

文章编号 1004-924X(2014)09-2465-11

磁悬浮飞轮锁紧保护技术研究与发展现状

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:介绍了国内外常用的磁悬浮飞轮用一次性锁紧装置和可重复锁紧装置,分析了它们的结构和工作原理。综述了这些磁悬浮飞轮用锁紧装置的研究现状及其在卫星姿态控制系统中的应用。介绍了国外一次性内/外锁紧方案,结合各种方案结构示意图,给出了不同锁紧装置的适用场合。为克服一次性锁紧装置不可重复锁紧/解锁的缺点,论述了国内可重复锁紧装置的发展过程,重点分析了基于楔形块自锁的可重复内锁紧装置和可重复抱式外锁紧装置。展望了锁紧保护技术的未来发展方向,指出基于单执行机构的可重复内锁紧装置、高锁紧刚度、高阻尼可重复锁紧装置和锁紧保护效果评价方法是磁悬浮飞轮保护技术的研究重点。

关键词:磁悬浮飞轮;锁紧装置;姿态控制;磁轴承

中图分类号:V249.1;TH133.7 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142209.2465

Research and development status of locking protection technologies for magnetic bearing flywheels

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. Key Laboratory of Inertial Technology, 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: The common one-off locking devices and repeated locking devices at domestic and overseas for magnetic bearing flywheels are introduced and their structures and working principles are analyzed. The research status of locking protection devices for magnetic bearing flywheels and their applications in satellite attitude control systems are summarized. The foreign one-off inner and outer locking devices are introduced. Combining the scheme construction of locking devices, the application situations of different locking devices are presented. To remedy the defect of one-off locking device which can not repeat locking and releasing, the development of domestic repeated locking devices is

收稿日期:2013-10-21;修订日期:2013-12-02.

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)

reviewed. The repeated inner locking device based on self-locking of wedge and the repeated clamping locking device are emphatically analyzed. Finally, the developing prospect of locking protection technology is expected. It points out that the inner repeatable locking device based on single actuator, the repeatable locking device with high locking stiffness and damping, and the testing method to verify protection function will be primary research directions of locking protection technology for magnetic bearing flywheels.

Key words: magnetic bearing flywheel; locking device; attitude control; magnetic bearing

1 引言

动量交换系统可提供较高的姿态控制精度,被广泛应用于空间飞行器的姿态控制系统中。飞轮通过控制转子转速来改变角动量大小产生控制力矩,从而精确控制飞行器姿态^[1-2]。增加飞轮转速可提高偏置动量轮输出力矩的范围,但同时也会加速传统机械轴承磨损,降低飞轮系统寿命^[3]。对于工作在零转速附近的反作用飞轮,其转子转向频繁切换,转速频繁过零,机械轴承自身静摩擦力矩严重影响姿态控制精度^[4]。此外,轴承润滑还会引起黏滞力矩、扰动力矩、静摩擦等。因此,机械轴承支承的飞轮也是航天器姿态控制系统的扰动源之一。

磁悬浮飞轮采用磁轴承技术来消除机械轴承带来的摩擦磨损,克服了高速转子对姿态系统的振动干扰,提高了控制力矩的精度和稳定性,较好地改善了姿控系统总体性能,其力矩精度可达 10^{-5} Nm量级,比机械轴承高两个数量级^[5]。磁悬浮飞轮在转速方面的优势,使其既能用于反作用飞轮^[6],又能用于偏置动量轮^[7]进一步提高转速,还可用于姿控储能两用飞轮^[8]。对于五自由度全主动控制磁悬浮飞轮,还能作为大力矩偏置动量轮,瞬间输出大控制力矩^[9-10]。这些都是机械飞轮无法比拟的。

磁悬浮飞轮工作时,转子不是直接与定子进行刚性联接的,而是在一定的磁保护间隙内采用弹性支承。发射主动段卫星平台存在激烈的振动与冲击,磁轴承无法提供高支承刚度,因此必须采用额外的锁紧装置对飞轮系统进行保护,以避免其损坏^[11]。发射主动段需通过锁紧装置消除飞轮定、转子间隙,并对转子施加一定锁紧力;入轨后,还需解除原有锁紧关系,使转子处于自由状态便于悬浮。因此,锁紧装置同磁悬浮轴承、驱动电机一起被称为磁悬浮飞轮系统的 3 大核心

部件^[11-12]。

按锁紧/解锁次数,锁紧装置可分为一次性锁紧装置^[13-20]和可重复锁紧装置^[21-33]。根据锁紧装置在磁悬浮飞轮系统中所处位置,又可将其分为内锁紧方式^[13-14,21-28]和外锁紧方式^[15-20,29-33]。根据解锁方式,还可将其分为火工品爆炸式解锁^[13-17,20]、电磁解锁^[18-19,22-26]、记忆合金解锁^[27-28]、电机解锁^[21,29-33]等。微小飞轮(角动量 < 5 Nms)内部空间较小,通常采用外锁紧方案;大尺寸飞轮内部空间较大,既可采用内锁紧方案,也可采用外锁紧方案。到目前为止,所有锁紧装置都具有以下特征。

- (1)采用摩擦自锁保持锁紧;
- (2)依靠弹片、弹簧等弹性机构执行解锁;
- (3)全部或部分依靠弹性机构保持解锁;
- (4)绝大部分一次性锁紧装置采用火工品进行解锁。

一次性锁紧装置具有结构简单和可靠性高的优点,被广泛应用于早期卫星姿态控制系统^[12,16-20]。发射前,磁悬浮飞轮必须完成各种地面环境试验,需经常对其进行锁紧/解锁。此外,变轨工作时,为防止自由状态下的飞轮转子对姿控平台的干扰,也需将其锁紧。所以近期的研究工作主要集中在可重复锁紧技术。本文对迄今为止的众多锁紧方案进行解析,根据不同磁悬浮飞轮的结构方案,结合锁紧装置结构示意图对其工作原理进行阐述,并对锁紧保护技术发展进行展望,以供相关研究人员参考。

2 一次性锁紧装置

2.1 一次性内锁紧方案

锁紧装置是磁悬浮飞轮空间应用的先决条件,法、日、德、美、前苏联等发达国家在研究磁悬浮飞轮的同时,就已开始研究锁紧保护技术。许多早期航天产品都利用两个锥形轴承来约束活动

部件^[12]。发射前,通过拉紧金属带将活动部件压紧在锥形轴承锥面内,利用锥面对活动部件进行 6 个自由度约束。入轨后,利用火工品斩断金属带,在弹性机构作用下,锥形轴承离开活动部件实现解锁。在此基础上,法国宇航 SNIAS(Société Nationale d'Industrie Aérospatiale)公司^[13]于 1982 年研制了一种基于锥形保护轴承的磁悬浮飞轮一次性内锁紧装置,其结构如图 1 所示。发射前将楔形块塞入下锥面锁轴下端内孔,迫使下锥面锁轴向下运动,并将飞轮转子压紧在锥形保护轴承锥面内将其锁紧,同时通过导向杆将解锁拉簧拉伸。到达锁紧位置后,利用锁紧螺母固定导向杆,并依靠楔形块斜面摩擦进行自锁,保持锁紧状态。当需要对飞轮进行解锁时,利用火工品斩断导向杆,借助解锁拉簧的拉力将楔形块向右拉动,锥面锁轴依靠其内部弹性机构恢复至解锁位置,从而实现飞轮转子的解锁。

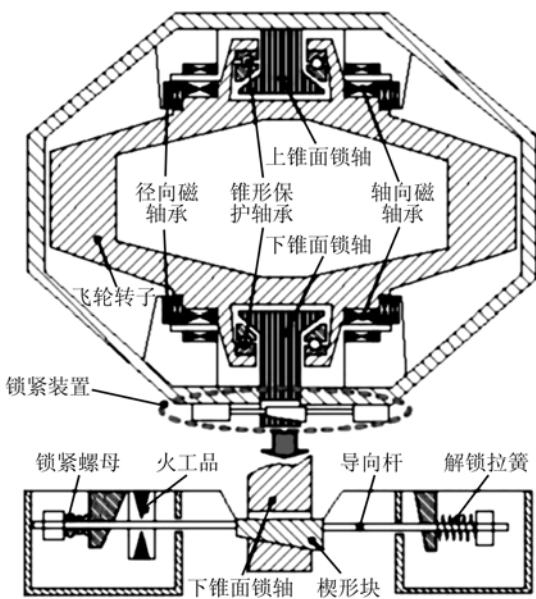


图 1 一次性锥面内锁紧方案

Fig. 1 One-off inner locking scheme based on conical bearing

借鉴文献[13]中摩擦自锁保持锁紧和火工品执行解锁的思想,法国宇航 SNIAS 公司研制了另一种基于丝杠-螺母的内锁紧装置^[14],其结构如图 2 所示。锁紧状态下,通过丝杠拧紧锁紧螺母压缩解锁压簧,同时将飞轮转子压紧在飞轮底座的锁紧台阶内。进入轨道后,利用火工品切割丝杠,解锁压簧依靠自身弹力将螺母推开,实现飞轮

的解锁。

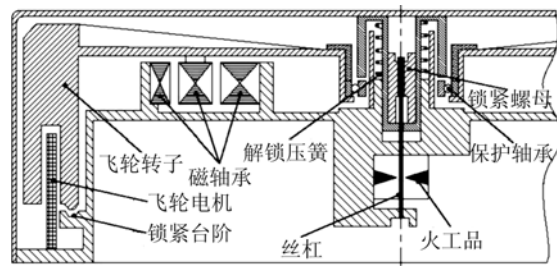


图 2 一次性丝杠-螺母内锁紧方案

Fig. 2 One-off inner locking scheme based on screw-nut

2.2 一次性外锁紧方案

文献[13-14]所研究的两种内锁紧装置,保护对象都为主被动磁悬浮飞轮,其主动控制方向保护间隙(约为 0.1 mm)远小于被动保护间隙(约为 1 mm)。为此,法国宇航 SNIAS 公司提出了一种可用于主被动磁悬浮飞轮和全主动磁悬浮飞轮的抱式外锁紧装置^[15],其结构如图 3 所示。该方案利用钢丝绳通过勒紧碳纤维弹片抱紧飞轮转子,将其锁紧。解锁时,通过火工品斩断钢丝绳,碳纤维弹片依靠自身回复力释放飞轮转子。为避免发射主动段碳纤维弹片与转子轮缘接触面内产生多余物,轮缘选用耐磨四氟乙烯材料。此外,文献[16]提出了一种类似的碳纤维弹片抱式外锁紧方案。

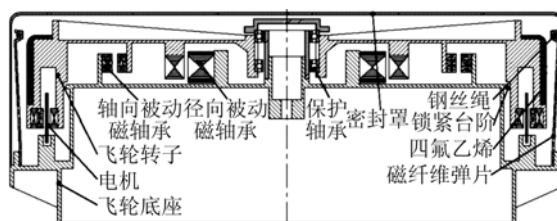
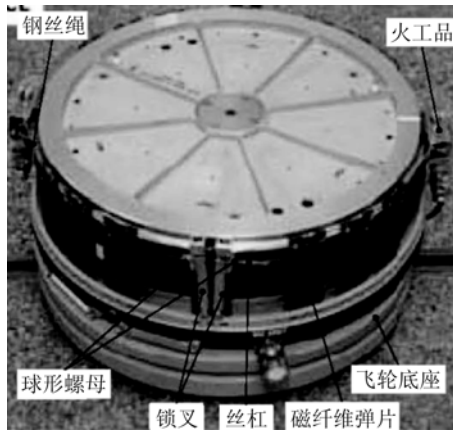


图 3 一次性碳纤维弹片锁紧方案

Fig. 3 One-off locking scheme based on carbon fiber bracket

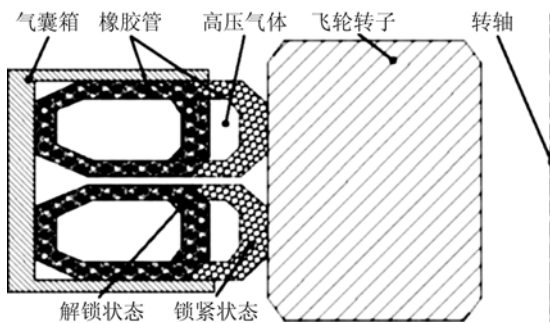
在文献[15-16]基础上,文献[17]研制了法国 SPOT-4 卫星用磁悬浮飞轮气动抱式外锁紧装置,如图 4(a)所示。该锁紧方案包含锁紧环子系统和管路子系统。锁紧环内安装 60 个相互联通的气囊,并通过碳纤维弹片将其安装在飞轮底座上。管路子系统主要用于控制气囊内气压大小,从而改变锁紧力的大小。执行锁紧时,钢丝绳勒

紧碳纤维弹片压缩气囊,将飞轮转子抱紧。执行解锁时,利用火工品斩断钢丝绳,受弯碳纤维弹片依靠自身回复力离开飞轮转子,将转子释放出去。此外,德国 Rockwell Collins Deutschland Gmbh 公司研制了另一种气动锁紧装置^[18-19],如图 4(b)所示。该装置通过对气囊箱内的橡胶管充入高压气体,使橡胶管挤压飞轮转子将其锁紧;利用电磁阀打开橡胶管阀门放气实现飞轮解锁。该气动锁紧方案,在发射前可在地面人为介入充/放气实现重复锁紧/解锁,入轨后只能进行一次解锁,属一次性锁紧装置。



(a) 法国 SPOT4 卫星用飞轮锁紧方案

(a) Flywheel locking scheme of France SPOT4 satellite



(b) 德国 Tedix 飞轮锁紧方案

(b) Flywheel locking scheme of Germany Tedix

图 4 一次性气动外锁紧方案

Fig. 4 One-off outer pneumatic locking schemes

由于碳纤维弹片采用热过盈方式安装在飞轮底座的环形槽内,不可多次拆卸,不便于地面装配调试。为此,日本航空宇宙技术研究所与三菱电机中央研究所合作,于 1985 年成功研制了一台基于可拆卸分离式弹片的立式锁紧装置(如图 5 所示),并将其应用于 1986 年 8 月发射的八号工作

机进行空间试验^[20]。

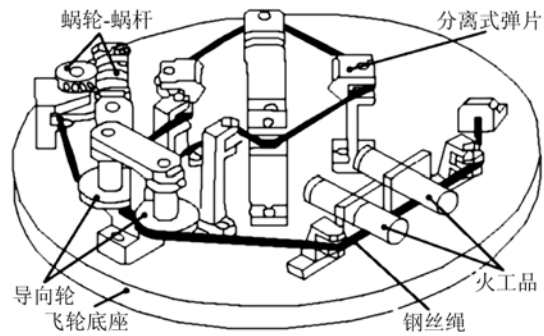


图 5 一次性分离式弹片锁紧方案

Fig. 5 One-off locking scheme based on separate bracket

执行锁紧时,利用蜗杆驱动蜗轮减速放大力矩,通过拉紧钢丝绳勒紧分离式弹片将飞轮转子锁紧。执行解锁时,利用火工品切割钢丝绳,弹片依靠自身回复力实现解锁。为减小飞轮系统体积,两家研究机构于 1986 年又合作研制了一款卧式锁紧装置,并将其应用于九号工作机。

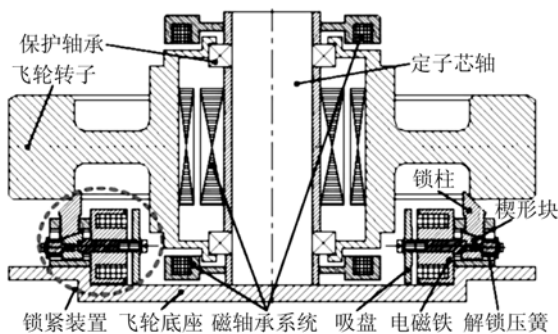
3 可重复锁紧装置

3.1 基于楔形块摩擦自锁可重复内锁紧装置

在地面各种环境测试实验和运输过程中,需经常对磁悬浮飞轮进行锁紧/解锁。为克服一次性锁紧装置不可重复锁紧/解锁的缺点,同济大学与上海航天局合作研制了一款基于电机执行机构和螺杆-螺母传动机构的内锁紧装置^[21]。该装置利用电机驱动螺杆,将螺母直接顶靠飞轮转子,从而实现锁紧。该方案中,发射振动使转子产生较大的惯性力,并通过螺杆直接传递至电机轴。若飞轮转子质量过大,会导致电机执行机构失效,从而降低了锁紧装置可靠性。

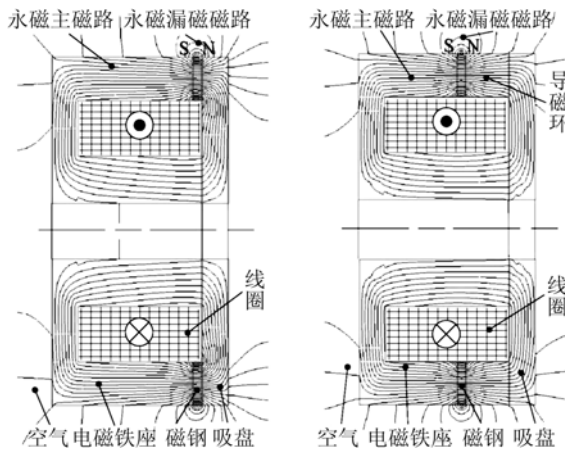
为避免可重复锁紧装置的执行机构直接承受飞轮转子惯性力,北京航空航天大学惯性技术重点实验室借鉴国外一次性锁紧装置^[13-16]中摩擦自锁保持锁紧的方法,提出了一种基于自锁原理的可重复电磁锁紧装置^[22-23],其结构如图 6(a)所示,对应的电磁铁如图 6(b)所示。通过控制电磁铁,使其电磁磁场与永磁磁场正/反向叠加,实现了飞轮的重复锁紧/解锁。所有可重复锁紧装置的工作过程均分为四步:执行锁紧/解锁和保持锁紧/解锁。如图 6(b)所示,执行锁紧时,线圈加载

正向锁紧电流,使电磁磁场与磁钢产生的永磁磁场正向叠加,产生磁力以吸引吸盘,用于克服解锁压簧弹力和机构摩擦力,并通过楔形块使锁柱顶靠飞轮转子,实现锁紧。到达锁紧位置后,利用楔形块与锁柱和电磁铁座间的双面摩擦保持锁紧状态。执行解锁时,线圈加载反向解锁电流,使电磁磁场与永磁磁场反向叠加,用于消除电磁铁座对吸盘的吸力,再利用解锁压簧弹力将吸盘推开,同时利用锁柱两端拉簧将吸盘拉离飞轮转子,实现解锁。到达解锁位置后,电磁铁断电,依靠解锁压簧的残余弹力保持解锁状态。



(a) 锁紧方案

(a) Locking Scheme



(b) 显式电磁铁

(c) 隐式电磁铁

(b) Explicit electromagnet (c) Implicit electromagnet

图 6 可重复电磁内锁紧方案

Fig. 6 Repeatable inner electromagnetic locking scheme

如图 6(b)所示,磁钢放置在电磁铁端部,由于锁紧位置的永磁漏磁磁场始终经过吸盘,即不会被电磁磁场抵消,故执行解锁时电磁铁座对吸盘产生较大残余吸力。当残余吸力大于解锁压簧弹力时,导致解锁失败。为消除锁紧状态下永磁漏磁对吸盘的吸力,文献[24-25]利用隐式电磁铁

取代文献[22-23]的显式电磁铁,将磁钢放置于电磁铁内部,使永磁漏磁磁路不经过吸盘,其结构如图 6(c)所示。此外,为进一步提高电磁锁紧方案执行解锁可靠性,文献[26]提出了一种具有强制解锁机构的可重复电磁锁紧装置。

借鉴文献[22-25]结构方案,北京航空航天大学能源与动力工程学院与中国空间技术研究院合作,研制了一种基于形状记忆合金执行机构的可重复内锁紧装置[27-28],其结构如图 7 所示。该装置利用形状记忆合金取代电磁铁执行机构,通过对形状记忆合金加热,使其受热伸缩,实现飞轮的重复锁紧/解锁。

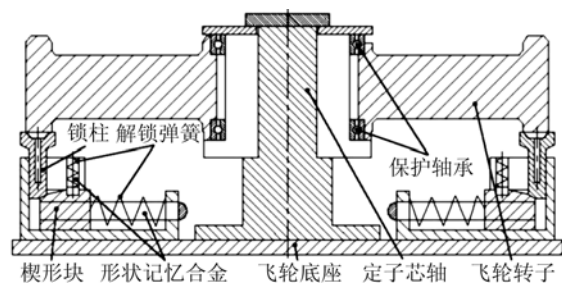


图 7 基于形状记忆合金的可重复内锁紧方案

Fig. 7 Repeatable inner locking scheme based on shape memory alloy

3.2 双面摩擦自锁

文献[22-25,27-28]都采用双面摩擦自锁保持锁紧,以减小执行机构(电磁铁和形状记忆合金)的体积,从而间接减小飞轮的体积重量。双面摩擦结构如图 8 所示。其中: F_{N1} 和 F_{N2} 为作用在楔形块上、下斜面的压力; α_1 和 α_2 为楔形块上、下斜面斜角; μ_1 和 μ_2 为楔形块上、下斜面的摩擦系数,对应的摩擦角分别为 φ_1 和 φ_2 。当实现自锁时, $F=0$, 且楔形块静止。将所有力投影至 F_{N2} 和 $\mu_2 F_{N2}$ 方向上可得:

$$\begin{cases} F_{N2} = F_{N1} \cos(\alpha_1 + \alpha_2) + \mu_1 F_{N1} \sin(\alpha_1 + \alpha_2) \\ F_{N1} \sin(\alpha_1 + \alpha_2) \leq \mu_1 F_{N1} \cos(\alpha_1 + \alpha_2) + \mu_2 F_{N2} \end{cases} \quad (1)$$

经简化得:

$$\tan(\alpha_1 + \alpha_2) \leq \frac{\mu_1 + \mu_2}{1 - \mu_1 \mu_2} = \tan(\varphi_1 + \varphi_2). \quad (2)$$

由式(2)可知,两斜面的斜角之和小于两摩擦角之和,即 $\alpha_1 + \alpha_2 \leq \varphi_1 + \varphi_2$ 。从图 6(a)和图 7 可以看出,楔形块的水平行程 δ 为执行机构的行程。

锁柱最大行程 L (解锁间隙) 可表示为:

$$L = \delta \tan(\alpha_1 + \alpha_2). \quad (3)$$

由式(3)可以看出, 解锁间隙 δ 一定时, 当且仅当 $\alpha_1 = 0$ 或 $\alpha_2 = 0$ 时, 楔形块水平运动行程最短, 即执行机构做功最小, 这有利于减小执行机构的体积和重量。因此, 采用双面摩擦自锁的楔形块都采用单边斜面。如图 6(a) 和图 7 所示, 为提高结构紧凑性和可靠性, 文献[22-25, 27-28]中楔形块都采用上端斜面下端水平结构。

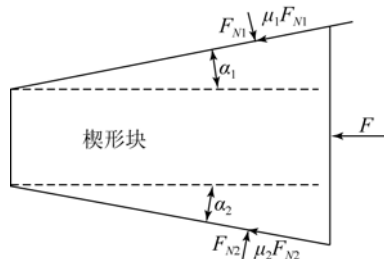


图 8 双面摩擦自锁示意图

Fig. 8 Schematic diagram of double-sided self-locking

3.3 可重复抱式外锁紧装置

上述可重复内锁紧方案在实际使用时, 通常在飞轮底座内沿圆周均匀安装三、四台锁紧装置, 即存在多个执行机构。因此, 执行锁紧/解锁过程中, 对各锁紧装置的同步性和一致性要求较高。解锁过程中, 任意一台锁紧装置发生故障, 都会导致解锁失败。

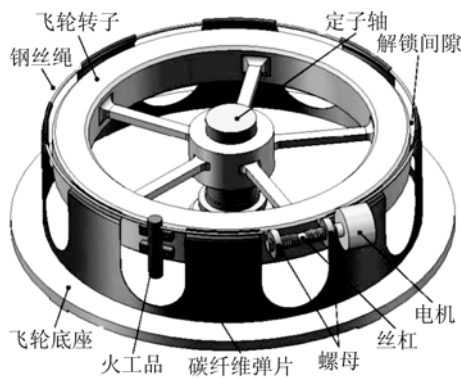


图 9 整体式碳纤维弹片抱式外锁紧方案

Fig. 9 Repeatable clamping outer locking scheme based on integral carbon fiber bracket

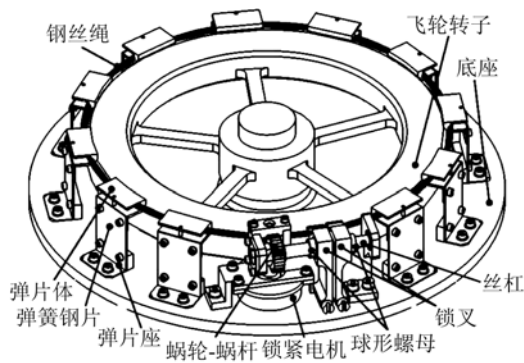
为减少锁紧装置中执行机构的数量, 以增加执行锁紧/解锁的可靠性, 德国 Dresden 工业大学研制了一种基于单台电机执行机构和弹片释放机

构的可重复抱式外锁紧装置^[29-30]。该装置利用电机驱动钢丝绳抱紧/释放飞轮转子, 以实现飞轮重复锁紧/解锁。在此基础上, 文献[31]综合一次性碳纤维抱式锁紧装置^[15-17], 提出了一种基于电机执行机构和碳纤维弹片抱紧机构的可重复抱式外锁紧装置, 其结构如图 9 所示。该装置利用电机执行机构驱动丝杠进行正/反转, 带动固联于钢丝绳两端旋向相反的两螺母相向/背离运动, 通过收紧/释放碳纤维弹片来抱紧/释放飞轮转子, 从而实现飞轮的重复锁紧/解锁。

为便于飞轮调试装配, 借鉴一次性分离式弹片锁紧装置^[20], 文献[32]提出了一种基于分离式弹簧钢片的锁紧装置。该装置利用分离式弹簧钢片替代文献[31]中整体式碳纤维弹片, 如图 10(a) 所示。利用锁紧电机驱动蜗轮-蜗杆放大力矩, 从而带动丝杠进行正/反转, 使钢丝绳两端旋向相反的两球形螺母相向/背离运动来抱紧/释放转子, 从而实现飞轮的重复锁紧/解锁。该方案采用了三段式弹片, 上端为参与锁紧的弹片体, 中部为具有较好弹性的 65Mn (属软磁材料) 弹簧钢片, 下端为固定弹片的弹片座。弹簧钢片通过 4 个螺钉与弹片体和弹片座联接, 增加了锁紧装置的复杂性, 降低了整机可靠性。

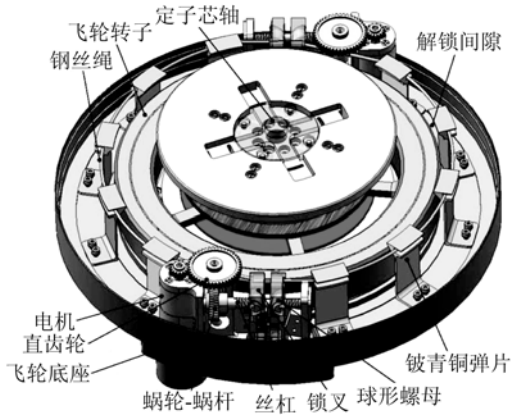
为减少分离式弹片锁紧方案螺钉的使用数量, 北京航空航天大学惯性技术重点实验室研制了一种基于整体式弹片的锁紧方案^[33], 并将其成功搭载在某实验卫星上, 进行国内首次在轨实验验证, 其结构如图 10(b) 所示。为尽量避免使用硬磁材料 (永磁体) 和软磁材料 (易磁化), 降低飞轮系统产生的剩磁矩, 减小地球磁场对卫星平台的干扰, 整体式弹片选用具有较好弹性的无磁铍青铜 QBe2 材料。发射主动段, 锁紧装置不可能完全约束飞轮转子, 因此定、转子在锁紧面内存在相对往复运动, 且运动幅值小于飞轮系统磁保护间隙 $200 \sim 250 \mu\text{m}$, 也一定小于微动临界值 $300 \mu\text{m}$, 即锁紧面内一定存在微动^[34-35]。若保护效果不佳, 锁紧面内就会发生微动磨损和微动疲劳, 前者产生的多余物会污染飞轮的工作环境, 后者伴有裂纹产生, 降低了飞轮使用寿命。文献[35-36]分别对图 10(b) 锁紧方案的平面锁紧副和斜面锁紧副的微动行为进行了研究。为避免弹片体与飞轮轮缘组成的斜面锁紧副处发生 Hertz 接触^[37], 在两者间垫入一厚度为 2 mm 的 FX-4

真空氟橡胶,以增加锁紧接触的弹性变形范围,使微动发生在部分滑移区内,从而避免了微动损伤的发生。文献[35]通过增加钢丝绳张力,加大对飞轮转子的约束,减小定、转子间在平面锁紧副处的相对微动位移,使微动处于部分滑移区内,从而避免切向微动损伤的发生,同时改善平面接触副的材料性能,使两接触体性能相近或相同,以避免径向微动损伤发生。两者共同作用,避免了平面锁紧副处的微动损伤。



(a)三段式弹片

(b) Three-stage bracket



(b)整体式铍青铜弹片

(b) Integral beryllium copper bracket

图 10 分离式弹片抱式外锁紧方案

Fig. 10 Repeatably clamping outer locking scheme based on separate bracket

4 锁紧保护技术未来展望

锁紧装置发展迄今,国内外研究人员提出了诸多结构方案,从单自由度一次性锁紧结构,发展到多自由度(五自由度)可重复锁紧结构。就锁紧装置未来发展而言,可归纳为以下三个方面:

4.1 单执行机构的可重复内锁紧装置

外锁紧方案中,锁紧装置放置于飞轮转子径向外侧,这增加了飞轮整机体积重量。相比之下,内锁紧方案的结构更紧凑,在体积重量方面更具优势。前文所述可重复内锁紧方案^[22-28]都包含多个执行机构,其对各锁紧装置的同步性和一致性要求较高,导致整机的可靠性相对较低。所以单执行机构的内锁紧方式是未来发展方向。文献[38]提出了一种基于单电机执行机构的可重复内锁紧装置,其结构如图 11 所示。

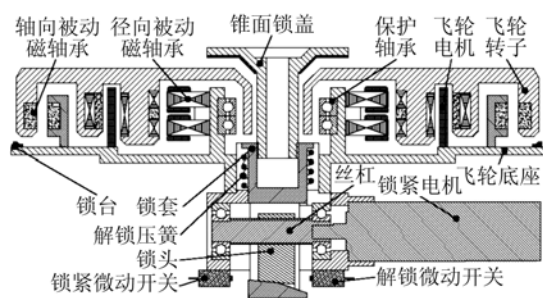


图 11 单执行机构的可重复内锁紧方案

Fig. 11 Repeatably inner locking scheme of single actuator

执行锁紧时,利用锁紧电机驱动丝杠带动锁头向左移动,迫使锁套向下运动,并压缩解锁压簧,同时带动固联于锁套内的锥面锁盖将飞轮转子压紧在飞轮底座的锁台内。当锁紧微动开关检测到锁紧状态时,电机断电,此时依靠锁头与锁套间斜面摩擦自锁保持锁紧。执行解锁时,电机反转,各部件反向运动,同时锥面锁盖依靠解锁压簧的弹力将飞轮转子顶开。当解锁微动开关检测到解锁状态时,电机断电,依靠解锁压簧残余弹力保持解锁状态。由于采用了单电机执行机构,避免了多个执行机构的性能差异和动作异步,因此提高了锁紧装置的可靠性。

4.2 高锁紧刚度高阻尼的可重复锁紧装置

目前文献所报道的锁紧装置保护对象都为小型磁悬浮飞轮,其重量较轻,均小于 10 kg,故发射振动引起的转子惯性力偏小,现有小锁紧刚度(单位惯性力作用下的变形量)的锁紧装置能够承受转子惯性力的冲击。而对于大卫星用磁悬浮飞轮和空间站用大型磁悬浮控制力矩陀螺高速转子^[39-40],现有的小锁紧刚度的锁紧装置会由于无法承受其巨大的惯性力而导致转子振动位移超过

磁保护间隙,致使定、转子间发生激烈的碰撞冲击。此外,由发射振动引起的磁悬浮转子巨大的动能若不能及时被吸收,其自身动能就会积累放大,最终导致振动更大,致使锁紧保护失败。所以,未来大型磁悬浮转子必需发展大刚度大阻尼的锁紧装置。

文献[41]介绍了一种杠杆式可重复锁紧装置,它利用电机驱动丝杠,带动钢丝绳两端的螺母抱紧杠杆下端将飞轮转子锁紧,其结构如图 12 所示。由于采用了杠杆机构参与锁紧,锁紧装置具有较大的锁紧刚度,但其锁紧面内的接触阻尼过小,导致锁紧表面损伤严重。因此还需提高其阻尼,以吸收发射振动引起的动能。

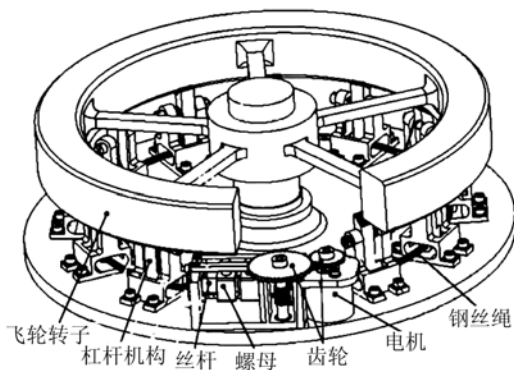


图 12 高锁紧刚度高阻尼可重复锁紧方案

Fig. 12 Repeatable locking scheme with high locking stiffness and high damping

4.3 锁紧保护效果的评价方法

通常采用环境力学试验模拟卫星发射振动工

况,检验锁紧装置对磁悬浮飞轮系统的保护效果。文献[23-25,33,35-36]从不同方面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价准则。锁紧装置主要用于发射主动段对磁悬浮飞轮系统进行保护,要求飞轮系统性能和锁紧装置性能在环境力学试验前后没有明显改变。其次,火箭发动机存在一定范围(10~2 kHz)的振动冲击载荷,要求锁紧状态下的飞轮结构具有较高的一阶共振频率,以避免飞轮结构出现共振影响卫星平台。最后,发射主动段,锁紧装置必须消除飞轮定、转子间的间隙,避免锁紧面损伤和多余物的产生。所以,下一步研究工作应从飞轮整机性能、宏观振动响应和微观损伤三方面对锁紧保护效果的评价方法进行研究。

5 结 论

本文对迄今为止出现的磁悬浮飞轮用一次性锁紧装置和可重复锁紧装置进行了阐述,分析了其结构和工作原理。按锁紧装置的发展过程,对其进行了详细论述,并展望了锁紧保护技术的未来发展方向。考虑到磁悬浮飞轮整机体积重量的限制,认为基于单执行机构的小体积内锁紧装置更具有优势;而高锁紧刚度高阻尼锁紧装置是未来我国空间站用大型磁悬浮控制力矩陀螺所必需攻克的关键技术。此外,锁紧装置对磁悬浮飞轮系统保护效果的评价方法,也是未来一个重要研究方向。

参考文献:

- [1] SHANKAR N S, NAIR P S, GHOSAL A. Dynamic interaction of rotating momentum wheels with spacecraft elements [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2008, 315:970-984.
- [2] AGRAWAL S K, PATHAK K, FRANCH J, et al.. A differentially flat open-chain space robot with arbitrarily oriented joint axes and two momentum wheels at the base [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(9): 2185-2191.
- [3] 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.
- [4] CHOU M C, LIAW C M. Dynamic control and diagnostic friction estimation for an SPMSM-driven satellite reaction wheel [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2011, 58(10):4693-4707.
- [5] 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.
- [6] 吴一辉,高庆嘉,白越,等.反作用飞轮驱动电机的电磁设计[J].*光学精密工程*,2010,18(6):1319-1325.
- WU Y H, GAO Q J, BAI Y, et al.. Electromagnetic design of driving motors in reaction

- wheels [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(6): 1319-1325. (in Chinese)
- [7] ZHOU W Y, LI D X. Design and analysis of an intelligent vibration isolation platform for reaction/momentum wheels assemblies [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2012, 331:2984-3005.
- [8] 白越, 杨作起, 黎海文, 等. 储能/姿控一体化飞轮能耗试验研究[J]. *光学精密工程*, 2007, 15(2): 243-247.
- BAI Y, YANG Z Q, LI H W, *et al.*. Experimental study on power loss of integrated energy storage and attitude control flywheel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(2):243-247. (in Chinese)
- [9] 汤继强, 韩雪飞, 刘强. 微框架效应磁悬浮飞轮转子轮缘优化设计[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(9):1991-1998.
- TANG J Q, HAN X F, LIU Q. Optimal design of rotor rim for magnetically suspended flywheel with vernier gimbaling capacity [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(9):1991-1998. (in Chinese)
- [10] TANG J Q, SUN J J, FANG J CH, *et al.*. Low eddy axial hybrid magnetic bearing with gimbaling control ability for momentum flywheel [J]. *Journal of Magnetism and Magnetic Materials*, 2013, 329:153-164.
- [11] 刘强. 磁悬浮飞轮用新型可重复锁紧机构技术实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2013.
- LIU Q. *Experiment research on novel repeated locking device technology for magnetically suspended flywheel* [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [12] PENTLICKI C J, POUBEAU P. Magnetic bearing momentum wheel [C]. *AIAA/CASI 6th Communications Satellite Systems Conference*, Montreal, Canada, 1976.
- [13] LIVET J L, BRETAUDEAU M. Temporary locking device for inertia wheel, USA: 4345485 [P]. 1982-08-24.
- [14] BEAU J F, GAUTHIER M. Kinetic wheel arrangement incorporating magnetic suspension provided with means for caging its rotor, USA: 4566740 [P]. 1986-01-28.
- [15] GUELI H V D, JOLY J L. Device for temporarily locking a rotor onto a stator; USA, 4872357 [P]. 1989-10-10.
- [16] GAUTHIER M, ROLAND H, VAILLANT P J, *et al.*. An advanced low-cost 2-axis active magnetic bearing wheel [C]. *Proceedings of the 3rd European Space Mechanisms & Tribology Symposium, Madrid, Spain*, 1987:177-182.
- [17] 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.
- [18] ECKARDT T. The low noise momentum wheel MW-X:EM design and predicted properties [C]. *The 5th European Space Mechanism and Tribology Symposium, ESTEC, Netherlands*, 1992:28-30.
- [19] GERLACH B, EHINGER H M, SEILER R, *et al.*. Digital controller for a gimbaling magnetic bearing reaction wheel [C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California*, 2005:1-6.
- [20] 金永德. 日本的磁悬浮飞轮技术[R]. 航天出国考察技术报告, 1991, (1):138-149.
- JIN Y D. Magnetic bearing flywheel technology in Japan [R]. *The Technical Paper of Astronautics Abroad Review*, 1991, (1):138-149. (in Chinese)
- [21] 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)
- [22] 韩邦成, 房建成, 刘强, 等. 一种可重复锁紧装置, 中国:200810119968.0 [P].
- HAN B CH, FANG J CH, LIU Q, *et al.*. Repeatable locking device, China: 200810119968.0 [P]. (in Chinese)
- [23] 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)
- [24] 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)
- [25] LIU Q, FAN J CH, HAN B CH. Novel electro-magnetic repeated launch locking/unlocking device (RLLUD) based on self-locking for magnetic bearing flywheel [J]. *Sensors and Actuators A*, 2012, 175:116-126.
- [26] 汤继强, 房建成, 刘刚, 等. 一种具有可重复和应急强制解锁功能的锁紧机构, 中国:200910093154.9 [P].
TANG J Q, FANG J CH, LIU G, *et al.*. Locking mechanism with repeatable and emergent compulsive unlocking function, China: 200910093154.9 [P]. (in Chinese)
- [27] 张小勇, 闫晓军, 杨巧龙. 形状记忆合金花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)
- [28] 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)
- [29] SCHARFE M, ROSCHKE T, BINDL E, *et al.*. Design and development of a compact magnetic bearing momentum wheel for micro and small satellite [C]. *Proceedings of the 15th Annual/USU Conference on Small Satellite*, Utah, 2001: 1-9.
- [30] SCHARFE M, ROSCHKE T, BINDL E, *et al.*. The challenges of miniaturization for a magnetic bearing wheel [C]. *Proceedings of the 9th European Space Mechanisms & Tribology Symposium*, Liege, Belgium, 2001:17-24.
- [31] 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)
- [32] 房建成, 刘强, 白国长, 等. 一种磁悬浮飞轮用可重复锁紧装置, 中国: 200910093150.0 [P].
FANG J CH, LIU Q, BAI G CH, *et al.*. Repeatable locking device for magnetically suspended flywheel, China: 200910093150.0 [P]. (in Chinese)
- [33] 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)
- [34] ZHENG J F, YANG S, SHEN M X, *et al.*. Study on rotational fretting wear under a ball-on-concave contact configuration [J]. *Wear*, 2011, 271:1552-1562.
- [35] 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)
- [36] 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)
- [37] ALESHIN V, VAN D A 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.
- [38] 白国长, 赵江铭, 任天平, 等. 一种磁悬浮飞轮用可重复锁紧装置, 中国: 201210338347.8 [P].
BAI G CH, ZHAO J M, REN T P, *et al.*. Repeatable locking device for magnetically levitated flywheel, China: 201210338347.8 [P]. (in Chinese)
- [39] FANG J CH, REN Y. Decoupling control of magnetically suspended rotor system in control moment gyros based on an inverse system method [J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*,

2012, 17(6):1133-1144.

- [40] FANG J CH, ZHENG S Q, HAN B CH. AMB vibration control for structural resonance of double-gimbal control moment gyro with high-speed magnetically suspended rotor [J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2013, 18 (1):32-43.

- [41] 房建成, 刘强, 白国长, 等. 一种磁悬浮飞轮用杠杆式可重复锁紧装置, 中国: 201010117577. 2 [P].

FANG J CH, LIU Q, BAI G CH, *et al.*. Lever-type repeatable locking device for magnetically suspended flywheel, China: 201010117577. 2 [P]. (in Chinese)

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研究。E-mail: liuqiangbuaa@163.com

(版权所有 未经许可 不得转载)