中[9-10]。基于 SMA 开发的锁紧释放装置具有结构紧凑、质量轻、可重复使用等优点,目前国内外已研制出多种基于 SMA 技术的锁紧装置。文献[11]提出了一种基于自锁原理的记忆合金锁紧机构,锁紧力通过单路径传递,可承载 1.7 kN 锁紧力;文献[12]中提到的锁紧装置利用 SMA 丝驱动锁紧钩转动,通过杠杆原理放大锁紧钩作动位移后,分离部件脱离锁紧钩约束并释放,该锁紧装置可承载 1.0 kN锁紧力;文献[13]介绍了一种分瓣螺母锁紧机构,通过 SMA 丝触发相应装置使分瓣螺母分离完成解锁动作,该锁紧机构的结构相对复杂,存在一定的可靠性风险;文献[14]介绍了 Triggy 系列缺口螺栓压紧释放装置,通过 SMA 结构受热伸长驱动开槽螺栓在缺口处断开从而实现分析,承载能力为 1.3~57.0 kN,分离时间小于 200 s;文献[15]描述的锁紧释放机构利用滚球对锁紧力进行多级传递,有效减小了机构释放所需的驱动力,考虑滚球之间为点接触受力状态,滚球选用了高强度 SiC 材料,研制成本高、加工难度大;文献[16]提到的分离装置通过 SMA 弹簧通电收缩驱动薄壁结构变形的方式解除对分离部件的约束,进而实现分离部件释放功能,该装置可承载 2.5 kN 锁紧力,所需解锁时间长达 87 s。

针对空间光学载荷运动部件在轨解锁时的低冲击、高洁净度需求,本文设计了一种基于记忆合金丝

收稿日期:2024-09-22

作者简介:张锦龙(1987—),工程师

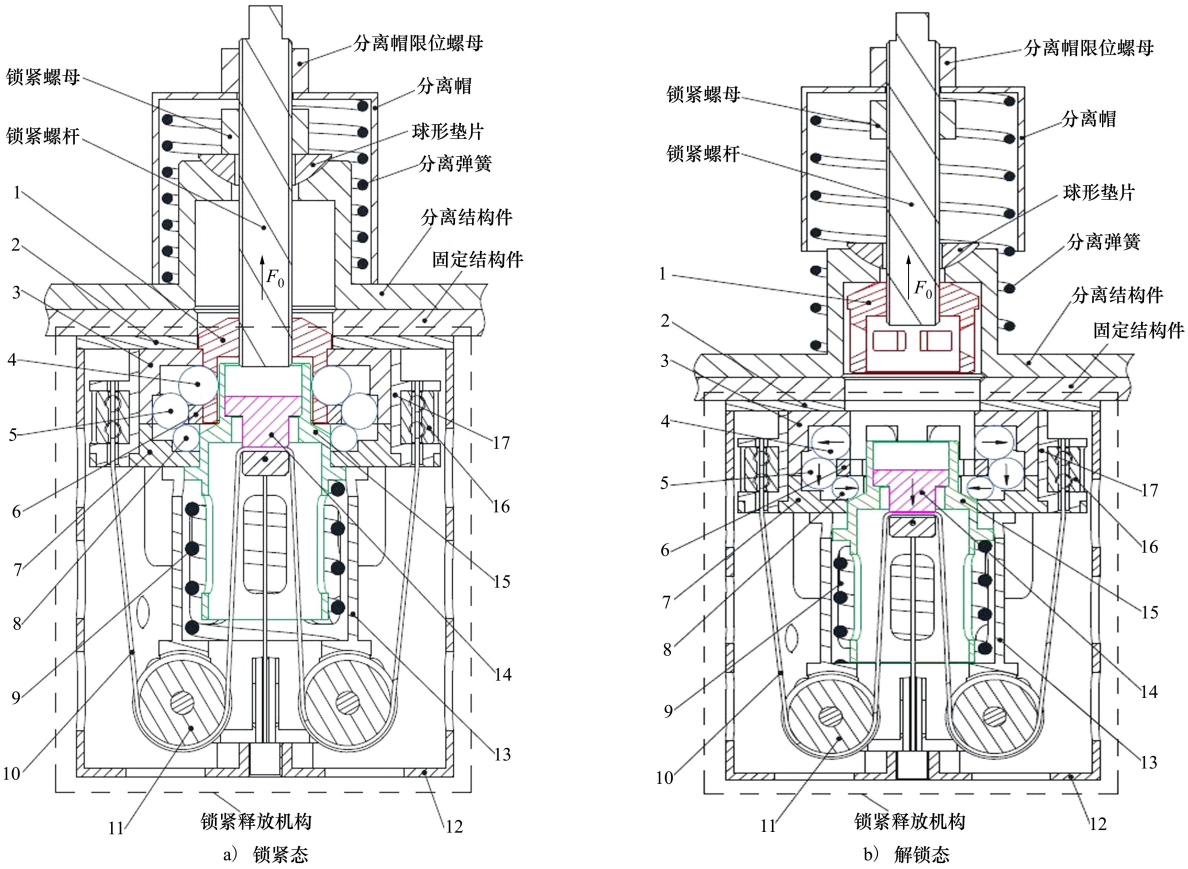
通信作者:张文睿(1984—),研究员

e-mail:zhangwr_c504@126.com

驱动的锁紧释放机构,解决了传统火工品锁紧器存在的解锁冲击大、不可重复使用、多余物污染等问题,另外,相比现有的非火工品锁紧器,该锁紧释放机构利用多级滚柱对锁紧力进行传递,同时采用高温油淬热处理工艺提升主要受力构件的结构强度,具有可承载锁紧力大、所需解锁驱动力小、结构紧凑、解锁时间短等优点,可作为一种适用于空间光学载荷锁紧领域的新型锁紧机构。

1　结构方案及工作原理

本文提出的锁紧释放机构(见图 1)由锁紧螺帽(以红色线条表示)、承力环、承压滚柱(以蓝色线条表示)、锁紧保持弹簧、SMA 驱动丝、绝缘滑销(以粉色线条表示)、释放柱(以绿色线条表示)等构件组成。当机构处于锁紧状态时,一级承压滚柱镶嵌在锁紧螺帽的周向矩形斜切孔中,施加在锁紧螺帽的向上锁紧力按照“锁紧螺帽→一级承压滚柱→二级承压滚柱→三级承压滚柱→释放柱”传力路径传递,各级承压滚柱之间相互挤压且不发生相对滑动,分离结构件被锁紧;当需要解锁时,对 SMA 驱动丝通电加热,SMA 驱动丝达到一定温度后收缩并驱动释放柱向下滑动,解除对三级承压滚柱的径向位移约束,锁紧螺帽及各级承压滚柱在预紧力及分离弹簧[17](压缩状态)的作用下按照图 1b)所示方向运动,分离结构件释放。



1.锁紧螺帽;2.安装法兰;3.一级承力环;4.一级承压滚柱;5.二级承压滚柱;6.滚柱限位环;7.二级承力环;8.三级承压滚柱;9.锁紧保持弹簧;10.SMA 驱动丝;11.绝缘滑轮;12.外壳;13.滑轮支撑筒;14.绝缘滑销;15.释放柱;16.SMA 丝固定块;17.绝缘套筒

图 1　锁紧释放机构组成及原理示意

为了保证机构满足承载能力高、结构紧凑、锁紧解锁可靠、锁紧复位操作简单等工程需求,结构设计中采取的措施有:

1)为提升机构的承载能力,采用承压滚柱传递锁紧力,另外,锁紧螺帽、各级承力环及承压滚柱采用 9Cr18 不锈钢材料并进行高温油淬热处理,屈服

强度高达 1 800 MPa，具有相对滑动关系的表面涂覆 MoS_2 固体润滑膜；

2）为在有限的空间中安装足够长的 SMA 驱动丝以实现足够的恢复位移来完成解锁动作，SMA 驱动丝在机构中呈“W”型布置，同时，采用主备 2 路 SMA 驱动丝提升解锁可靠性，任一路通电即可实现解锁。

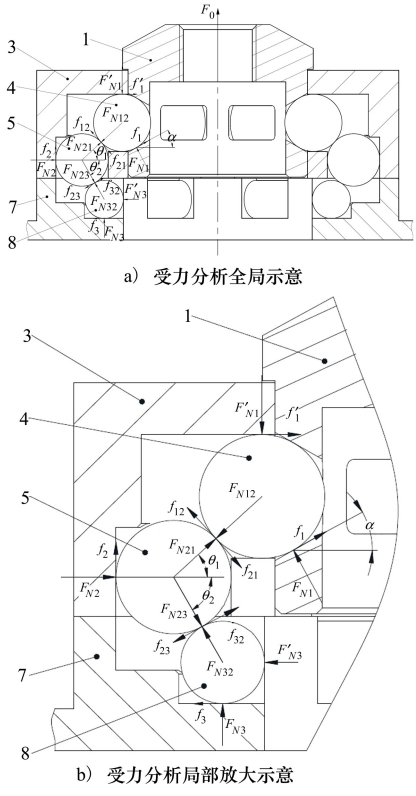
3）在卫星发射阶段，为避免释放柱受振动冲击向下滑动而引发机构误解锁，采用锁紧保持弹簧（压缩状态）对释放柱施加锁紧保持力。

4）外壳底部中心开设用于锁紧复位的螺纹孔，解锁后首先恢复锁紧螺帽至锁紧位置，将简易的螺杆工装从外壳底部的中心螺纹孔拧入并向上顶起绝缘滑销，使 SMA 丝发生塑性变形并伸长至锁紧状态下长度，释放柱与各级承压滚柱在锁紧保持弹簧的作用力下完成锁紧复位，锁紧复位操作简单。

2 主要参数设计及分析

2.1 锁紧状态下受力分析

机构在锁紧状态下的受力分析模型如图 2 所示。图 2 中：F_0 为锁紧力，取 15 kN；F_{N1}，f_1 为锁紧螺帽作用到一级承压滚柱的正压力及摩擦力；F'_{N1}，f'_1 分别为一级承力环施加到一级承压滚柱的正压力、摩擦力；F_{N2}，f_2 分别为一级承力环施加到二级承压滚柱的正压力、摩擦力；F_{N3}，f_3 分别为二级承力环施加到三级承压滚柱的正压力、摩擦力；F_{Nij}，f_{ij} 分别表示 i 级承压滚柱施加到 j 级承压滚柱的正压力及摩擦力；F'_{N3} 为释放柱施加到三级承压滚柱的正压力；α 为锁紧螺帽周向矩形斜切孔斜面与水平面夹角，取 30°；θ_1 为一级承压滚柱与二级承压滚柱中心线与水平面夹角，取 43°；θ_2 为二级承压滚柱与三级承压滚柱中心线与水平面夹角，取 60°；μ 为各接触面之间摩擦因数，统一取 0.15。其中，$f_i = F_{Ni} \cdot \mu$，$f'_i = F'_{Ni} \cdot \mu$，$f_{ij} = F_{Nij} \cdot \mu$。



a） 受力分析全局示意

b） 受力分析局部放大示意

图 2 锁紧状态受力分析

根据受力分析模型建立机构在锁紧状态下的力学平衡方程，解算得到各构件之间的接触正压力，如（1）～（7）式所示。

$$F_{N1} = \frac{F_0}{n \cdot (\cos\alpha + \mu \cdot \sin\alpha)} = 2\ 656\ \text{N} \tag{1}$$

$$F'_{N1} = \frac{F_0 \cdot \cos(\theta_1 - \alpha) \cdot (1 + \mu^2)}{n \cdot (\cos\alpha + \mu \cdot \sin\alpha) \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \cos\theta_1 + 2 \cdot \mu \cdot \sin\theta_1]} = 2\ 878\ \text{N} \tag{2}$$

$$F_{N2} = \frac{F_0 \cdot (1 + \mu^2) \cdot (\tan\theta_1 + \tan\theta_2) \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\alpha - 2 \cdot \mu]}{n \cdot (1 + \mu \cdot \tan\alpha) \cdot (1 - \mu^2 + 2 \cdot \mu \cdot \tan\theta_1) \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\theta_2 + 2 \cdot \mu]} = 661\ \text{N} \tag{3}$$

$$F_{N3} = \frac{F_0 \cdot (\tan\theta_2 + \mu) \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\alpha - 2 \cdot \mu] \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\theta_1 - 2 \cdot \mu]}{n \cdot (1 + \mu \cdot \tan\alpha) \cdot [1 - \mu^2 + 2 \cdot \mu \cdot \tan\theta_1] \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\theta_2 + 2 \cdot \mu]} = 279\ \text{N} \tag{4}$$

$$F_{N12} = \frac{F_0 \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\alpha - 2 \cdot \mu]}{n \cdot (1 + \mu \cdot \tan\alpha) \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \cos\theta_1 + 2 \cdot \mu \cdot \sin\theta_1]} = 661\ \text{N} \tag{5}$$

$$F_{N23} = \frac{F_0 \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\alpha - 2 \cdot \mu] \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \tan\theta_1 - 2 \cdot \mu]}{n \cdot (1 + \mu \cdot \tan\alpha) \cdot (1 - \mu^2 + 2 \cdot \mu \cdot \tan\theta_1) \cdot [(1 - \mu^2) \cdot \sin\theta_2 + 2 \cdot \mu \cdot \cos\theta_2]} = 296\ \text{N} \tag{6}$$

$$F'_{N3}=\frac{F_0\cdot[(1-\mu^2)\cdot\tan\alpha-2\cdot\mu]\cdot[(1-\mu^2)\cdot\tan\theta_1-2\cdot\mu]\cdot(1-\mu^2-2\cdot\mu\cdot\tan\theta_2)}{n\cdot(1+\mu\cdot\tan\alpha)\cdot(1-\mu^2+2\cdot\mu\cdot\tan\theta_1)\cdot[(1-\mu^2)\cdot\tan\theta_2+2\cdot\mu]}=67\ \text{N} \tag{7}$$

式中,$n=6$,为承压滚柱沿机构中心轴线周向分布组数。

从上述计算结果可知:$F_0=15$ kN 的锁紧力经过多级滚柱传递后,释放柱施加到三级承压滚柱的正压力 F'_{N3} 仅有 67 N,极大程度上减小了对解锁驱动力的需求。

实际工程应用中,受零件加工公差、装配误差等工程因素限制,6 组滚柱难以严格沿周向均匀布置,进而导致每组滚柱的实际受力与理论分析结果会存在一定的偏差,但通过控制加工公差可保证两者的偏差相对较小,且 6 组滚柱综合作用于锁紧螺帽的合力与锁紧力大小相同、方向相反,因此,所需解锁驱动力的理论分析值与工程实际值基本一致,基于上述理论分析得到的锁紧机构相关参数设计结果可信。

2.2　锁紧保持弹簧及 SMA 丝参数设计分析

机构采用锁紧保持弹簧对释放柱施加锁紧保持力,使其能够适应卫星发射阶段的振动环境而不发生误解锁,另外,在地面解锁测试后,锁紧保持弹簧可为释放柱及承压滚柱提供锁紧复位所需的恢复力。

锁紧保持弹簧采用弹簧钢材料,剪切弹性模量 $G_S=79\ 300$ MPa,弹簧丝径 $d_S=2.0$ mm,自然长度 $l_{S0}=30$ mm,有效圈数 $N_S=3$,中径 $D_{Sm}=22$ mm,弹簧刚度可近似表示为(8)式。

$$K_S=\frac{G_S\cdot d_S^4}{8\cdot N_S\cdot D_{Sm}^3}=5.0\ \text{N/mm} \tag{8}$$

锁紧保持弹簧在锁紧状态下的初始压缩变形量为 5.0 mm,施加到释放柱初始锁紧保持力/最小锁紧复位恢复力为 25 N,释放柱(质量为 0.012 4 kg)可承受高达 202g 的冲击加速度而不会发生滑动,远大于卫星发射段产生的振动加速度量级[18],因此,该机构能够在卫星发射阶段可靠锁紧,不会发生误解锁动作。

在轨解锁时,SMA 丝需通电加热收缩驱动释放柱下滑 2.7 mm 完成解锁释放动作,此时锁紧保持弹簧的长度为 $l'_S=22.3$ mm。释放柱下滑过程需克服三级承压滚柱施加的摩擦力及锁紧保持弹簧施加的锁紧保持力,为保证顺利解锁,SMA 丝产生的长度收缩量 Δl_{SMA} 及驱动力 F_{SMA} 应分别满足(9) ~ (10)式要求

$$\Delta l_{SMA}\geqslant 2.7\ \text{mm} \tag{9}$$

$$F_{SMA}\geqslant F'_{N3}\cdot\mu\cdot n+K_S\cdot(l_{S0}-l'_S)=98.8\ \text{N} \tag{10}$$

SMA 驱动丝采用 NiTi 记忆合金,可恢复应变为 0.06,恢复应力为 400 MPa[10],SMA 丝直径设计为 0.6 mm,在机构有限空间中采用“W” 型布局方式增加有效长度,有效长度为 95 mm,单路 SMA 丝长度收缩量 $\Delta l_{SMA}=5.7$ mm、可提供驱动力 $F_{SMA}=226.2$ N,对应安全系数分别为 2.39,2.27,满足解锁要求。

2.3　解锁时间分析计算

空间环境中,SMA 驱动丝通电加热过程中的主要散热方式为热辐射,SMA 驱动丝温度 T 与供电时间 t 之间的关系可通过热传递方程(11)式描述[19]。

$$\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}t}=\frac{I^2\cdot R/l-\pi d\varepsilon\sigma(T^4-T_{sur}^4)}{\rho c(\pi d^2/4)} \tag{11}$$

式中:I 为解锁电流;T 为 SMA 驱动丝温度,当达到 SMA 驱动丝相位转变温度(81 ℃) 时可实现解锁;T_{sur} 为环境温度(25 ℃);R 为单路 SMA 驱动丝电阻(0.93 Ω);l 为单路 SMA 驱动丝总长度(198 mm);ε 为SMA 丝热辐射系数(0.65);σ 为斯蒂芬 - 玻尔兹曼常数(5.67×10^{-6} W/(m$^2\cdot$K^4));ρ 为SMA 驱动丝的密度 (6.5 g/cm^3);c 为 SMA 驱动丝的比热容(500 J/(kg·K));d 为 SMA 驱动丝直径(0.6 mm)。

采用四阶 Runge-Kutta 法对(11)式所述常微分方程进行数值计算,得到不同解锁电流下 SMA 驱动丝温度随加电时间的变化曲线如图 3 所示,机构对应 4,5,6 A 解锁电流所需的解锁时间分别为 1.15,0.57,0.36 s。

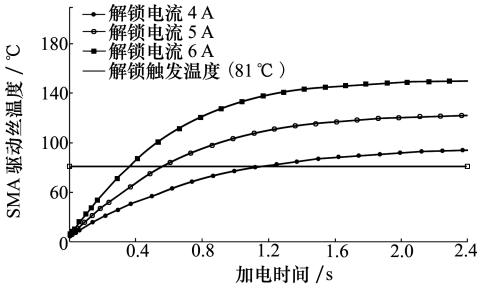
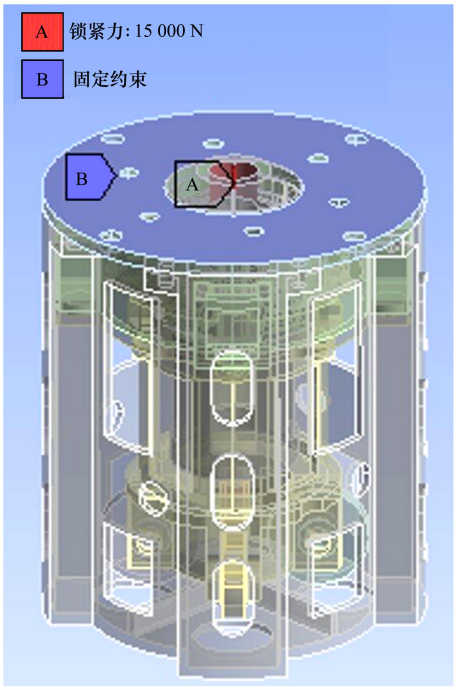


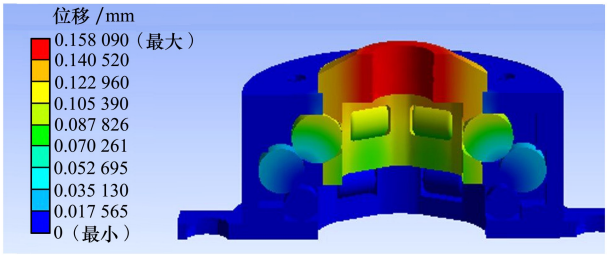
图 3　SMA 丝温度与通电时间关系

2.4 结构强度校核

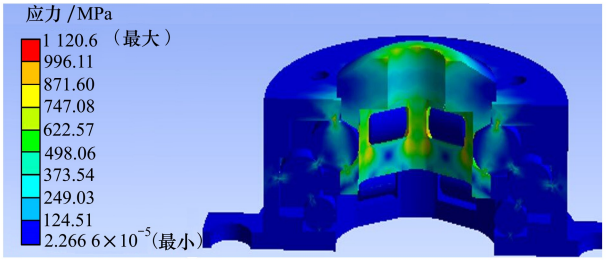
为了校核机构的承载能力及结构强度，建立了机构（锁紧状态）的力学有限元模型并进行了仿真分析（见图 4）。约束安装法兰盘上表面的 6 个自由度，在锁紧螺帽中心螺纹孔施加 15 000 N 向上锁紧力，分析得到机构产生的最大位移为 0.158 mm，发生在锁紧螺帽中心螺孔位置处；机构一级承压滚柱所受应力最大，发生在一级承压滚柱与一级承力环接触线且靠近一级承压滚柱端面位置处，最大应力为 1 120.6 MPa，小于承压滚柱（采用高温油淬热处理工艺）的屈服强度 1 800 MPa，强度安全系数为 1.6，机构能够承载 15 000 N 的预期锁紧力而不发生破坏。



a） 边界约束



b） 位移云图

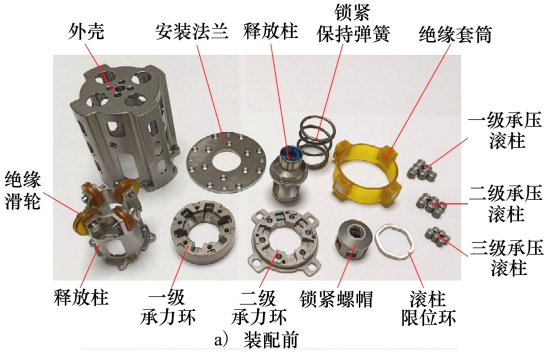


c） 应力云图

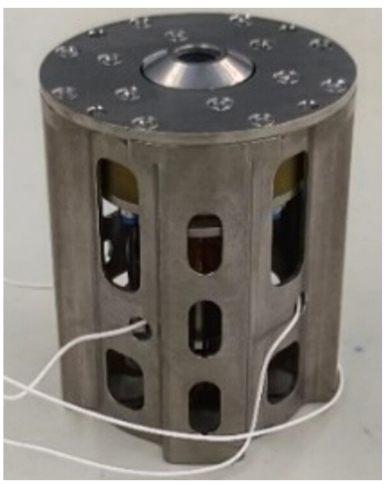
图 4 有限元模型及分析结果

3 地面验证

根据前述设计方案，完成了锁紧释放机构原型样机的生产装配，如图 5 所示，最终装配后样机尺寸为 Φ57 mm×67 mm，质量为 386 g。为了验证机构的功能及性能，基于原型样机开展了常温常压下锁紧释放试验及高温环境试验。



a） 装配前

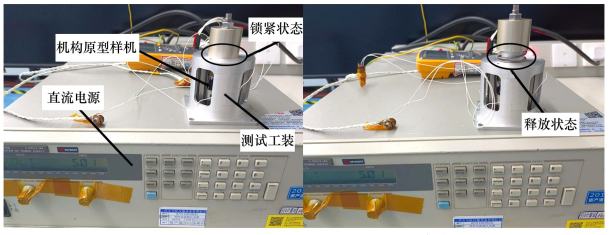


b） 装配后

图 5 机构原型样机

3.1　锁紧解锁试验

常温常压下锁紧释放试验装置及试验结果如图 6 所示,采用力矩扳手将样机与测试工装锁紧,拧紧力矩为 26.5 Nm(对应 15 000 N 锁紧力),利用直流电源给 SMA 驱动丝分别提供 4,5,6 A 解锁电流,采用高帧频相机拍摄记录解锁过程并测试解锁时间。机构在上述 3 种解锁电流下均成功解锁,对应解锁时间测试结果见表 1。由于试验过程中存在空气对流换热,且 SMA 驱动丝达到相变温度后的收缩变形过程需要一定的时间,实测解锁时间略大于理论分析值。



a) 解锁前　　b) 解锁后

图 6　锁紧释放试验

表 1　解锁时间测试结果与分析值对比

解锁电流/A	解锁时间(测试值)/s		解锁时间(分析值)/s
	测试次序	测试结果	
4	第 1 次	1.48	1.15
	第 2 次	1.53	
5	第 1 次	0.92	0.57
	第 2 次	0.87	
6	第 1 次	0.61	0.36
	第 2 次	0.64	

3.2　高温环境试验

高温环境试验主要测试机构能够适应的最高工作温度。机构(锁紧态)置于恒温试验温箱中,首先将温箱温度从室温升至 65 ℃并保持 4.0 h,然后按照 0.5 ℃/min 的速率升温,每升温 2 ℃后持续保持 15 min,以保证机构内部 SMA 驱动丝的温度与温箱内部环境温度基本一致,样机锁紧状态随温箱内部环境温度的变化情况见图 7,试验期间通过温箱窗口观察产品锁紧状态,在温箱从 81 ℃升至 83 ℃的过程中,机构在没有外部供电的情况下自发解锁,解锁后的实物状态见图 8。考虑试验过程中机构 SMA 驱动丝实际温度与温箱内部环境温度可能存在偏差,机构的最高工作温度应不超过 79 ℃,以避免发生误解锁。

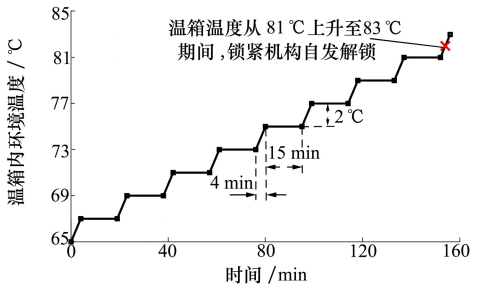


图 7　机构锁紧状态与环境温度变化关系

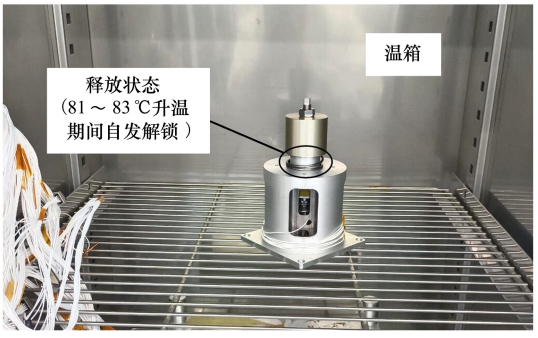


图 8　高温环境试验后样机状态

4　结　论

针对星载光学载荷锁紧应用需求,提出了一种基于形状记忆合金驱动的锁紧释放机构,通过设计、生产及试验对机构的性能进行了分析验证,结果表明:

1) 机构采用多级滚柱对锁紧力传递,在 15 kN 的锁紧力下能够保证可靠锁紧,强度安全系数为 1.6,SMA 驱动丝通电后产生较小的驱动力即可触发解锁,恢复位移及解锁驱动力安全系数分别为 2.39,2.27;

2) 该机构包络尺寸为 Φ57 mm×67 mm,质量为 386 g,具有结构紧凑、质量轻特点;

3) 机构在承载 15 kN 锁紧力的情况下能够快速可靠解锁,解锁时间随解锁电流增大而减小,4~6 A解锁电流对应的解锁时间为 1.53~0.61 s,机构解锁后,借助简易的螺杆工装即可实现二次锁紧,锁紧复位操作简单;

4) 为了防止高温引起机构误解锁,该锁紧释放机构工作温度不应超过 79 ℃。实际工程中,星载设备在轨工作温度完全可以通过热控手段控制在 50 ℃以内[20],此机构工作温度能够满足工程应用需求。

综合以上分析及试验结果,本文提出的锁紧释放机构可适用于星载光学载荷运动组件的锁紧领域,具有良好的工程应用前景。鉴于航天器机构对锁紧释放装置的高可靠要求,后续将针对该锁紧锁紧释放机构开展热真空解锁试验、力学振动及寿命试验,进一步验证其可靠性。

参考文献:

[1] FOSNESS E R, BUCKLEY S J, GAMMILL W F. Deployment and release devices efforts at the air force research laboratory space vehicles directorate[C]//AIAA Space 2001 Conference and Exposition, Albuquerque, New Mexico, 2001

[2] 闫晓军, 于海, 张可, 等. 小型、快速 SMA 空间解锁机构的设计与试验研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 1042-1046
YAN Xiaojun, YU Hai, ZHANG Ke, et al. Design and experimental study of a small and quick response SMA space release device[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 1042-1046 (in Chinese)

[3] NESTOR Nava, MARCELO Collado, MASSIMO Palladino. A hold-down and release mechanism for non-explosive actuators based on SMA technology[C]//The 16th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, Bilbao, Spain, 2015: 23-25

[4] 李新立, 姜水清, 刘宾. 热刀式压紧释放装置释放可靠性验证试验及评估方法[J]. 航天器工程, 2012, 21: 123-126
LI Xinli, JIANG Shuiqing, LIU Bin. Release reliability validation tests and evaluation methods for the hold-down and release mechanism using thermal knife[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21: 123-126

[5] LEE Myeongjae, LEE Yongkeun, OH Hyunung. Performance evaluation of hinge driving separation nut-type holding and releasing mechanism triggered by nichrome burn wire[J]. Aeronautical & Space Science, 2015, 16(4): 602-613

[6] 张佼龙, 周军. 立方星星箭分离电磁解锁机构[J]. 光学精密工程, 2018, 26(3): 606-615
ZHANG Jiaolong, ZHOU Jun. Electromagnet door release mechanism in deploying mechanism for CubeSats[J]. Optics and Precision Engineering, 2018, 26(3): 606-615 (in Chinese)

[7] 吴军, 周国华, 刘望. 航天非火工压紧释放装置研究综述[J]. 航天器工程, 2023, 32(1): 125-137
WU Jun, ZHOU Guohua, LIU Wang. Review of space non-pyrotechnic hold-down and release mechanisms[J]. Spacecraft Engineering, 2023, 32(1): 125-137 (in Chinese)

[8] 黄龙, 李旭鹏, 张文会. 电磁触发锁紧释放机构设计与试验研究[J]. 机械设计, 2024, 41(4): 102-109
HUANG Long, LI Xupeng, ZHANG Wenhui. Design and experimental research of electromagnetic hold down and release mechanism[J]. Journal of Machine Design, 2024, 41(4): 102-109 (in Chinese)

[9] JANI J M, LEARY M, SUBIC A, et al. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities[J]. Materials & Design, 2014, 56(4): 1078-1113

[10] COLLADO M, NAVA N, CABÁS R, et al. Characterization results of a novel shape memory alloy and pin puller mechanisms based on this technology[C]//The 14th European Space Mechanisms & Tribology Symposium, Constance, Germany, 2011: 28-30

[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 Xiaoyu, ZHANG Xiaoyong, YAN Xiaojun, et al. An SMA-actuated locking device for feed source structure based on self-lockking principle[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(3): 357-363 (in Chinese)

[12] 孟立新, 孟令臣, 李小明, 等. 星载激光通信端机可重复锁紧/解锁机构设计[J]. 光学精密工程, 2019, 27(7): 1543-1551
MENG Lixin, MENG Lingchen, LI Xiaoming, et al. Design of repeatable locking/unlocking mechanism for spaceborne laser communication terminal[J]. Optics and Precision Engineering, 2019, 27(7): 1543-1551 (in Chinese)

[13] JAVIER Vázquez, JOSÉ IGNACIO Bueno. Non explosive low shock reusable 20 kN hold-down release actuator[C]//The 9th Space Mechanisms and Tribology, Liege, Belgium, 2001

[14] FOUCHÉ F, LEPROUX F, LEVERD M, et al. Development and qualification of a high-temperature shape memory alloys based actuator for hold down[C]//Proceeding of the 19th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, Paris, 2021

[15] NESTOR Nava, MARCELO Collado, RAMIRO Caba′s. Resettable hold down and release actuator for space applications[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2014, 23: 2704-2711

[16] TAK Wonjun, LEE Minsu, KIM Byungkyu. Ultimate load and release time controllable non-explosive separation device using a

shape memory alloy actuator[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2011, 25(5): 1141-1147
[17] 张述卿, 张强, 刘继奎, 等. 一种记忆合金锁紧释放机构: 中国, 111456986A[P]. 2020-01-28
[18] 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 Chen, ZHU Jiantao, LIU Lihong, et al. Dynamics parameter measurement and analysis of certain satellite platform during the launch and in orbit[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(3): 270-276 (in Chinese)
[19] HWANG Hyunsu, KIM Byungkyu, CHOI Junwoo. A compact non-explosive separation device for high preload and low shock [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2014, 15(1): 83-88
[20] 于峰, 徐娜娜, 赵振民. "高分四号"卫星相机在轨温度分析及热设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 177-186
YU Feng, XU Nana, ZHAO Zhenmin. On-orbit temperature analysis and thermal design optimization for camera on GF-4 satellite [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 177-186 (in Chinese)

A reusable locking and releasing mechanism for space optical payloads

ZHANG Jinlong, ZHANG Wenrui, FENG Xiangbing,
ZHANG Ruofan, ZHU Xiaocheng
(China Academy of Space Technology(Xi'an), Xi'an 710100, China)

Abstract: A locking and releasing mechanism actuated with shape memory alloy (SMA) wire is proposed to meet the locking and releasing requirements of space optical payloads. This mechanism uses a kinematic chain composed of contacting rollers to transfer a high preload, and the releasing action can be triggered with a small driving force generated by SMA wire. In order to verify the proposed design scheme of the mechanism, a prototype is developed, and the locking and releasing test, high environment temperature adaptability test are carried out. The test results show that the mechanism can maintain locking stage under a preload of 15 kN, and release successfully under a DC current from 4.0 A to 6.0 A, the corresponding release time are 1.53-0.61 s. In addition, the mechanism won't release unexpectedly when the environment temperature is below 79 ℃. Based on the test results, the mechanism has the advantages of high preload-carrying capacity, low-shock, no pollution and reusability, it can be widely used as a locking-release device for space optical payloads.

Keywords: shape memory alloy (SMA); locking and releasing mechanism; high preload; reusability; space optical payload

引用格式: *张锦龙, 张文睿, 冯向兵, 等. 一种用于空间光学载荷的可重复使用锁紧释放机构[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 978-985*
ZHANG Jinlong, ZHANG Wenrui, FENG Xiangbing, et al. A reusable locking and releasing mechanism for space optical payloads[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 978-985 (in Chinese)