

文章编号 1004-924X(2012)08-1802-09

磁悬浮飞轮用可重复抱式锁紧装置

刘 强^{1,2*}, 房建成^{1,2}

- (1. 北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100191;
2. 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:针对磁悬浮飞轮锁紧装置用整体碳纤维弹片不便拆卸和一次性锁紧装置不可重复锁紧/解锁的缺点,提出了一种基于分立式弹片释放机构的可重复抱式锁紧装置。介绍了锁紧装置的结构、工作原理和弹片方案,通过将弹片释放机构等效为悬臂梁-质量块模型,对其进行了静力学和动力学分析。基于分析结果,选择灵敏度较高的结构参数作为优化设计变量,并考虑结构强度、解锁力和一阶共振频率,以软件 iSIGHT 为平台,对弹片进行多学科优化设计。优化结果表明,弹片个数为 10 时,弹片总质量达到最小为 207 g,比初始质量 477 g 减少了 56.6%。根据优化结果加工了一套锁紧装置,并利用正弦扫频振动和随机振动试验对其进行验证,验证结果显示该锁紧装置能够有效保护飞轮系统。

关键词:磁悬浮飞轮;锁紧装置;优化设计;静力学;动力学

中图分类号:V448.22;V414.1 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20122008.1802

Repeated clamping locking device for magnetic bearing flywheel

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

- (1. Key Laboratory of Inertial Technology, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. National Defense Key Science Laboratory of Novel Inertial Instrument & Navigation System Technology, Beihang University, Beijing 100191, China)
* Corresponding author, E-mail: liuqiangbuaa@aspe.buaa.edu.cn

Abstract: As the integral carbon fiber slice for a locking device is not easy to disassemble and the one-off locking device can not repeat locking/unlocking in a magnetic bearing flywheel, a novel repeated clamping locking device based on a separate elastic slice as release mechanism was presented. The composition, operating principles and the scheme of elastic slice for the device were introduced. To be equivalent the elastic slice for a cantilever beam-mass mode, the static and dynamic analysis was performed for the device. Upon this, the structure parameters of high sensitivity were selected as design variables, and the structural strength, unlocking force and the first resonance frequency were concerned. Then, the software of multidisciplinary design optimization (iSIGHT) was used for the optimization of elastic slice. The results indicate that the total mass of elastic slices has been reached to the minimum of 207 g corresponding to 10 elastic slices, which is reduced by 56.6% compared with initial mass of 477 g. According to optimization results, a locking device was manufactured and it is

收稿日期:2012-04-11;修订日期:2012-05-14.

基金项目:国家杰出青年科学基金资助项目(No. 60825305);国家 973 重点基础研究发展计划资助项目(No. 2009CB724002)

verified by sine-swept vibration and random vibration. The verification shows that the locking device can protect magnetic bearing flywheels and has great significance and values for space applications of magnetic bearing flywheels.

Key words: magnetic bearing flywheel; locking device; optimization design; statics; dynamics

1 引 言

随着空间技术的发展,卫星平台对姿态控制精度要求越来越高,采用传统机械轴承支承的动量轮逐渐显现出它的缺陷与不足^[1-2]。磁悬浮飞轮采用无机械接触的磁悬浮轴承支承,消除了机械轴承带来的摩擦磨损,降低了振动,且无需润滑,是高精度长寿命卫星姿态控制的理想惯性执行机构^[3-4]。由于磁悬浮飞轮定、转子间存在一定的磁间隙,为防止发射主动段飞轮定、转子相互碰撞与冲击,磁悬浮飞轮必须采用额外的锁紧保护系统。此外,入轨后还需解除飞轮原有锁紧关系,使转子处于自由状态便于悬浮^[5-6]。因此,锁紧装置同磁悬浮轴承、高速电机一起被视为磁悬浮飞轮系统的三大核心部件。

根据锁紧/解锁次数,可以将锁紧装置分为一次性和可重复锁紧装置。一次性锁紧装置都采用火工品进行解锁,具有结构简单、可靠性高的优点,常用于早期的磁悬浮飞轮。文献[7]提出了一种基于锥形轴承的锁紧装置,利用锥面约束转子6个自由度将飞轮锁紧,利用摩擦自锁保持锁紧。文献[8]介绍了一种采用丝杠-螺母间摩擦自锁保持锁紧和火工品斩断丝杠释放飞轮转子的锁紧装置。文献[9-10]研制了一种基于碳纤维的抱式锁紧装置,利用钢丝绳勒紧碳纤维弹片抱紧飞轮转子和火工品切割钢丝绳进行解锁。在此基础上,文献[5]介绍了法国“SPOT4”卫星采用的气动锁紧装置,依靠钢丝绳抱紧碳纤维弹片压缩气囊将飞轮锁紧,利用火工品进行解锁。由于气囊与飞轮转子的接触较好,锁紧面间无 Hertz 接触^[11],从而拟制了发射主动段锁紧面间的微动磨损^[12]和微动疲劳^[13]。以上方案结构简单可靠,但只能使用一次。由于地面运输和测试实验中,需经常对飞轮进行锁紧/解锁。因此,有必要研制可重复锁紧装置。

为了克服一次性锁紧装置不可重复锁紧/解

锁的缺点,文献[14]提出了一种基于楔形块斜面摩擦自锁原理的可重复电磁锁紧装置,通过控制电磁铁线圈电流的大小和方向,使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。为了提高电磁锁紧装置解锁可靠性,文献[6]介绍了另一种电磁锁紧方案,采用隐式电磁铁替代文献[14]中显式电磁铁。借鉴楔形块摩擦自锁原理^[6,14],文献[15-16]研制了基于形状记忆合金的锁紧装置,利用记忆合金导电受热伸缩实现飞轮的重复锁紧/解锁。此外,在一次性抱式锁紧装置^[5,9-10]的基础上,文献[17]研究了基于电机执行机构的可重复抱式锁紧装置。在此基础上,文献[18]提出了一种基于碳纤维释放机构的可重复抱式锁紧装置。

弹片作为抱式锁紧装置的关键机构,其性能优劣决定了整个系统锁紧/解锁可靠性和飞轮系统姿态控制精度。文献[5,9-10,17-18]所述的抱式锁紧装置都采用整体式碳纤维弹片作为其释放机构。由于整体式碳纤维弹片采用过盈热压工艺安装在飞轮底座环形槽内,加工成本高,且不可多次拆装,不便于磁悬浮飞轮系统的地面装配调试,因此,本文结合本课题组所研制磁悬浮飞轮特点,提出了一种基于分立式弹片的可重复锁紧装置,并对弹片释放机构进行静力学和动力学分析,根据分析结果选择合适的设计变量和约束变量对其进行优化设计。

2 锁紧装置

2.1 结构及其工作原理

与整体式碳纤维弹片锁紧装置^[5,9-10,17-18]不同,本文采用易于加工、便于拆装的分立式弹片作为伸张机构,其结构如图1所示。锁紧装置工作过程主要分为执行锁紧/解锁与保持锁紧/解锁四步,其工作原理和设计要求在文献[18]已经做了详细介绍。由于采用了可拆装的分立式弹片,整个飞轮系统的装配顺序可以不受锁紧装置限制。

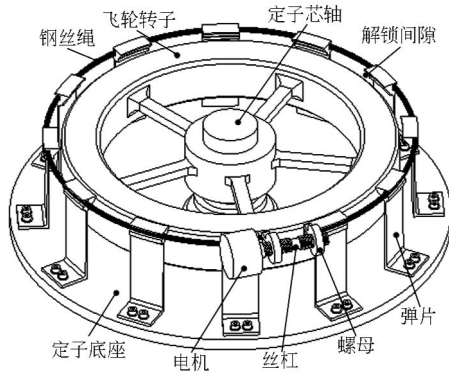


图 1 可重复抱式锁紧装置结构示意图

Fig. 1 Construction of repeated clamping locking device

2.2 弹片方案

由于传统圆环形状截面的整体式碳纤维弹片^[5,9-10,17-18]形状复杂,加工成本高、难度大,本文采用了易于加工的分立式金属平板弹片,其截面为长方形状,具体结构如图 2 所示。如图 2(a)弹片由 3 部分组成,上端为具有一定质量的环形槽,用于放置钢丝绳收紧机构,中间为具有弹性的矩形弹性薄板,其截面如图 2(b)所示,下端为用于固定锁紧弹片的安装座。如图 2(c)所示,单片弹片可以等效为一悬臂梁-质量块模型,其下端固定,上端附有一质量块。

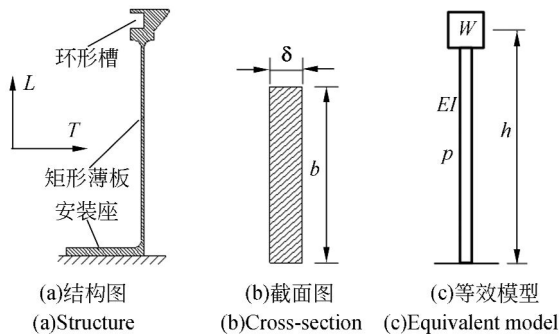


图 2 弹片释放机构

Fig. 2 Elastic slice release mechanism

3 锁紧装置力学分析

锁紧弹片作为整个锁紧装置的关键部件,其静力学和动力学性能对飞轮系统的影响如下:(1)锁紧状态下弹片弯曲回复力(解锁力)决定锁紧装置的解锁可靠性;(2)锁紧电机功率恒定时,钢丝

绳最大张力保持不变,解锁力越大则锁紧力越小,即锁紧可靠性越低;(3)锁紧状态下,弹片过大的弯曲应力可能引起弹片塑性变形,导致锁紧/解锁失效;(4)飞轮工作时,弹片过低的一阶共振频率会引起飞轮系统共振,影响飞轮系统的姿态控制精度。前三项属于静力学范畴,最后一项属于动力学范畴。因此,必须对弹片进行静力学和动力学分析。

3.1 静力学分析

当硬磁材料(永磁体)和软磁材料(易磁化)磁路不闭合时会产生一定量的磁力矩。较大的磁力矩在地球磁场的作用下会对卫星平台产生一定的力矩,从而影响卫星姿态精度^[19]。所以,本文所研究的弹片选用具有较好弹性的无磁铍青铜 QBe2 材料。铍青铜属于各向同性材料,根据文献^[18]可知,弹片在锁紧受弯状态下的解锁力 f_u 和最大应力 σ_{max} 为:

$$\begin{cases} f_u = \frac{3\varepsilon EI}{h^3} = \frac{\varepsilon E}{4h^3} b\delta^3 \\ \sigma_{max} = \frac{f_u h \delta}{2I} = \frac{3\varepsilon E}{2h^2} \delta \end{cases}, \quad (1)$$

式中: ε 为解锁间隙, E 为弹性模量, $I = b\delta^3/12$ 为弹片中部截面惯性矩, b 和 δ 分别为弹片宽度和厚度, h 为等效高度。执行锁紧过程中,弹片刚好靠上飞轮转子上边缘,但又不对其施加压力时,钢丝绳中的张力 f_t 为:

$$f_t = \frac{f_u}{2\sin(\theta/2)}, \quad (2)$$

式中: θ 为单片弹片所占圆周角。

3.2 动力学分析

利用有限元软件计算可知,弹片的一阶振型为径向摆动(横向振动)。将弹片等效为图 2(c)所示的悬臂梁-质量块后,根据结构振动力学理论可知其横向振动频率方程可表示为:

$$\begin{cases} \frac{W\omega_a^2}{gEI\beta^3} = \frac{1 + \cos(\beta h)\cosh(\beta h)}{\sin(\beta h)\cosh(\beta h) - \cos(\beta h)\sinh(\beta h)} \\ \beta^4 = \frac{\omega_a^2}{a^2} \\ a^2 = \frac{EIg}{\rho A} = \frac{Eg\delta^2}{12\rho} \end{cases}, \quad (3)$$

式中: W 为等效模型质量块质量, ω_a 为弹片固有圆频率, g 为重力加速度, a 为弹性横波传播速度, β 为 ω_a 与 a 间的比例系数, ρ 为弹片密度, A

为弹片截面面积。令 $t = \beta h$, 则式(3)可以简化为,

$$\begin{cases} \frac{Wt}{\rho Ah} = \frac{1 + \cos(t) \cosh(t)}{\sin(t) \cosh(t) - \cos(t) \sinh(t)} \\ f(t) = \frac{W}{\rho b \delta h} t = K_1 t \\ g(t) = \frac{1 + \cos(t) \cosh(t)}{\sin(t) \cosh(t) - \cos(t) \sinh(t)} \end{cases}, \quad (4)$$

式中: $K_1 = W/(\rho b \delta h)$ 为 $f(t)$ 函数斜率。 $f(t)$ 与 $g(t)$ 的曲线如图 3 所示, $f(t)$ 与 $g(t)$ 两者的第一个交点的横坐标位于 $(0, 3)$ 之间, 且随着 K_1 的增加而减小。当 K_1 较小时(小于 0.2), $f(t)$ 与 $g(t)$ 交点位于 $g(t)$ 线性段内, 所以可以将 $g(t)$ 线性化, 其表示如下:

$$g(t) = K_2 t + B, \quad (5)$$

式中: K_2 、 B 为常数, K_2 为 $g(t)$ 线性段的斜率 (< 0), $B (> 0)$ 为其截距。综合式(3)~(5)可以得出一阶共振圆频率 ω_{d1} 为:

$$\omega_{d1} = \sqrt{\frac{Eg(B\rho b)^4 \delta^5}{12\rho(W - K_2 \rho b \delta h)^4}}. \quad (6)$$

当 $W \ll K_2 \rho b \delta h$ 时, 可以对式(6)进行简化。相应的一阶共振频率 ω_1 为:

$$\omega_1 = \frac{\omega_{d1}}{2\pi} = \delta \sqrt{\frac{EgB^4}{48\pi^2 \rho K_2^4 h^4}}. \quad (7)$$

从式(1)和(7)可以看出解锁力 f_u 、最大应力 σ_{max} 和一阶共振频率 ω_1 与弹片宽度 b 、厚度 δ 和高度 h 3 个结构参数有关。

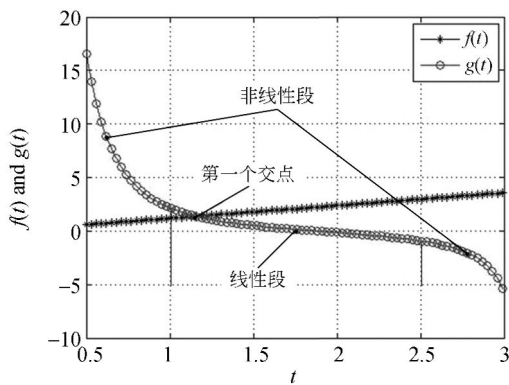


图 3 $f(t)$ 与 $g(t)$ 曲线

Fig. 3 Curves of $f(t)$ and $g(t)$

4 弹片优化设计

锁紧装置作为磁悬浮飞轮的三大核心部件之一, 是磁悬浮飞轮入轨工作的先决条件。弹片作

为锁紧装置的关键部件, 其动力学和静力学性能决定整个锁紧装置的锁紧/解锁可靠性和飞轮系统精度。所以, 必须对其结构进行优化设计。

4.1 优化模型的建立

文献[18]在没有分析解锁力 f_u 、最大应力 σ_{max} 和一阶共振频率 ω_1 三个约束变量与结构参数关系的前提下, 对弹片进行优化设计。导致忽略了一高灵敏度参数(弹片高度 h), 引入了一低灵敏度参数(弹片固定深度)。从而降低了优化效率和优化程度。因此, 本文先对弹片进行静力学和动力学分析, 得到优化设计变量。在此之后采用经典序列二次规划法^[20-21]对其进行多学科优化设计。

设计变量: 由文献[18]可知弹片下端固定深度对三个约束变量影响较小, 所以本文不予考虑。由式(1)和(7)可知, 弹片宽度 b 、厚度 δ 、长度 h 影响解锁力 f_u 、最大应力 σ_{max} 和一阶共振频率 ω_1 。从而决定了整个锁紧装置的性能, 所以将其设置为设计变量。此外, 还需考虑弹片在锁紧装置中的个数 n 。设计变量 \mathbf{X} 写成向量形式如下:

$$\mathbf{X} = [b \quad \delta \quad h \quad n]. \quad (8)$$

可行域: 即设计变量取值范围。为了增加锁紧/解锁可靠性, 采用了 2 套电机执行机构。所以弹片在飞轮底座圆周方向对称分布, 即弹片个数为偶数。根据本文所研究飞轮^[6, 14, 18-20]的特点, 对设计变量限制如下:

$$\begin{cases} 16 \text{ mm} \leq b \leq 32 \text{ mm} \\ 0.8 \text{ mm} \leq \delta \leq 2.2 \text{ mm} \\ 35 \text{ mm} \leq h \leq 55 \text{ mm} \\ n = 4, 6, 7, 10, 12 \end{cases}. \quad (9)$$

约束条件: 约束条件主要从静力学和动力学方面考虑。锁紧状态下, 过大的弯曲应力导致弹片塑性变形, 要求弹片最大应力 $\sigma_{max} \leq [\sigma]/2$ 。 $[\sigma] = 580 \text{ MPa}$ 为 QBe2 许用应力。为避免飞轮工作状态系统共振要求解锁状态下, 弹片一阶共振频率高于飞轮转频 ($5\ 000 \text{ r/min}$), 即 $\omega_1 \geq 125 \text{ Hz}$ 。为有利于锁紧/解锁, 锁紧状态下弹片解锁力 f_u 不应过大或过小。此外, 在不同弹片个数的锁紧方案中, 当弹片刚好到达锁紧位置时, 弹片解锁力(回复力)对钢丝绳的张力应该一致。因此, 不同弹片个数对应的解锁力应该不同。根据以上分析和式(2), 弹片需满足以下条件:

$$\begin{cases} f_u = 113 \text{ N}, n = 4 \\ f_u = 80 \text{ N}, n = 6 \\ f_u = 54.5 \text{ N}, n = 8 \\ f_u = 41.5 \text{ N}, n = 10 \\ f_u = 33 \text{ N}, n = 12 \\ \sigma_{\max} \leq [\sigma]/2 \\ \omega_1 \geq 125 \text{ Hz} \end{cases} \quad (10)$$

目标函数:以弹片质量 M 最小为优化设计目标,写成函数形式如下:

$$M = f(\mathbf{X}) = F(b, \delta, h, n) \quad (11)$$

4.2 优化结果与分析

由式(8)可以看出,前三个变量为连续变量,最后一个变量为离散变量。因此,本文采用文献[18]所述的优化方法,即对连续变量采用序列二次规划法,对离散变量采用遍数法。序列二次规划法的优化流程在文献[18,20-21]中已经做了详细介绍。优化方法的数学模型描述如下:

$$\begin{cases} n = j \quad (j = 4, 6, 8, 10, 12) \\ M_j = \min f(\mathbf{X}_j) = \min f(b, \delta, h, j) \end{cases} \quad (12)$$

式中: M_j 为弹片个数为 j 时的最优质量。采用上述优化方法对弹片进行优化计算,得到约束变量和目标函数与弹片个数的关系如图 4 所示。

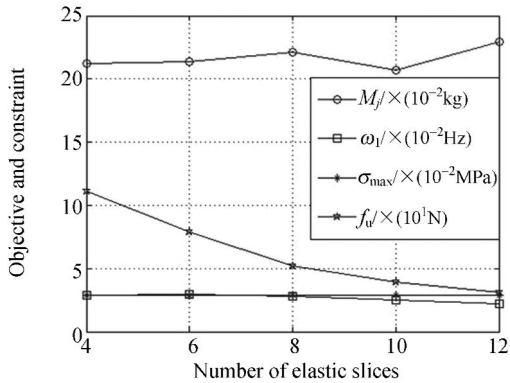


图 4 目标函数和状态变量与弹片个数

Fig. 4 Objective and constraint versus number of elastic slices

从图 4 中可以看出,弹片个数 $n=10$ 时,弹片质量达到最小。不同弹片个数所对应的最大应力 σ_{\max} 基本不变。虽然一阶共振频率 ω_1 随弹片个数增加而减小,但其最小值为 223 Hz,远满足式(10)约束条件。所以,取弹片个数 n 为 10。 n 取 10 时,设计变量在优化过程中的变化曲线如图 5 所示,约束变量和目标函数的变化曲线如图 6 所示。

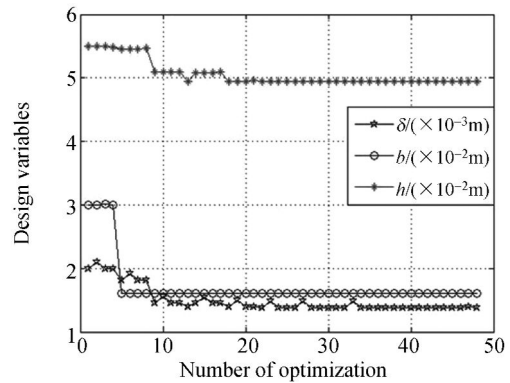


图 5 设计变量优化曲线

Fig. 5 Optimization curve of design variables

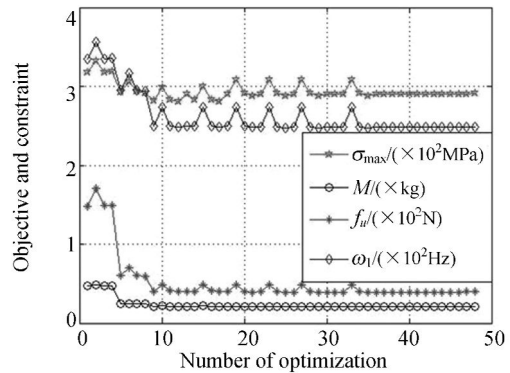


图 6 目标函数和状态变量优化曲线

Fig. 6 Optimization curve of objective and constraint

从图 5 可以看出, b 曲线在第 4 步有较大的下降,导致了图 6 中 f_u 较大的减小。从第 18 步以后 h 和 b 变化较小。此时, f_u 与 δ 两者的曲线具有相同的变化趋势。这与式(1)所表现的 f_u 与弹片结构参数 b 和 δ^3 成正比相一致。图 5 中 δ 曲线与图 6 中 σ_{\max} 曲线相似,这与式(1)中 σ_{\max} 与 δ 成正比相稳合。经估计 W 和 $K_2 \rho b \delta h$ 分别约为 0.002 6 和 0.024 7,满足式(7)的简化条件($W \ll K_2 \rho b \delta h$),所以 ω_1 与 δ 成正比。这与 ω_1 和 δ 具有相同的变化曲线相一致。

表 1 弹片优化结果

Tab. 1 Optimization results of elastic slice

设计变量	优化结果	变量	优化结果
个数 n	10	最大应力 σ_{\max} (MPa)	291
宽度 b (mm)	16	一阶共振频率 ω_1 (Hz)	248.6
厚度 δ (mm)	1.39	解锁力 f_u (N)	39.5
高度 h (mm)	49.4	最优质量 M (g)	207

基于以上分析,弹片个数为 10 时,弹片质量最优为 207 g。最终的优化结果如表 1 所示。利用有限元软件 Ansys11.0 对优化后的弹片进行静力学和动力学计算,得到其应力等效云图和一阶振型分别如图 7 和图 8 所示。从图 7 可以看出最大应力发生在弹片根部,约为 291 MPa。动力学计算结果表明,弹片的一阶振型为径向摆动(属于横向振动),一阶共振频率为 248.6 Hz。

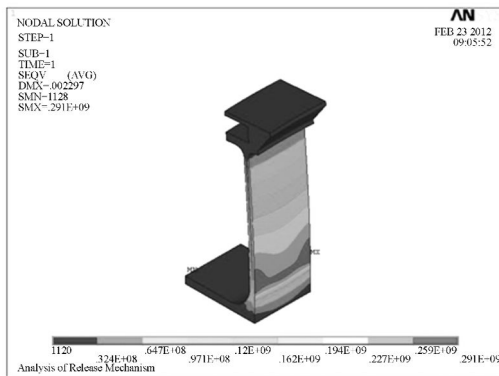


图 7 应力云图

Fig. 7 Stress nephogram

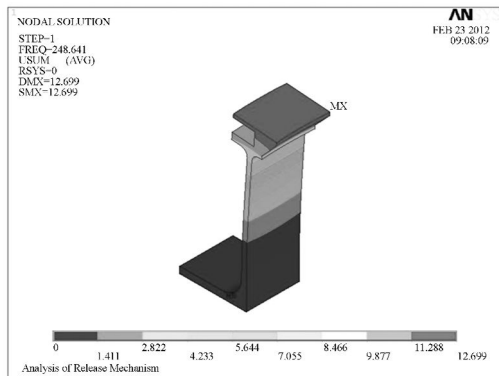


图 8 一阶模态

Fig. 8 The first modal

5 环境力学试验

根据优化设计结果加工的锁紧装置及其环境力学测试装置如图 9 所示。为了抑制发射主动段弹片与飞轮转子锁紧面间发生微动磨损^[12]和微动疲劳^[13],在优化后的弹片锁紧面内硫化粘接了一层厚度约为 2 mm 的真空氟橡胶。由于空间传动机构对传动部件可靠性要求较高,锁紧装置的

所有运动部件表面都进行了二硫化钼镀膜处理。为防止二硫化钼氧化和便于飞轮系统地面测试,对飞轮系统进行了密封处理。

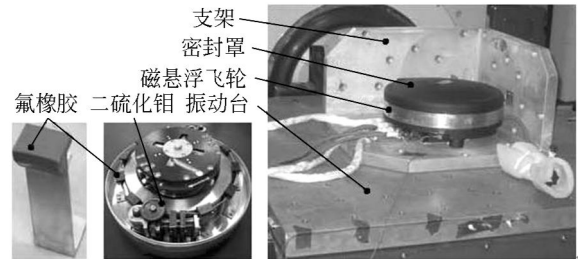


图 9 弹片与磁悬浮飞轮系统

Fig. 9 Elastic slice and magnetic bearing flywheel system

表 2 正弦扫频振动技术要求

Tab. 2 Test conditions of sine-swept vibration

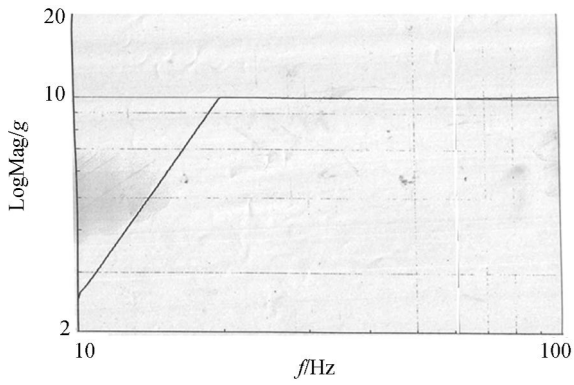
频率(Hz)	10~20	20~100
振动量级	6.25 mm	10 g
扫描速率	4 oct/min	

表 3 随机振动技术要求

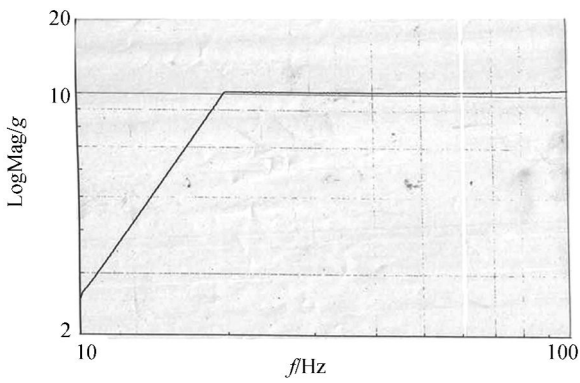
Tab. 3 Test conditions of random vibration

频率(Hz)	10~95	95~130	130~200	200~600	600~2 000
功率密度	6	0.45	-14.7	0.055 4	-15
	dB/oct	g ² /Hz	dB/oct	g ² /Hz	dB/oct
总均方根	8.5 g				
加速度					
加载时间	1 min				

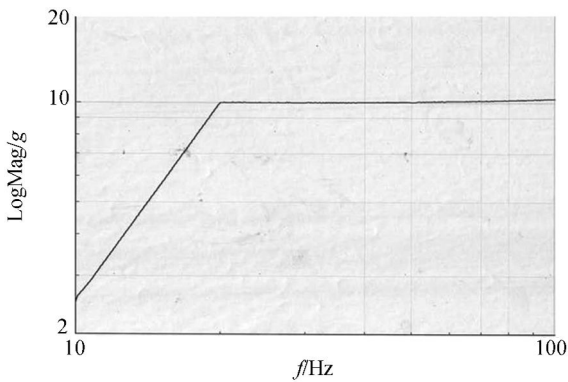
为检验锁紧装置在发射振动环境下对磁悬浮飞轮系统的保护效果,对锁紧后的飞轮系统进行了三轴正弦扫频振动和随机振动试验。试验条件如表 2 和表 3 所示,试验结果如图 10 和图 11 所示。由图 10 可以看出,扫频振动(10~100 Hz)过程中,飞轮系统响应非常平滑,即无共振发生,表明飞轮系统的一阶共振频率高于 100 Hz。图 11 表明随机振动(250~2 000 Hz)过程中,飞轮系统响应曲线存在明显波纹,表明飞轮系统一阶共振频率在 250 Hz 左右。随机振动响应曲线虽存在明显波纹,但超调量很小,即均方根加速度没有超过表 3 中的 8.5 g,由此可以肯定锁紧装置能够对飞轮系统进行较好的保护。



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



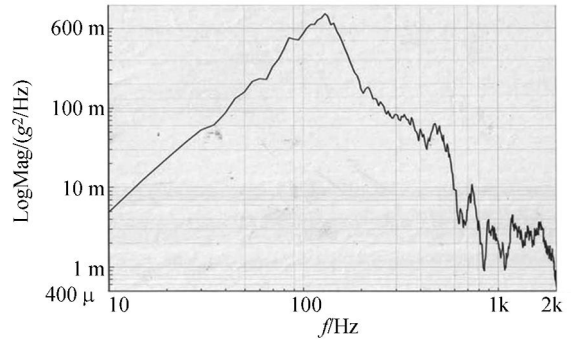
(b) Y 向测试结果
(b) Test result in Y direction



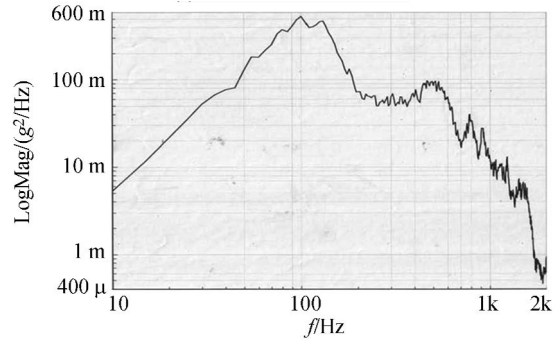
(c) Z 向测试结果
(c) Test result in Z direction

图 10 正弦扫频振动测试结果

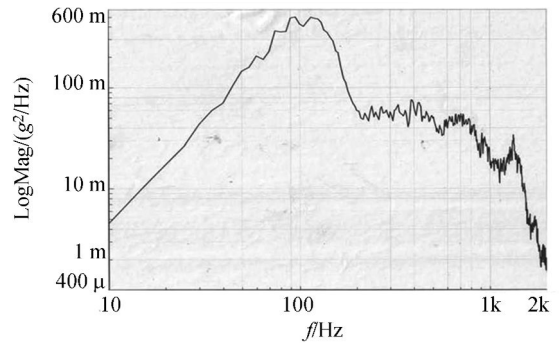
Fig. 10 Test results of sine-swept sine vibration



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



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



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

图 11 随机振动测试结果

Fig. 11 Test results of random vibration

6 结 论

本文提出了一种基于分立式弹片的可重复抱式锁紧装置,介绍了其结构及工作原理,分析了弹片关键部件对锁紧装置性能和飞轮姿控精度的影

响。通过将弹片等效为悬臂梁-质量块模型,对弹片进行了详细的静力学和动力学分析,并根据分析结果选取灵敏度较高的参数作为优化设计变量。在此基础上,以弹片解锁力和最大应力为静力学约束,以一阶共振频率为动力学约束,采用针对离散变量的全域遍数法内嵌连续变量的序列二次规划法对弹片质量进行了多学科优化设计,并

根据优化结果加工了一套锁紧装置。在满足结构强度、锁紧/解锁可靠性和一阶共振频率的前提下,弹片最终的总质量为 207 g,比最初的 477 g 减少了 56.6%。最后,为检验发射主动段锁紧装置对飞轮系统的保护效果,对其进行了正弦扫频振动和随机振动。力学试验结果表明,锁紧装置能够有效地保护飞轮系统。

参考文献:

- [1] GE X S, CHEN L Q. Attitude control of a rigid spacecraft with two momentum wheel actuators using genetic algorithm [J]. *Acta Astronautica*, 2004, 55: 3-8.
- [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] 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)
- [4] 刘强, 房建成, 韩邦成. 磁悬浮反作用飞轮磁轴承动反力分析及实验[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(7): 821-825.
- LIU Q, FANG J CH, HAN B CH. 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)
- [5] 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*, 2003: 1-8.
- [6] 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.
- [7] LIVET J L, BRETAUDEAU M. Temporary locking device for inertia wheel: USA, 4345485 [P]. 1982-08-24.
- [8] BEAU J F, GAUTHIER M. Kinetic wheel arrangement incorporating magnetic suspension provided with means for caging its rotor: USA, 4566740 [P]. 1986-01-28.
- [9] GAUTHIER M, ROLAND P J, VAILLANT H, *et al.*. An advance low-cost 2-axis active magnetic bearing flywheel [C]. *Proceeding of the Third European Space Mechanisms & Tribology Symposium, Madrid, Spain*, 1987: 177-182.
- [10] GUELIS H V D, JOLY J L. Device for temporarily locking a rotor onto a stator: USA, 4872357 [P]. 1989-10-10.
- [11] ALESHIN V, VAN DEN ABEELE K. Hertz-Mindlin problem for arbitrary oblique 2D loading: General solution by memory diagrams [J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 2012, 60: 14-36.
- [12] MO L J, ZHU M H, ZHENG J F, *et al.*. Study on rotational fretting wear of 7075 aluminum alloy [J]. *Tribology International*, 2010, 43: 912-917.
- [13] 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.
- [14] 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.*, 2006, 14(4): 2456-2464. (in Chinese)
- [15] 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)

- [16] 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)
- [17] SCHARFE M, ROSCHKE T, BINDL E, *et al.*. Design and development of a compact magnetic bearing momentum wheel for micro and small satellites [C]. *Proceedings Fifteenth Annual/USU Conference on Small Satellites*, No. SSC01-IX-1, AIAA, Utah, 2001: 1-9.
- [18] 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)
- [19] 乐韵, 房建成, 汤继强, 等. 磁悬浮反作用飞轮剩磁矩分析与补偿方法研究[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 881-890.
LE Y, FANG J CH, TANG J Q, *et al.*. Research on analysis and compensation method of remnant magnetic moment for magnetically suspended reaction flywheel [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(5): 881-890. (in Chinese)
- [20] 叶全红, 李红, 韩邦成. 基于 Isight 的磁悬浮反作用飞轮优化设计[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1619-1623.
YE Q H, LI H, HAN B CH. Optimization design of magnetic bearing reaction wheel rotor using iSIGHT software [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(6): 1619-1623. (in Chinese)
- [21] 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. Optimization design of magnetic suspended gyroscope rotor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(4): 662-666. (in Chinese)

作者简介:



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

导师简介:



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, 主要研究方向为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。E-mail: fangjiancheng@buaa.edu.cn