

磁悬浮飞轮新型锁紧装置的振动测试与分析*

刘 强, 房建成, 韩邦成

(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 为了检验新型可重复锁紧装置在卫星发射主动段对磁悬浮飞轮的保护效果,采用三轴正弦扫频振动和随机振动模拟发射振动工况对其进行振动测试实验。提出了基于电涡流位移传感器的转子振动位移检测方法,以及基于扫描电子显微镜(scanning electron microscopy,简称SEM)和能量色散谱仪(energy dispersive spectroscopy,简称EDS)的锁紧接触面形貌分析方法,对锁紧装置的宏观、微观保护效果进行评估分析。振动测试结果表明,飞轮转子最大振动位移为45 μm ,小于100 μm 的飞轮保护间隙,锁紧装置对飞轮起到了有效的保护作用。微观分析则揭示出,锁紧接触面内存在脆性断裂和疲劳断裂两种微动磨损机制,并伴有氧化反应发生,可以采取微动抑制措施进一步改善锁紧保护效果。

关键词 锁紧装置;磁悬浮飞轮;正弦扫频振动;随机振动;微动磨损

中图分类号 V416.5; TH11

引 言

与机械轴承支承的动量轮相比,磁悬浮飞轮消除了机械轴承所引起的摩擦磨损,在控制精度和使用寿命方面具有明显优势,常用于高分辨率对地观测卫星的惯性执行机构^[1-3]。由于卫星发射时存在激烈的振动与冲击,所以依靠电磁力弹性支承的磁悬浮飞轮必须采用额外的锁紧装置^[4-7]。发射主动段,为防止飞轮系统损坏,需通过锁紧装置将飞轮锁紧;在轨运行段,需解除飞轮原有的锁紧关系,使其处于自由状态便于悬浮^[8-9]。

研究磁悬浮飞轮锁紧装置结构的抗振动冲击性能时,必须进行动力特性试验,以了解锁紧装置对飞轮系统的保护效果。虽然动力学原理可以得到结构的共振频率及其相应振型的理论解,但实际的材料属性、接触连接、安装方式及振动冲击加载量级等,经简化计算得到的理论值与实际值间存在较大偏差,因此采用试验手段研究锁紧装置对飞轮系统的保护效果具有重要的应用价值^[10-11]。

由于发射主动段搭载部件都要承受火箭所引起的随机性、任意性振动载荷,所以在发射前需要对各搭载部件进行环境力学模拟试验^[12-13]。通常航天产

品都采用正弦扫频振动检验结构的一阶共振频率是否高于火箭最高激振频率,采用随机振动^[14]来模拟发射振动环境,用于发现结构的薄弱环节,所以笔者采用三轴正弦扫频振动和随机振动模拟卫星发射主动段振动工况,对飞轮系统进行环境力学测试试验。振动中利用电涡流位移传感器实时检测定、转子间的相对振动位移,并从宏观上分析锁紧装置对飞轮系统的保护效果。振后采用SEM分析锁紧接触面处的微观形貌,通过EDS分析磨损疤痕处的元素成分,并根据各元素的比例从微观上分析锁紧接触面处的磨损机制。

1 锁紧装置及其工作原理

与传统一次性抱式锁紧装置^[5-7]不同,笔者研究了一种基于电机驱动机构、钢丝绳收紧机构和弹片释放机构的可重复锁紧装置,其结构如图1所示。其中释放机构由提供安装接口的弹片座、提供解锁回复力的弹簧钢片和直接参与锁紧的弹片体三部分组成。锁紧状态下,收紧机构将勒紧弹片释放机构,使弹片体直接与飞轮体外缘接触,并对其施加一定的压力。锁紧装置工作过程主要分为执行锁紧和执行解锁两个阶段,其工作原理参见文献^[9]。

* 国家杰出青年科学基金资助项目(编号:60825305);国家基础研究发展计划(“九七三”计划)资助项目(编号:2009CB724001)

收稿日期:2011-03-14;修改稿收到日期:2011-04-13

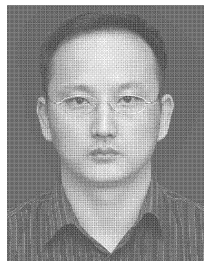


图1 锁紧装置结构示意图

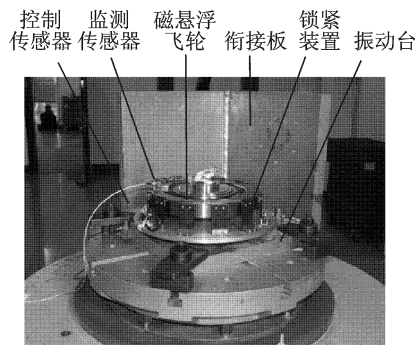


图2 振动试验装置

2 试验部分

2.1 试验材料

飞轮体采用热轧态 TC4 钛合金,经固溶处理(955 °C)和时效处理(540 °C保温 4 h)后空冷,硬度为 39~40.5HRC。飞轮体的最终外形尺寸为 $\phi 227 \text{ mm} \times 31 \text{ mm}$,其上端为 $3 \text{ mm} \times 45^\circ$ 、表面粗糙度为 $0.4 \mu\text{m}$ 的倒角(用于飞轮体的锁紧面)。弹片体采用 45# 中碳钢材料,经淬火和低温回火处理,硬度为 40~42HRC,最终加工成 $4 \text{ mm} \times 45^\circ$ 、平均直径为 $\phi 227 \text{ mm}$ 的内圆锥面。飞轮体和弹片体的基体材料力学特性见表 1,其化学成分见表 2 和表 3。

表 1 45# 钢与 TC4 的力学特性

材料特征	45# 钢	TC4 钛合金
密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	7 810	4 440
泊松比	0.31	0.34
弹性模量/GPa	201	109
抗拉强度 σ_b /MPa	600	943
屈服强度 $\sigma_{0.2}$ /MPa	355	905

表 2 45# 钢化学成分

	Wt%						
	Fe	C	Mn	Si	S	P	Cr
余量	0.45	0.65	0.25	≤ 0.03	≤ 0.03	≤ 0.03	

表 3 TC4 钛合金化学成分

	Wt%						
	Ti	Fe	V	Al	C	N	O
余量	0.45	0.65	0.25	≤ 0.03	≤ 0.03	≤ 0.03	

2.2 试验装置

为检验锁紧装置在发射振动环境下对磁悬浮飞轮的保护效果,对锁紧后的磁悬浮飞轮系统进行了三轴正弦扫频振动和随机振动测试试验,振动试验装置如图 2 所示。

飞轮系统通过衔接板固定于振动台面上。两振动力学传感器通过胶黏接在振动台面和磁悬浮飞轮

上,一个用于检测振动台面的振动工况,另一个用于监测磁悬浮飞轮的振动响应。振动中采用飞轮系统自身的电涡流位移传感器(精度为 $0.5 \mu\text{m}$,量程为 1 mm ,灵敏度为 $60 \text{ mV}/\mu\text{m}$,带宽 $> 5 \text{ kHz}$),实时测量锁紧装置与飞轮体上边缘的相对振动位移。振动实验后,采用 SEM 和 EDS 设备对锁紧弹片体的锁紧接触面的疤痕进行微观形貌分析和磨屑成分分析。某型号卫星的正弦扫频振动和随机振动技术要求如表 4 和表 5 所示。

表 4 正弦扫频振动技术要求

f/Hz	10~20	20~100
振动量级	6.25 mm	10 g
扫描速率	4oct/min	
加载方向	x, y, z	

表 5 随机振动技术要求

f/Hz	加速度	总均方根	加载	加载
	功率密度	加速度	方向	时间
10~95	6 dB/oct			
95~130	$0.45 \text{ g}^2/\text{Hz}$			
130~200	-14.7 dB/oct	8.5 g	x, y, z	1 min
200~600	$0.0554 \text{ g}^2/\text{Hz}$			
600~2 000	-15 dB/oct			

3 测试结果与分析

3.1 振动响应

通过对产品加载正弦扫频信号,观测飞轮系统在规定的火箭发射最高激振频率内是否出现较大抖动,来判断系统结构是否合理。通常位移传感器测量的振动信号是以时间轴为基准,并不能反映振动与频率的关系;因此,需将振动信号基准从时间轴转换为频率轴。根据振动理论可知,总倍频程 n 为

$$n = n_d + n_a \quad (1)$$

其中: n_d, n_a 分别为恒振幅正弦扫频段倍频程和恒加速度正弦扫频段倍频程, 具体表达式如下

$$\begin{cases} n_d = (\lg f_{a-d} - \lg f_1) / \lg 2 \\ n_a = (\lg f_h - \lg f_{a-d}) / \lg 2 \end{cases} \quad (2)$$

其中: f_1, f_{a-d} 和 f_h 为正弦扫频振动的初始频率、加速度与位移平滑交越点频率和最终频率。

扫频振动所需时间 T 为

$$T = n/R \quad (3)$$

其中: R 为扫描速率。

将表4中的数据代入式(1)~式(3)可知, 正弦扫频振动所需时间约为50 s。任意时刻 t 的频率为

$$f = f_1 2^{Rt} \quad (4)$$

扫频振动中利用电涡流位移传感器, 测得定、转子在锁紧接触面处的相对振动位移随频率的变化关系如图3所示。在低频恒振幅段(10~20 Hz), 飞轮定、转子的相对振动位移随扫频频率增加而增加, 在高频恒加速度段(20~100 Hz), 其变化较小。大部分时间段, 加载方向的振动位移响应高于非加载方向。飞轮转子在整个三轴(x, y, z)方向扫频振动的最大相对振动位移为28 μm , 其最大波动幅值为13 μm , 两者都小于飞轮保护间隙100 μm 。

对表5所示的随机振动技术要求, 通过电涡流位移传感器测得定、转子在锁紧接触面处的振动位

移曲线如图4所示。由于振动加载前飞轮转子不在最佳锁紧位置, 在前10 s内定、转子间相对振动位移随时间增加而增加。通过振动转子自动调整至最佳锁紧位置, 使其在后30 s内基本处于最佳锁紧位置, 所以定、转子间相对振动位移变化较小。整个 x, y, z 方向随机振动的最大振动位移响应为45 μm , 相对振动位移最大波动幅值为16 μm , 两者都小于飞轮系统保护间隙100 μm 。随机振动位移响应大于正弦扫频振动响应, 前者约为后者的1.6倍。

基于以上分析得知, 整个环境力学测试试验中, 定、转子最大相对振动位移及其最大波动幅值分别为45和16 μm , 都小于飞轮系统保护间隙100 μm 。从宏观角度分析, 可以认为锁紧装置对飞轮系统起到了有效保护作用。此外, 由微动理论可知, 在交变载荷作用下, 接触表面发生振幅小于300 μm 的相对运动为微动^[15-16], 所以定、转子锁紧接触面间存在按低频(10~100 Hz)正弦对数规律变化的微动, 以及按宽频(20~2 000 Hz)随机变化的微动。

3.2 摩擦磨损机制

为进一步分析在环境力学条件下, 锁紧接触面间的微动磨损行为, 采用SEM分析锁紧接触面的微观形貌, 并利用EDS分析磨损疤痕处各元素成分, 在此基础上, 确定锁紧接触面处的磨损机制。

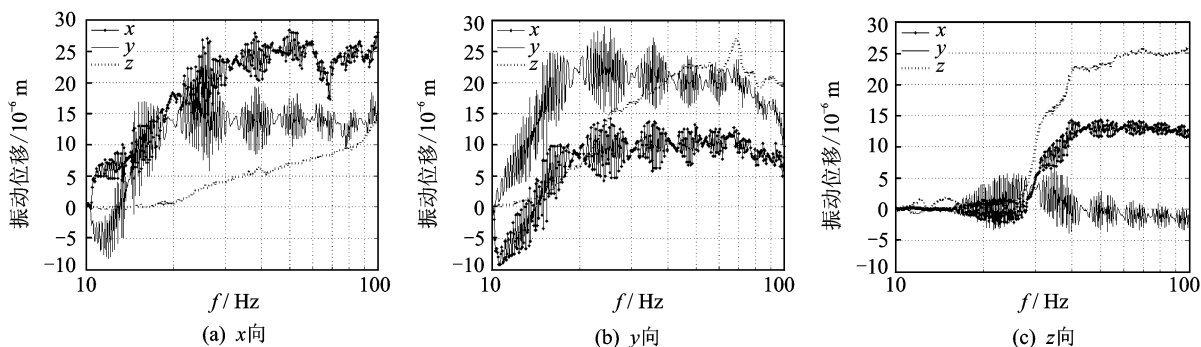


图3 扫频振动测试结果

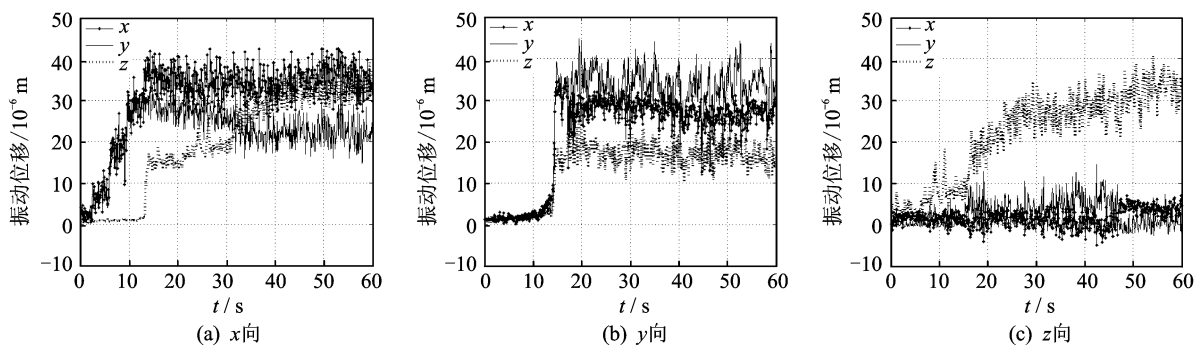
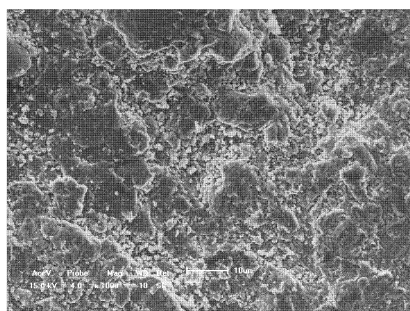
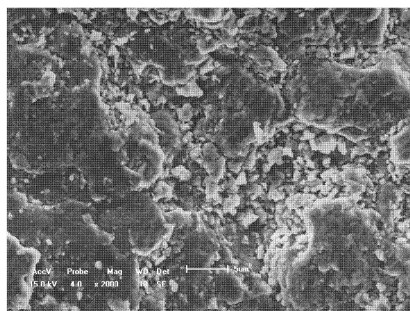


图4 随机振动测试结果

图5为弹片体(45#钢)锁紧接触面处的磨损疤痕在不同放大倍数下的SEM外观形貌。由图5(a)可以看出,环境力学振动条件下,锁紧接触面处的磨损可以分为脆性断裂和疲劳断裂两类。脆性断裂使较大的45#钢颗粒与基体分离,被排除摩擦界面后形成较大磨屑,同时在基体表面留下较大的凹坑疤痕。疲劳断裂使得在振动过程中伴有细小颗粒的产生。由图5(b)可以看出,振动过程中,大量细小颗粒被挤压至弹片体锁紧接触面内的磨损凹坑内。此外,细小颗粒从产生至被排除锁紧接触面,在锁紧接触面间起固体润滑作用,使微动磨损程度减轻。



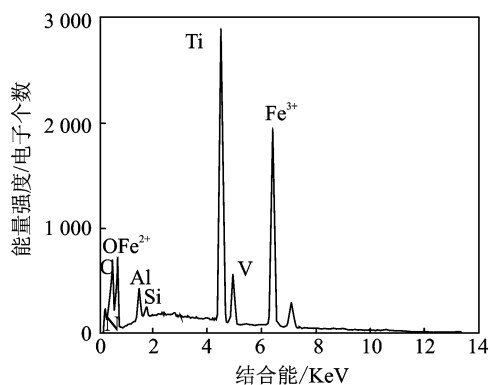
(a) 原始图



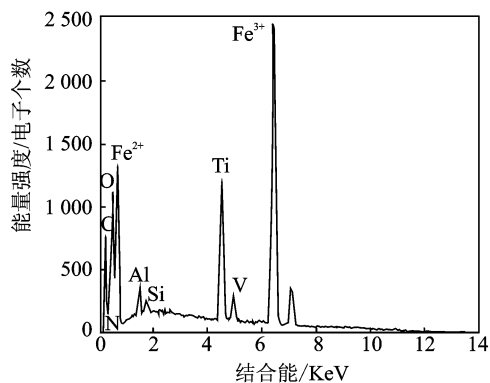
(b) 局部放大图

图5 弹片体锁紧表面的磨损SEM形貌

图6为弹片体(45#钢)磨损表面的EDS分析结果,其中图6(a)为凹坑内细小磨屑的能谱,图6(b)为磨损表面凸起部位的能谱。从图6(a)可以看出,凹坑内的细小磨屑除含有Fe元素外,还含有大量Ti元素,且Ti含量略高于Fe元素,同时含有一定量的V,Al元素。表明振动过程中,飞轮体钛合金TC4表面存在严重磨损,其磨损产生大量的细小磨屑,被压在弹片体锁紧接触面的磨损疤痕内。从图6(b)可以看出,凸起部位以Fe元素为主,同时存在一定量的Ti元素和少量的Al,V元素。表明凸起部位也黏着了一定量的TC4钛合金磨屑。此外,图6中磨损表面O元素含量大大高于TC4中O含量,表明振动过程中,锁紧接触面间(弹片体和飞轮体)存在激烈摩擦运动,致使氧化反应的发生。



(a) 凹坑内细小磨屑处



(b) 凸起处

图6 弹片体锁紧表面的磨损EDS分析

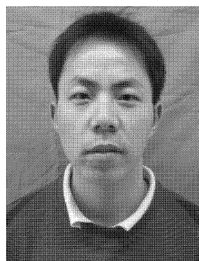
微动图理论^[17]表明,当微动处于滑移区和混合区内,接触表面存在较为明显的微动损伤;当径向微动处于部分滑移区(弹性变形区)内,接触表面几乎没有损伤。上述测试结果表明,笔者所述的振动处于滑移区内,所以存在明显的微动损伤。若接触体采用弹性变形较大的材料,使微动始终处于部分滑移区,可避免微动损伤的发生,从而可以进一步改善锁紧保护效果。

4 结束语

笔者以磁悬浮飞轮新型锁紧装置为研究对象,采用三轴正弦扫频振动和随机振动来模拟发射主动段的振动工况,对锁紧后的飞轮系统进行振动测试试验与分析。宏观测量结果表明,整个环境力学测试试验中,定、转子最大相对振动位移为45 μm,位移最大波动值为16 μm,都小于飞轮系统的保护间隙100 μm,可以认为锁紧装置对飞轮系统起到了较好保护,同时在锁紧接触面间也存在微动。微观SEM形貌和EDS能谱分析揭示,锁紧接触面内存在脆性断裂和疲劳断裂两种微动磨损机制。磨损过程中,大量细小磨屑从飞轮体(TC4)上剥落,并被挤压在弹片体(45#)凹坑疤痕内,且伴有氧化反应发生。

参 考 文 献

- [1] Gerlach B, Ehinger M, Raue H K. Digital controller for a gimbaling magnetic bearing reaction wheel [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California, USA: AIAA, 2005:1-6.
- [2] Sathyan K, Hsu H Y, Lee S H, et al. Long-term lubrication of momentum wheels used in spacecrafts-an overview [J]. Tribology International, 2010, 43:259-267.
- [3] 刘强, 房建成, 韩邦成. 磁悬浮反作用飞轮磁轴承动力分析及实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(7): 821-825.
Liu Qiang, Fang Jiancheng, Han Bangcheng. Analysis and test of dynamic reaction of magnetic bearing reaction flywheel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7) : 821-825. (in Chinese)
- [4] Livet J L, Bretaudeau M. Temporary locking device for inertia wheel:USA, 4345485 [P]. 1982-08-24.
- [5] Beau J F, Gauthier M. Kinetic wheel arrangement incorporating magnetic suspension provided with means for caging its rotor: USA, 4566740 [P]. 1986-01-28.
- [6] Guelis H V D, Joly J L. Device for temporarily locking a rotor onto a stator:USA,4872357 [P]. 1989-10-10.
- [7] Privat M, Costa A D. Pneumatic locking device for magnetic bearing reaction wheel [C]//Proceedings of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. San Sebastian, Spain: ESA Publications Division, 2003: 1-8.
- [8] 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 Bangcheng, Liu Qiang. Electromagnetic locking device based on self-locking for magnetic suspended flywheel[J]. Optics and Precision Engineering, 2009, 17(10) : 2456-2464. (in Chinese)
- [9] 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 Qiang, Fang Jiancheng, Han Bangcheng, et al. Locking device for magnetic bearing flywheel and its optimization [J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(8) : 1814-1821. (in Chinese)
- [10] 常乐, 闫维明, 任珉, 等. 高架路交通诱发的地面振动测试与分析[J]. 振动、测试与诊断, 2009, 29(2): 175-178.
Chang Le, Yan Weiming, Ren Min, et al. Test and analysis of ground vibration induced by elevated road traffic[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2009, 29(2) : 175-178. (in Chinese)
- [11] 孙广俊, 李爱群, 黄镇, 等. 首都机场 AMECO-A380 机库动力特性测试与分析[J]. 振动、测试与诊断, 2010, 30(2): 158-162.
Sun Guangjun, Li Aiqun, Huang Zhen, et al. Test and analysis of dynamic characteristic of AMECO-A380 maintenance hangar in Beijing Capital Airport [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2010, 30(2) : 158-162. (in Chinese)
- [12] Snyder J S, Connell M R, Fernandez J P, et al. Vibration test of a breadboard gimbal for the NEXT ion engine [C] // AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California, USA: AIAA, 2006: 1-9.
- [13] Comrie J, Korde U A. Laboratory testing for sounding rocket vibroacoustic response [C]// AIAA Structural Dynamics and Materials Conference. Denver, Colorado, USA: AIAA, 2011: 1-13.
- [14] 吴震宇, 袁惠群. 随机载荷下内燃机轴系动力可靠性分析[J]. 振动、测试与诊断, 2010, 30(5):534-538.
Wu Zhenyu, Yuan Huiqun. Dynamic reliability analysis of engine shafting under random loads[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2010, 30(5) : 534-538. (in Chinese)
- [15] Buciumeanu M, Crudu I, Palaghian L, et al. Influence of wear damage on the fretting fatigue life prediction of an Al7175 alloy [J]. International Journal of Fatigue, 2009 (31): 1278-1285.
- [16] 刘道新, 王振亚, 张晓化, 等. Ag/Ni 多层膜对钛合金微动磨损和微动疲劳抗力的影响[J]. 摩擦学学报, 2010, 30(5): 498-504.
Liu Daoxin, Wang Zhenya, Zhang Xiaohua, et al. The effect of Ag/Ni multilayer film on fretting wear and fretting fatigue resistance of titanium alloy[J]. Tribology, 2010, 30(5):498-504. (in Chinese)
- [17] Zhou Zhongrong, Nakazawa K, Zhu Minhao, et al. Progress in fretting maps [J]. Tribology International, 2006,39:1068-1073.



第一作者简介:刘强,男,1983年5月生,博士研究生。主要从事磁悬浮飞轮及磁悬浮控制力矩陀螺锁紧装置及其可靠性研究。曾发表《磁悬浮飞轮锁紧装置及其优化设计》(《光学精密工程》2010年第18卷第8期)等论文。

E-mail: liuqiangbuaa@aspe.buaa.edu.cn