

文章编号 1004-924X(2009)10-2456-09

# 基于自锁原理的磁悬浮飞轮电磁锁紧机构

韩邦成, 刘 强

(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:**为满足空间用磁悬浮飞轮在发射过程的性能需求,提出了一种基于机构自锁原理的可重复电磁锁紧机构。针对磁悬浮飞轮设计了质量为158 g的锁紧/解锁机构,尺寸为45 mm×49 mm×40 mm。给出了锁紧/解锁机构的组成和工作原理,建立了锁紧/解锁机构的数学模型。针对地面和空间两种环境,分析了机构在锁紧和解锁过程中锁紧力和解锁力的变化曲线,并根据某型卫星发射过程中的正弦振动、随机振动和冲击力学试验验证了锁紧机构。结果表明,该机构最大锁紧力为650 N,保持锁紧和解锁状态的力分别为133.8 N和-9.4 N,可有效实现锁紧和解锁功能,重力对锁紧机构的性能影响很小,从而为磁悬浮飞轮的空间应用奠定了技术基础。

**关键词:**磁悬浮飞轮;锁紧机构;自锁

**中图分类号:**V 249.1;TH133.7 **文献标识码:**A

## Electromagnetic locking device based on self-locking for magnetic suspended flywheel

HAN Bang-cheng, LIU Qiang

(*Novel Inertial Instrument & Navigation System Technology Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense, Beihang University, Beijing 100191, China*)

**Abstract:** It is necessary to develop a locking device for the magnetic suspended flywheel in a satellite launching. In this paper, a repeatable electromagnetic locking and unlocking device with a mass of 158 g and a dimension of 45 mm×49 mm×40 mm was designed for a magnetic suspended flywheel. The composition and working principles of the locking device were introduced and the mathematical models for locking and unlocking were established. Then, several kinds of tests, the sine vibration, random vibration and impact vibration were carried out to verify the locking device in ground and space environments, and the curves of the locking force versus displacement and the unlocking force versus displacement were given. Experimental results indicate that the max locking force is 650 N and the holding locking and unlocking forces are 133.8 N and -9.4 N, respectively, which shows the gravitation has a little effect on the locking device and it can realize locking and unlocking effectively.

**Key words:** magnetic suspended flywheel; locking device; self-locking

收稿日期:2008-10-31;修订日期:2008-12-05.

基金项目:国防预研基金资助项目(No. 51309030103)

## 1 引言

基于机械轴承的偏置动量飞轮和反作用飞轮由于存在机械摩擦和磨损以及不平衡振动等问题,严重影响了姿态控制系统的控制精度和使用寿命<sup>[1-3]</sup>。磁悬浮飞轮采用磁轴承技术,有效地解决了上述问题,具有高精度长寿命等突出优点,可用于高精度长寿命卫星的姿态控制<sup>[4-6]</sup>。由于卫星在发射阶段存在剧烈的振动和冲击,而飞轮定子和转子间是通过机械轴承支承,因此不需要锁紧装置。而磁悬浮飞轮通过磁轴承实现飞轮定子和转子之间的非接触稳定悬浮,定子和转子之间存在一定的间隙,因此在卫星发射阶段需要锁紧装置保护磁悬浮飞轮系统;另外,当卫星进入轨道后,需要解除磁悬浮飞轮上原有的锁紧关系,才能使磁悬浮飞轮正常工作。所以,磁悬浮飞轮需配备锁紧/解锁机构。

锁紧/解锁机构是磁悬浮飞轮中的关键技术组件,其设计要综合考虑可靠性、体积、重量、功耗等要求,同时还需要根据功能需要考虑是否可重复使用。磁悬浮飞轮锁紧机构可分为一次性锁紧机构和可重复锁紧机构。文献[7]和[8]都研制了基于碳纤维和航空钢丝绳的一次性锁紧装置,通过火工品切割航空钢丝绳实现解锁功能,其优点是结构简单、可靠,但只能使用一次,而且火工品爆炸时将产生多余物和冲击。德国 TELDIX 公司针对磁悬浮飞轮系统研制了气动锁紧装置<sup>[9]</sup>。由于航天器在进入空间前需要在地面上完成各种试验和测试,因此也需要对磁悬浮飞轮在试验前后进行测试,由于一次性锁紧机构不利于磁悬浮飞轮的测试,所以为克服一次性锁紧/解锁机构只能使用一次的缺点,需要研制可重复锁紧/解锁机构。文献[10]提出了一种磁悬浮飞轮自动锁紧机构,通过电机控制螺杆-螺母运动副实现锁紧和解锁功能。

本文针对课题组所研制磁悬浮反作用飞轮的结构特点,提出并研制了一种基于机构自锁原理的可重复电磁锁紧/解锁机构,给出了锁紧/解锁机构的组成和工作原理,建立了锁紧和解锁过程的数学模型。其主要特点是性能可靠、结构简单,只在锁紧和解锁过程中通电,其余时间不消耗电能。针对地面和空间两种环境,对锁紧和解锁过

程进行了分析和设计,给出了相关设计曲线,并对关键件进行了强度校核。为验证锁紧/解锁机构的功能和效果,设计了试验测试装置,并针对某航天器的正弦振动、随机振动和冲击试验条件在振动测试台上进行了验证。

## 2 锁紧/解锁机构结构设计及工作原理

卫星的地面试验(模拟发射和空间环境)、发射阶段(如随机振动、冲击等)和空间环境(如热循环和热真空等)条件,要求锁紧机构能实现对磁悬浮飞轮系统的保护;另外当卫星进入空间轨道后,需要适时解锁,使磁悬浮飞轮正常工作。在满足环境力学试验的同时,还要求锁紧机构具有体积小、质量轻、功耗低、可靠性高等优点,并能多次可靠地重复锁紧和解锁,且锁紧/解锁状态可监控,不能产生多余物质。

根据上述要求,本文利用机构自锁原理和永磁体不消耗电能的特性,设计了可重复电磁锁紧机构,并通过机械弹簧实现解锁功能,其结构和组成如图 1 所示。其工作过程分为四步:锁紧过程、保持锁紧状态、解锁过程、保持解锁状态。当需要对磁悬浮飞轮进行锁紧时,电磁铁中的线圈通电流,使电流产生的磁场方向和永磁体产生的磁场方向相同;产生的磁力将吸引吸盘克服压缩弹簧弹力和机构的摩擦力推动支柱产生水平( $x$ 轴)方向的运动,支柱水平方向的运动又推动锁柱产生垂直( $y$ 轴)方向的运动,使锁柱与磁悬浮飞轮转子接触;当传感器探测到的位置为锁紧状态时,停止给电磁铁供电,利用机构的自锁和电磁铁中永磁体产生的磁力保持锁紧状态。解锁时,电磁铁中的线圈通过相反方向的电流,使电流产生的磁场与永磁体产生的磁场方向相反,大小相等,如图 1 所示。此时,电磁铁不产生磁力,支柱在压缩弹簧的作用下将在水平方向产生与锁紧时相反方向的运动,锁柱在拉伸弹簧的弹力作用下,将在垂直方向产生与锁紧时相反方向的运动,脱离转子;当传感器探测的位置为解锁状态时,停止供电,利用压缩弹簧的弹力保持解锁状态。在实际应用时,磁悬浮飞轮转子轮缘位置的周向均布 3 个上述锁紧/解锁机构,如图 2 所示。通过锁紧机构中锁柱

的垂直运动消除磁悬浮飞轮转子和定子之间的保护间隙来实现锁紧,每个锁紧机构质量为 158 g,尺寸为 45 mm×49 mm×40 mm。

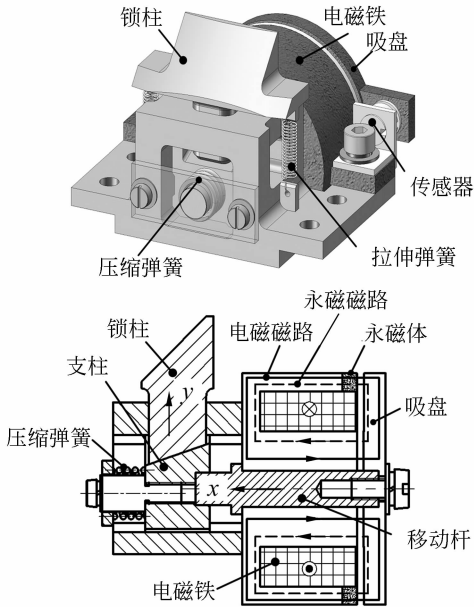


图 1 磁悬浮飞轮锁紧/解锁机构结构示意图

Fig. 1 Locking/unlocking device configuration of magnetically suspended flywheel

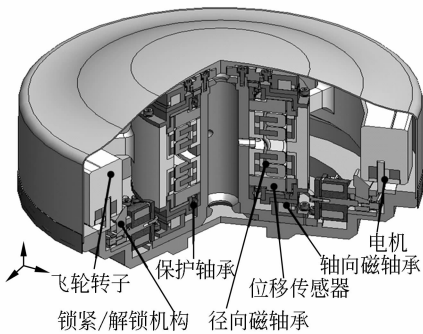


图 2 磁悬浮飞轮结构示意图

Fig. 2 Configuration of magnetically suspended flywheel

### 3 锁紧/解锁机构的参数设计

#### 3.1 机构自锁条件的确定

卫星在发射过程中由于剧烈的振动和冲击而产生很大的加速度,锁紧机构在这种情况下要能有效地保护磁悬浮飞轮系统,同时其体积、质量和功耗也受到严格限制,所以本文利用机械的自锁

原理来实现锁紧功能,主要是由图 1 中的锁柱、支柱和支架形成斜面双面摩擦<sup>[11-12]</sup>,其结构如图 3 所示。其中,锁柱和支架为铝材料,支柱为钢材料, $\phi$  为锁柱、支架与铝之间的摩擦角,自锁条件为支柱和支架底面的夹角  $\alpha \leq 2\phi$ 。在无润滑条件下其摩擦系数约为 0.17,对应的摩擦角约为  $9.64^\circ$ ,因此斜面双面锁紧机构的自锁角约为  $19.3^\circ$ ,设计时取  $\alpha$  为  $19^\circ$ 。

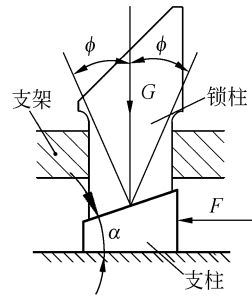


图 3 自锁结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of self-locking principle

磁悬浮飞轮的轴向磁轴承电磁间隙为 0.26 mm,保护间隙为 0.1 mm,则飞轮转子最大运动范围约为 0.2 mm。为调试方便并留一定余量,取锁紧机构的锁柱在垂直方向的最大位移值设为 0.35 mm,则可计算其支柱在水平方向的最大位移值为:

$$L = 0.35 / \tan 19^\circ \approx 1 \text{ mm} . \quad (1)$$

#### 3.2 恢复弹簧设计

本文所设计的锁紧机构,通过恢复弹簧配合电磁铁来解除原来的锁紧状态,共选择了两种弹簧:拉伸弹簧和压缩弹簧。在水平方向采用一个压缩弹簧,解锁时提供水平方向的力,克服摩擦力使支柱在水平方向运动;同时在垂直方向采用两个拉伸弹簧,使锁紧机构的锁柱脱离飞轮转子,磁悬浮飞轮恢复正常工作状态,并通过恢复弹簧保持解锁状态,解锁过程不消耗电能。

拉伸弹簧在解锁过程中只需将锁柱恢复到原始位置,由于系统在锁紧过程中需要克服拉伸弹簧产生的弹力,所以要求拉伸弹簧的刚度和位移量尽可能地小,避免产生干涉。取弹簧刚度  $K_1$  为 55.8 N/m,拉伸后产生最大变形时的伸长量  $l_1$  为 2 mm,两个拉伸弹簧产生的弹力为:

$$f_1 = 2 \times K_1 \times l_1 \approx 0.22 \text{ N} . \quad (2)$$

压缩弹簧在解锁时通过弹簧的弹力实现解

锁,且在解锁后维持解锁状态,弹力需大于电磁铁中永磁铁产生的磁力,所以在解锁后仍需保持一定的变形量。取弹簧刚度  $K_2$  为  $5 \times 10^3$  N/m,压缩后产生的最大变形量  $l_2$  为 5.3 mm,此时产生的弹力为:

$$f_{21} = K_2 \times x = K_2 \times l_2 = 26.5 \text{ N}. \quad (3)$$

解锁后的变形量  $l_3$  为 4.3 mm,此时产生的弹力为:

$$f_{22} = K_2 \times x = K_2 \times l_3 = 21.5 \text{ N}. \quad (4)$$

### 3.3 电磁铁设计

如图 1 所示,电磁铁主要由永磁体、激磁线圈、铁心和吸盘组成,工作原理为:在锁紧过程中,由激磁线圈产生的磁场与永磁体产生的磁场方向相同,磁场叠加,通过磁力克服摩擦力并恢复弹簧的弹力,提供水平方向的力来达到锁紧状态;达到锁紧状态后,停止给激磁线圈通电,依靠磁铁中永磁体产生的磁力和机构的自锁来保持锁紧状态;解锁时,在激磁线圈中加入相反方向的电流,产生与永磁体方向相反的磁场,使电磁铁产生的磁力为 0,在压缩弹簧的作用下实现解锁;停止给激磁线圈供电,利用压缩弹簧的弹力克服永磁体产生的磁力来保持解锁状态。

根据图 1 所示的电磁铁,不考虑漏磁和铁心磁阻的影响,其磁力计算公式为:

$$f = \frac{B^2 A}{\mu_0}, \quad (5)$$

式中, $\mu_0$  为真空磁导率; $A$  为磁极面积; $B$  为磁极气隙中的磁感应强度,其计算式为:

$$B = \frac{\phi_p \pm \phi_i}{A}, \quad (6)$$

式中, $\phi_p$  为永磁体产生的磁通, $\phi_i$  为激磁线圈产生的磁通,当二者方向相同时取正号,方向相反时取负号,其计算式分别为:

$$\phi_p = \frac{F_{pm}}{R_{g1} + R_{g2} + R_{pm}}, \quad (7)$$

$$\phi_i = \frac{ni}{R_{g1} + R_{g2} + R_{pm}}, \quad (8)$$

式中, $n$  为控制线圈匝数, $i$  为线圈中的控制电流。永磁体磁动势  $F_{pm} = H_c \cdot h_{pm}$ ,其中  $H_c$  为永磁体矫顽力, $h_{pm}$  为永磁体磁化方向厚度。永磁体磁阻为:

$$R_{pm} = h_{pm} / (\mu_0 \mu_r A), \quad (9)$$

其中, $\mu_r$  为永磁体相对磁导率。 $R_{g1}$  和  $R_{g2}$  分别为气隙处的磁阻,当气隙长度为  $x$  时,由于两个磁

极面积相等,所以有:

$$R_g = R_{g1} = R_{g2} = \frac{x}{\mu_0 A}. \quad (10)$$

把式(6)~(10)代入式(5)中,计算出电磁铁产生的磁力为:

$$f_3 = \mu_0 A \left[ \frac{h_{pm} H_c \pm ni}{h_{pm} + 2x} \right]^2. \quad (11)$$

根据锁紧机构的工作原理,在解锁状态时要求压缩弹簧的弹力大于永磁体产生的磁力(线圈不通电流)。取永磁体磁化方向厚度  $h_{pm} = 1$  mm,磁极面积  $A = 188.5$  mm<sup>2</sup>,气隙长度为 1 mm,激磁电流  $i = 1$  A,代入式(11)中,计算出永磁体产生的磁力为:

$$f_3' = \mu_0 A \left[ \frac{h_{pm} H_c}{h_{pm} + 2x} \right]^2 \approx 17.1 \text{ N}. \quad (12)$$

根据计算结果( $f_3' = 17.1$  N  $<$   $f_{22} = 21.5$  N),可知电磁铁能维持锁紧状态。

另外,在解锁时,要求激磁线圈产生的磁动势与永磁体产生的磁动势相等:

$$F_{pm} = H_c h_{pm} = ni. \quad (13)$$

根据锁紧机构功率要求(最大控制电流为  $i_{max} \leq 2$  A),可计算出线圈匝数为:

$$n = \frac{F_{pm}}{i_{max}} = \frac{H_c h_{pm}}{i_{max}} \approx 398. \quad (14)$$

电磁铁设计结果如表 1 所示。

表 1 电磁铁参数

Tab. 1 Electromagnet parameters

参 数	数值
气隙范围 $x$ (mm)	0~1
磁极面积 $A$ (mm <sup>2</sup> )	188.5
线圈匝数 $n$	398
永磁体磁化方向厚度 $h_{pm}$ (mm)	1
线圈中最大控制电流 $i_{max}$ (A)	2

## 4 锁紧和解锁过程中力的计算

### 4.1 锁紧过程中力的计算

磁悬浮飞轮要求锁紧机构克服摩擦力和弹簧产生的弹力,从而实现对磁悬浮系统的锁紧功能。在地面试验测试中,摩擦力来源于拉伸弹簧的弹力和重力(飞轮转子、支柱和锁柱引起重力),而在

空间无重力影响。

锁紧时,拉伸弹簧在水平方向上产生的摩擦力<sup>[8-9]</sup>为:

$$f_1' = 2K_1(1.66+x)\tan(\alpha)\tan(\alpha+19.3^\circ). \quad (15)$$

磁悬浮飞轮转子(质量  $m_1 = 3.75$  kg)和锁柱(质量  $m_2 = 0.005$  kg)的重力在水平方向上产生的摩擦力为:

$$f_4 = \left(\frac{m_1}{3} + m_2\right)g \times \tan(\alpha+19.3^\circ) \approx 9.91 \text{ N}. \quad (16)$$

式中, $g$  为重力加速度。在磁悬浮飞轮系统中共应用 3 个锁紧机构,则每个锁紧机构只需支撑转子质量的 1/3。

在锁紧过程中,电磁力需克服摩擦力和弹簧弹力,其合力计算式为:

$$F_1 = f_3 - f_1' - f_4 - K_2(4.3+x). \quad (17)$$

由于在空间无重力影响,电磁力只需克服弹簧引起的摩擦力和弹簧弹力,则锁紧力为:

$$F_1' = f_3 - f_1' - K_2(4.3+x). \quad (18)$$

从图 4 中可以看出,在锁紧过程中,随着电磁铁气隙的减小,磁力呈非线性增加趋势,最大锁紧力为 650 N,而由于重力引起的摩擦力为定值,弹簧的弹力呈线性增加,其值很小,所以可以有效实现锁紧功能;而且在空间无重力环境下,锁紧机构产生的锁紧力与有重力时的锁紧力相比较小。

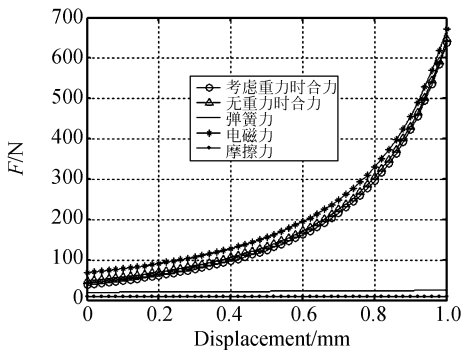


图 4 锁紧过程中力与位移的关系曲线

Fig. 4 Force versus displacement in locking flywheel

在锁紧状态,电磁铁不通电,由永磁体产生的磁力保持锁紧状态,考虑重力时的合力为 133.8 N,不考虑重力时的合力为 143.5 N,二者相差 7%,可有效可靠地保持锁紧状态。

## 4.2 解锁紧过程中力的计算

锁紧机构在解紧过程中,激磁线圈产生的磁场与永磁体产生的磁场大小相等,方向相反,所以电磁铁不产生磁力,由压缩弹簧提供主动力,只需克服摩擦力就能实现解锁。在地面试验测试中,摩擦力也来源于拉伸弹簧的弹力和重力(飞轮转子、支柱和锁柱引起重力),而在空间无重力影响。

解锁时,拉伸弹簧在水平方向上产生的摩擦力<sup>[9]</sup>为:

$$f_1'' = 2 \times K_1 \times (2-x) \times \tan 19^\circ \times \tan(\alpha-19.3^\circ). \quad (19)$$

磁悬浮飞轮转子和锁柱的重力在水平方向上产生的摩擦力为:

$$f_4' = \left(\frac{m_1}{3} + m_2\right)g \times \tan(\alpha-19.3^\circ) \approx -0.066 \text{ N}. \quad (20)$$

解锁时,锁紧机构产生的合力为:

$$F_2 = -f_1'' - f_4' - K_2(5.3-x). \quad (21)$$

由于在空间无重力影响,压缩弹簧只需克服由拉伸弹簧引起的摩擦力,则解锁力为:

$$F_2' = -f_1'' - K_2(5.3-x). \quad (22)$$

从图 5 中可以看出,在解锁过程中,由于电磁铁的磁力为 0,所以解锁力的绝对值随着电磁铁气隙的增加线性减小,负值表示与锁紧力方向相反,所以可以有效实现解锁功能。由重力和弹簧引起的摩擦力较小,所以无论有无重力环境下,解锁力基本一致,满足系统性能要求。

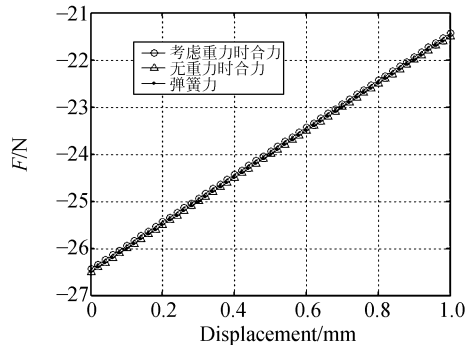


图 5 解锁过程中力与位移关系曲线

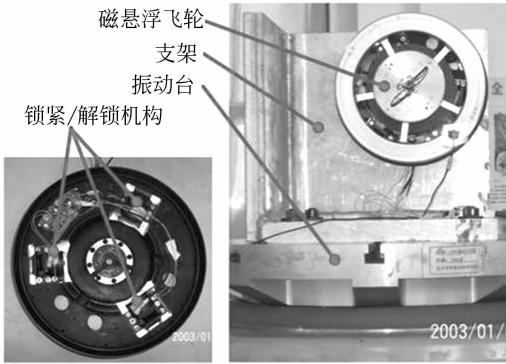
Fig. 5 Force versus displacement in unlocking flywheel

在解锁状态,电磁铁不通电,由压缩弹簧产生的弹力保持解锁状态,考虑重力时的合力为 -9.4 N,不考虑重力时的合力为 -9.5 N,负号

表示与锁紧力方向相反,二者相差 1%,可有效可靠地保持解锁状态。

### 5 力学试验

锁紧机构实物及力学测试装置如图 6 所示,测试装置固定于振动测试台上,通过垂直方向加速度传感器和水平方向加速度传感器来监测系统的振动状态。试验单位为航天器环境可靠性试验



(a) 锁紧机构及底座 (b) 测试装置  
(a) Locking device and its pedestal (b) Testing device

图 6 锁紧/解锁机构力学试验

Fig. 6 Tests of locking/unlocking device

表 2 正弦振动力学试验条件

Tab. 2 Test conditions of sine vibration

频域(Hz)	振动幅值 0-P	扫描速率	加载方向	加载时间
10~18	1~4.5g			
18~30	4.5g	4 oct/min	3 个主轴方向	60 s/向
30~60	4.5~6.5g			
60~100	6.5g			

表 3 随机振动力学试验条件

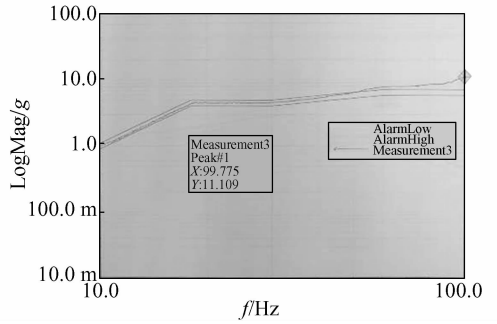
Tab. 3 Test conditions of random vibration

频域(Hz)	功率谱密度	总均方根 加速度值	加载时间	加载方向
10~140	3 dB/oct			
140~170	0.4 g <sup>2</sup> /Hz			
170~280	-13.5 dB/oct	9.01 g/(rms)	60 s/向	3 个主轴方向
280~600	0.042 4 g <sup>2</sup> /Hz			
600~2 000	-9 dB/oct			

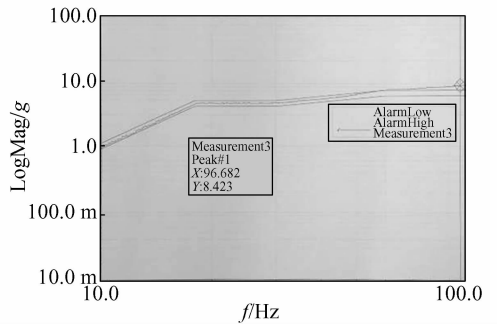
表 4 冲击谱测试条件

Tab. 4 Test conditions of impact vibration

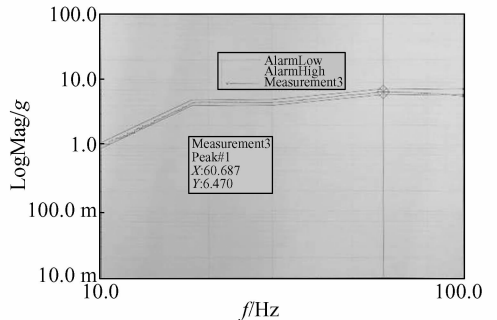
频域(Hz)	振动量级	加载方向	冲击次数	加载时间
100~800	8 dB/oct	3 个主轴方向	每方向一次	60 s/向
800~4 000	700 g/Hz			



(a) X 轴方向测试结果  
(a) Test result in X direction



(b) Y 轴方向测试结果  
(b) Test result in Y direction

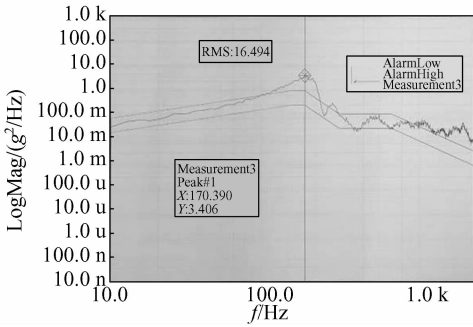


(c) Z 轴方向测试结果  
(c) Test result in Z direction

图 7 正弦振动测试结果

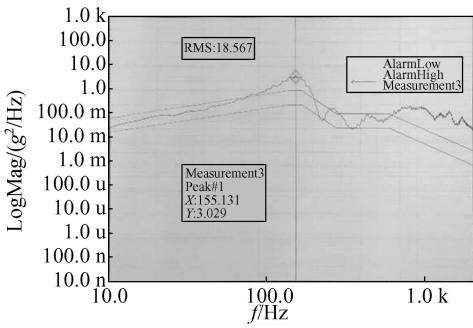
Fig. 7 Test results of sine vibration

与检测中心,试验条件为某型卫星发射时的力学试验条件,如表 2 所示。测试结果表明:在电磁铁线圈中通过 1.92 A 电流就能实现锁紧和解锁功能,而且不需要通电就能保持锁紧状态;所研制的锁紧机构满足某型卫星发射时的正弦振动、随机振动和冲击力学试验条件要求(见表 2~表 4),测试结果如图 7~9 所示,测试后系统完好。所研制的锁紧机构有效保护了磁悬浮飞轮,并能在试验后可靠解锁,完全满足要求。



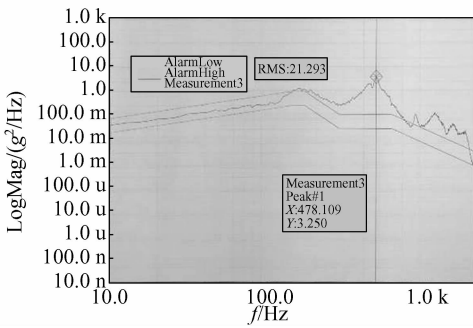
(a) X 轴方向测试结果

(a) Test result in X direction



(b) Y 轴方向测试结果

(b) Test result in Y direction

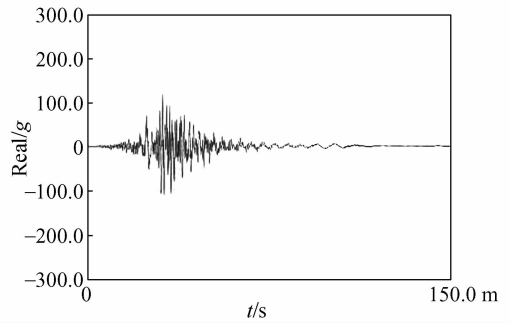


(c) Z 轴方向测试结果

(c) Test results in Z direction

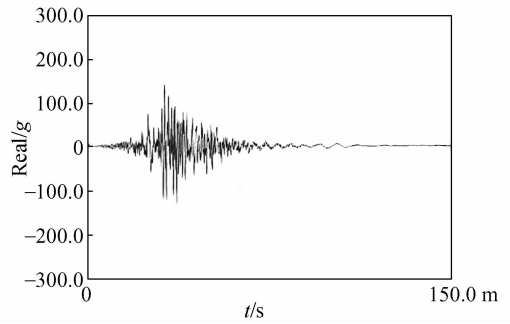
图 8 随机振动测试结果

Fig. 8 Test results of random vibration



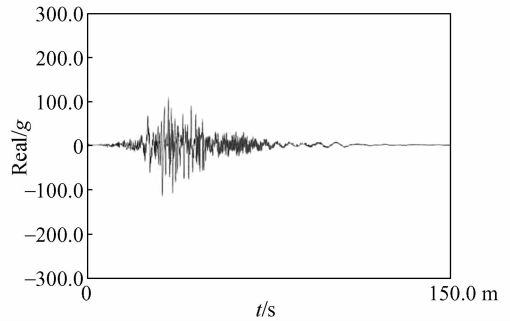
(a) X 轴方向测试结果

(a) Test result in X direction



(b) Y 轴方向测试结果

(b) Test result in Y direction



(c) Z 轴方向测试结果

(c) Test result in Z direction

图 9 冲击测试结果

Fig. 9 Test results of impact vibration

## 6 结论

针对某型磁悬浮反作用飞轮设计了一种小体积质量的可重复使用电磁锁紧机构(质量为 158 g),建立了锁紧和解锁机构的数学模型。针对地面和空间两种工作环境,给出了锁紧和解锁

过程中锁紧力和解锁力的变化曲线,最大锁紧力达到 650 N,在有重力环境下保持锁紧状态的力为 133.8 N,在无重力环境下为 143.5 N,二者相差 7%;在有重力和无重力两种环境下,保持解锁状态的力分别为 -9.4 N 和 -9.5 N,二者相差 1%。说明重力对锁紧机构的影响较小,可有效实现锁紧和解锁功能。最后根据某型卫星发射时的

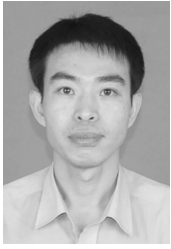
力学条件进行测试,试验结果表明:本文所研制的锁紧和解锁机构满足某型航天器的正弦振动、随机振动和冲击试验的力学条件要求,可有效实现对磁悬浮飞轮的保护作用。

本文研制的磁悬浮飞轮锁紧/解锁机构为磁悬浮飞轮的空间应用奠定了技术基础。

## 参考文献:

- [1] DAVID A, RAYMOND B. Flywheel technology development program for aerospace applications [J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 1998, 13(6): 9-14.
- [2] 费从宇, 李英堂. 飞轮转速过零时卫星姿态的非线性控制 [J]. *中国空间科学技术*, 2001(5): 21-24.  
FEI CH Y, LI Y T. Nonlinear control law of satellites attitude at zero-speed of reaction wheels [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2001(5): 21-24. (in Chinese)
- [3] 韩邦成, 虎刚, 房建成. 磁悬浮控制力矩陀螺高速转子的优化设计 [J]. *光学精密工程*, 2006, 14(4): 662-666.  
HAN B CH, HU G, FANG J CH. Optimizaiton design of magnetic suspended gyroscope rotor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(4): 662-666. (in Chinese)
- [4] AUER W. Ball bearing versus magnetic bearing reaction and momentum wheels as momentum actuators [C]. *Aiaa Internatioal Meeting & Technical Display "Golbal Technology 2000"*, AIAA-80-0911, Baltimore, 1980: 1-5.
- [5] 叶全红, 李红, 韩邦成, 等. 磁悬浮反作用飞轮密封罩结构的优化设计 [J]. *光学精密工程*, 2007, 15(10): 1571-1576.  
YE Q H, LI H, HAN B CH, et al.. Optimization design of sealed cowling structure for magnetic bearing reaction flyweel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(10): 1571-1576. (in Chinese)
- [6] 房建成, 杨磊, 孙津济, 等. 一种新型磁悬浮飞轮用永磁偏置径向磁轴承 [J]. *光学精密工程*, 2008, 16(3): 444-451.  
FANG J CH, YANG L, SUN J J, et al.. Novel permanent-magnet bias radial magnetic bearing used in magnetical suspended flywheel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(3): 444-451. (in Chinese)
- [7] GAUTHLER M, ROLAND J P, VAILLANT H, et al.. An advanced low-cost 2-axis active magnetic bearing flywheel [C]. *Proceedings of the 3rd European Space Mechanisms & Tribology Symposium, Madrid, Spain*, 1987: 177-182.
- [8] 叶全红. 磁悬浮反作用飞轮结构分析及优化设计与实验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.  
YE Q H. *Structure analysis and optimum design for magnetically suspended reaction flywheel and experimental research* [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [9] ECKARDT T. The low nosie momentum wheel MW-X: EM design and predicted properties [C]. *The fifth European Space Mechanism and Tribology Symposium, ESTEC, Netherlands*, 1992: 28-30.
- [10] 刘晓东, 余立辉. 磁悬浮飞轮自动锁紧系统的研制 [J]. *机械与电子*, 2007(3): 33-36.  
LIU X D, YU L H. Development of automatic locking system for magnetic bearing flywheel [J]. *Machinery & Electronics*, 2007(3): 33-36. (in Chinese)
- [11] 杨益梅, 黄霞春. 摩擦与自锁条件的确定 [J]. *机械研究与应用*, 2007, 20(3): 35-36.  
YANG Y M, HUANG X CH. Friction and determination of self-locking condition [J]. *Mechanical Research & Application*, 2007, 20(3): 35-36. (in Chinese)
- [12] 陈元霖. 楔形滑块机构力分析和综合的新准则 [J]. *华侨大学学报(自然科学版)*, 1987, 8(2): 187-195.  
CHEN Y L. A new criterion for force analysis and synthesis of wedge slider mechanism [J]. *Journal of Huaqiao University (Nantural Science)*, 1987, 8(2): 187-195. (in Chinese)

## 作者简介:



韩邦成(1974—),男,辽宁灯塔人,副教授,博士,2004年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事空间执行机构技术、磁悬浮技术及应用、磁悬浮飞轮及磁悬浮控制力矩陀螺技术等机电一体化技术的研究。E-mail: hanbangcheng@buaa.edu.cn



刘 强(1983—),男,江西九江人,博士研究生,2005年于北京石油化工学院获得学士学位,主要从事磁悬浮飞轮及磁悬浮控制力矩陀螺技术的研究。E-mail: liuqiangbuaa@aspe.buaa.edu.cn

## ●下期预告

## 9.3 $\mu\text{m}$ 脉冲 $\text{CO}_2$ 激光倍频实验

李殿军<sup>1,2</sup>,杨贵龙<sup>1,2</sup>,谢冀江<sup>1,2</sup>,孟范江<sup>1,2</sup>,郭 劲<sup>1,2</sup>

- (1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033;  
2. 激光与物质相互作用国家重点实验室,吉林 长春 130033)

本文介绍了利用 9.3  $\mu\text{m}$  脉冲 TEA $\text{CO}_2$  激光通过  $\text{AgGaSe}_2$  晶体二次谐波产生(SHG)技术实现 4.65  $\mu\text{m}$  中红外波段激光输出的实验研究。根据非线性光学技术原理和倍频技术的基本要求,通过有针对性的技术手段对于 TEA $\text{CO}_2$  激光器实现输出谱线选择和脉冲波形时间分布整形控制,使之尽量满足激光倍频实验对于泵浦的脉冲光源在波长和输出时间分布上的基本要求,并以此作为基波光源进行了产生二次谐波的实验研究工作。实验结果显示,即使是相同的  $\text{AgGaSe}_2$  倍频晶体材料,由于生产厂商的不同具有完全不同的表面破坏阈值行为,而相同点是体损伤阈值均大于表面损伤阈值。实验上获得倍频输出最大能量 12.9 mJ;倍频输出最高平均功率 940 mW。