

空间楔形自锁式重复锁紧机构

康永, 马动涛*, 闫春杰, 陆登柏, 马洪炯, 肖强, 孙健
(兰州空间技术物理研究所, 兰州 730000)

摘要: 针对宇宙真空环境下, 舱外机械臂或航天员操作下的在轨可更换单元重复锁紧困难的问题, 研究了一种以电动为主、航天员手动操作为辅的空间楔形自锁式重复锁紧机构。设计了锁紧执行机构和驱动机构, 确定了锁紧驱动力、滑移面材料等关键参数。结果表明, 10 kg 的原型机承载能力达到 350 kg, 能够适应舱外机械臂或 EVA 操作, 受载条件下自锁可靠、定位精度良好, $-45 \sim 60 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 的真空环境下运动可靠, 锁紧和解锁功能正常。

关键词: 航天器; 锁紧机构; 自锁; 锁紧执行机构; 锁紧驱动机构

中图分类号: TB71; V443

文献标志码: A

文章编号: 1006-7086(2025)05-0631-07

DOI: 10.12446/j.issn.1006-7086.2025.05.012

A Repeated Locking Device for Space Vehicles Based on Wedge Self-locking Principle

KANG Yong, MA Dongtao*, YAN Chunjie, LU Dengbai, MA Hongjiong, XIAO Qiang, SUN Jian
(Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: In the vacuum, high and low temperatures, space radiation and other cosmic environments of the universe, aiming at the problem of repeated locking orbital replacement unit based on manipulator operating, planetary extravehicular activity (EVA) and the operation of the manipulator cooperating with the operation of the astronaut cabin, a repeated locking device based on wedge self-locking principle which could be mainly electric or manual operated was put forward in this paper. Extravehicular activity (EVA) is one of the most dangerous activities of human space exploration. In order to ensure the safety of astronauts and the success of missions, it is imperative to identify and mitigate the inherent risks and challenges associated with EVAs. Space robots have high mission flexibility, working ability and operational accuracy, and have the ability to replace astronauts to complete dangerous tasks. Robot operation replaces astronauts' out-of-cabin operations, which will greatly reduce the danger of astronauts, and save the airlock opening life and gas resources of the aircraft. The lock actuator and lock driver of the repeated locking device for space vehicles based on wedge self-locking principle were meticulously, comprehensively and cleverly designed. The key technologies of lock driving force and slip surface material were determined. The results of the load capacity test, life test, manipulator operation matching test and thermal vacuum environment test showed that the prototype sets with deadweight of 10 kg could bear the weight of 350 kg and could adapt to manipulator operating and EVA and had the advantages of self-locking and positioning accuracy under load. This device could adapt to the vacuum temperature of $-45 \sim 60 \text{ }^{\circ}\text{C}$ and had the advantages of reliably locking and unlocking movement. In the subsequent space docking mechanism or locking mechanism design process, it can be given priority as an alternative configuration. It can improve the level of China's related space repeatable locking technology, and lay a solid foundation for China's space industry.

Key words: space vehicles; locking device; self-locking; lock actuator; lock driver

0 引言

国际空间站(ISS)开展了大量材料暴露、空间

环境监测、空间生命科学、空间天文和空间地球科学等领域的实验研究,取得了丰硕的研究成果^[1-4]。

收稿日期: 2024-08-16

基金项目: 真空技术与物理重点实验室基金(6142207210201)

作者简介: 康永, 高级工程师。E-mail: kangyongaa@126.com

通信作者: 马动涛, 研究员。E-mail: madongtao@sina.com

空间站科学计划涉及空间科学的绝大部分领域,我国规划了大批面向国际前沿的项目^[5]。按照我国载人航天工程三步走战略,载人空间站实验舱 II 以应用实验任务为主,实验舱 I 兼有组合体控制任务和应用实验任务两项功能,航天员在实验舱开展长期在轨驻留的空间应用和新技术实验^[6]。舱外暴露实验、在轨航天器或平台部件替换维修等任务需要航天器舱外载荷适配器支持舱外载荷在轨安装、拆卸,为舱外载荷提供通用化的机械、电能、信息、热控、流体等部分或全部接口^[7]。随着空间机械臂、航天员舱外活动(Extra Vehicular Activity, EVA)技术的发展,通过机械臂或机械臂配合 EVA 进行暴露载荷的安装和更换,极大地提高了舱外暴露资源的利用效率和灵活性,但同时带来如无法精确定位、驱动力不足等问题。机械臂的操作精度有限,EVA 时存在操纵误差,导致载荷无法直接精确定位。机械臂的功率限制及长臂结构的特性,造成机械臂输出力有限。舱外活动时处于失重状态的航天员操作力有限,无法直接完成载荷的锁紧连通/拆卸。机械臂或机械臂配合 EVA 操作下的机械连接是舱外载荷适配器的基础功能,必须由具体的重复锁紧机构实现。杨泽川等^[8]综述了空间重复锁紧技术,详细阐述了机械式锁紧、记忆合金式锁紧、电磁式锁紧技术的研究进展,对比了不同锁紧方案的优劣,分析认为,机械式重复锁紧机构多用于恶劣的空间环境,其作动时间短,具有大承载、抗冲击特性的机构更具优势。为支持空间飞行器舱外机械臂操作或机械臂配合 EVA 操作,正常情况下重复锁紧机构采用电机驱动实现锁紧和解锁,故障或断电情况下,航天员可手动实现锁紧和解锁。本文对一种能够适应舱外机械臂或 EVA 操作,受载条件下自锁可靠,定位精度良好,能够在 $-45 \sim 60 \text{ }^\circ\text{C}$ 真空环境下可靠锁紧和解锁的空间楔形自锁式重复锁紧机构进行了研究。

1 方案设计

空间楔形自锁式重复锁紧机构按布局位置分为平台侧剪切孔锁紧楔组件、在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元两部分,如图 1 所示。按功能分为锁紧执行机构和锁紧驱动机构。锁紧执行机构具体实现锁紧,锁紧驱动机构驱动锁紧执行机构实现锁紧和解锁。

通过 3 个剪切销、孔配合承担平行平面内的剪切力、扭转力矩;通过 4 个运行至四角的锁紧楔

块承担垂直平面内的分离力、倾覆力矩;锁紧楔块 b 的上表面与锁紧楔块 a 的下表面为摩擦自锁结构,实现振动、冲击载荷作用下 6 自由度的可靠锁紧能力。为提高解锁可靠性,以丝杠螺母副为基础进行解锁,丝杠一端采用输出力矩较大的电机组件进行驱动,丝杠另一端预留手动工具操作接口,实现冗余驱动。

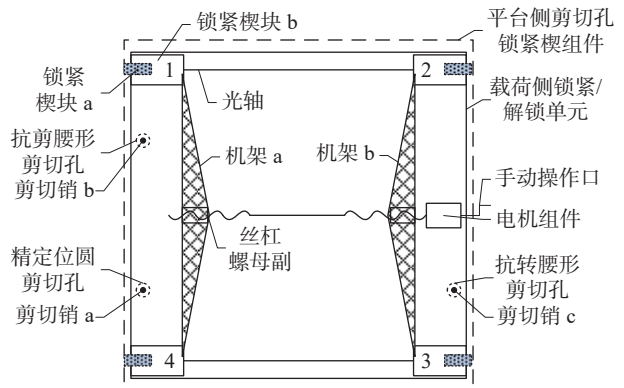


图 1 空间楔形自锁式重复锁紧机构结构图

Fig. 1 Composition diagram of the repeated locking device for space vehicles based on wedge self-locking principle

1.1 锁紧执行机构

1.1.1 布局

为了实现可靠锁紧,航天器舱外有效载荷适配器^[7]、空间对接机构^[9]等通常均匀分布多个锁紧执行机构,避免由于锁紧点过少造成的连接强度和刚度差的问题。大型空间对接机构一般不少于 6 个,小型航天器舱外有效载荷适配器一般不少于 2 个,但锁紧点也不宜过多,否则机构复杂且质量大。根据尺寸包络要求和机构构型,空间楔形自锁式重复锁紧机构通过 4 对锁紧楔块 b、锁紧楔块 a 和 3 对剪切销孔作用实现锁紧(见图 1)。

锁紧执行机构由精确定位圆剪切孔、抗剪腰形剪切孔、抗转腰形剪切孔、锁紧楔块 a、剪切销 a、剪切销 b、剪切销 c、压紧弹簧、锁紧楔块 b 和锁紧支架组成。

锁紧过程如下:剪切销 a、剪切销 b、剪切销 c 分别插入精确定位圆剪切孔、抗剪腰形剪切孔和抗转腰形剪切孔内;锁紧驱动机构带动 4 个锁紧楔块 b 从中间向两侧直线运动,锁紧楔块 b 自锁斜面运动至与锁紧楔块 a 上自锁斜面贴合,并压缩压紧弹簧,进而压紧平台侧剪切孔锁紧楔组件与在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元,如图 2 所示。解锁过程则相反,通过锁紧驱动机构带动锁紧楔块 b 脱离

锁紧楔块 a, 剪切销 a、剪切销 b 和剪切销 c 分别脱离精定位圆剪切孔、抗剪腰形剪切孔和抗转腰形剪切孔, 实现解锁和释放。

1.1.2 锁紧原理

锁紧由销孔定位抗剪、抗扭和楔块摩擦自锁防分离两部分组成。

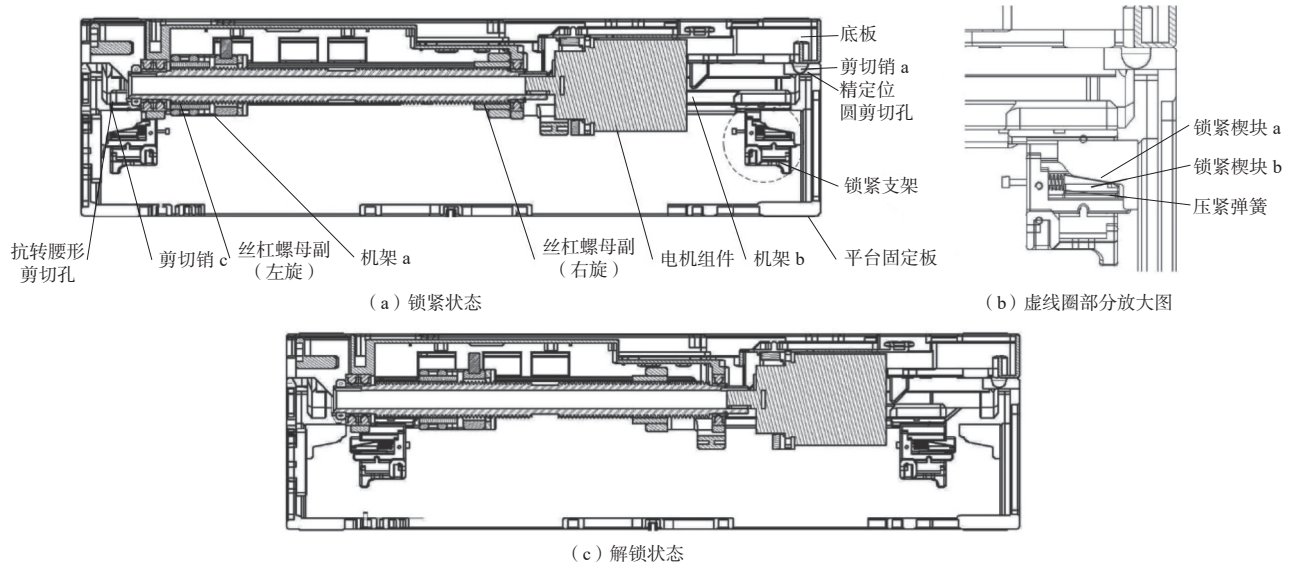


图 2 空间楔形自锁式重复锁紧机构剖视图

Fig. 2 Sectional view of repeated locking device

(1) 销孔定位抗剪、抗扭

机构解锁状态如图 2(b)所示, 此时剪切销 a、剪切销 b 和剪切销 c 分别与精确定位圆剪切孔、抗剪腰形剪切孔和抗转腰形剪切孔脱离, 在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元与平台侧剪切孔锁紧楔组件贴合平面分离无接触。当需要重新锁紧时, 在机械臂或航天员外力作用下, 使销插入孔中, 形成 3 处销孔配合, 如图 2(a)所示, 实现在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元与平台侧剪切孔锁紧楔组件贴合平面内的剪切和扭转方向的锁紧。

(2) 楔块摩擦自锁防分离、防倾覆

同样如图 2(b)所示, 在解锁状态下, 锁紧楔块 b 与锁紧楔块 a 脱离。当需要重新锁紧时, 在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元的电机组件驱动左旋丝杠螺母副和右旋丝杠螺母副转动, 推动机架 a 和机架 b 在光轴的导向下由中间向两侧直线运动, 带动 4 个锁紧支架通过压紧弹簧推动锁紧楔块 b 上部自锁斜面插入锁紧楔块 a 的自锁斜面下方并与其贴合, 如图 2(a)所示, 实现分离方向的锁紧, 达到抗拉和抗倾覆的效果。

当需要解锁时, 控制电机组件驱动左旋丝杠螺母副和右旋丝杠螺母副转动, 推动机架 a 和机架 b 在光轴的导向下向中心直线运动, 带动 4 个锁紧支

架将锁紧楔块 b 上部自锁斜面与平台侧剪切孔锁紧楔组件的锁紧楔块 a 的下部自锁斜面分离并完全退出, 随后通过外力作用使剪切销从剪切孔中拔出, 完成解锁。

1.2 锁紧驱动机构

锁紧驱动机构位于在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元内部, 可在舱内外通过电动或手动操作驱动。正常情况下锁紧驱动机构由电机驱动, 电动故障及紧急情况下由航天员手动操作。电动驱动由分系统发送指令启动电机完成, 手动操作通过航天员使用电动工具或手动转动通用工具完成。锁紧驱动机构由在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元侧电机组件、丝杠螺母副、光轴、机架 a 和机架 b 组成, 如图 1、2 所示。

1.2.1 电动驱动

电动驱动分两步: (1)机械臂抓取并安装有空间楔形自锁式重复锁紧机构在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元的在轨可更换单元, 建立机械和电气连接; 机械臂或航天员操作在轨可更换单元使在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元侧剪切销插入空间飞行器平台侧剪切孔锁紧楔组件剪切孔内。(2)分系统通过机械臂总线发送锁紧指令, 锁紧驱动机构电机组件驱动内部机构完成锁紧动作。解锁过程相反。

1.2.2 手动驱动

当需要进行手动驱动时,航天员手动操作在轨可更换单元使在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元侧剪切销插入空间飞行器平台侧剪切孔锁紧楔组件剪切孔内。航天员在舱内或舱外使用电动工具或手动转动通用工具驱动丝杠螺母副转动,完成锁紧动作。解锁过程则相反。

2 关键参数设计

根据空间站暴露载荷在轨承载需求,空间楔形自锁式重复锁紧机构必须满足以下几点要求:

(1) 锁紧机构必须保证在空间站在轨飞行阶段加速度、角加速度条件下能够承载 160 kg 的载荷,在锁紧状态下载荷适配器主被动端之间接触面角度偏差不大于 0.1° , 相对位置误差不大于 0.5 mm。

(2) 锁紧过程中需克服机械臂产生的 30 N 随动阻力。

(3) 解锁后,分离所需作用力不大于 50 N、最大力矩不大于 15 N·m。

(4) 锁紧机构在 $-45 \sim 60^\circ\text{C}$ 真空环境下能可靠锁紧和解锁。

为此,机构的关键参数设计从锁紧/解锁单元锁紧驱动力设计和滑移面材料选择两方面展开。

2.1 锁紧驱动力

锁紧驱动力直接决定了对电机最低输出扭矩的需求,是锁紧机构的关键参数。在锁紧过程中,通过机械臂操作使在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元剪切销 a、剪切销 b 和剪切销 c 分别插入平台侧剪切孔锁紧楔组件的精确定位圆剪切孔、抗剪腰形剪切孔和抗转腰形剪切孔中,接着机械臂切换随动模式,再通过锁紧楔块 b 上部自锁斜面推动锁紧楔块 a 的自锁斜面实现锁紧。由于锁紧和解锁过程较缓慢,以准静态过程分析锁紧楔块 b 的驱动力,其受力情况如图 3 所示。

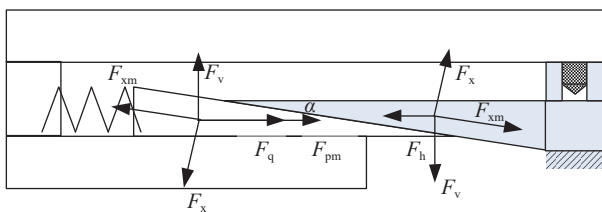


图 3 锁紧状态受力分析

Fig. 3 The force analysis at locking state

图中, F_q 为弹簧弹力; F_{xm} 为斜面摩擦力; F_x 为垂直于斜面方向的压力, 单个锁紧楔块 b 受到的垂

直方向拉力 F_v 为机械臂随动阻力; F_{pm} 为楔块下底面与机架的摩擦力。楔块斜面的配合角 α 为 7° 。总的驱动力 $F_{q\text{总}}$ 的需求为:

$$F_{q\text{总}} = F_v \frac{f_x \sin \alpha + f_x \cos \alpha + f_p \cos \alpha - f_p f_x \sin \alpha}{\cos \alpha - f_x \sin \alpha} \quad (1)$$

当 F_v 为 30 N, 配合角 α 为 7° , 斜面摩擦系数 f_x 为 0.3, 平面摩擦系数 f_p 为 0.2 时。总的驱动力 $F_{q\text{总}}$ 需求为 16.5 N, 考虑系统裕度, 单个锁紧点的驱动力设为 18 N。

锁紧过程中, 锁紧点的驱动力由在轨可更换单元侧丝杠螺母副中间驱动锁紧/解锁单元的机架 a、机架 b 提供, 如图 1 所示。机架 a、机架 b 由光轴导套导向进行直线运动, 因此, 丝杠螺母副的驱动力可等效为通过 4 个单独的直线导向机构传递。单个直线导向机构如图 4 所示, 对机构进行受力分析, 可得丝杠螺母副的驱动力 F_s 需求为:

$$F_s = \frac{f F_v + F_{q\text{总}}}{1 - \frac{2fB}{L}} \quad (2)$$

式中: F_s 为丝杠螺母副驱动力; B 为丝杠螺母副中心轴线至光轴导套中心轴线距离; L 为光轴导套的跨距; 光轴导套的摩擦系数 f 为 0.2。为了校验空间楔形自锁式重复锁紧机构的功能及性能, 设计研制了 I 型和 II 型两型尺寸不同的空间楔形自锁式重复锁紧机构原型机。I 型 B 为 172 mm、 L 为 108.5 mm 时, F_s 为 61.5 N; II 型 B 为 207 mm、 L 为 136 mm 时, F_s 为 57.5 N。

基于以上要求, 选择丝杠螺母副输出的锁紧驱动力为 123 N, 安全系数为 2。

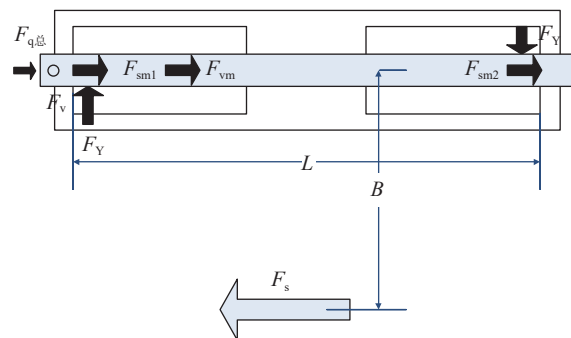


图 4 单个直线导向机构受力分析示意图

Fig. 4 The force analysis

其中, F_v 为光轴受到的压力; F_{sm1} 为光轴受到的压力 F_v 在左侧滑套与光轴间产生的摩擦力; F_{sm2} 为光轴受到的压力 F_v 在右侧滑套与光轴间产生的摩擦力; F_{vm} 为光轴受到的 F_v 在左侧滑套与光轴间

产生的摩擦力。

2.2 滑移面材料选择

锁紧过程中锁紧楔块 b 下底面与机架存在滑动摩擦,锁紧后锁紧楔块 b 上部自锁斜面与锁紧楔块 a 的下部自锁斜面长期贴合,摩擦自锁,处于真空的工作环境,并承受较大的压力。考虑到真空环境下材料选用不当会带来干摩擦和冷焊^[10]的风险,锁紧楔块 b 下底面与机架选用真空摩擦系数较小的自润滑材料,锁紧楔块 b 上部自锁斜面选用与金属摩擦系数较大的有机材料,防止与锁紧楔块 a 的金属材料发生冷焊。

3 仿真校验

用有限元分析软件 ANSYS Workbench 建立空间楔形自锁式重复锁紧机构力学仿真模型。设置平台侧剪切孔锁紧楔组件安装接口为固定约束,在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元安装接口与模拟载荷之间设置为绑定约束,平台侧剪切孔锁紧楔组件、在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元之间的锁紧楔块 a、锁紧楔块 b 接触面设置为滑动可分离约束。模拟载荷质量设为 120 kg,尺寸为 600 mm×600 mm×500 mm,质心高为 340 mm。三向加速度不大于 2 m/s^2 ,转动角加速度均不大于 0.8 rad/s^2 。

对 120 kg 载荷进行的力学分析结果表明,最大应力出现在剪切销、剪切孔处,为 159.29 MPa,最大位移为 0.30 mm。以超硬铝合金 7A04 材料的屈服强度 400 MPa 和聚酰亚胺材料的拉伸强度 115 MPa 为应力上限约束,根据线性推算可以计算出能够承载的载荷最大质量为 350 kg,如图 5 所示,其最大应力亦出现在剪切销、孔处,应力最大值为 398.61 MPa,最大位移量为 0.82 mm。

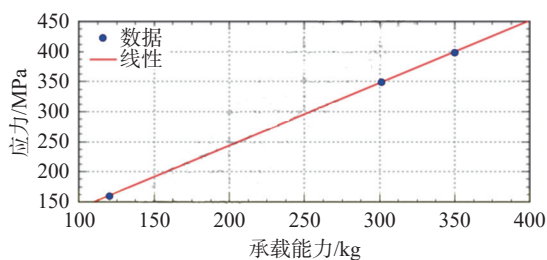


图 5 承载能力的线性推算

Fig. 5 Linear calculation of bearing capacity

4 性能实验

为了校验空间楔形自锁式重复锁紧机构的功能及性能,根据前文的设计方案,设计研制了两型

尺寸不同的空间楔形自锁式重复锁紧机构原型机并进行了原型机的机械臂操作匹配、承载能力、热真空以及寿命等一系列性能测试实验和 EVA 工效学评价。I 型原型机的本体尺寸为 $400 \text{ mm} \times 400 \text{ mm} \times 108 \text{ mm}$,质量为 10 kg,II 型原型机的本体尺寸为 $470 \text{ mm} \times 445 \text{ mm} \times 123 \text{ mm}$,质量为 21 kg,两种型号机构的参数如表 1 所列。

表 1 空间楔形自锁式重复锁紧机构参数表

Tab. 1 Specification for Repeated Locking Device

参数名称	I 型	II 型
丝杠螺母副驱动力/N	>123	>123
弹簧输出载荷/N	10.5	10.5
丝杠轴线至导套轴线距离/mm	172	207
光轴导套的跨距/mm	108.5	136

4.1 机械臂操作匹配实验

机械臂实验用来验证机械臂操作标准暴露载荷的协同程序,以及机械臂与空间楔形自锁式重复锁紧机构、载荷的接口匹配性。实验过程为:机械臂抓取货物气闸舱载荷转移机构上的标准暴露载荷(安装有空间楔形自锁式重复锁紧机构),发送解锁指令,机构执行解锁动作;机械臂转移并安装标准暴露载荷至暴露平台,机械臂松开标准暴露载荷,机械臂再次抓取标准暴露载荷并将其转移至载荷转移机构上。实验结果表明:

(1)机械臂操作 I、II 型原型机实现暴露载荷安装及拆卸协同程序可行。

(2)机械臂与 I、II 型原型机的接口匹配良好(控制模式适用、容差配合合理、信息交互适配)。

(3)机械臂负载中型标准载荷条件下 I、II 型原型机的容差和操作力的适应能力满足机械臂操作要求。

4.2 EVA 工效学评价

EVA 工效学评价用于验证航天员舱外操作空间楔形自锁式重复锁紧机构的在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元与平台侧剪切孔锁紧楔组件对接、分离、锁紧与解锁操作的可行性。实验现场操作空间依据舱上真实布局进行布置,一高一低两位实验员分别着舱外航天服进行操作,通过两次人机工效学实验验证了空间楔形自锁式重复锁紧机构与航天员系统的接口协调性和操作可行性。对接和分离、锁紧与解锁操作项目通过了人机工效学评价。

4.3 承载能力实验

承载能力实验用于测试空间楔形自锁式重复锁紧机构锁紧状态下承载静力学载荷的能力。根据空间站三向加速度不大于 2 m/s^2 , 转动角加速度均不大于 0.8 rad/s^2 换算出 160 kg 在轨可更换单元的受力为 320 N , 力矩为 $6.5 \text{ N}\cdot\text{m}$, 依据在轨期间锁紧机构安装点处三个方向的单轴受力不大于 500 N 、单轴力矩不大于 $35 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的条件分别进行实验。实验方案如图 6 所示, 由加载支架、扭力杆、砝码、量规、塞尺、空间楔形自锁式重复锁紧机构等组成。利用砝码分三个方向(按照空间楔形自锁式重复锁紧机构定义的坐标系方向)进行力及力矩加载, 从 320 N 加至 500 N , 从 $6.51 \text{ N}\cdot\text{m}$ 加至 $35 \text{ N}\cdot\text{m}$, 保持 10 min , 在保载过程中利用量规、塞尺进行位移测量。

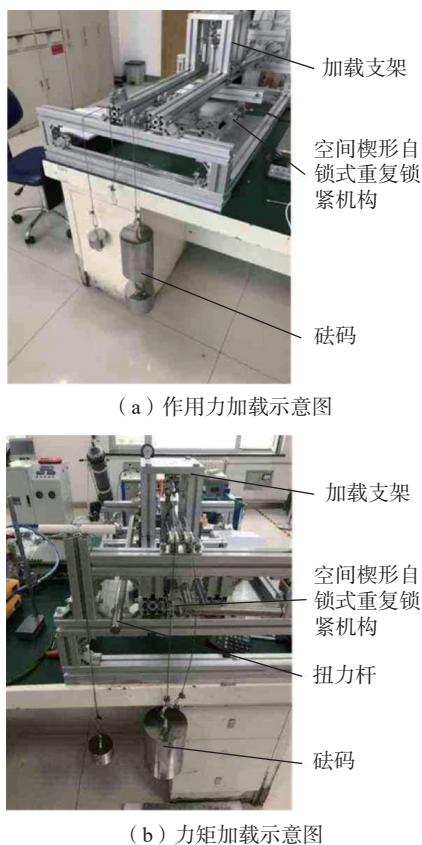


图 6 承载能力实验装置

Fig. 6 Bearing capacity test device

当锁紧机构被加载至 500 N 、 $35 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时, 两种型号空间楔形自锁式重复锁紧机构在保持时间内平台侧剪切孔锁紧楔组件与在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元间的最大移动量为 0.25 mm 、 0.024° , 且无晃动, 满足空间站使用要求。

4.4 热真空环境实验

热真空环境实验是为了测量真空环境下温度对于空间楔形自锁式重复锁紧机构解锁锁紧性能的影响。

利用砝码对在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元加载模拟机械臂随动阻力的 30 N 载荷, 利用测试设备发送锁紧、解锁指令, 由空间楔形自锁式重复锁紧机构执行解锁、锁紧动作。通过综合测试设备显示的锁紧解锁状态信号和由真空罐观察窗观测到的空间楔形自锁式重复锁紧机构的锁紧、解锁情况, 判断空间楔形自锁式重复锁紧机构的锁紧解锁状态。考虑到真实空间环境对于实验结果的影响, 对锁紧机构在高温、低温进行 3 个循环的实验。

整机实验温度为 $-45 \sim 60 \text{ }^\circ\text{C}$, 平均升降温速率不低于 $1 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$ 。当组件监视点温度到达规定的实验温度范围, 对空间楔形自锁式重复锁紧机构进行功能、性能测试。实验结果如表 2 所列, 表明空间楔形自锁式重复锁紧机构能够在真空 $-45 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $60 \text{ }^\circ\text{C}$ 温度环境下正常锁紧解锁。

表 2 空间楔形自锁式重复锁紧机构实验结果

Tab. 2 Test result for Repeated Locking Device

循环次数	温度/ $^\circ\text{C}$	分离负载/ N	I 型	II 型
1	-45	30	正常锁紧解锁	正常锁紧解锁
1	60	30	正常锁紧解锁	正常锁紧解锁
2	-45	30	正常锁紧解锁	正常锁紧解锁
2	60	30	正常锁紧解锁	正常锁紧解锁
3	-45	30	正常锁紧解锁	正常锁紧解锁
3	60	30	正常锁紧解锁	正常锁紧解锁

4.5 寿命实验

寿命实验用来测试空间楔形自锁式重复锁紧机构的工作寿命。利用实验装置伺服对接和分离空间楔形自锁式重复锁紧机构的平台侧剪切孔锁紧楔组件和在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元, 通过砝码对在轨可更换单元侧锁紧/解锁单元加载外负载, 利用测试设备发送锁紧、解锁指令, 由空间楔形自锁式重复锁紧机构执行解锁和锁紧动作。

共完成了 500 次寿命实验, 实验前、实验中、实验后锁紧解锁功能均正常。实验后零部件的磨损情况都在可接受范围内, 未出现异常磨损现象。

5 结论

针对适应舱外机械臂或机械臂配合 EVA 操作

的重复锁紧问题,研究了一种新型空间楔形自锁式重复锁紧机构,求解出关键参数。研究表明:

(1)设计的重复锁紧机构能够适应舱外机械臂或 EVA 操作。

(2)设计的重复锁紧机构在高低温、真空环境下能够通过剪切销孔抗剪和精定位、电机驱动丝杠螺母副带动 4 个锁紧楔块同步运动实现锁紧和解锁功能。

(3)该重复锁紧机构在三个方向单轴受力和力矩不大于 500 N 和 35 N·m 的条件下自锁可靠,定位精度满足使用要求。

基于以上设计、仿真及实验工作,研制开发的楔形自锁式重复锁紧机构能够实现可靠锁紧和解锁,可适应舱外机械臂或 EVA 操作的重复锁紧使用场景,具有非常大的工程应用潜力,可应用于空间站工程、登月工程和深空探测等领域的航天器。

参考文献:

- [1] WHITAKER A F. LDEF materials results for spacecraft applications[R]. NASA CP-3257, 1993.
[2] HOFMANN P, KESSLER C KRISCHKE M, et al. Material

tests in space environment at the orbital space station[C]// IAF, International Astronautical Congress 44th, Graz, Austria, 1993.

- [3] BORGHI G, DETTMANN J, GIANFIGLIO G. The European technology exposure facility development and commercialization program [R]. AIAA 2001-5069, 2001.
[4] KAZUHIKO Y, KUNIYAKI S. Japanese experiment module (JEM) program overview[R]. AIAA-92-1309, 1992.
[5] 顾逸东. 我国空间科学发展的挑战和机遇 [J]. 中国科学院院刊, 2014, 29(5): 575-582.
[6] 景海鹏, 辛景民, 胡伟, 等. 空间站: 迈向太空的人类探索 [J]. 自动化学报, 2019, 45(10): 1799-1812.
[7] 康永, 周晖, 马少君, 等. 航天器舱外载荷适配器技术综述 [J]. 航天器工程, 2019, 28(2): 104-111.
[8] 杨泽川, 罗汝斌, 廖鹤, 等. 空间重复锁紧技术综述 [J]. 航天返回与遥感, 2019(4): 10-21.
[9] 张崇峰, 刘志. 空间对接机构技术综述 [J]. 上海航天, 2016, 33(5): 1-11.
[10] 张勇, 陈会平. 空间机构摩擦副表面冷焊特性数值分析 [J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2007, 35(3): 53-56.

(责任编辑:郭 云)

引文信息:康永,马动涛,闫春杰,等.空间楔形自锁式重复锁紧机构[J].真空与低温,2025,31(5):631-637.

KANG Y, MA D T, YAN C J, et al. A repeated locking device for space vehicles based on wedge self-locking principle[J]. Vacuum and Cryogenics, 2025, 31(5): 631-637.