

文章编号 1004-924X(2015)01-0157-08

磁悬浮飞轮锁紧保护效果的检测

刘 强^{1,2,3*}, 房建成^{2,3}, 韩邦成^{2,3}

(1. 北京石油化工学院 机械工程学院, 北京 102617;

2. 北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100191;

3. 北京航空航天大学 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室, 北京 100191)

摘要:综合考虑磁悬浮飞轮系统及其现有锁紧机构的各项性能,提出了一套检验飞轮锁紧机构保护效果的方法。以可重复抱式锁紧机构为例,从飞轮系统性能、宏观振动响应和微观损伤三方面对锁紧机构的保护效果进行了评测。通过对比分析磁悬浮飞轮和锁紧机构在环境力学试验前后的性能测试数据,判断两者性能是否正常。环境力学试验中,利用加速度力学传感器和电涡流位移传感器分别检测飞轮系统频谱响应和飞轮定、转子间的相对振动位移,评价锁紧机构的宏观保护效果。力学试验后,采用扫描电子显微镜(SEM)和能量色散谱仪(EDS)分析锁紧面内的磨损形貌和元素成分,对锁紧机构的微观保护效果进行评价。该检测方法对同类航天产品的检测具有很好的借鉴意义。

关键词:磁悬浮飞轮;锁紧机构;环境力学试验;微动磨损;振动检测

中图分类号:V448.2;TH133.7 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152301.0157

Detection of locking protection effect for magnetic bearing flywheel

LIU Qiang^{1,2,3*}, FANG Jian-cheng^{2,3}, HAN Bang-cheng^{2,3}

(1. School of Mechanical Engineering,

Beijing Institute of Petrochemical Technology, Beijing 102617, China;

2. Science and Technology on Inertial Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Fundamental Science on Novel Inertial Instrument & Navigation

System Technology Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China)

* Corresponding author, E-mail: liuqiangbuaa@163.com

Abstract: A novel testing method for the protection effect of locking device on a magnetic bearing flywheel was proposed by consideration of the performance of existing locking devices and magnetic bearing flywheels. By taking a repeated clamping locking device as an example, its protection effect for magnetic bearing flywheels was evaluated from the performance of magnetic bearing flywheel, vibration macroscopic response and microscopic wear. With comparative analysis on the performance data of the magnetic bearing flywheel and the locking device before and after environmental mechanics tests, they could run normally or not were judged. In the mechanics tests, an acceleration mechanics sensor and an eddy current displacement sensor were respectively used for measuring online response spectra of flywheel system and the vibration displacement between stator and rotor, and for evaluating

收稿日期:2014-06-10;修订日期:2014-07-30.

基金项目:国家杰出青年科学基金资助项目(No. 60825305)

the macroscopic protection function of the locking device for the flywheel. After mechanics tests, a Scanning Electron Microscopy (SEM) and an Energy Dispersive Spectroscopy (EDS) were applied to analyzing the wear morphology and the spectra of locking surface, and the microscopic protection function was obtained. This testing method provides important significance for detecting of similar aerospace products.

Key words: magnetic bearing flywheel; locking device; environmental mechanic test; fretting wear; vibration detection

1 引言

飞轮是卫星等航天器姿态控制系统中的惯性执行机构^[1]。磁悬浮飞轮利用磁悬浮轴承代替传统机械轴承,避免了机械飞轮的过零摩擦,降低了振动,且无需润滑,延长了使用寿命,是高精度长寿命航天器姿态控制的理想惯性执行机构^[2]。由于转子自由悬浮的需要,磁悬浮飞轮定、转子间存在缝隙。因此发射主动段必须采用锁紧机构来消除间隙并约束转子,减小飞轮系统在发射环境下的振动和冲击载荷^[3-4]。此外,进入轨道后,还需解除原有的锁紧关系,使磁悬浮飞轮正常工作。

一次性(只能使用一次)锁紧机构^[5-8]具有结构简单、可靠性高等优点,常用于早期磁悬浮飞轮。由于地面测试和运输中需多次对飞轮进行锁紧/解锁,所以有必要研制可重复锁紧机构。文献[9]介绍了一种基于楔形块斜面摩擦自锁的电磁锁紧机构,利用电磁铁电磁磁场与永磁磁场正/反向叠加,实现了飞轮的重复锁紧/解锁。文献[3, 10]为了增加执行解锁可靠性,利用隐式电磁铁替代文献[9]中显示电磁铁。文献[11-12]借鉴楔形块摩擦自锁原理^[3,9-10],采用记忆合金取代电磁铁执行机构,利用记忆合金导电受热伸缩实现飞轮的重复锁紧/解锁。以上可重复锁紧方案在实际使用时,沿飞轮底座圆周分布 3~4 个锁紧机构,要求各锁紧机构具有较好的同步性和一致性。此外,文献[13]在一次性抱式锁紧方案^[7-8]的基础上,提出了一种基于碳纤维弹片可重复抱式锁紧机构,利用电机驱动钢丝绳抱紧/松开碳纤维弹片锁紧/释放飞轮转子。为避免碳纤维弹片与飞轮底座一次性热过盈装配,文献[14]研制了一种基于分立式弹片的可重复锁紧机构。

上述文献都从不同角度对锁紧保护效果进行了检测,但没有形成统一的检测方法和评测标准。

本文综合考虑磁悬浮飞轮系统及其现有锁紧机构各项性能,提出了一套锁紧保护效果检测方法。以可重复抱式锁紧机构为例,基于锁紧机构功能特性需求,分别从环境力学试验前后磁悬浮飞轮锁紧机构性能、振动试验中频谱响应和位移响应、振动试验后的扫描电子显微镜(SEM)和能量色散谱仪(EDS)分析结果,对锁紧机构性能保护、宏观和微观保护效果进行测评。

2 锁紧机构及其功能特性需求

2.1 工作原理

锁紧机构主要用于发射主动段对磁悬浮飞轮系统的保护,避免其损坏,且其保护效果的检测方法和检测指标相差不大。因此,本文以可重复抱式锁紧机构^[13-14]为例,对磁悬浮飞轮锁紧保护效果及其检测方法进行研究。可重复抱式锁紧方案主要包括电机执行机构、丝杠-螺母传动机构、弹片抱紧机构和钢丝绳收紧机构,其结构如图 1 所示。锁紧机构工作过程主要分为执行锁紧/解锁和保持锁紧/解锁。

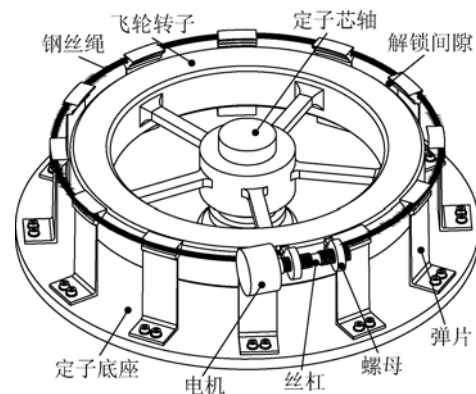


图 1 可重复抱式锁紧机构结构示意图

Fig. 1 Construction of repeated clamping locking device

2.2 功能特性需求

综合一次性锁紧机构设计要求^[8]、可重复锁紧机构设计要求^[3,9-14]和某型号卫星试验技术要求,对可重复抱式锁紧机构性能提出如下要求:

- (1)可重复锁紧/解锁次数不少于 50 次。
- (2)通过传感器遥测控制锁紧/解锁,无需人为介入。
- (3)执行锁紧/解锁时间不大于 240 s。
- (4)执行锁紧/解锁过程中最大功耗小于 30 W。
- (5)地面环境力学试验中,保护飞轮转子形状、转动惯量、动平衡度、质心,且无多余物产生。
- (6)发射主动段飞轮处于锁紧状态,飞轮定、转子间隙完全消除,且无明显相对运动。
- (7)解锁间隙应大于 20 倍径、轴向保护间隙。
- (8)能够检测锁紧机构的工作状态。

3 飞轮系统性能测试

3.1 锁紧机构性能测试

发射振动环境下,锁紧机构自身机械装配和传动机构啮合精度会发生变化。正样产品研制过程中,飞轮处于密封状态,不易采用标度尺、圆柱度仪等检测设备进行测量,只能通过电性能进行检测间接地反映其精度。锁紧机构各项指标包括执行锁紧/解锁时间、最大功耗、最大启动电流以及执行锁紧/解锁过程中电流曲线和飞轮定、转子间的相对位移曲线。针对锁紧机构功能特性需求对锁紧机构进行性能测试,测试平台如图 2 所示。

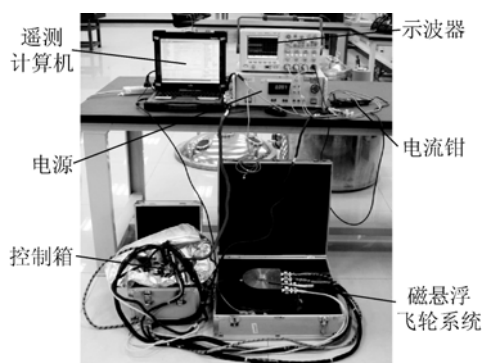


图 2 磁悬浮飞轮锁紧机构性能测试平台

Fig. 2 Test platform of magnetic bearing flywheel and locking device

测试中利用电涡流位移传感器和电流钳,分

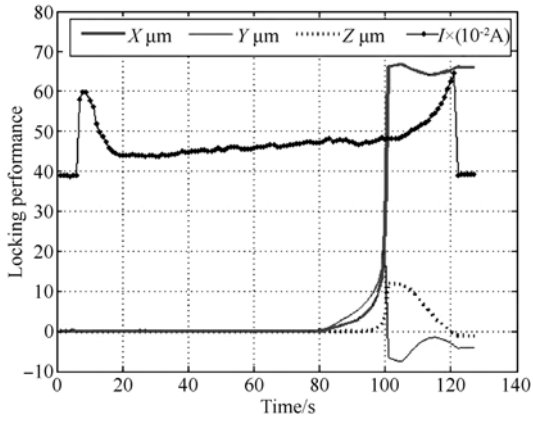
别检测飞轮定、转子间相对位移和执行锁紧/解锁总电流。环境力学试验条件在文献^[4,14]中已经做了详细介绍,力学试验前后的性能测试结果如图 3 所示。

由图 3 可以看出,整个测试过程中,锁紧机构最大电流为 0.646 A。星上供电电压为 28 V,对应最大功耗为 18 W(<30 W),满足要求。解锁状态下左、右螺母处于打开状态,并与丝杠间存在较大的咬合力。锁紧状态下,钢丝绳处于绷紧状态,导致丝杠、螺母间存在较大摩擦力。因此,锁紧机构动作过程中,在锁紧/解锁位置附近,电机绕组电流较大。根据电流曲线的变化(如图 3 所示),可知力学试验前后执行锁紧/解锁时间都为 117 s,满足要求。此外,锁紧机构动作过程中,锁紧位置附近,飞轮转子处于约束状态,导致飞轮定、转子间较大的位移变化。力学试验前后位移曲线形状类似,表明锁紧机构性能无明显改变,满足功能特性需求。此外,在正样产品地面温度试验(常压热循环、热真空和老练试验)中,在最低温和最高温时,需要对锁紧机构进行冷、热启动,即进行重复锁紧/解锁测试,共 52 次。结果表明,执行锁紧/解锁动作时间最大为 120 s,执行锁紧/解锁最大功耗为 25.8 W,小于 30 W,满足功能特性需求。

3.2 磁悬浮飞轮性能测试

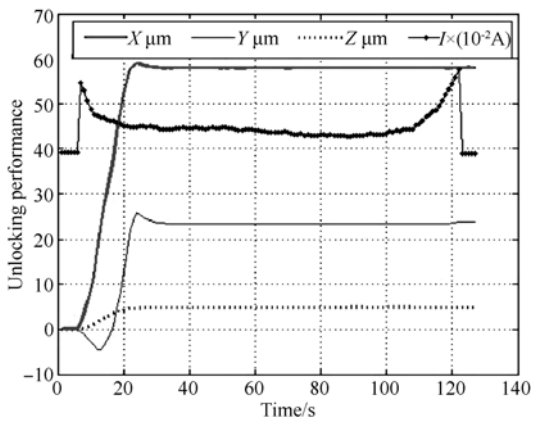
功能特性需求(5)要求锁紧机构保护飞轮转子形状、转动惯量、动平衡度和质心这些参数变化都会导致不平衡质量的变化,即不平衡质量矩的变化。因此飞轮性能测试主要是针对不平衡质量矩的测量。由于飞轮转子存在一定量不平衡质量矩,旋转时会引起磁轴承-转子系统产生同频激振力,从而导致转子径向振动。同频激振主要由转子惯性轴偏离几何轴和不平衡质量的离心力引起,前者作用于反馈回路中,后者以干扰形式出现^[15]。因此不平衡质量矩的大小和方位的变化,必定导致飞轮转子两端位移曲线的变化。利用飞轮系统电涡流位移传感器测得转子两端位移曲线如图 4 所示。力学试验前后位移曲线一致性非常

好,可以认为不平衡质量矩没有发生明显改变。



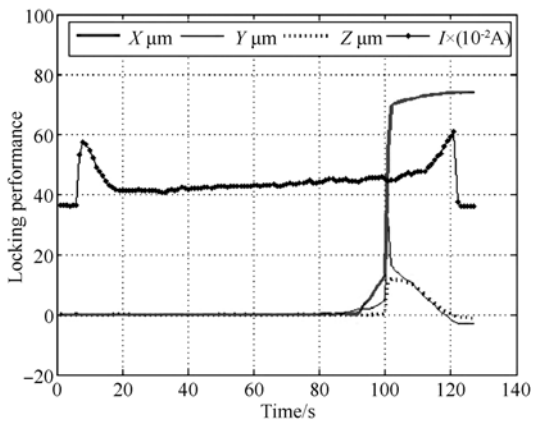
(a) 力学试验前执行锁紧

(a) Carrying out locking before tests



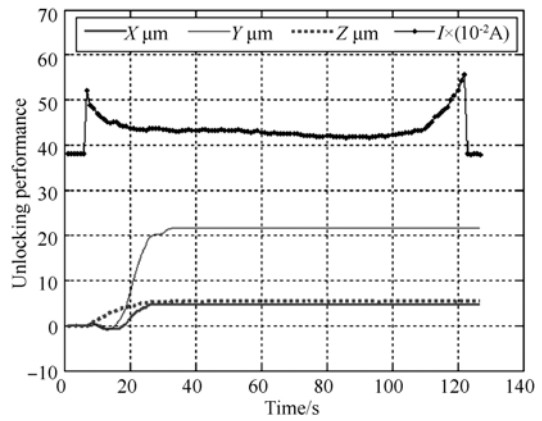
(b) 力学试验前执行解锁

(b) Carrying out unlocking before tests



(c) 力学试验后执行锁紧

(c) Carrying out locking after tests

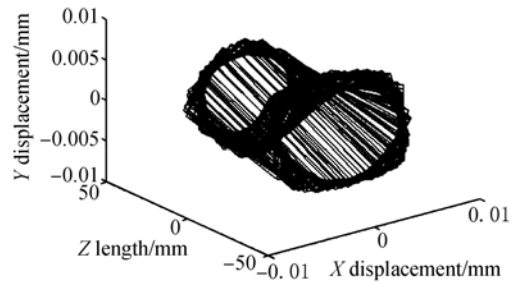


(d) 力学试验后执行解锁

(d) Carrying out unlocking after tests

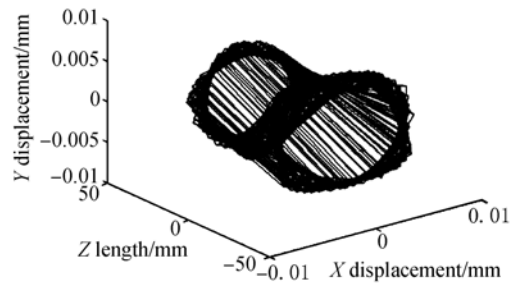
图 3 锁紧机构性能

Fig. 3 Performance of locking device



(a) 环境力学试验前

(a) Before tests



(b) 环境力学试验后

(b) After tests

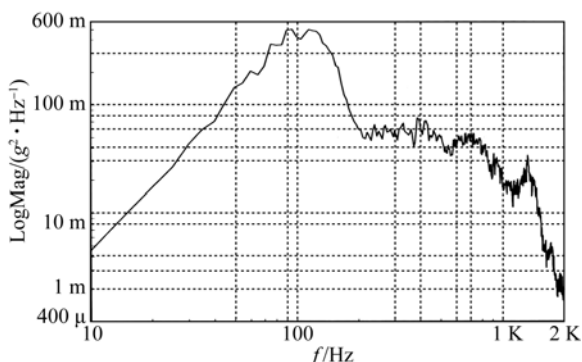
图 4 飞轮转子实际运动轨迹

Fig. 4 Trajectories of flywheel rotor

4 环境力学测试

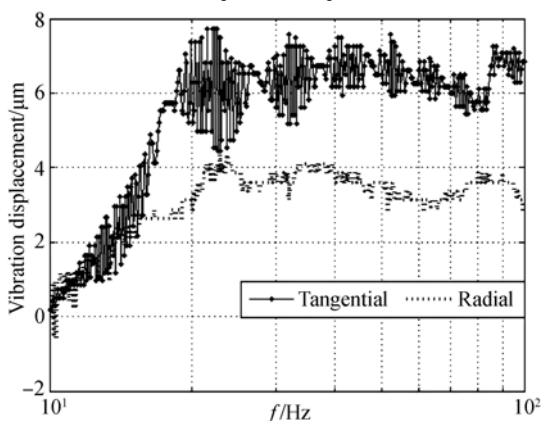
环境力学试验包括离心加速度、力学冲击、扫频振动和随机振动。前两个试验对小质量、大阻尼的磁悬浮飞轮系统不是很敏感。后两个试验的惯性加速度较大,且持续时间较长,对产品的危害较大,是研究的重点。试验中利用力学传感器和

电涡流位移传感器分别检测飞轮系统的频谱响应和位移响应,测试结果如图 5 所示。



(a) 频谱响应

(a) Spectral response



(b) 振动位移响应

(b) Vibration displacement response

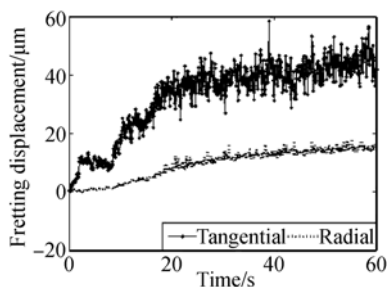
图 5 环境力学试验响应

Fig. 5 Response during environmental mechanics test

从图 5(a)可以看出,在 10~2 kHz 频率内,飞轮转子频谱没有出现较大峰值,没有共振发生,满足卫星和火箭总体要求。由图 5(b)可知,飞轮定、转子间相对振动位移为 8 μm,远小于磁悬浮飞轮系统双边保护间隙 200 μm^[4,10],表明飞轮定、转子间没有明显撞击和冲击发生。

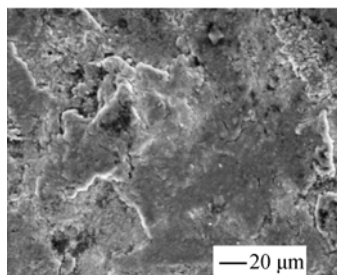
5 SEM 和 EDS 分析

锁紧机构对磁悬浮飞轮转子的约束远低于固定约束,因此定、转子间一定存在较小的往复运动,且其幅值小于磁悬浮飞轮保护间隙 200 μm^[4,10]。因此振动位移小于微动临界值 300 μm,即锁紧面内存在微动^[4,16]。微动一般产生微动磨损和微动疲劳两种破坏形式,表现为表面磨损和裂纹扩展两种破坏机制^[17-18]。裂纹的萌生加剧了微动磨损,两者都会导致多余物的产生,因此必须对锁紧面内的损伤和多余物进行检测。通常采用 SEM 分析锁紧面内微观形貌和 EDS 分析磨损疤痕的元素成分,判断是否有多余物产生。可重复抱式锁紧机构存在两处锁紧副,即弹片与飞轮转子外缘的斜面锁紧副和转子轴承套与保护轴承的平面锁紧副。环境力学试验后,两锁紧副在不同锁紧力下,锁紧面内的 SEM 和 EDS 分析结果如图 6~8 所示。



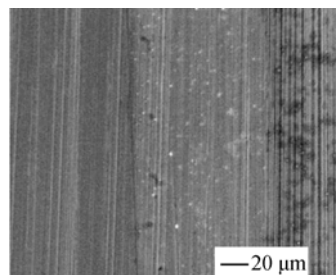
(a) 微动位移

(a) Fretting displacement



(b) 1Cr18Ni9Ti 磨损形貌

(b) SEM micrographs of 1Cr18Ni9Ti



(c) GCr15 磨损形貌

(c) SEM micrographs of GCr15

图 6 平面锁紧副在 200 N 锁紧力下的微动响应

Fig. 6 Fretting response of plane locking pair under locking force of 200 N

由图 6 和图 7 可看出,锁紧条件不同,平面锁紧副的表面磨损形貌不同。力学试验中平衡飞轮转子惯性力所需的锁紧力为 215 N^[16]。当锁紧力

为 200 N(略小于 215 N)时,锁紧机构不能够较好地约束飞轮转子,导致定、转子间的微动位移较大,约为 58 μm(如图 6(a)所示),切向微动处于滑

移区(损伤区)。当锁紧力增加至 300 N(远大于 200 N)时,锁紧机构能够对飞轮转子进行较好约束,定、转子间的微动位移较小,约为 $7\ \mu\text{m}$ (如图 7(a)所示),切向微动处于部分滑移区(无损伤区)。当锁紧副两接触体的材料性能差异较大(1Cr18Ni9Ti/GCr15)时,两接触体径向变形不一致,易发生径向微动损伤,如图 6(b)和 7(b)所示。尤其当锁紧力为 200 N 时,包含切向微动和径向

微动的复合微动损伤,加剧了接触表面的磨损和多余物产生,如图 6(b)所示。当锁紧副两接触体的材料相似或相同(GCr15/GCr15)时,其弹性变形一致,两者相对微动位移几乎为 0,避免了径向微动损伤的发生。同时增加锁紧力至 300 N,使切向微动处于无损伤的部分滑移区内。两者共同作用抑制了微动损伤的发生,如图 7(c)所示。

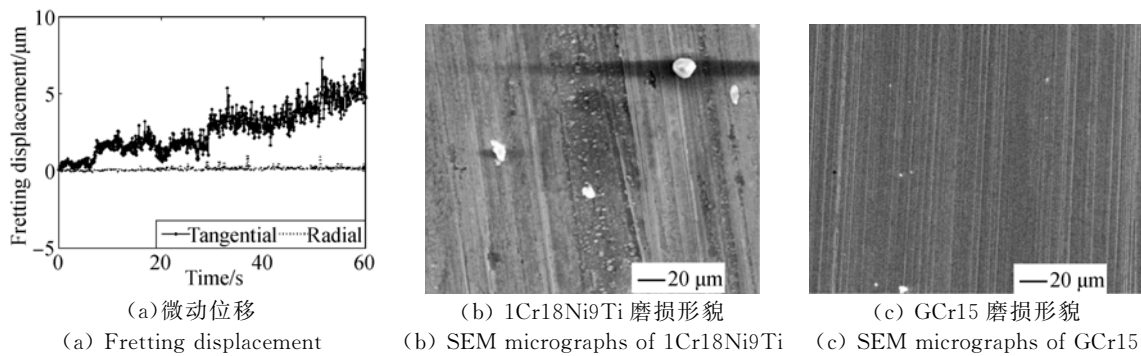


图 7 平面锁紧副在 300 N 锁紧力下的微动响应

Fig. 7 Fretting response of plane locking pair under locking force of 300 N

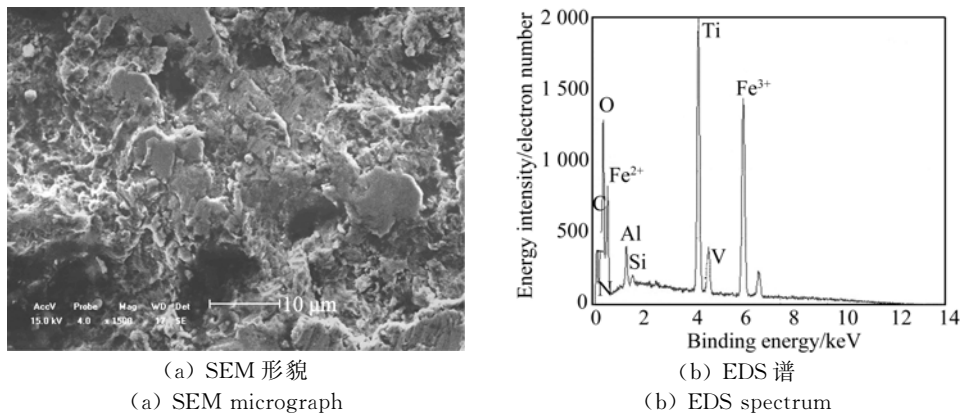


图 8 斜面锁紧副 SEM 和 EDS 分析

Fig. 8 SEM and EDS analysis of slope locking pair

弹片与飞轮转子外缘斜面锁紧副为锥面接触,存在明显的 Hertz 接触。文献 [4]实验分析结果表明,振动中斜面锁紧副表面存在明显的疤痕(如图 8(a)),且磨损面内 O 元素含量较高(如图 8(b)所示),即力学试验中伴有氧化反应发生。文献 [14]在弹片与飞轮轮缘间,垫入一高柔度、大变形的真空氟橡胶 FX-4,避免了 Hertz 接触发生,使微动处于部分滑移区内,抑制了微动损伤和多余物的产生。

6 结 论

本文基于锁紧机构功能特性需求,提出了一套检验飞轮锁紧保护效果的方法。以磁悬浮飞轮可重复抱式锁紧机构为例,对其进行了实例评测。通过对比分析环境力学试验前后飞轮锁紧机构性能差异,从磁悬浮飞轮系统功能角度,对锁紧保护

效果进行评价。力学试验中,利用加速度力学传感器和位移传感器分别检测飞轮系统频谱响应和飞轮定、转子间振动位移响应,对宏观锁紧保护效果进行评价。力学试验后,利用 SEM 和 EDS 分

析锁紧副的接触表面损伤形貌和元素成分,从微观角度对锁紧保护效果进行了测评。结果满足系统设计要,该方法对同类航天产品具有很好的借鉴意义。

参考文献:

- [1] 王辉,武俊峰,吴一辉,等. 小卫星用反作用飞轮系统设计 [J]. 光学精密工程, 2014, 22(2): 331-337.
WANG H, WU J F, WU Y H, *et al.*. Micro/Nano technology and fine mechanics design of reaction flywheel systems for small satellites [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(2): 331-337. (in Chinese)
- [2] WEN T, FANG J CH. A feedback linearization control for the nonlinear 5-DOF flywheel suspended by the permanent magnet biased hybrid magnetic bearings [J]. *Acta Astronautica*, 2012, 79: 131-139.
- [3] LIU Q, FANG J CH, HAN B CH. Novel electromagnetic repeated launch locking/unlocking device (RLLUD) based on self-locking for magnetic bearing flywheel [J]. *Sensors and Actuators A*, 2012, 175: 116-126.
- [4] 刘强,房建成,韩邦成. 磁悬浮飞轮新型锁紧装置的振动测试与分析 [J]. 振动、测试与诊断, 2012, 32(6): 926-930.
LIU Q, FANG J CH, HAN B CH. Vibration test and analysis of novel locking device for magnetic bearing flywheel [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2012, 32(6): 926-930. (in Chinese)
- [5] LIVET J L, BRETAUDEAU M. Temporary locking device for inertia wheel: USA, 4345485 [P]. 1982.
- [6] BEAU J F, GAUTHIER M. Kinetic wheel arrangement incorporating magnetic suspension provided with means for caging its rotor: USA, 4566740 [P]. 1986.
- [7] GUELLIS H V D, JOLY J L. Device for temporarily locking a rotor onto a stator: USA, 4872357 [P]. 1989.
- [8] PRIVAT M, COSTA A D. Penumatic locking device for magnetic bearing reaction wheel [C]. *Proceeding of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, San Sebastian, Spain*, 2003: 1-8.
- [9] 韩邦成,刘强. 基于自锁原理的磁悬浮飞轮电磁锁紧机构 [J]. 光学精密工程, 2009, 17(10): 2456-2464.
HAN B CH, LIU Q. Electromagnetic locking device based on self-locking for magnetic suspended flywheel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(10): 2456-2464. (in Chinese)
- [10] 刘强,房建成,韩邦成,等. 磁悬浮飞轮用可重复电磁锁紧装置的设计与试验 [J]. 机械工程学报, 2012, 48(8): 12-20.
LIU Q, FANG J CH, HAN B CH, *et al.*. Design and experiment of repeated electromagnetic locking device for magnetic bearing flywheel [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 48(8): 12-20. (in Chinese)
- [11] 张小勇,闫晓军,杨巧龙. 形状记忆合金分瓣螺母空间解锁机构的设计与试验研究 [J]. 机械工程学报, 2010, 46(17): 145-150.
ZHANG X Y, YAN X J, YANG Q L. Design and experimental research of a shape memory alloy space release device with segmented nut form [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 46(17): 145-150. (in Chinese)
- [12] 闫晓军,张小勇,聂景旭,等. 采用 SMA 驱动的小型空间磁悬浮飞轮锁紧机构 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(2): 127-131.
YAN X J, ZHANG X Y, NIE J X, *et al.*. Prototype SMA actuated locking device for small space magnetic bearing flywheels [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(2): 127-131. (in Chinese)
- [13] 刘强,房建成,韩邦成,等. 磁悬浮飞轮锁紧装置

- 及其优化设计 [J]. *光学 精密工程*, 2010, 18(8): 1814-1821.
- LIU Q, FANG J CH, HAN B CH, et al. Locking device for magnetic bearing flywheel and its optimization [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(8): 1814-1821. (in Chinese)
- [14] 刘强, 房建成. 磁悬浮飞轮用可重复抱式锁紧装置 [J]. *光学 精密工程*, 2012, 20(8): 1801-1810.
- LIU Q, FANG J CH. Repeated clamping locking device for magnetic bearing flywheel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(8): 1801-1810. (in Chinese)
- [15] TUNG P C, TSAI M T, CHEN K Y, et al.. Design of model-based unbalance compensator with fuzzy gain tuning mechanism for active magnetic bearing system [J]. *Expert System with Applications*, 2011, 38: 12861-12868.
- [16] 刘强, 房建成. 磁悬浮飞轮锁紧装置发射段微动行为研究 [J]. *摩擦学学报*, 2013, 33(2): 142-148.
- LIU Q, FANG J CH. Fretting behaviors of locking device for magnetically suspended flywheel during launch [J]. *Tribology*, 2013, 33(2): 142-148. (in Chinese)
- [17] ZHU M H, CAI ZH B, LIN X ZH, et al.. Fretting wear behaviors of micro-arc oxidation coating sealed by grease [J]. *Wear*, 2009, 267: 1-4.
- [18] NEU R W. Progress in standardization of fretting fatigue terminology and testing [J]. *Tribology International*, 2011, 44: 1371-1377.

作者简介:



刘 强(1983—),男,江西九江人,博士,讲师,2013年于北京航空航天大学获得博士学位,主要从事磁悬浮飞轮、磁悬浮控制力矩陀螺和磁悬浮压缩机等机电一体化技术方面的研究。E-mail: liuqiangbuaa@163.com



房建成(1965—),男,山东临沂人,博士,教授,博士生导师,长江学者特聘教授,主要从事航天飞行器姿态控制技术和自主定位导航技术以及航空航天飞行器 GNC 系统集成技术和信息集成技术方面的研究。E-mail: fangjiancheng@buaa.edu.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)